

## СОДЕРЖАНИЕ

### ГЛАВНЫЙ РЕДАКТОР

**С.К. Крикалёв**

### РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

**Б.И. Крючков** –  
заместитель  
главного редактора,

**А.В. Кальмин** –  
ответственный секретарь,

**Ю.М. Батулин,**

**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,**

**Р.Р. Каспранский,**

**О.Д. Кононенко,**

**А.А. Курицын,**

**Г.Д. Орешкин,**

**В.И. Почуев,**

**В.Н. Саев,**

**Ю.Б. Сосюрка,**

**И.Г. Сохин,**

**М.Л. Титова,**

**М.М. Харламов,**

**В.М. Усов,**

**В.И. Ярополов.**

### ИТОГИ ПОЛЕТОВ ЭКИПАЖЕЙ МКС .....4

Основные результаты подготовки и деятельности экипажа МКС-35/36 при выполнении программы космического полета. *П.В. Виноградов, А.А. Мисуркин* .....4

Медицинское обеспечение полета экипажа МКС-35/36 (экспресс-анализ). *В.В. Богомолов, В.И. Почуев, И.В. Алферова* .....17

### ТЕОРИЯ И ПРАКТИКА ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ В КОСМОС ....29

Открытый конкурс по отбору кандидатов в космонавты в Российской Федерации в 2012 году. *С.К. Крикалёв, Б.И. Крючков, М.М. Харламов, О.В. Котов, С.А. Волков, А.И. Борисенко, В.И. Почуев, В.П. Матвеев, Л.В. Войтулевич, В.А. Рень, И.Г. Сохин, И.В. Корешев, О.О. Рюмин, В.Ю. Самарцев, В.Г. Назин, С.С. Троицкий* .....29

Анализ влияния времени запуска транспортного корабля на обеспечение условия компланарности орбит транспортного корабля и станции при их встрече. *В.Г. Корзун, А.А. Митина, А.Т. Митин, Р.Ф. Муртазин* .....41

Исследование характеристик лазерного ракетного двигателя на основе непрерывного оптического разряда. *А.Р. Бикмучев, А.Г. Саттаров* .....51

Обоснование понятийного аппарата и состава эмпирических данных для определения области применения антропоморфных роботов в пилотируемой космонавтике. *А.Н. Супотницкий* .....72

ДИСКУССИИ.....	87
Что погубило «Фобос-Грунт»? Влияние плазмы на космические аппараты. <i>Ю.В. Кубарев</i> .....	87
ИСТОРИЯ. СОБЫТИЯ. ЛЮДИ .....	111
Начало сотрудничества России и США в области внекорабельной деятельности (к 20-летию совместной рабочей группы ВКД в программе МКС). <i>О.С. Цыганков</i> .....	111
Наш Юрий Гагарин .....	119
Объединенному мемориальному музею Ю.А. Гагарина – 25 лет .....	123
Первая стыковка пилотируемых космических кораблей .....	124
НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ РАЗДЕЛ .....	125
Решение 10-й Международной научно-практической конференции «Пилотируемые полеты в космос» .....	125
Информация для авторов и читателей .....	132

## CONTENTS

RESULTS OF THE ISS CREW MISSIONS .....	4
Main Results of the ISS-35/36 Expedition Training and Activity When Carrying out the Mission Plan. <i>P.V. Vinogradov, A.A. Misurkin</i> .....	4
Express Analysis of Medical Support of the ISS-35/36 Crew Members. <i>V.V. Bogomolov, V.I. Pochuev, I.V. Alferova</i> .....	17
THEORY AND PRACTICE OF HUMAN SPACE FLIGHTS .....	29
Open Cosmonaut Candidate Selection Campaign in the Russian Federation in 2012. <i>S.K. Krikalev, B.I. Kryuchkov, M.M. Kharlamov, O.V. Kotov, S.A. Volkov, A.I. Borisenko, V.I. Pochuev, V.P. Matveev, L.V. Voytulevich, V.A. Ren, I.G. Sokhin, I.V. Koreshev, O.O. Ryumin, V.Yu. Samartsev, V.G. Nazin, S.S. Troitsky</i> .....	29
Analysis of the Impact of the Time of Launching Transport Spacecraft to Ensure the Coplanarity of the Orbits of Spacecraft and the Space Station When Approaching. <i>V.G. Korzun, A.A. Mitina, A.T. Mitin, R.F. Murtazin</i> .....	41
Investigation of Characteristics of a Laser Rocket Engine Based on Continuous Optical Discharge. <i>A.P. Bikmuchev, A.G. Sattarov</i> .....	51
Rationale of the Conceptual Apparatus and Empirical Data Content to Determine the Field of Use of Anthropomorphic Robots in Manned Spaceflight. <i>A.N. Supotnitsky</i> .....	72
DISCUSSIONS .....	87
What Has Ruined “Phobos-Grunt”? Impact of Plasma on Space Vehicles. <i>Yu.V. Kubarev</i> .....	87
HISTORY. EVENTS. PEOPLE .....	111
Russian-us Cooperation in Extravehicular Activity (20 Years of the Eva Joint Working Group on the ISS Program). <i>O.S. Tsygankov</i> .....	111
Our Yury Gagarin .....	119
25 Years of the Joint Memorial Museum of Yury Gagarin .....	123
The First Docking of Manned Space Vehicles .....	124
SCIENTIFIC-INFORMATION SECTION .....	125
Resolution of the 10 <sup>th</sup> Scientific and Practical Conference “Manned Spaceflight” .....	125
Information for Authors and Readers .....	132

# ИТОГИ ПОЛЕТОВ ЭКИПАЖЕЙ МКС

## RESULTS OF THE ISS CREW MISSIONS

УДК 629.78.007

### ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ПОДГОТОВКИ И ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЭКИПАЖА МКС-35/36 ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРОГРАММЫ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА П.В. Виноградов, А.А. Мисуркин

Герой Российской Федерации, летчик-космонавт РФ П.В. Виноградов (РКК «Энергия»);  
Космонавт-испытатель А.А. Мисуркин (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

Рассматриваются результаты деятельности экипажа МКС-35/36 на борту транспортно-пилотируемого корабля (ТПК) «Союз ТМА-08М» 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-35/36 Expedition Training and Activity When Carrying out the Mission Plan. P.V. Vinogradov, A.A. Misurkin**

The paper considers results of the ISS-35/36 expedition's activity aboard the «Soyuz-TMA-08M» transport spacecraft and ISS. Also, it presents the comparative analysis and estimation of the crew's contribution to the general ISS flight program. Particular attention is paid to implementation of scientific applied research and experiments aboard the station. Remarks and suggestions to improve the ISS Russian Segment are given.

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

#### **Состав экипажа и основные результаты полета**

Основной экипаж длительной экспедиции МКС-35/36 в составе (рис. 1):

Виноградов Павел Владимирович	командир ТПК «Союз ТМА-08М», бортинженер МКС-35, командир экспедиции МКС-36 (Роскосмос, Россия)
Мисуркин Александр Александрович	бортинженер ТПК «Союз ТМА-08М» бортинженер МКС-35/36, (Роскосмос, Россия)
Кэссиди Кристофер Джон	бортинженер-2 ТПК «Союз ТМА-08М» бортинженер МКС-35/36 (НАСА, США)

выполнил космический полет длительностью 166 суток с 29 марта 2013 года по 11 сентября 2013 года. Позывной экипажа ТПК «Союз ТМА-08М» – «Карат».



Рис. 1. Экипаж экспедиций МКС-35/36

### Опыт полетов членов экипажа

Виноградов Павел Владимирович в отряде космонавтов с 1992 года. До назначения в экипаж выполнил два космических полета длительностью 380 суток.

Мисуркин Александр Александрович в отряде космонавтов с 2007 года. До назначения в экипаж опыта космических полетов не имел.

Кэссиди Кристофер Джон в отряде астронавтов НАСА с 2004 года. До назначения в экипаж имел опыт одного космического полета длительностью 16 суток в качестве пилота шаттла Endeavour STS-127.

### Основные итоги полета

Старт транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА-08М» был произведен 29 марта 2013 года с космодрома Байконур (Казахстан).

Параметры орбиты выведения: период  $T = 88,74$  мин, наклонение  $i = 51,68$  град., высота  $h \times H = 200,76$  км  $\times$  246,76 км.

В космическом полете выполнены следующие работы:

– доставка экипажа экспедиции МКС-35/36 на борт МКС, завершившаяся стыковкой 29 марта 2013 года ТПК «Союз ТМА-08М» в автоматическом режиме с МКС к стыковочному узлу (+Y) модуля МИМ2;  $T_{\text{КАСАНИЯ}} = 06:28:30$  ДМВ. Следует отметить, что сближение транспортного пилотируемого корабля впервые осуществлено с использованием четырехвитковой схемы, в результате которой продолжительность автономного полета корабля до стыковки с МКС составила менее 6 ч;

– научные исследования и эксперименты в соответствии с программой НПИиЭ;

– техническое обслуживание бортовых систем, дооснащение, ремонтно-восстановительные работы, проведение телевизионных репортажей, видео- и фотосъемок;

- расстыковка ТГК «Прогресс М-17М» от АО СМ произведена 15 апреля 2013 года. Время физической расстыковки – 15:02 ДМВ;
- выход в открытый космос ВКД-32 осуществлен 19 апреля 2013 года продолжительностью 6 ч 37 мин;
- стыковка ТГК «Прогресс М-19М» к АО СМ выполнена 26 апреля 2013 года ( $T_{М.З.} = 15:25$  ДМВ). После выведения корабля на орбиту не раскрылась антенна 2АСФ-1-М-ВКА № 2;
- расстыковка ТПК «Союз ТМА-07М» от стыковочного узла модуля МИМ1 произведена 14 мая 2013 года. Время расстыковки – 02:07:56 ДМВ, время посадки – 05:31:22 ДМВ;
- стыковка ТПК «Союз ТМА-09М» с МКС к стыковочному узлу (-Y) модуля МИМ1 осуществлена 29 мая 2013 года;  $T_{СЦЕПКИ} = 05:10:30$  ДМВ;
- расстыковка ТГК «Прогресс М-19М» от АО СМ выполнена 11 июня 2013 года. Время физической расстыковки – 16:58 ДМВ;
- сближение европейского грузового корабля ATV-4 «Альберт Эйнштейн» с МКС, зависание в точках циклограммы сближения, стыковка к АО СМ в автоматическом режиме произведена 15 июня 2013 года ( $T_{М.З.} = 17:07$  ДМВ);
- выход в космос ВКД-33 осуществлен 24 июня 2013 года из стыковочного отсека СО1, продолжительность выхода – 6 ч 35 мин. Выход совершили космонавты Ф. Юрчихин и А. Мисуркин;
- расстыковка ТГК «Прогресс М-18М» от стыковочного отсека СО1 выполнена 25 июля 2013 года (время фактической расстыковки 23:43:48 ДМВ);
- стыковка ТГК «Прогресс М-20М» к стыковочному узлу СО1 осуществлена 28 июля 2013 года ( $T_{М.З.} = 05:26:10$  ДМВ);
- сближение японского автоматического грузового корабля HTV-4 с МКС, захват манипулятором станции, перемещение и установка корабля к надирной части модуля Node 2 АС МКС выполнены 9 августа 2013 года ( $T_{Окончания\ затяжки\ болтов\ СВМ} = 19:40$  ДМВ);
- выход в космос ВКД-34 выполнен 16 августа 2013 года из стыковочного отсека СО1, продолжительность выхода – 7 ч 29 мин. Выход совершили космонавты Ф. Юрчихин и А. Мисуркин;
- выход в космос ВКД-35 осуществлен 22 августа 2013 года из стыковочного отсека СО1, продолжительность выхода – 5 ч 58 мин. Выход совершили космонавты Ф. Юрчихин и А. Мисуркин;
- расстыковка японского грузового корабля HTV-4 от МКС произведена 4 сентября 2013 года (время отделения от манипулятора станции – 19:19 ДМВ);
- возвращение экипажа экспедиций МКС-35 и МКС-36 на Землю, расстыковка ТПК «Союз ТМА-08М» от МИМ2 выполнена 11 сентября 2013 года. Время расстыковки – 03:35:28 ДМВ, время посадки – 06:58:30 ДМВ.

### Основные задачи подготовки экипажа к полету

Подготовка к полету основного экипажа МКС-35/36 в составе командира ТПК «Союз ТМА-08М» Виноградова Павла Владимировича, бортинженера Мисуркина Александра Александровича и бортинженера-2 Кэссиди Кристофера проводилась с 24 октября 2012 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-08М» являлись:

- подготовка, направленная на формирование у членов экипажа знаний и умений, необходимых для выполнения ими функциональных обязанностей в составе экипажа ТПК «Союз ТМА-08М»;
- 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-08М» на все стыковочные узлы РС МКС;
- отработка навыков выполнения ручного управляемого спуска (РУС);
- отработка навыков построения орбитальной ориентации в режимах РО-АК;
- отработка навыков построения орбитальной ориентации в режимах РО-ДК;
- построение солнечной ориентации и закрутки ТПК в режимах РО-АК и РО-ДК;
- 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 режиме ТОРУ;
- подготовка экипажа к приему, передаче смены и совместной работе в полете с экипажами МКС-34/35 и МКС-36/37;
- 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);
- теоретическое ознакомление с выполнением разгрузочно-погрузочных работ на грузовых кораблях, укладке снаряжения и личных вещей, возвращаемых грузов на пилотируемые корабли;
- подготовка российских членов экипажа по задачам внекорабельной деятельности в объеме типовых операций и по программе ВКД-32;
- подготовка экипажа к выполнению программы научных экспериментов на российском сегменте МКС;
- подготовка российских членов экипажа к выполнению медико-биологических исследований и экспериментов на борту 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-08М»

Старт транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА-08М» был произведен 29 марта 2013 года с космодрома Байконур (рис. 2).



Рис. 2. Старт корабля «Союз ТМА-08М»

Выведение, отделение корабля от ракеты-носителя прошло штатно,  $T_{КП} = 00:43:20$ ;  $T_{КО} = 00:52:08$  ДМВ. В процессе предстартовой подготовки замечаний к работе бортовых систем не выявлено.

На участке выведения происходило запотевание стекла шлема командира и бортинженера-2 ТПК «Союз ТМА-08М».

29 марта 2013 года на 3 и 4 витках полета выполнен режим автоматического сближения и стыковки с МКС к стыковочному узлу (+Y) модуля МИМ2. Время формирования признака «Касания» – 06:28:30 ДМВ.

Сближение пилотируемого корабля с МКС выполнялось впервые по четыреххватковой схеме полета, в результате которой продолжительность автономного полета экипажа составила менее 6 ч.

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 «Союз ТМА-08М».

10 сентября 2013 года, завершив программу полета на борту МКС, экипаж экспедиции МКС-35/36 приступил к подготовке к возвращению на Землю. На

11-суточном витке выполнена расконсервация корабля. Переход в корабль и закрытие переходных люков выполнено 10 сентября 2013 года в 00:25:00 ДМВ на 12-суточном витке. Переход на автономное питание выполнен на 12-суточном витке по КРЛ в 00:24:00 ДМВ. Подготовка к расстыковке проводилась по штатной программе полета. Проверка герметичности скафандров и люка СА-БО прошла без замечаний.

Расстыковка выполнена на 14-суточном витке в автоматическом режиме с одним импульсом отвода. Команда на открытие крюков ТПК по указанию ЦУПа выдана экипажем в 03:34:00 ДМВ, время фактической расстыковки – 03:35:28 ДМВ.

Спуск выполнялся по штатной программе. Включение СУДН для выполнения спуска было выполнено на 15-суточном витке, посадка – на 1-суточном витке. По указанию ЦУПа в 05:45:00 ДМВ экипаж запретил ИКВ-1 и ИКВ-2. Время включения СКД для выдачи тормозного импульса – 06:04:57 ДМВ. Двигатель работал штатно, отработал тормозной импульс 128,0 м/с без замечаний. Разделение отсеков прошло в 06:32:38 ДМВ.

Следует отметить, что после разделения пропала информация на пультах ИнПУ-1, ИнПУ-2 о состоянии систем СА, а также отсутствовала двусторонняя связь ЦУПа с экипажем, которая восстановилась после ввода ОСП. Спуск в атмосфере выполнен в режиме АУС. Внеатмосферный промах составил 4 секунды, перелет – 6 км. Максимальная перегрузка – 4,24 единицы. Посадка осуществлена в 06:58:30 ДМВ в расчетной точке с координатами 47° 20' с.ш. 69° 36' в.д.

Вертолеты наблюдали посадку, специалисты ПСС обнаружили СА на парашюте в расчетном районе. Работа по эвакуации экипажа началась непосредственно после приземления. Аппарат находился вертикально, купол парашюта погашен.

## Полет на борту МКС

Экипаж МКС-35/36 работал на борту МКС 166 суток с 29 марта 2013 года по 11 сентября 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.

Необходимо отметить, что в период работы экипажа на борту станции конфигурация МКС включала следующие динамические операции:

- стыковка ТПК «Союз ТМА-08М»;
- стыковка ТГК «Прогресс М-17М»;
- расстыковка ТПК «Союз ТМА-07М»;
- стыковка ТПК «Союз ТМА-09М»;
- расстыковка ТГК «Прогресс М-19М»;
- стыковка ATV-4 «Альберт Эйнштейн»;
- расстыковка ТГК «Прогресс М-18М»;
- стыковка ТГК «Прогресс М-20М»;
- стыковка НТВ-4;
- расстыковка НТВ-4;
- расстыковка ТПК «Союз ТМА-08М».

В ходе экспедиции экипажем выполнены работы по стыковке, разгрузке, укладке удаляемого оборудования и расстыковке грузовых кораблей «Союз ТМА-08М»,

«Прогресс М-17М», «Союз ТМА-07М», «Союз ТМА-09М», «Прогресс М-18М», ATV-4 «Альберт Эйнштейн», «Прогресс М-19М», «Прогресс М-20М», НТВ-4.

### Совместный полет с другими экипажами МКС

Во время полета проводились совместные работы с экипажами МКС-34/35, МКС-36/37.

С 29 марта 2013 года по 14 мая 2013 года – совместный полет с экипажем МКС-34/35 в составе:

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

С 29 мая 2013 года по 11 сентября 2013 года – совместный полет с экипажем МКС-36/37 в составе:

- Юрчихин Федор Николаевич (бортинженер экспедиции МКС-36, командир экспедиции МКС-37, Роскосмос, Россия);
- Пармитано Лука (бортинженер МКС-36/37, ЕКА, Италия);
- Найберг Карен Луджин (бортинженер МКС-36/37, НАСА, США).

### Внекорабельная деятельность

Во время полета экспедиции МКС-35/36 были выполнены 4 выхода в открытый космос.

Первый выход в открытый космос ВКД-32 осуществлен 19 апреля 2013 года продолжительностью 6 ч 37 мин в скафандрах «Орлан-МК».

Выход совершили космонавты из состава экспедиции МКС-35: П. Виноградов (рис. 4), Р. Романенко.

Открытие выходного люка стыковочного отсека (СО1) «Пирс» проведено 19 апреля 2013 года в 17:04 ДМВ, закрытие – в 23:41 ДМВ.

Основные задачи выхода:

- монтаж и подключение оборудования КЭ «Обстановка»;
- замена мишени видеометра (МВМ) на АО СМ;
- демонтаж контейнера № 2 «Биориск-МСН» на СО1.

Дополнительная задача (выполняется при наличии времени после проведения основных задач):

- демонтаж одной панели КЭ «Выносливость» на МИМ2.

Особенности выхода:

- основные задачи ВКД-32 выполнены полностью;
- при выполнении дополнительной задачи на МИМ2 космонавтом П. Виноградовым была утеряна панель с укладками образцов КЭ «Выносливость». Размеры панели 400×300×20 мм, вес 5,5 кг.

Второй выход в космос ВКД-33 осуществлен 24 июня 2013 года из стыковочного отсека (СО1) «Пирс» в скафандрах «Орлан-МК» продолжительностью 6 ч 35 мин. Выход совершили космонавты Ф. Юрчихин, А. Мисуркин из состава экспедиции МКС-36.

Время открытия выходного люка стыковочного отсека (СО1) «Пирс» – 16:32 ДМВ, закрытие – в 23:07 ДМВ.



Рис. 4. Выход в открытый космос космонавта П. Виноградова

Целевые задачи выхода:

- замена сменной панели № 2 регулятора расхода жидкости (СП № 2 РРЖ) на ФГБ;
- проведение теста аппаратуры «Курс»;
- установка держателей кабельных СЭС на ФГБ;
- демонтаж НА «Фотон-Гамма» с УРМ-Д по IV пл. РО БД СМ;
- установка НА «Индикатор» КЭ «Контроль» на МИМ2;
- установка пяти мягких поручней для переходов космонавтов по СМ;
- демонтаж панели КЭ «Выносливость» на МИМ2.

Особенности выхода:

- задачи ВКД-33 выполнены, за исключением: из-за недостатка времени экипаж не установил два (из пяти запланированных для установки) мягких поручня по II плоскости РО БД СМ.

Третий выход в космос ВКД-34 выполнен 16 августа 2013 года из стыковочного отсека (СО1) «Пирс» в скафандрах «Орлан-МК» продолжительностью 7 ч 29 мин. Выход совершили космонавты Ф. Юрчихин, А. Мисуркин из состава экспедиции МКС-36 (рис. 5).

Время открытия выходного люка стыковочного отсека (СО1) «Пирс» – 17:36 ДМВ, закрытие – в 01:05 ДМВ.

Целевые задачи выхода:

- прокладка от герметичного адаптера (ГА) ФГБ до МИМ2 четырех силовых фидеров питания для передачи в СЭС МЛМ электроэнергии от АС МКС и установка плат СЭС-1 и СЭС-2 на МИМ2;
- прокладка от ГА ФГБ до МИМ2 кабеля Ethernet для МЛМ;
- монтаж панели образцов № 2А на МИМ2 в рамках КЭ «Выносливость»;
- установка мягких поручней СМ – МИМ2 и ФГБ – МИМ2.

## Особенности выхода:

– во время прямого шлюзования (~ 17:20 ДМВ) в каналах голосовой связи (S/G2 и УКВ1,2) возникла помеха, затрудняющая ведение переговоров. Космонавтам была выдана рекомендация отжать клавишу «передача» на пульте абонента в СО1, после чего помеха устранилась. На ход шлюзования ситуация не повлияла. Во время обратного шлюзования к качеству связи замечаний не было;

– через полчаса после начала ВКД произошел автоматический переход с основного на резервный насос контура водяного охлаждения скафандра СК № 5 (Ф. Юрчихин). По рекомендации ЦУПа работа в скафандре была продолжена с использованием резервного насоса;

– некорректное отображение ТМИ со скафандра № 5 по каналу СО2 (вне диапазона измерений).

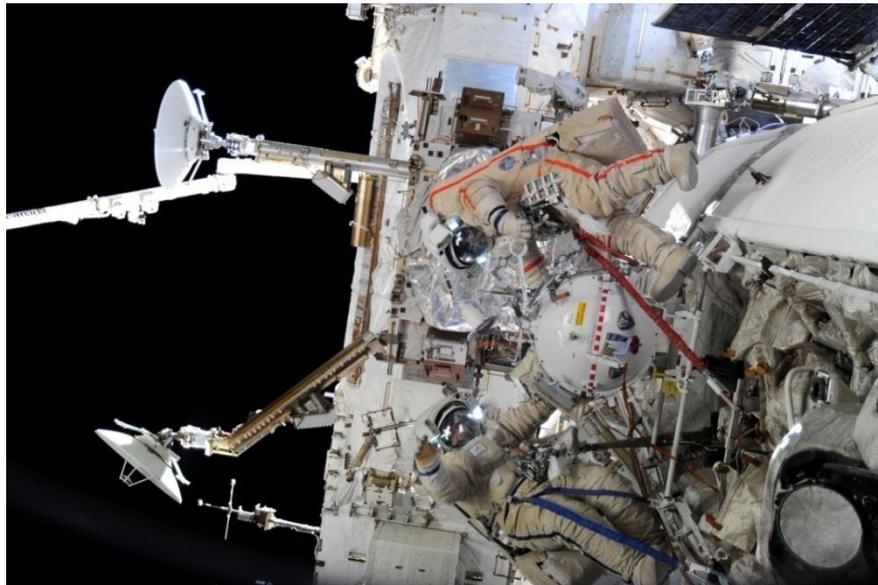


Рис. 5. Выход в открытый космос космонавтов  
Ф. Юрчихина и А. Мисуркина

Четвертый выход в космос ВКД-35 был выполнен 22 августа 2013 года из стыковочного отсека (СО1) «Пирс» в скафандрах «Орлан-МК» продолжительностью 5 ч 58 мин. Выход совершили космонавты Ф. Юрчихин, А. Мисуркин из состава экспедиции МКС-36.

Время открытия выходного люка стыковочного отсека (СО1) «Пирс» – 14:34 ДМВ, закрытие – в 20:32 ДМВ.

## Целевые задачи выхода:

- демонтаж НА бортового терминала лазерной связи «БТЛС-Н» по КЭ «СЛС» с универсального рабочего места (УРМ) по IV плоскости РО<sub>Бд</sub> СМ;
- монтаж выносного рабочего места (ВРМ) с установленной на нем двухосной платформы наведения (ДПН) на УРМ-Д по IV плоскости РО<sub>Бд</sub> СМ;
- демонтаж площадки «Якорь» с ПхО и установка на ВРМ;

- проведение КЭ «Тест»: взятие проб-мазков с поверхности выходного люка ВЛ-2 МИМ2;
- инспекция и фотографирование антенн межбортовой радиолинии (МБРЛ) WAL1-WAL6 на СМ;
- установка мягких поручней в зоне УРМ-Д по II плоскости СМ (установлено 2 поручня);
- фотографирование съемной кассеты СКК № 1, установленной для экспонирования на наружной поверхности МИМ2;
- символическая деятельность – демонстрация национального флага на фоне СО1 в честь праздника Дня государственного флага Российской Федерации.

**Особенности выхода:**

- в процессе выполнения операций по монтажу выносного рабочего места с установленной на нем двухосной платформы наведения на УРМ-Д по IV плоскости РО<sub>БД</sub> СМ был выявлен дефект сборки ВРМ: монтажная площадка ВРМ повернута на 90°. Принято решение об установке ВРМ в повернутом на 90° относительного начального положения;

- экипаж не снял транспортировочный кронштейн фиксации приводов, закрепляющий подвижные части ДПН.

### 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 пятой и тридцать шестой пилотируемых экспедиций МКС-35 и МКС-36».

В ходе полета экипаж выполнял 45 (три новых) экспериментов, из них семь в автоматическом режиме. Структура российской научной программы МКС-35/36 представлена в таблице.

Распределение выполненных научно-прикладных исследований и экспериментов на борту МКС-35/36 по направлениям представлено на диаграмме.

*Таблица*

Структура российской научной программы МКС-34/35

№ п/п	Направления исследований	Всего	С участием экипажа
1	Физико-химические процессы и материалы в условиях космоса	2	2
2	Исследование Земли и космоса	11	7
3	Человек в космосе	1	1
4	Космическая биология и биотехнология	15	15
5	Технологии освоения космического пространства	13	10
6	Образование и популяризация космических исследований	3	3
Всего:		45	38

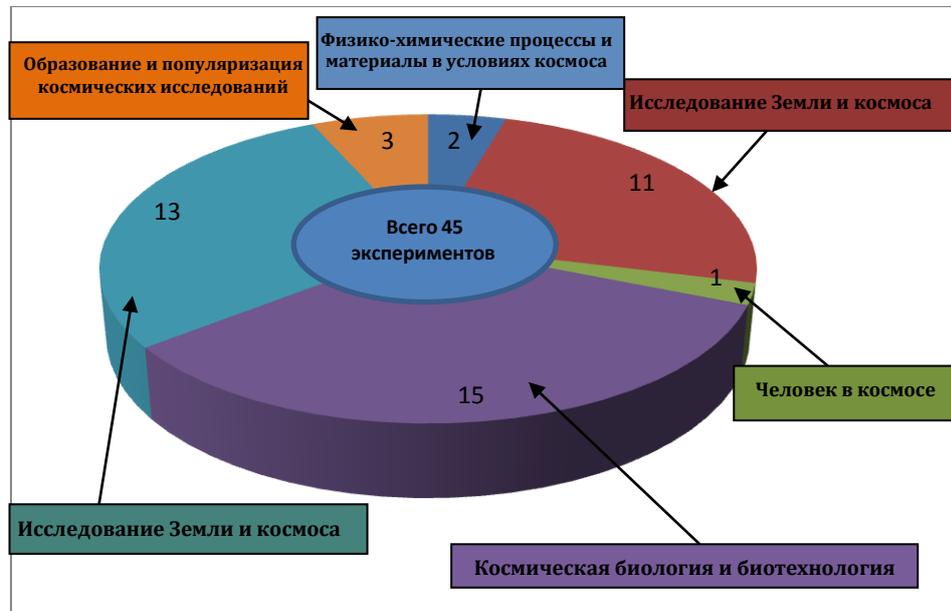


Диаграмма. Распределение космических экспериментов в полете МКС-35/36 по направлениям исследований

Наибольшее количество экспериментов было проведено по направлениям «Космическая биология и биотехнология», «Технологии освоения космического пространства» и «Исследование Земли и космоса» (рис. 6, 7).

В период полета экипажа МКС-35/36 были начаты три новых эксперимента:

– ГФИ-11 «Обстановка» – исследования в приповерхностной зоне МКС плазменно-волновых процессов взаимодействия сверхбольших космических аппаратов с ионосферой (включая монтаж научной аппаратуры во время ВКД-32 на внешней поверхности СМ РС МКС);

– ДЗЗ-17 «Напор-миниРСА» – экспериментальная отработка технологии малогабаритного радиолокатора с синтезированной апертурой на основе микрополосковых активных фазированных антенных решеток в интересах решения задач природопользования, экологического контроля и мониторинга чрезвычайных ситуаций;

– ТЕХ-33 «Контроль» – мониторинг состояния собственной внешней атмосферы и внешних рабочих поверхностей РС МКС, а также диагностика работоспособности применяемых на орбитальном комплексе материалов и покрытий (включая монтаж научной аппаратуры во время ВКД-33 на внешней поверхности МИМ2).

На выполнение научной программы уходит в последние годы в среднем 26–28 % рабочего времени космонавтов с учетом работ по Task List.

Для российских членов экипажа МКС-35/36 это значение составило 17,9 %, что, скорее всего, связано с большим объемом возложенных на экспедицию задач по внекорабельной деятельности.

Всего было затрачено на НПИ 332 ч, из них 40 ч 15 мин по Task List.



Рис. 6. Павел Виноградов в ходе выполнения эксперимента «Ураган»



Рис. 7. Александр Мисуркин в ходе выполнения эксперимента «Конъюгация»

Однако нужно отметить, что во время ВКД был выполнен большой объем работ в интересах космических экспериментов:

- ВКД-32 – КЭ «Обстановка», «Биориск» и «Выносливость»;
- ВКД-33 – КЭ «Контроль», «Выносливость», «Молния-Гамма»;
- ВКД-34 – КЭ «Выносливость»;
- ВКД-35 – КЭ «СЛС», «Напор-миниРСА» и «Тест».

Больше всего времени экипажа МКС-35/36 было затрачено на следующие эксперименты:

- РБО-3 «Матрешка-Р» – общее время работы экипажа составило 24 ч 15 мин;
- КПТ-21(ТЕХ-20) «Плазменный кристалл» – общее время работы экипажа составило 19 ч 55 мин;
- ГФИ-1 «Релаксация» – общее время работы экипажа составило 16 ч 50 мин;
- КПТ-2 «Бар» – общее время работы экипажа составило 15 ч 35 мин.

### **Заключение**

Подводя итоги результатов подготовки и выполнения программы полета экипажа длительной экспедиции МКС-35/36, можно сформулировать следующие основные выводы:

1. Впервые выполнено сближение корабля «Союз ТМА-08М» с МКС по четырехвитковой схеме.
2. Уровень подготовленности экипажа МКС-35/36 по транспортному кораблю «Союз ТМА-08М» и российскому сегменту МКС позволил экипажу успешно выполнить запланированную программу космического полета.
3. Полет экипажа МКС-35/36 продолжил этап эксплуатации МКС международными экипажами из шести человек, в числе которых 3 космонавта Роскосмоса.
4. 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 других.

УДК 61:629.78.007

**МЕДИЦИНСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА ЭКИПАЖА МКС-35/36  
(ЭКСПРЕСС-АНАЛИЗ)**

В.В. Богомолов, В.И. Почуев, И.В. Алферова

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

В статье представлены результаты медицинского обеспечения полета экипажа МКС-35/36. 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-35/36 Crew Members.  
V.V. Bogomolov, V.I. Pochuev, I.V. Alferova.**

The paper presents the results of medical maintenance of the ISS-35/36 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**

28 марта 2013 года с 5-й пусковой установки 1-й площадки космодрома Байконур стартовые расчеты предприятий Роскосмоса выполнили пуск ракеты-носителя «Союз-ФГ» с пилотируемым космическим кораблем «Союз ТМА-08М». В составе экипажа: командир корабля, бортинженер-1 экспедиции МКС-35 и командир МКС-36 инструктор-космонавт-испытатель 1-го класса РКК «Энергия» Павел Владимирович Виноградов; бортинженер-1 корабля, бортинженер-2 МКС-35/36 космонавт-испытатель Роскосмоса Александр Александрович Мисуркин, бортинженер-2 корабля, бортинженер-3 МКС-35/36 астронавт НАСА Кристофер Джон Кэссиди. Позывной экипажа – «Караты».

«Союз ТМА-08М» первым из пилотируемых кораблей отправился к МКС по четырехвитковой, или быстрой, схеме.

В целях адаптации к режиму сна, принятому для МКС, и предотвращения снижения работоспособности экипажа при проведении стыковки ТПК № 708 в ночное время в период предстартовой подготовки на Байконуре (с 22.03.13 г. по 28.03.13 г.) зона сна планировалась со сдвигом вправо на 7 часов (сон с 06:00 до 14:00 ДМВ) (рис. 1).

После выполнения маневров сближения 29.03.13 г. в 05:28 ДМВ была проведена стыковка ТПК № 708 с МКС штатно, в автоматическом режиме.

Сутки стыковки ТПК с МКС для экипажа, в плане РТО, были напряженными в связи с выполнением сложной и ответственной динамической операции по сты-

ковке, которая проходила по короткой (4-витковой) схеме. Общее время работы в этот день, с учетом времени работ в ТПК и на станции, составило у КК 10 часов, у БИ (А. Мисуркина) 9,5 часов, у БИ-2 4 часа 15 минут. Период бодрствования экипажа составил 19,5 часов.

После перехода на станцию функции БИ-1 в составе совместного экипажа МКС были возложены на П. Виноградова, БИ-2 – на космонавта А. Мисуркина и БИ-3 – на астронавта НАСА К. Кэссиди.

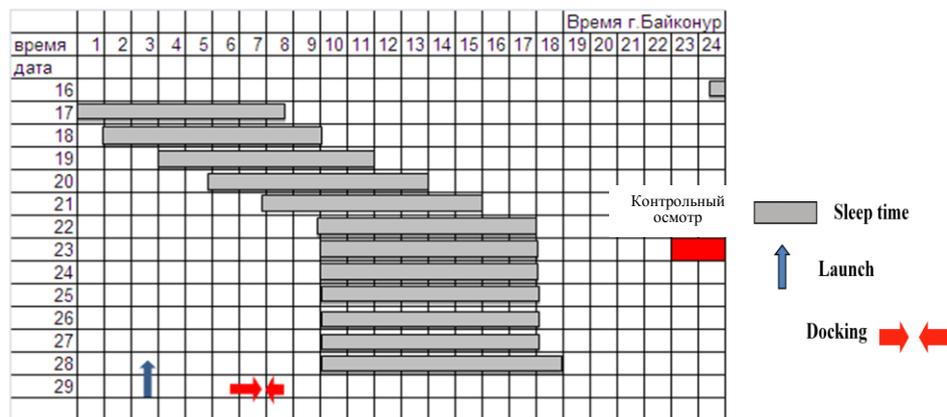


Рис. 1. РТО в период предстартовой подготовки

В первые часы пребывания на станции после стыковки ТПК № 708 всем космонавтам был проведен инструктаж по безопасности, а остальные операции, такие, как сушка СК, перенос срочных грузов из ТПК № 708 были запланированы на следующие дни.

По завершении работ на станции 29.03.13 г. всем космонавтам было предоставлено время для отдыха (сна) с 08:30 до 06:00 GMT продолжительностью 21,5 часа. В последующие дни прибывший экипаж работал в режиме сна, принятом для МКС: сон с 21:30 до 06:00 GMT. Сон у БИ-1 в первый день пребывания на станции был 6 часов, в последующие дни сон составлял порядка 6–7 ч. БИ-2 в первый день на станции спал 11 часов, в последующий период сон составлял 7 часов.

В первые дни пребывания на станции космонавтам планировались дни отдыха с выполнением небольших обязательных работ по сушке СК, переносу грузов из ТПК № 708 и другие работы. Первый рабочий день экипажу был запланирован на 02.04.13 г. Рабочая нагрузка составила у БИ-1 4 ч 30 мин, у БИ-2 – 4 ч. Космонавты занимались заменой бортовой документации, доставленной на ТПК № 708, подготовкой к выполнению научных экспериментов. Согласно плану по проведению операции «Выход», БИ-1 и БИ-4 с 02.04.13 г. приступили к подготовке к ВКД (изучение предварительной циклограммы ВКД).

Согласно требованиям «Основных правил и ограничений» космонавтам, прибывшим на станцию, с 01.04.13 г. стали ежедневно планировать время по 1 часу на адаптацию и ознакомление со станцией за счет сокращения рабочей зоны.

Данное требование о сокращении рабочей зоны у БИ-1 соблюдалось вплоть до 07.04.13 г. Начиная с 08.04.13 г. рабочая нагрузка у него была увели-

чена до 6–6,5 часов в связи с подготовкой к предстоящей ВКД. БИ-2 практически ежедневно планировали время по 1 часу на адаптацию и ознакомление со станцией.

19.04.13 г. (4-я неделя) после завершения подготовительных работ БИ-1 и БИ-4 (Романенко) выполнили плановую операцию «Выход» ВКД-32, продолжительностью 6 ч 37 мин. Во время ВКД космонавты провели монтаж и подключение оборудования эксперимента «Обстановка», замену мишени видеометра, демонтаж панели образцов с МИМ2 в рамках эксперимента «Выносливость» и др. В конце ВКД снятая панель образцов эксперимента «Выносливость» была утеряна. Причиной тому могло быть утомление у БИ-1, возникшее после шести часов напряженной работы в открытом космосе, которое могло сопровождаться снижением концентрации и устойчивости внимания. Общее время работы составило по 15 ч 10 мин, период бодрствования был увеличен до 19,5 часов (при норме – 15,5 часов).

26.04.13 г. (6-я неделя) в 15:24 ДМВ была осуществлена стыковка ТГК № 419 в автоматическом режиме. Контроль проведения стыковки ТГК осуществляли БИ-1 и БИ-4. В последующие дни после стыковки ТГК № 419 космонавты приступили к его разгрузке.

12.05.13 г. (7-я неделя) после завершения передачи дел БИ-4 и БИ-1 был подписан акт о передаче смены по РС и проведена церемония передачи командования. Функции КЭ МКС были возложены на космонавта Павла Виноградова.

В последующие дни космонавты занимались подготовкой к стыковке ТПК № 709, монтажными и демонтажными работами физических тренажеров, укладкой удаляемого оборудования в ТГК № 419, на которую они тратили значительное время, используя и свое личное время.

24.06.13 г. (13-я неделя) после завершения подготовки БИ-2 и БИ-4 выполнили плановую ВКД-33. Время ВКД составило 6 ч 35 мин.

На следующей неделе после ВКД (14-я неделя) космонавтам были запланированы 3 дня отдыха, которые позволили космонавтам восстановить функциональные резервы после напряженной работы при подготовке и проведении операции «Выход».

На 17-й неделе космонавты продолжили работы по укладке грузов в ТГК № 418, провели тренировку по спуску в случае аварии на МКС и в преддверии предстоящей стыковки ТГК № 420 выполнили тест и тренировку по ТОРУ.

После предварительной подготовки 16.08.13 г. (21-я неделя) БИ-2 и БИ-4 выполнили операцию «Выход» ВКД-34. Время ВКД планировалось 6 ч 35 мин, фактически оно составило 7 ч 29 мин, тем самым космонавты установили рекорд пребывания в открытом космосе в российских скафандрах (на тот период времени).

22.08.13 г. (22-я неделя полета) БИ-2 и БИ-4 выполнили очередную операцию «Выход» ВКД-35. Время ВКД составило 6 часов.

На заключительном этапе полета согласно требованиям «Основных Правил и ограничений» с 28.08.13 г. рабочая зона у КЭ и БИ-2 сокращена на 1 час, а это время (по 1 часу) стали планировать для подготовки к возвращению.

В последние 2 дня пребывания на МКС (24-я неделя полета) РТО у КЭ и БИ-2 оценивался как напряженный. Напряженность была обусловлена подготовкой к возвращению на Землю в условиях увеличенной рабочей нагрузки до 8–12 часов в день, измененного РТО (сдвиг зоны сна влево составлял 5,5 часов), с необходимостью выполнения сложной динамической операции по спуску на Землю. После подъема в 12:00 космонавты продолжили работы по укладке грузов в ТПК «Союз». По завершении укладки грузов космонавты перешли в ТПК «Союз» с последующим выполнением операций по подготовке к расстыковке.

Расстыковка ТПК № 708 проведена 11.09.13 г. в 02:35 ДМВ, посадка СА осуществлена штатно 11.09.13 г. в 06:02 ДМВ в заданном районе.

### **Характеристика состояния здоровья членов экипажа**

Самочувствие экипажа на всех этапах полета было хорошим.

По данным радиопереговоров и медконтроля состояние здоровья членов экипажа транспортного корабля «Союз ТМА-08М» № 708 во время выведения и орбитального полета было хорошим.

В первые сутки нахождения на станции БИ-1и БИ-2 жалоб на состояние здоровья не предъявляли, отмечали ощущение легкого дискомфорта в поясничной области.

Выведение, автономный полет ТК «Союз ТМА-08М» и стыковку перенесли хорошо. Сонливости и утомления не было. Перегрузки на выведении соответствовали ожидаемым. У БИ-1 симптомов болезни движения не было, даже не было большой необходимости ограничивать движения головой. Симптомы перераспределения жидкости к голове были невыраженными. В первый день нахождения на МКС однократно использовал спрей для носа. После выполнения предписанных после стыковки работ спал около 6–7 часов. Начальный этап острого периода адаптации к невесомости для БИ-1 протекал благоприятно.

У БИ-2 симптомы болезни движения выражались в легкой тошноте и головокружении. Для профилактики БД в первый час нахождения на станции принял препарат из укладки «Профилактика «БД» и ограничивал движения головой. После выполнения предписанных после стыковки работ спал около 11 часов. В первый день на орбите достаточно выраженными были симптомы перераспределения жидкости к голове – чувство прилива крови к голове, одутловатость век. Носовое дыхание затрудненным не было. После сна выраженность данных симптомов значительно снизилась. Изделие «Браслет» использовал в первые сутки нахождения на станции, отмечал положительный эффект.

12.04.13 г. БИ-2 сообщил, что после еды «ирисок» у него выпала из зуба большая пломба. Боли не было. С помощью БИ-6 зуб был запломбирован материалом для временных пломб.

Подготовка к ВКД-32 (18.04.13 г.) у БИ-1 проходила штатно. Жалоб на состояние здоровья не предъявлял. Сон накануне был хороший. Подгонку скафандров оценил оптимальной. Свою физическую форму расценивал как хорошую. К выполнению ВКД-32 готов, в скафандре «Орлан» установил две линзы френеля. Использовал специальные защитные пластыри на область кистей и надплечий, защищающие от потертостей в местах возможных наминов.

20.04.13 г. после ВКД-32 жалоб на состояние здоровья не предъявлял. Подгонка скафандра была хорошей. Отметил, что скафандр в плечах был достаточно узок. Система охлаждения работала эффективно, температурный режим был комфортным на протяжении всего «Выхода».

Физическое утомление после ВКД-32 было среднее, ожидаемое, однако на момент завершения «Выхода», по его ощущениям, у него еще оставались функциональные резервы на несколько часов работы в скафандре. Имелись ощущения «забитости» мышечного аппарата рук и верхнего плечевого пояса. Симптомы декомпрессионных расстройств у БИ-1 не было.

23.06.13 г. БИ-2 перед ВКД жалоб на состояние здоровья не предъявлял. Подготовка к ВКД шла по плану. Подгонку скафандров считал оптимальной.

Свою физическую форму расценивал как хорошую. Установил в скафандре «Орлан» емкость для питьевой воды. Медицинских противопоказаний к выполнению ВКД-33 для БИ-2 не было.

25.06.13 г. после ВКД-33 БИ-2 жалоб на состояние здоровья не предъявлял. Самочувствие и настроение были хорошие. Результатами ВКД-33 был доволен. Подгонка скафандра была удачной. У БИ-2 имелся небольшой намин в области предплечья. Система охлаждения работала эффективно, температурный режим был комфортным на протяжении всего «Выхода». Симптомов декомпрессионных расстройств не было.

15.08.13 г. перед ВКД-34 БИ-2 жалоб на состояние здоровья не предъявлял. Подготовка к ВКД проводилась по плану. Установил в скафандре «Орлан» емкость для питьевой воды. Свою физическую форму расценивал как хорошую. Врач экипажа провел беседу о симптоматике декомпрессионных расстройств и действиях при их появлении. Состояние здоровья БИ-2 было хорошее. Медицинских противопоказаний к выполнению ВКД-34 не было.

После ВКД-34 БИ-2 жалоб на состояние здоровья не предъявлял. Результатами ВКД-34 был доволен. Подгонка скафандра была удачной. Наминов нет, незначительные ожидаемые потертости в области кистей и верхней трети предплечий. Самочувствие на протяжении всего «Выхода» было хорошим. Система охлаждения работала эффективно, температурный режим был нормальным на протяжении всего «Выхода».

21.08.13 г. перед ВКД-35 БИ-2 жалоб на состояние здоровья не предъявлял. Незначительные потертости в области кистей и предплечий, появившиеся после ВКД-34, исчезли. К выполнению ВКД-35 был готов.

23.08.13 г. после ВКД-35 БИ-2 жалоб на состояние здоровья не предъявлял. Самочувствие и настроение были хорошие. БИ-2 отметил, что подготовки в ГЛ по этому «Выходу» практически не было. Во время ВКД-35 приходилось делать много «тонких» работ, которые требовали больших физических усилий. Подгонка скафандра была удачной. Наминов нет.

Система охлаждения работала эффективно, температурный режим был нормальным на протяжении всего «Выхода», однако вначале ВКД из-за интенсивного режима работы он вспотел и на протяжении всего «Выхода» ощущал холод на поверхности тела. Самочувствие на протяжении всего «Выхода» было хорошим.

Физическое утомление мышц рук и верхнего плечевого пояса после ВКД-35 было более выражено по сравнению с ВКД-33 и ВКД-34. Имелось ощущение усталости мышц рук и верхнего плечевого пояса, какое бывает после выполнения большого объема резистивных упражнений.

Симптомов декомпрессионных расстройств не было.

### **Медицинское обеспечение (общая характеристика)**

Медицинское обеспечение экипажей МКС-35/36 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. Как всегда, отмечалось 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 МКС-35/36 в ходе полета оценивался как высокий, достаточный для выполнения полетной программы и нескольких ВКД. Результаты медицинского контроля членов экипажа МКС-35/36 свидетельствовали об адекватных физиологических реакциях и высоких функциональных резервах организма как в ходе полета, так на завершающем его этапе. В послеполетном периоде космонавты были дееспособны, активны при весьма умеренных послеполетных сдвигах в состоянии здоровья.

Психологический климат в экипаже и взаимодействие с наземными медицинскими службами и полетным врачом оцениваются высоко. Экипаж отличался четкостью в работе, отличным взаимопониманием с медицинскими службами и строго следовал всем медицинским рекомендациям.

Российские системы жизнеобеспечения функционировали штатно, сохраняя в целом нормальные условия микроклимата. Отмечались эпизоды повышения температуры в районе рабочих мест в СМ и превышение уровней шума на РС МКС на 4–16 дБ.

Из наиболее значимых работ, выполненных экипажем в рамках медицинского обеспечения, – демонтаж тренажера TVIS, монтаж, тестирование и ввод в эксплуатацию нового тренажера БД-2.

### **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 теплового 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.

В правой каюте регистрировалась высокая температура, но, как оказалось, показания датчика в каюте были недостоверны (датчик был расположен рядом с работающим оборудованием, локально его нагревающим). Датчик был снят с эксплуатации, использовались показания датчиков 276 и 277.

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

В апреле был период, когда члены экипажа отмечали, что на станции в СМ было прохладно (по телеметрии температура воздуха в СМ – 22–23 градуса), но космонавты считали температуру достаточно комфортной, отмечая при этом, что «это даже хорошо, особенно во время сна в спальном мешке, не так жарко».

08.06.13 г. КЭ отметил повышение температуры в СМ МКС (в каютах, на оси модуля, 134 панель, центральный пост). Экипажу было сообщено, что это повышение температуры связано с солнечной орбитой станции. Система теплового режима (СТР) была переведена в максимальный режим работы.

05.07.13 г. КЭ сообщил, что в 3 часа ночи в левой каюте было 29,3 °С, температура в каютах не опускалась ниже 28 градусов, температура в зоне занятий ФУ – 27,4 °С. По его словам, работать в таких условиях было сложно. С целью пониже-

ния температуры в СМ осуществлен переход на КОХ с настройкой РРЖ на 10 градусов. 06.07.13 г. температура воздуха в СМ снизилась до 25 градусов.

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 кислородобеспечения (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) и ATV4.

### **Санитарно-гигиеническое состояние МКС**

Еженедельно экипаж проводил плановую уборку станции. При ежемесячных отборах проб воздуха пробоотборником ИПД-СО в СМ монооксида углерода не определялось; при отборе проб воздуха 12.05.13 г. и 09.09.13 г. пробоотборником ИПД-ННЗ в СМ аммиака не обнаружено. БИ-1 спал в левой каюте СМ, использовал спальный мешок. Отмечал, что в каюте было немного жарко. Штатного вентилятора не хватало. БИ-2 спал в каюте модуля «NODE», также использовал спальный мешок. БИ-1 на время сна закрывал дверь в каюту, отмечал при этом, что уровень шума в этом случае в каюте был низкий. Берушами или наушниками с активным подавлением шума во время сна не пользовался. При работе в зонах с шумящим оборудованием использовал наушники с активным подавлением шума. БИ-2 во время сна использовал индивидуальные беруши.

БИ-1 для мытья волос использовал средство «Аэлита». БИ-2 отмечал, что белье «Камелия» очень комфортное и в следующем полете он будет ориентирован именно на него.

24.05.13 г. КЭ докладывал, что из-за устаревшего воздуховода в МИМ2 атмосфера в ТПК некомфортная, было очень жарко. 25.05.13 г. были проведены работы по восстановлению воздуховода в МИМ2.

18.06.13 г. первый вход в ATV4 экипаж выполнял в средствах индивидуальной защиты: респираторах и очках. В пробе воздуха ATV4 пробоотборником ИПД монооксид углерода не обнаружен. КЭ отметил, что ATV4 «хороший, чистый корабль».

25.07.13 г. КЭ сообщил, что на станции появился запах, похожий на запах тлеющей проводки. После поисков источника запаха было установлено, что источником запаха являлся один из вентиляторов. Вентилятор был отсоединен от питания.

30.07.13 г. КЭ отметил большое количество пыли, скапливающейся в западном пространстве. При откручивании крепежных болтов в ТГК «Прогресс» № 420 была металлическая стружка. По мнению КЭ, в ТГК «Прогресс» № 420 грузы были уложены не очень рационально и аккуратно, на многих контейнерах и грузах отсутствовала маркировка.

### **Питание и водопотребление**

На всем протяжении полета у КЭ (БИ-1) и БИ-2 аппетит был хорошим, водопотребление в норме, замечаний от экипажа не поступало.

БИ-1 высказывал пожелание иметь в рационе побольше приправ (хрен, горчица, васаби и т.д.). Эти пожелания были высказаны на встречах со специалистами по питанию до полета, но на борт приправы не были поставлены.

Экипаж с удовольствием употреблял свежие фрукты и овощи.

В мае КЭ отметил, что в открытых и используемых контейнерах недостаточно было хлеба, на что экипажу были сообщены номера контейнеров с рационами питания, где находился хлеб.

Во время выполнения ВКД водопотребление было не повышенным, жажды не было, употребляли воду, подкисленную лимонным соком, которой была заполнена питьевая емкость.

### Результаты акустических измерений

Во время полета проводились работы по определению индивидуальной шумовой нагрузки членов экипажа за дневной и ночной периоды времени с использованием индивидуальных акустических дозиметров (IAD, фирмы Noise Pro) и шумомера SLM.

Места сна членов экипажа:

БИ-1 (П.В. Виноградов) – левая каюта СМ;

БИ-2 (А.А. Мисуркин) – верхняя каюта NODE 2.

Анализ данных шумовой нагрузки на членов экипажей показал, что она превышала предельнодопустимый уровень (ПДУ) у российских космонавтов как за дневной период времени (на 10,8–12,9 дБА), так и за ночной – на 0,8–7,1 дБА.

По сравнению с предыдущими замерами в январе и феврале 2013 г. отмечено снижение эквивалентного уровня звука за дневной период времени в МИМ 1 – на 1,6 дБА; в Node 1 – 5,1 дБА.

Экипажу давались рекомендации:

1. В местах расположения шумящего оборудования использовать средства индивидуальной защиты слуха (беруши и/или наушники).

2. На период сна БИ-1 закрывать дверь каюты и использовать средства индивидуальной защиты слуха.

01.05.13 г. исследование акустической обстановки проводилось в модулях МКС: СМ, NODE 1, NODE 2, NODE 3, US Lab, JEM PM и JLP с использованием шумомера SLM.

Акустические замеры проводились по общему уровню ( $L_a$ , дБА) и уровням звукового давления ( $L$ , дБ) в октавных полосах со среднегеометрическими значениями частот 63–8000 Гц в контрольных точках (КТ) вдоль продольной оси Х указанных модулей и в местах сна членов экипажа.

В СМ на рабочих местах во всех контрольных точках имело место превышение допустимых уровней звука на 1,7–8,0 дБА (максимальное превышение – 8,0 дБА – отмечено в районе СКВ, КТ 2); в обеих каютах отмечено превышение уровня звука на 5,7 дБА.

### 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.

В работе использовался комплект дозиметрических датчиков.

Показания датчиков обрабатывались в виде среднесуточной мощности поглощенной дозы.

Все датчики находились в работоспособном состоянии. Значения измеренной мощности поглощенной дозы оставались в пределах, установленных полетными правилами.

Во время проведения ВКД датчики находились на подносе пульта и в скафандрах.

Полученные дозы находились в пределах значений, допустимых «Нормами радиационной безопасности экипажа космического аппарата при орбитальных космических полетах» (ООКОКП 2004). Радиационные лимиты не превышены.

### Система профилактики

После прибытия на станцию КЭ и БИ-2 30 и 31.03.13 г. планировалось ознакомление с оборудованием и процедурами выполнения ФТ на бортовых тренажерах.

С 01.04.12 г. физические тренировки планировались по российской программе, два раза в день общей продолжительностью 2,5 часа на TVIS/БД-2/Т2 и ВБ-3М/ARED с чередованием.

С 24.08.13 г. в соответствии с требованиями на заключительном этапе полета и рекомендациями специалистов ИМБП КЭ и БИ-2 планировались двухразовые тренировки на беговой дорожке БД-2/Т2, при этом, у КЭ с заменой через день одного занятия тренировкой на ARED.

ОДНТ-тренировки проводились с 28.08.13 г.

По ежедневным докладам экипажа ФТ выполнялись в полном объеме.

Изделие «Браслет-М» БИ-2 использовал в первые сутки нахождения на станции, отмечал положительный эффект.

Программа профилактических мероприятий выполнена полностью.

КЭ выполнял локомоторные и резистивные тренировки по индивидуальной программе в соответствии с рекомендациями специалистов по ФТ и функциональными особенностями. Уровень физической тренированности оценивался как достаточный для выполнения программы полета.

В конце мая экипаж смонтировал, провел тестирование конструкции БД-2 и его программного обеспечения и ввел тренажер в эксплуатацию (рис. 2, 3).



Рис. 2. Беговая дорожка БД-2



Рис. 3. БИ-2 МКС-35/36 во время тренировок на БД-2

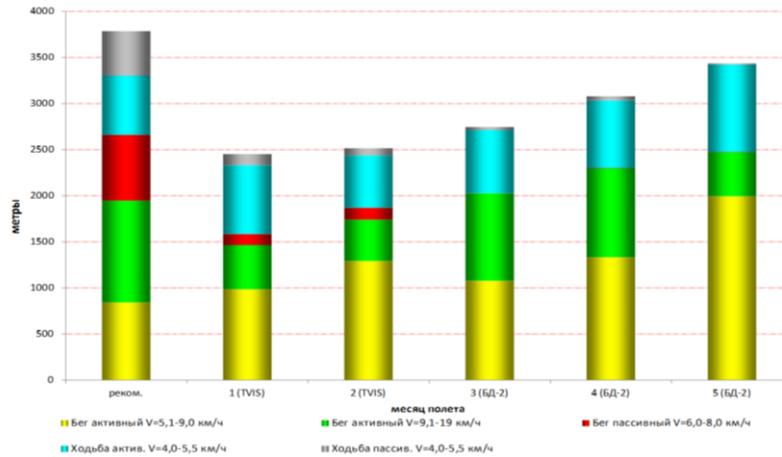


Рис. 4. Объем выполняемых локомоторных тренировок БИ-1/КЭ МКС-35/36

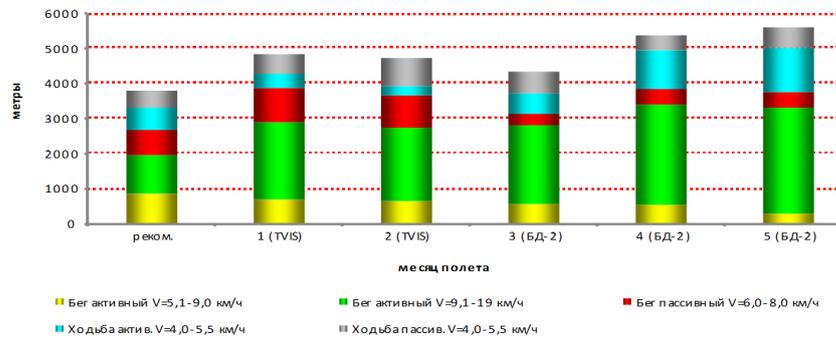


Рис. 5. Объем выполняемых локомоторных тренировок БИ-2 МКС-35/36

БИ-2 выполнял локомоторные и резистивные тренировки в строгом соответствии с рекомендациями специалистов по ФТ. В течение полета он использовал нагрузочный костюм «Пингвин». Уровень физической тренированности его оценивался на протяжении всего полета как высокий (рис. 4, 5).

Локомоторные тренировки выполнялись в соответствии с рекомендациями российских специалистов, с учетом возрастных и функциональных возможностей.

На заключительном этапе полета экипаж выполнил весь объем ОДНТ-тренировок в костюме «Чибис-М».

На месте приземления состояние здоровья членов экипажа МКС-35/36 было удовлетворительным, члены экипажа были дееспособны.

### Режим труда и отдыха (РТО)

Общее полетное время экипажа МКС-35/36 составило 166 суток. За время полета планировалось 88 рабочих и 63 дней отдыха, из них 23 дня были неполными днями отдыха у КЭ и 19 дней – у БИ-2.

За весь полет продолжительность плановых работ в дни отдыха у КЭ составила 116 часов, у БИ-2 – 118 часов. Фактически в дни отдыха КЭ на выполнение рабочих операций затратил 143 часа, а БИ-2 – 154 часа (без Task List). На работы по программе Task List в дни отдыха КЭ и БИ-2 планировалось по 102 и 97 часов соответственно. Фактически на эти работы КЭ затратил 18, а БИ-2 – 4 часа. В данном полете, как всегда, планировались работы по программе Task List в рабочие дни – в основном выполнение научных экспериментов.

Во время рабочей встречи со специалистами после полета КЭ и БИ-2 отметили, что РТО, в общем, был нормальным, штатным, проблем не было и вполне устраивал экипаж. В рабочий режим вошли сразу, буквально в первые дни пребывания на станции. Через неделю чувствовали себя на МКС комфортно, хотя 2–3 недели необходимо было адаптироваться к условиям работы на МКС. От подъема на Земле до отхода ко сну на МКС бодрствовали почти сутки. Оба космонавта отметили, что самочувствие в первые сутки полета было хорошим. Космонавты отметили, что на фоне активной работы в течение суток спать не хочется, активная работа облегчает процесс адаптации к факторам полета. После стыковки экипажу было предоставлено 10 часов сна, которые также облегчили процесс адаптации. По мнению экипажа, некоторые работы, которые планировались после стыковки (сушка скафандров, консервация ТПК, работа с СОТР и др.) можно проводить на следующие сутки, после сна. КЭ отметил, что в течение полета спал не более 5–6 часов в сутки. Ежедневно спать ложились после полуночи, днем ни разу не спали. Последнюю ночь перед посадкой спали хорошо, проблем не было, так как за сутки до посадки в ТПК были уложены все необходимые грузы, все подготовительные работы были выполнены.

РТО экипажа по своей структуре и рабочей нагрузке, в основном, соответствовал требованиям нормативных документов и оценивался как штатный и, по мнению КЭ и БИ-2, способствовал выполнению программы полета в полном объеме.

На начальном этапе полета (1-я неделя) напряженность была обусловлена выполнением сложной динамической операции по стыковке ТПК с МКС по короткой 4-витковой схеме в раннее утреннее время и увеличением времени на рабочие операции до 9,5–10 часов, продолжительность бодрствования составила 19,5 часов.

На заключительном этапе полета (24-я неделя) РТО экипажа МКС-35/36 был достаточно напряженным, особенно в последние два дня, в связи с подготовкой к посадке, подготовкой и укладкой возвращаемых грузов в ТПК «Союз», выполнением операции по расстыковке ТПК № 708, спуску и возвращению на Землю в ночное время.

В день выполнения ВКД РТО для экипажа был очень напряженным. Плановая и фактическая продолжительность работ у космонавтов составляла по 10–14,5 часов, период бодрствования достигал 19,5 часов, а зона сна сдвигалась на 1,5–3 часа вправо.

Несмотря на напряженный режим работы экипажа в отдельные периоды и дни полета, КЭ и БИ-2 вполне успешно справились с полетным заданием. Успешному выполнению программы полета во многом способствовали большой опыт и профессионализм КЭ, оптимальная организация работ на станции, разумное взаимодействие и взаимопомощь российских космонавтов, работающих на станции, а также настрой на своевременное и в полном объеме выполнение программы полета.

### Выполнение программы медико-биологических экспериментов

В период полета экипажа МКС-35/36 программа научных медико-биологических экспериментов включала в себя 5 полетных экспериментов: БИО-2 «Биориск», РБО-3 «Матрешка-Р», МБИ-16 «Взаимодействие», МБИ-24 «Спрут-2», МБИ-28 «Хроматомасс».

Возвращаемые срочные медико-биологические грузы доставлены в хорошем состоянии (рис. 6).



Спрут-2



Биориск

Эксперимент «Плазмида»  
контейнер «Рекомб»

«Хроматомасс-спектр М»



Матрешка



«Полгев»

Рис. 6. Медико-биологические эксперименты в период МКС-35/36

### Заключение

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.

### 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

УДК 629.78.007

### ОТКРЫТЫЙ КОНКУРС ПО ОТБОРУ КАНДИДАТОВ В КОСМОНАВТЫ В РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ В 2012 ГОДУ

С.К. Крикалёв, Б.И. Крючков, М.М. Харламов, О.В. Котов, С.А. Волков,  
А.И. Борисенко, В.И. Почуев, В.П. Матвеев, Л.В. Войтулевич, В.А. Рень,  
И.Г. Сохин, И.В. Корешев, О.О. Рюмин, В.Ю. Самарцев, В.Г. Назин,  
С.С. Троицкий

Герой Советского Союза, Герой Российской Федерации, летчик-космонавт СССР, канд. психологических наук С.К. Крикалёв; докт. техн. наук Б.И. Крючков; М.М. Харламов; Герой Российской Федерации, летчик-космонавт РФ, канд. мед. наук О.В. Котов; Герой Российской Федерации, летчик-космонавт РФ С.А. Волков; Герой Российской Федерации, летчик-космонавт РФ А.И. Борисенко; канд. мед. наук В.И. Почуев; В.П. Матвеев; Л.В. Войтулевич; Герой Российской Федерации В.А. Рень; канд. техн. наук, доцент И.Г. Сохин; И.В. Корешев; канд. мед. наук О.О. Рюмин; заслуженный тренер России В.Ю. Самарцев; канд. техн. наук, профессор АВН В.Г. Назин; канд. военных наук С.С. Троицкий (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

В статье проведен анализ организации и методики осуществления открытого конкурса по отбору кандидатов в космонавты, проводившегося в Российской Федерации в 2012 году.

**Ключевые слова:** отбор космонавтов, этапы отбора, претендент на отбор, открытый конкурс, кандидат в космонавты.

### **Open Cosmonaut Candidate Selection Campaign in the Russian Federation in 2012. S.K. Krikalev, B.I. Kryuchkov, M.M. Kharlamov, O.V. Kotov, S.A. Volkov, A.I. Borisenko, V.I. Pochuev, V.P. Matveev, L.V. Voytulevich, V.A. Ren, I.G. Sokhin, I.V. Koreshev, O.O. Ryumin, V.Yu. Samartsev, V.G. Nazin, S.S. Troitsky**

The paper analyzes the organization and methods of carrying out the open campaign of cosmonaut candidate selection in the Russian Federation in 2012.

**Keywords:** cosmonaut selection, selection stages, an applicant, open selection campaign, cosmonaut candidates

Первый в истории отечественной космонавтики открытый конкурс по отбору кандидатов в космонавты проводился в ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» в период с 27 января по 5 сентября 2012 года. Основным рабочим документом, в котором указывались критерии отбора кандидатов в космонавты, методика проведения отбора и перечни документов, предоставляемых претендентами, являлось Временное положение по проведению открытого конкурса по отбору кандидатов в космонавты в 2012 году, утвержденное Роскосмосом 23 декабря 2011 года. Кон-

курсная комиссия по проведению открытого конкурса по отбору кандидатов в космонавты была сформирована приказом Роскосмоса № 22 от 24.01.2012 г. В состав данной комиссии вошли представители ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина», ОАО «РКК «Энергия», ГНЦ РФ ИМБП РАН. В целях реализации работы конкурсной комиссии в ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» были сформированы подкомиссии по видам отбора для проведения профессионального отбора. Конкурс был начат с момента опубликования информационных сообщений и основных разделов Временного положения по проведению открытого конкурса по отбору кандидатов в космонавты в 2012 году на сайтах Роскосмоса и ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» 27 января 2012 года и состоял из двух этапов – заочного и очного (рис. 2). План-график проведения открытого конкурса приведен на рис. 1.

На заочном этапе конкурсная комиссия, подкомиссия по обработке заявлений и документов претендентов на отбор и подкомиссия по проведению медицинского освидетельствования претендентов рассматривали поступившие документы на соответствие установленным критериям и требованиям отбора. По результатам анализа и обработки поступивших документов конкурсная комиссия на своих заседаниях принимала решение о приглашении претендентов на очный отбор или отказе в дальнейшем участии в конкурсе. Заседания конкурсной комиссии происходили периодически в течение всего процесса проведения конкурса. Претенденты, успешно прошедшие предварительный отбор, приглашались для участия в очном отборе. Проезд, проживание и питание претендентов осуществлялось за счет самих претендентов.

	27 янв – февраль	март	апрель	май	июнь	июль	август	сентябрь
Прием документов	—————							
Заочный этап	—————							
Очный этап:								
• проведение отбора на соответствие психологическим требованиям		—————						
• проведение отбора на соответствие требованиям по физической подготовке		—————						
• проведение отбора на соответствие требованиям по образованию и профессиональной компетентности			—————					
• проведение медицинского освидетельствования претендентов			—————					
• обработка заявлений и документов претендентов на отбор						—————		
Решение комиссии								№ ОК-8 от 5.9.2012

Рис. 1. План-график проведения отбора

На очном этапе проводились следующие процедуры отбора:

- на соответствие психологическим и морально-нравственным требованиям;
- на соответствие требованиям к уровню физической подготовленности;
- на соответствие требованиям к образованию и профессиональной компетентности;
- на соответствие медицинским требованиям.

Открытый конкурс дал возможность получить путевку в космос претендентам, проживающим на всей территории Российской Федерации.

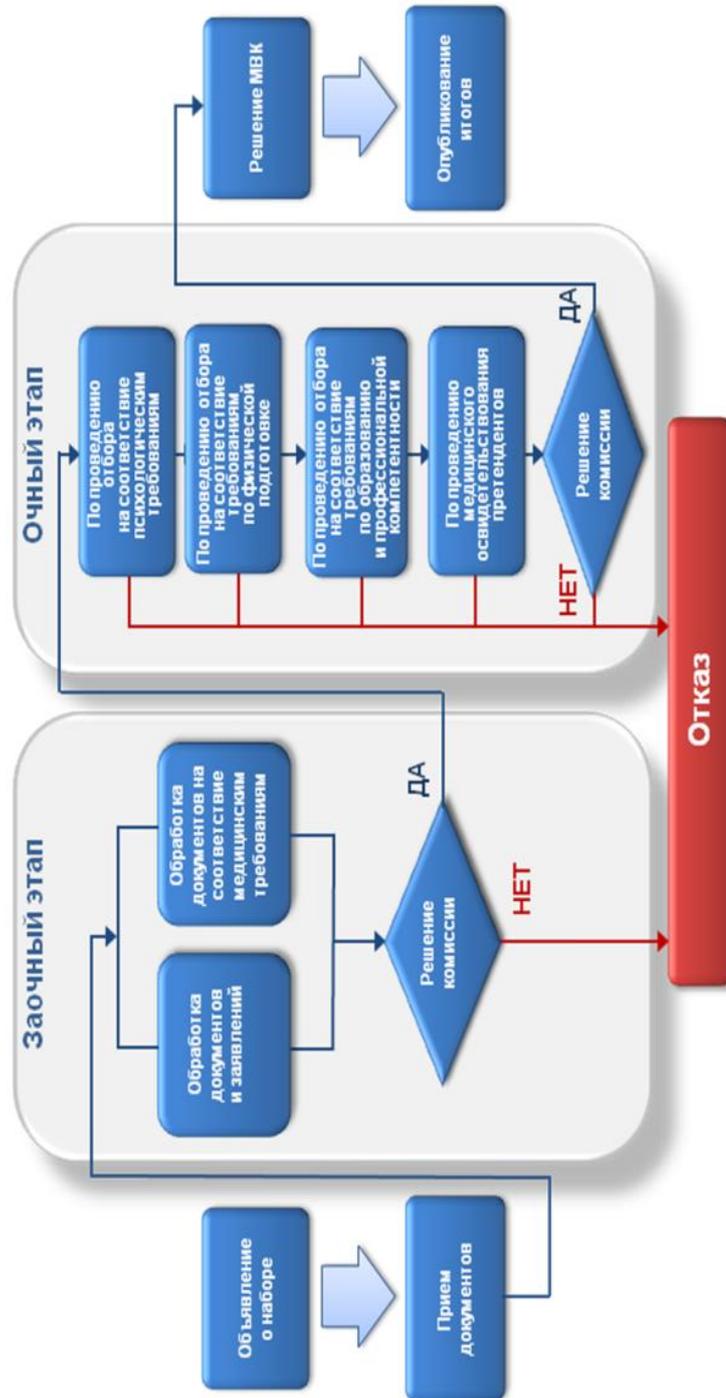


Рис. 2. Блок-схема проведения отбора

Всего в конкурсную комиссию на рассмотрение поступило 304 заявления от лиц, желающих принять участие в конкурсе. При этом большинство претендентов (около 80 %), подававших заявления, проживали в европейской части страны, 12 % представляли Сибирь, 9 % – Урал и 1 % представлял Дальний Восток. Кроме заявлений от граждан Российской Федерации, проживающих на ее территории, в комиссию поступили документы и от семи граждан других стран – Франции, Гонконга, Казахстана, Беларуси.

Из общего числа претендентов более 90 % имели дипломы об окончании вузов, среди них 21 % – окончили два вуза, 4 % – от трех до пяти вузов. В основном претенденты являлись выпускниками вузов гг. Москвы, Санкт-Петербурга, Новосибирска, Казани, Уфы, Екатеринбурга, Краснодара, Самары, Иркутска. В абсолютном большинстве претенденты являлись выпускниками ведущих московских вузов, таких, как МАИ, МГТУ, МФТИ, МГУ. Кроме российских были представлены и дипломы вузов иностранных государств – из гг. Киева, Ужгорода, Витебска, Минска, Алма-Аты, Парижа, Гонконга.

Из общего числа претендентов 20 человек окончили аспирантуру или адъюнктуру, а 10 из них являлись обладателями степени кандидата наук. Среди них 2 кандидата технических наук, 2 кандидата юридических наук, по одному кандидату физико-математических, военных, химических, медицинских, экономических и педагогических наук.

Основными причинами отказа претендентам подкомиссией по обработке заявлений и документов на заочном этапе являлись:

- отсутствие высшего образования;
- отсутствие требуемого опыта работы по специальности;
- превышение допустимого возраста претендента;
- наличие у претендентов оценок ниже «хорошо» по английскому и русскому языкам.

Необходимо отметить, что решение по каждому претенденту принималось подкомиссией индивидуально и выход за границы какого-либо требования (за исключением отсутствия высшего образования) не приводил однозначно к отказу претенденту.

На рассмотрение подкомиссии по проведению медицинского освидетельствования претендентов поступило 220 пакетов медицинских документов, при этом 114 претендентов не прошли отбор по медицинским показателям. Структура заболеваемости претендентов приведена на рис. 3.

В процессе отбора на этапе рассмотрения медицинской документации было обращено внимание на то, что значительное число претендентов, почти 50 %, признавалось не годными по стоматологическим заболеваниям. И если раньше, при предыдущих отборах, ведущей патологией было заболевание пародонта, то в данном случае отмечалась кариозная болезнь.

Второе место по заболеваемости на этапе рассмотрения медицинской документации занимала терапевтическая патология, третье место по заболеваемости занимали болезни органа зрения.

Данное распределение заболеваний было характерно для всех участников конкурса и не зависело от территории их проживания.

Таким образом, по результатам работы подкомиссии по обработке заявлений и документов претендентов на отбор и подкомиссии по проведению медицинского освидетельствования претендентов к прохождению очного этапа был допущен 51 претендент.



Рис. 3. Структура заболеваемости претендентов

### Результаты открытого конкурса по отбору кандидатов в космонавты на соответствие требованиям по физической подготовленности

В ходе отбора кандидатов в космонавты 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 [14], исходя из результатов выполнения претендентами специально подобранных физических упражнений.

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

Основные итоги отбора кандидатов в космонавты по физической подготовленности, проведенного на основе первого открытого конкурса, характеризуют следующие расчетные данные.

Требуемый уровень физической подготовленности из 42 претендентов показал 21 человек, в том числе:

- из 36 мужчин – 19 человек, из 6 женщин – 2 человека;
- из 4 военных летчиков-мужчин – 3 человека, из 38 гражданских специалистов – 16 мужчин и 2 женщины.

Претендентов, не прошедших отбор по физической подготовленности, особо отличает крайне низкая выносливость – ее средний уровень почти в 4 раза меньше, чем у отобранных кандидатов в космонавты.

В ходе отбора, как и ранее, наилучшие физические способности продемонстрировали военные летчики – 75 % из них прошли отбор по физической подготовленности, средний уровень их физической подготовленности был заметно выше, чем у претендентов других категорий.

### **Результаты психологического отбора кандидатов в космонавты**

Целью профессионального психологического отбора являлось выявление индивидуально-психологических качеств и свойств личности кандидатов в космонавты.

Среди основных его задач необходимо назвать:

- исследование индивидуальных психических качеств и личностных особенностей обследуемых;
- выявление индивидуально-характерологических свойств обследуемых;
- оценка степени развития профессионально-важных психологических качеств (восприятие, внимание, память, этническая толерантность).

Работа комиссии состояла из нескольких этапов:

- беседа с председателем подкомиссии;
- стандартизованное интервью с психологом;
- исследование индивидуальных личностных свойств и особенностей психики кандидатов в космонавты;
- исследование профессионально важных психологических качеств кандидатов в космонавты;
- обработка полученных результатов и подготовка заключения.

Результаты психологического отбора:

- общее число претендентов – 44 чел.;
- признано годными – 23 чел.;
- признано не годными – 21 чел.

Анализ результатов психологического отбора кандидатов в космонавты показывает, что основными причинами отказа претендентам в дальнейшем участии в конкурсе явились следующие:

- отсутствие устойчивой мотивации;
- черты слабого типа высшей нервной деятельности;
- неадекватный уровень личных притязаний;
- тревожность с психической напряженностью, внушаемостью, мнительностью; эгоцентрическая направленность личностных интересов;
- неспособность работать качественно и продуктивно в условиях дефицита времени, низкая помехоустойчивость;
- конфликтность;
- разбросанность и неустойчивость интересов;
- плохая способность оперирования пространственными представлениями; эмоциональная неустойчивость.

При этом следует подчеркнуть, что представленные причины были отмечены у неотобранных претендентов как в единственном случае, так и вместе с некоторыми другими из перечисленных.

Отсутствие устойчивой мотивации к профессии космонавта у претендента является важнейшей причиной его негодности и отстранения от прохождения дальнейшей процедуры отбора.

Следующей причиной негодности при проведении отбора 2012 года можно назвать наличие признаков слабого типа высшей нервной деятельности у претендентов.

### **Результаты отбора по требованиям к образованию и профессиональной компетентности**

Данный вид отбора предполагал выполнение следующих элементов:

- знакомство с документами претендента;
- заслушивание доклада психолога;
- заслушивание мотивационного эссе;
- проведение собеседования по вопросам профессиональной компетентности и дисциплинам образовательного уровня.

Каждый из претендентов подготавливал и предоставлял в конкурсную комиссию мотивационное эссе на тему: «Почему я выбираю профессию космонавта». В данном документе рекомендовалось отразить:

- профессиональные, личностные цели;
- цели и задачи подготовки космонавта (с точки зрения автора);
- какую проблему или задачу, стоящую перед космонавтикой, наукой и техникой, предлагает решить автор, используя опыт, полученный во время профессиональной деятельности;
- краткое описание предлагаемого подхода к ее решению.

За сутки до проведения собеседования каждому претенденту вручалось задание, связанное с изучением функционирования какой-либо бортовой системы корабля. В процессе проведения собеседования претендент должен был изложить принципы ее функционирования. Собеседование с претендентом осуществлялось в течение 4–4,5 часов и предполагало постановку ему вопросов по дисциплинам разделов профессиональной компетентности и образовательного уровня в рамках тех требований, которые указывались на сайте.

Оценивание по русскому языку проводилось по результатам написания диктанта в соответствии с требованиями, предъявляемыми министерством образования к объему текста и учету имеющихся в нем орфографических и пунктуационных ошибок. Проверка знания персонального компьютера и умений работать с ним осуществлялась путем постановки претенденту конкретных практических задач. По остальным элементам собеседования члены комиссии оценивали устные ответы претендента. Оценки по каждому элементу собеседования, выставляемые членами комиссии, предполагали использование десятибалльной шкалы. Для определения важности (значимости) каждого элемента собеседования экспертным путем определялись поправочные коэффициенты в пределах от 0 до 1, что позволяло затем производить суммирование оценок, выставляемых каждым членом комиссии по всем элементам контроля для конкретного претендента. Максимальное количество баллов, которое мог получить претендент, составляло 110, а условием прохождения на следующий этап отбора являлось получение суммарной оценки не менее 70 баллов.

В результате проведения отбора по требованиям к образованию и профессиональной компетентности из 30 претендентов данный рубеж смогли преодолеть 20. Анализ результатов отбора на данном этапе показал, что итоговые оценки претендентов существенно различаются по отдельным дисциплинам. Максимальное количество баллов у всех претендентов было получено по знанию персонального компьютера, а минимальное – по физике, математике, английскому языку и литературе. Интерес представляет соотношение положительных оценок по профессиональной компетентности и образовательному отбору среди претендентов, поступавших на очный отбор, и отобранных кандидатов (рис. 4).

Предмет оценки	Диапазон баллов (6,6-10)	
	Претенденты, поступившие на очный отбор	Отобранные претенденты (8 чел.)
<b>Профессиональная компетентность</b>		
Осведомленность в области истории мировой и отечественной космонавтики	60	87,5
Общие знания в области основ пилотируемой космонавтики	43	87,5
Способность к изучению космической техники; ▪ Умение разбираться в основах и принципах построения технических систем; ▪ Умение запоминать техническую информацию и технические характеристики	70	87,5
Опыт работы в авиационной и ракетно-космической промышленности, опыт испытательной работы, опыт операторской деятельности	60	87,5
<b>Образовательный уровень</b>		
Русский язык	56	100
Литература	40	62,5
Физика	33	50
Математика	40	75
Английский язык	39	50
Персональные компьютеры. Интернет	80	100
Культурология	40	62,5

Рис. 4. Соотношение положительных оценок по профессиональной компетентности и образовательному уровню

Анализ соотношения данных оценок по образовательному уровню указывает на превышение их у отобранных кандидатов в 1,5 раза по физике, культурологии, литературе и в 2 раза по математике. Соотношение оценок по профессиональной компетентности указывает на превышение их значений по основам пилотируемой космонавтики в 2 раза, осведомленности в области истории мировой и отечественной космонавтики, а также опыту работы в авиакосмической отрасли – в 1,5 раза.

Анализ оценок, полученных претендентами 2012 года на очном этапе по английскому и русскому языкам, показывает, что они незначительно коррелируют с оценками по данным дисциплинам, указанными в документах об образовании претендентов (аттестате и дипломе). Лишь в 30 % случаев полученные в процессе отбора оценки по знанию английского языка совпадали с указанными в приложении к диплому, в 60 % случаев они были ниже их, и только в 10 % превышали.

Аналогичная тенденция отмечается и при анализе оценок, полученных по русскому языку (диктанту): в 20 % случаев они совпадали с указанными в аттестате, 70 % были ниже, и только в 10 % превышали их. Данную тенденцию можно объяснить тем, что со времени аттестации претендентов по русскому языку прошло 10–12 лет, а по английскому 8–10 лет, и значимость указанных в документах оценок уменьшается.

### Результаты отбора кандидатов в космонавты по медицинским требованиям

В процессе медицинского отбора решались следующие задачи:

- определение годности по состоянию здоровья и психофизиологическим качествам к специальным тренировкам по программе подготовки к космическим полетам;

- выявление уровня функционального состояния и его динамики под влиянием физических нагрузок, факторов космического полета, моделируемых в лабораторных условиях на различных стендах, а также других воздействий;
- выявление и профилактика заболеваний, которые могут быть причиной дисквалификации или помешать выполнению функциональных обязанностей;
- накопление и обобщение данных медицинских исследований для совершенствования отбора и подготовки космонавтов.

На данном этапе отбора претенденты проходили обследования у клинических специалистов на базе ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»: терапевта, хирурга, офтальмолога, отоларинголога, стоматолога и невролога. На этапе очного осмотра структура заболеваемости у претендентов изменилась. Наибольшее число отрицательных решений по дальнейшему обследованию кандидатов принималось по заболеваниям ЛОР-органов. Второе место занимали хирургические болезни, а третье – заболевания внутренних органов.

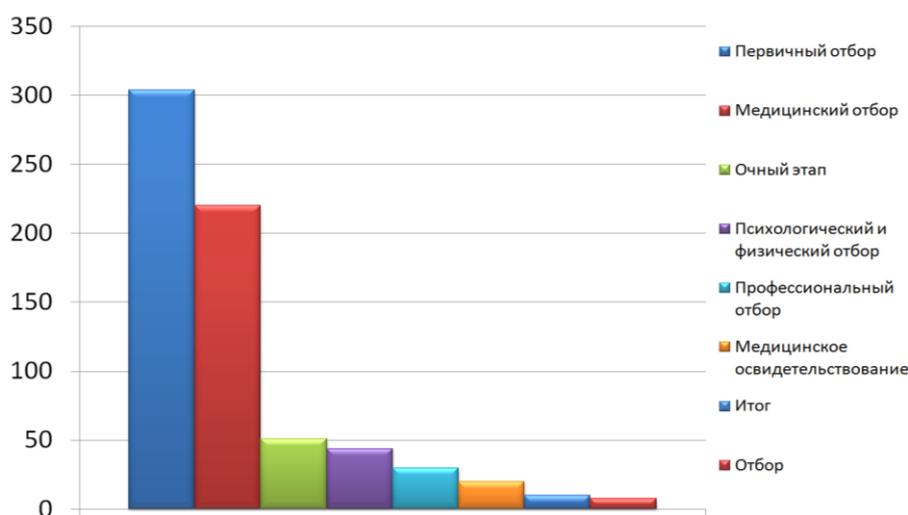


Рис. 5. Количество претендентов на различных этапах

В процессе работы подкомиссий на этапе очного отбора происходило дальнейшее сокращение числа претендентов. Количество претендентов на различных этапах отбора приведено на рис. 5. Соотношение показателей претендентов на различных этапах отбора приведено на рис. 6. Анализ оцениваемых характеристик претендентов по мере прохождения этапов позволил выявить следующие тенденции:

- увеличивалось число претендентов, имеющих инженерное образование и сокращалось число претендентов с гуманитарным образованием;
- возрастало число претендентов, являющихся представителями авиакосмической отрасли;
- соотношение претендентов из числа гражданских и военнослужащих оставалось практически постоянным, при этом абсолютное большинство составляли гражданские специалисты (около 87 % от общего числа претендентов);

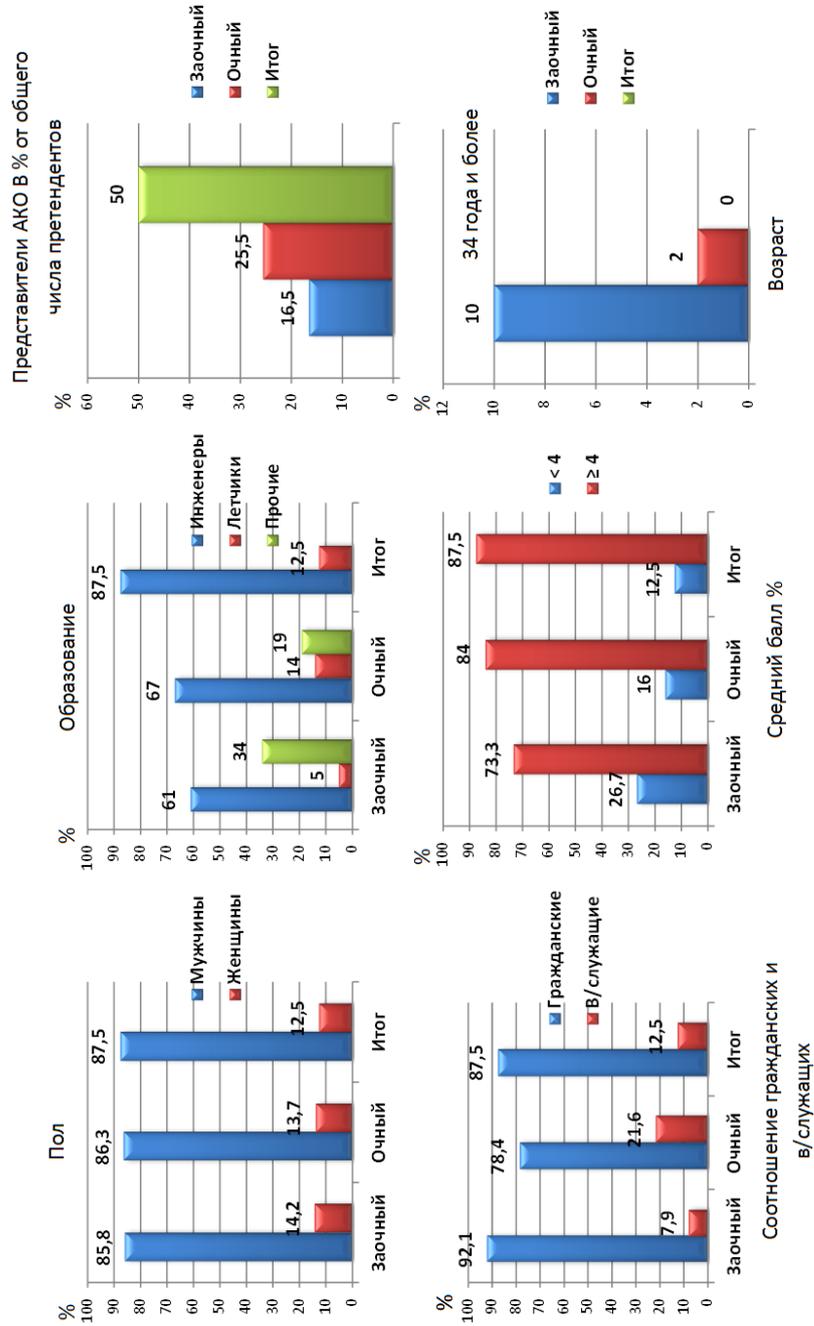


Рис. 6. Соотношение показателей претендентов на различных этапах отбора

- увеличивалось число претендентов, имеющих средний балл по диплому вуза 4 и выше;
- практически не изменялось соотношение мужчин и женщин среди претендентов, при этом преобладающим являлось присутствие мужчин (87 %).

По окончании процедур профотбора конкурсная комиссия осуществляла анализ результатов тестирования и обследования кандидатов.

Из числа лиц, удовлетворяющих всем предъявляемым требованиям, было отобрано 8 претендентов с наилучшими результатами для представления в Межведомственной комиссии по отбору космонавтов и их назначению в составы экипажей пилотируемых кораблей и станций (МВК):

1. Федяев Андрей Валерьевич
2. Игнатов Игнат Николаевич
3. Корсаков Сергей Владимирович
4. Блинов Олег Владимирович
5. Петелин Дмитрий Александрович
6. Чуб Николай Александрович
7. Дубров Петр Валерьевич
8. Кикина Анна Юрьевна

Решением конкурсной комиссии № ОК-8 от 05.09.2012 г. представленный перечень претендентов был утвержден.

Анализ проведения открытого конкурса показывает, что отобранные в 2012 году кандидаты в космонавты (8 человек) отвечают требованиям, предъявленным к претендентам Роскосмосом, и являются наиболее достойными из всех, участвовавших в конкурсе.

В то же время анализ опыта первого конкурсного отбора кандидатов в космонавты позволяет сформулировать ряд предложений по совершенствованию как отбора в целом, так и отдельных его элементов. Эти предложения прежде всего направлены на существенное увеличение числа претендентов, участвующих в конкурсе, на совершенствование базовых организационно-методических документов, требований к претендентам, а также более широкое внедрение новых методик отбора.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Временное положение по проведению открытого конкурса по отбору кандидатов в космонавты в 2012 году (утверждено Руководителем ФКА 23 декабря 2011 г.).
- [2] Государственная программа Российской Федерации «Космическая деятельность России на 2013–2020 годы» от 28.12. 2012 г. № 2594-р.
- [3] Гражданский кодекс Российской Федерации – М., 1996. – 378 с.
- [4] Закон Российской Федерации «О космической деятельности» от 20.08.1993 № 147-ФЗ.
- [5] Закон Российской Федерации «Об образовании» от 10.07.1992 № 3266-1.
- [6] Крючков Б.И. Отбор космонавтов для многоразовых многоместных ПКА // Сборник тезисов шестой Международной научно-практической конференции «Пилотируемые полеты в космос». – Звездный городок, 2005.
- [7] Крючков Б.И. Результаты отбора командиров экипажей по программе МКС // Материалы 31 общественно-научных чтений, посвященных памяти Ю.А. Гагарина – г. Гагарин, 2005, – Ч. 2. – С. 49–61.
- [8] Крючков Б.И., Богдашевский Р.Б. Психолого-профессиональный портрет командира экипажа МКС // Материалы 30 Международных научно-общественных чтений, посвященных памяти Ю.А. Гагарина, 9–12 марта 2004 г.

- [9] Крикалёв С.К., Крючков Б.И., Курицын А.А. 50 лет пилотируемых полетов в космос: анализ и перспективы развития // Материалы научных чтений памяти К.Э. Циолковского «К.Э. Циолковский и будущее космонавтики» – Калуга: «Эйдос», 2011.
- [10] Крючков Б.И., Курицын А.А. Методические аспекты проведения наборов в отряд космонавтов // Сборник материалов космического форума 2011, посвященного 50-летию полета в космос Ю.А. Гагарина – М.: ИМБП РАН, 2011.
- [11] Крючков Б.И., Воробьев Г.И., Харламов М.М. и др. О концепции пролонгированного отбора космонавтов // Материалы 39 научных чтений, посвященных памяти К.Э. Циолковского. – Калуга, 2004. – С. 221–222.
- [12] Крючков Б.И., Замалетдинов И.С., Юзов Н.И. Психологические основы подготовки космонавтов к внекорабельной деятельности // Труды 29 чтений, посвященных разработке научного наследия и развития идей К.Э. Циолковского. – Калуга, 1995. – С. 11–19.
- [13] Крикалёв С.К., Крючков Б.И., Курицын А.А. Пилотируемые полеты: от Ю.А. Гагарина к МКС и полетам в дальний космос // Наука и технологии в промышленности. – Вып. № 1. – 2012.

УДК 629.7.076.66

## АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ВРЕМЕНИ ЗАПУСКА ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ НА ОБЕСПЕЧЕНИЕ УСЛОВИЯ КОМПЛАНАРНОСТИ ОРБИТ ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ И СТАНЦИИ ПРИ ИХ ВСТРЕЧЕ

В.Г. Корзун, А.А. Митина, А.Т. Митин, Р.Ф. Муртазин

Герой Российской Федерации, летчик-космонавт РФ В.Г. Корзун; канд. техн. наук А.А. Митина; канд. техн. наук, старший научный сотрудник, доцент А.Т. Митин (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

Канд. техн. наук Р.Ф. Муртазин (РКК «Энергия» имени С.П. Королёва)

Рассматриваются условия, обеспечивающие компланарность орбит транспортного корабля и станции при решении задачи встречи на орбите; влияние взаимного углового положения станции и транспортного корабля на продолжительность фазирования; орбиты станции и транспортного корабля при компланарном и некомпланарном запусках. Дается сравнительная количественная оценка времени запуска транспортного корабля при двухсуточной, суточной и быстрой (четырёхвитковой) схемах сближения, обеспечивающего компланарность орбит станции и транспортного корабля в момент их встречи.

**Ключевые слова:** встреча космических аппаратов на орбите, компланарные орбиты, начальный угол фазирования, орбита ожидания, время фазирования, угол некомпланарности орбит, время запуска, односуточная и двухсуточная схемы сближения, быстрая (четырёхвитковая) схема сближения.

### **Analysis of the Impact of the Time of Launching Transport Spacecraft to Ensure the Coplanarity of the Orbits of Spacecraft and the Space Station When Approaching. V.G. Korzun, A.A. Mitina, A.T. Mitin, R.F. Murtazin**

The paper considers conditions that ensure the coplanarity of the orbits of the two spacecraft (one of which is the space station) when solving the problems of rendezvous; the impact of their mutual angular position on the phasing duration; the orbits of the station and spacecraft at the coplanar and non-coplanar launches. Also, it presents the comparative quantitative assessment of the launch time of spacecraft in accordance with the two-day, one-day and short (four revolutions) scheme of rendezvous operations to ensure the coplanarity of the orbits of the two spacecraft.

**Keywords:** meeting of the two spacecraft in orbit, coplanar orbits, initial phase angle, parking orbit, time phasing, angle of orbital noncoplanarity, launch time, one- and two-day scheme of the docking approach, short (four revolutions) scheme of the docking approach.

Одной из важных проблем космического полета является решение задачи встречи двух космических аппаратов на орбите, в частности, встречи транспортного корабля (ТК) и орбитальной станции (ОС). Решается эта задача на основе определения времени старта ТК для его последующего сближения с ОС с оптимальным расходом топлива.

Для решения этой задачи необходимо рассчитать параметры переходной орбиты фазирования и управляющих импульсов скорости таким образом, чтобы ТК и ОС одновременно прибыли в заданную точку встречи, а их орбиты были компланарными, т.е. их плоскости совпадали. Требование компланарности исходит из обеспечения минимальных затрат рабочего тела ТК при доставке экипажа на борт ОС. Одновременное прибытие в заданную точку встречи является основным требованием, предъявляемым к этапу сближения ТК и ОС. Иными словами, решается задача межорбитального перехода ТК с одной орбиты на другую.

Такая встреча может быть осуществлена при определенном значении взаимного положения ОС и ТК на орбитах в момент выдачи заключительного (при-

цельного) импульса скорости достижения орбиты станции. Это положение определяется начальным углом фазирования ( $\Phi_0$ )<sup>1</sup>.

Начальный фазовый угол определяет взаимное угловое положение ТК и ОС в момент выдачи импульса скорости достижения орбиты станции. Для высот полета 250–400 км он может равняться 2–4°. В момент же вывода ТК на опорную орбиту взаимное угловое положение ОС и ТК может составлять величину, равную 360°, и даже превышать ее. Поскольку ТК и ОС изначально находятся на разных орбитах и движутся с разными угловыми скоростями, то с течением времени фазовый угол между ними будет меняться. Время, в течение которого взаимное угловое положение ТК и ОС изменяется до начального угла фазирования, называется временем фазирования.

Продолжительность фазирования может изменяться в широких пределах.

В том случае, если фазирование ТК и станции на орбите выполняется в течение одного-двух витков полета, то запуск ТК на орбиту должен быть выполнен практически в тот момент, когда плоскость орбиты станции пройдет через точку старта ТК.

Односуточная и двухсуточная схемы сближения предусматривают фазирование транспортного корабля и станции в течение одних или двух суток соответственно. В этих условиях старт ТК для доставки экипажа на борт станции выполняется таким образом, чтобы плоскость орбиты станции располагалась в момент старта на несколько градусов западнее точки старта ТК, то есть запуск ТК выполняется спустя несколько минут после прохода плоскости орбиты станции через точку запуска ТК.

Если бы гравитационное поле Земли было центральным, то время запуска ТК в этом случае не зависело бы от продолжительности фазирования ТК на орбите ожидания. Запуск ТК осуществлялся бы в момент прохождения плоскости орбиты станции точки старта ТК. При этом выполнялось бы требование компланарности при встрече транспортного корабля и станции. Но гравитационное поле Земли не является центральным. Поэтому плоскости орбит КА изменяют свое положение в пространстве, т.е. прецессируют. Угловая скорость прецессии плоскости орбиты космического аппарата  $\dot{\Omega}$  определяется следующими параметрами: коэффициентом нецентральности гравитационного поля Земли  $I^2$ ; угловой скоростью обращения космического аппарата по орбите  $\omega_{КА}$  ( $\omega_{КА} = \frac{360^\circ}{T}$ , град/мин);

периодом обращения КА по орбите  $T$  ( $T = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{a^3}{K}}$ , мин); наклоном орбиты

$i$  (град); фокальным параметром орбиты  $P$  ( $P = \frac{2 \cdot r_A \cdot r_{II}}{r_A + r_{II}}$ ).

<sup>1</sup> Разность между угловым положением ТК и станцией называется углом фазирования (фазовым углом). За начало его отсчета принимают положение ТК, находящегося на внутренней орбите. Отсчитывается этот угол по направлению движения.

<sup>2</sup> Коэффициент нецентральности гравитационного поля Земли [1] равен

$$I = 6,6646 \cdot 10^4 \text{ км}^2.$$

Угловая скорость прецессии плоскости орбиты космического аппарата равна

$$\dot{\Omega} = -I \cdot \frac{\omega_{КА}}{P^2} \cdot \cos i, \text{ град/мин.}$$

Из этого равенства видно, что угловая скорость прецессии плоскости орбиты космического аппарата с увеличением высоты полета уменьшается.

Транспортный корабль и станция при фазировании выполняют полет на разных высотах, следовательно, плоскости их орбит со временем будут смещаться относительно друг друга. Т.е. компланарность орбит ТК и станции, выполненная во время старта транспортного корабля, будет утеряна. Угол некомпланарности  $\gamma^3$  со временем полета космических аппаратов будет расти.

Угловая скорость относительного смещения плоскостей орбит транспортно-го корабля и станции равна

$$\Delta\dot{\Omega} = \dot{\Omega}_T - \dot{\Omega}_C = -I \cdot \left( \frac{\omega_T}{P_T^2} - \frac{\omega_C}{P_C^2} \right) \cdot \cos i,$$

где  $\dot{\Omega}_T$  – угловая скорость прецессии плоскости орбиты ТК;  $\dot{\Omega}_C$  – угловая скорость прецессии плоскости орбиты станции;  $\omega_T$  – угловая скорость обращения ТК по орбите;  $\omega_C$  – угловая скорость обращения станции по орбите;  $P_T$  – фокальный параметр орбиты ТК;  $P_C$  – фокальный параметр орбиты станции; где  $i$  – наклонение орбит транспортного корабля и станции ( $i = i_T = i_C$ ).

За время фазирования  $t_\phi$  разность  $\Delta\Omega$  прямых восхождений восходящих узлов орбит станции  $\Omega_C$  и транспортного корабля  $\Omega_T$  составит величину, равную

$$\Delta\Omega = \Omega_C - \Omega_T = \Delta\dot{\Omega} \cdot t_\phi.$$

За это же время (время фазирования) угол некомпланарности орбит  $\gamma$  станции и транспортного корабля в момент их сближения на ближнем участке будет равным

$$\gamma = \arccos(\cos^2 i + \sin^2 i \cdot \cos \Delta\Omega),$$

что следует из сферического треугольника  $B_T B_C M$  (рис. 1) в соответствии с теоремой косинуса угла в сферическом треугольнике:

$$\cos \gamma = -\cos i \cdot \cos(180^\circ - i) + \sin i \cdot \sin(180^\circ - i) \cdot \cos(\Omega_C - \Omega_T).$$

---

<sup>3</sup> Угол  $\gamma$  между плоскостями орбит космических аппаратов, совершающих полет вокруг одного небесного тела, называется углом некомпланарности. Если плоскости орбит космических аппаратов совпадают, то орбиты называются компланарными, тогда угол некомпланарности равен  $\gamma = 0^\circ$ .

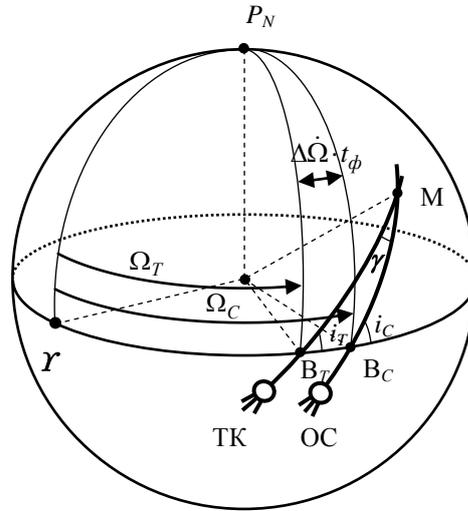


Рис. 1. Орбиты станции и транспортного корабля в момент их ближнего сближения при компланарном запуске транспортного корабля

( $P_N$  – северный полюс небесной сферы;  $M$  – точка пересечения плоскостей орбиты транспортного корабля и станции, в которой прилагается боковой управляющий импульс скорости поворота плоскости орбиты транспортного корабля, обеспечивающий компланарность орбит;  $\gamma$  – точка весеннего равноденствия;  $B_T$  – восходящий узел орбиты транспортного корабля;  $B_C$  – восходящий узел орбиты станции; ТК – транспортный корабль; ОС – станция)

Для обеспечения компланарности орбит станции и ТК в момент их сближения<sup>4</sup> необходимо транспортному кораблю сообщить боковой управляющий импульс скорости поворота плоскости орбиты транспортного корабля, равный

$$\Delta V_B = 2 \cdot \sqrt{\frac{K}{P_T}} \cdot \sin \frac{\gamma}{2} \cdot (1 + e \cdot \cos \vartheta),$$

где  $K$  – гравитационный параметр Земли ( $K = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ );  $e$  – эксцентриситет орбиты транспортного корабля;  $\vartheta$  – истинная аномалия точки приложения бокового управляющего импульса скорости поворота плоскости орбиты транспортного корабля.

Этот импульс скорости обеспечит совпадение плоскостей орбит станции и транспортного корабля.

Для оценки возможности двухсуточной схемы сближения транспортного корабля и станции обеспечения компланарности орбит в момент сближения представляется полезным рассмотреть конкретные условия запуска транспортного корабля в моменты: прохождения плоскости орбиты станции точки старта ТК и запуска транспортного корабля с отклонением по времени от прохождения плоскости орбиты станции точки старта ТК.

<sup>4</sup> Определяется началом режима «Захват» радиотехнической системы «Курс»: расстояние между ТК и станцией равно 150–180 км.

Оценка особенностей двухсуточной схемы сближения (время фазирования равно двум суткам) дается для условий, когда станция движется по круговой орбите наклонением  $51^\circ$  и высотой 400 км, а транспортный корабль выводится на орбиту ожидания высотой 250 км и наклонением  $51^\circ$  в момент прохождения плоскости орбиты станции через точку старта ТК.

Относительная угловая скорость прецессии плоскостей орбит станции и транспортного корабля для этих условий равна

$$\Delta\dot{\Omega} = -I \cdot \left( \frac{\omega_T}{p_T^2} - \frac{\omega_C}{p_C^2} \right) \cdot \cos i = -6,6646 \cdot 10^4 \cdot \left( \left[ \frac{360^\circ}{89,4 \cdot 6621^2} - \frac{360^\circ}{92,4 \cdot 6771^2} \right] \right) \cdot \cos 51^\circ =$$

$$= -2,8846 \cdot 10^{-4} \text{ град/мин.}$$

Разность прямых восхождений восходящих узлов орбит транспортного корабля и станции при ближнем сближении равна

$$\Delta\Omega = \Omega_T - \Omega_C = \Delta\dot{\Omega} \cdot t_{\phi} = 2,8846 \cdot 10^{-4} \cdot 2880 = 0,8307 \text{ град.}$$

Угол некомпланарности орбит станции и транспортного корабля при ближнем сближении равен

$$\gamma = \arccos(\cos^2 i + \sin^2 i \cdot \cos \Delta\Omega) =$$

$$= \arccos(\cos^2 51^\circ + \sin^2 51^\circ \cdot \cos 0,8307^\circ) = 1 \text{ град } 10 \text{ усл.мин.}$$

Величина бокового управляющего импульса скорости для перехода на компланарные орбиты для малых углов некомпланарности круговых орбит равна

$$\Delta V_B = \sqrt{\frac{K}{r_T}} \cdot \frac{\gamma}{57,3} = \sqrt{\frac{398600}{6621}} \cdot \frac{1,17}{57,3} = 0,158 \text{ км/с.}$$

Следовательно, если выполнить запуск транспортного корабля в момент времени, когда плоскость орбиты станции проходит через точку старта ТК, то для обеспечения компланарности орбит при ближнем сближении потребуется боковой управляющий импульс скорости, равный 158 м/с (при двухсуточной схеме сближения), что составляет 35 % всего запаса характеристической скорости транспортного корабля.

Чтобы существенно снизить расход рабочего тела на обеспечение компланарности орбит при сближении, необходимо осуществить запуск транспортного корабля позже того времени, когда плоскость орбиты станции пройдет точку старта ТК.

Если временное отклонение запуска транспортного корабля от времени прохождения плоскостью орбиты станции точки старта ТК равно  $t_0$ , то за это время плоскость орбиты станции по отношению точки старта ТК сместится на запад на величину, равную  $(\omega_3 + \dot{\Omega}_C) \cdot t_0$  (рис. 2).

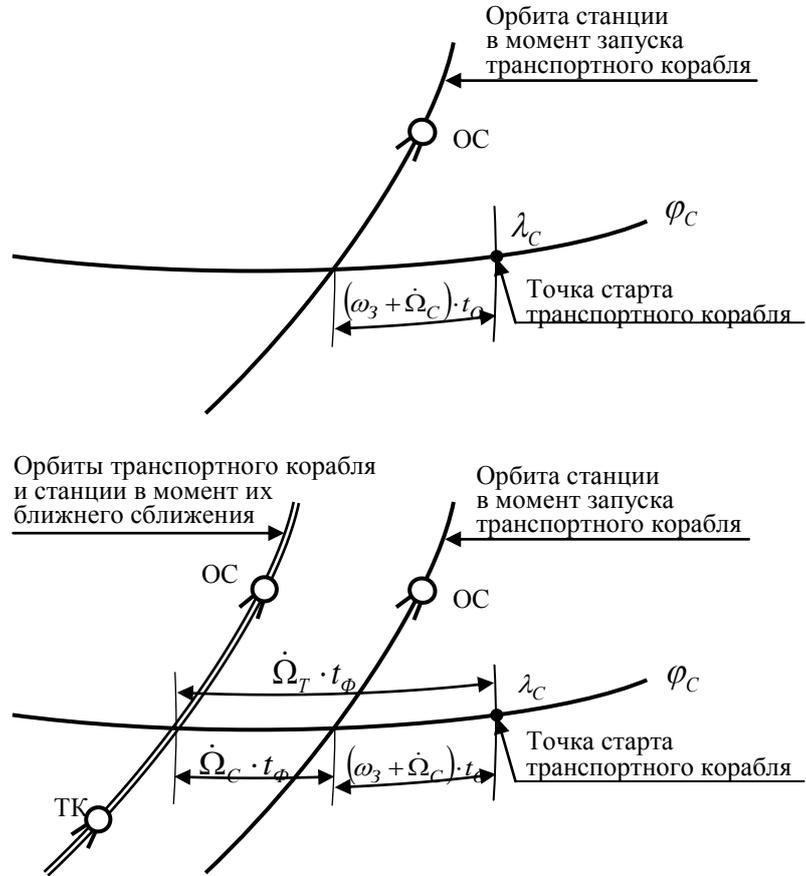


Рис. 2. Орбиты станции и транспортного корабля при некомпланарном запуске транспортного корабля

При этом время запуска ТК на исходную орбиту будет равно

$$t_3 = t_{II} + t_0,$$

где  $t_{II}$  – время прохождения плоскости орбиты станции через точку старта ТК;  $t_0$  – отклонение времени запуска ТК от момента прохождения орбиты станции точки старта ТК.

Отклонение времени запуска ТК от момента прохождения плоскости орбиты станции через точку старта ТК определяется угловыми скоростями прецессий плоскостей орбит станции  $\dot{\Omega}_T$  и ТК  $\dot{\Omega}_C$ , временем фазирования  $t_\phi$ . Следует отметить, что за время фазирования плоскости орбит станции и ТК повернутся на углы, равные  $\dot{\Omega}_C \cdot t_\phi$  и  $\dot{\Omega}_T \cdot t_\phi$  соответственно. Плоскость орбиты станции за

время  $t_0$  от момента ее прохождения через точку старта ТК до момента старта ТК повернется на запад еще на угол, равный  $(\dot{\Omega}_C + \omega_3) \cdot t_0$ .

Суммарный угол поворота плоскости орбиты станции в пространстве от момента ее прохождения точки старта ТК до момента перехода ТК на орбиту станции будет равен  $(\omega_3 + \dot{\Omega}_C) \cdot t_0 + \dot{\Omega}_C \cdot t_\Phi$ .

Этот угол поворота плоскости орбиты станции равен углу поворота плоскости орбиты ТК за время его фазирования, а именно:

$$(\omega_3 + \dot{\Omega}_C) \cdot t_0 + \dot{\Omega}_C \cdot t_\Phi = \dot{\Omega}_T \cdot t_\Phi.$$

Следовательно, отклонение времени запуска  $t_0$  транспортного корабля от момента прохождения плоскости орбиты станции над точкой его старта, обеспечивающее компланарность орбит станции и транспортного корабля при их встрече, равно

$$t_0 = \frac{\dot{\Omega}_T - \dot{\Omega}_C}{\omega_3 + \dot{\Omega}_C} \cdot t_\Phi,$$

где  $\omega_3$  – угловая скорость вращения Земли ( $\omega_3 = 0,2507$  град/мин).

Исходя из вышеприведенных рассуждений следует, что время запуска ТК, при котором на этапе ближнего наведения плоскости орбит станции и транспортного корабля будут компланарны, определяется выражением

$$t_3 = t_{II} + t_0 = t_{II} + \frac{\dot{\Omega}_T - \dot{\Omega}_C}{\omega_3 + \dot{\Omega}_C} \cdot t_\Phi.$$

Учитывая, что угловая скорость вращения Земли значительно превышает угловую скорость прецессии плоскости орбиты станции  $\omega_3 \gg \dot{\Omega}_C$ , то для определения отклонения времени запуска ТК от момента прохождения плоскости орбиты станции над точкой его старта можно использовать выражение

$$t_0 = \frac{\dot{\Omega}_T - \dot{\Omega}_C}{\omega_3} \cdot t_\Phi.$$

Для сравнительной количественной оценки времени запуска ТК при суточной, двухсуточной и быстрой (четырёхвитковой) схемах сближения, которое обеспечивает компланарность орбит станции и транспортного корабля в момент ближнего сближения, были рассмотрены особенности определения этого времени. Оценка проводилась, исходя из условий, что в 12 часов московского времени плоскость орбиты станции, движущейся по круговой орбите высотой 400 км и наклоном орбиты  $51^\circ$ , прошла точку старта ТК ( $t_{II} = 12$  ч). Транспортный корабль выводится на орбиту ожидания высотой 250 км и наклоном  $51^\circ$ .

**Суточная схема сближения**

Угловая скорость прецессии плоскости орбиты ТК для заданных условий равна

$$\dot{\Omega}_T = -I \cdot \frac{\omega_T}{P_T^2} \cdot \cos i = -6,6646 \cdot 10^4 \cdot \frac{360}{89,4 \cdot 6621^2} \cdot \cos 51^\circ = 0,00385 \text{ град/мин} \cdot$$

Угловая скорость прецессии плоскости орбиты станции равна

$$\dot{\Omega}_C = -I \cdot \frac{\omega_C}{P_C^2} \cdot \cos i = -6,6646 \cdot 10^4 \cdot \frac{360^\circ}{92,4 \cdot 6771^2} \cdot \cos 51^\circ = 0,003564 \text{ град/мин}.$$

Продолжительность фазирования при суточной схеме сближения ТК и станции равна  $t_\phi = 1440 \text{ мин}$ .

Время запуска транспортного корабля с учетом угловой скорости прецессии плоскости орбиты станции равно

$$t_3 = t_{II} + \frac{\dot{\Omega}_T - \dot{\Omega}_C}{\omega_3 + \dot{\Omega}_C} \cdot t_\phi = 12 \text{ ч} + \frac{0,00385 - 0,003564}{0,2507 + 0,003564} \cdot 1440 = 12 \text{ ч } 1 \text{ мин } 37,2 \text{ с}.$$

Без учета угловой скорости прецессии плоскости орбиты станции время запуска транспортного корабля равно

$$t_3 = t_{II} + \frac{\dot{\Omega}_T - \dot{\Omega}_C}{\omega_3} \cdot t_\phi = 12 \text{ ч } 1 \text{ мин } 38,6 \text{ с}.$$

**Двухсуточная схема сближения**

При двухсуточной схеме сближения продолжительность сближения станции и транспортного корабля равна  $t_\phi = 2880 \text{ мин}$ . При всех прочих равных условиях, угловые скорости прецессии плоскостей станции и ТК такие же, как и при односуточной схеме сближения.

Время запуска транспортного корабля с учетом угловой скорости прецессии плоскости орбиты станции равно

$$t_3 = 12 \text{ ч } 3 \text{ мин } 14,4 \text{ с}.$$

Без учета угловой скорости прецессии плоскости орбиты станции время запуска транспортного корабля равно

$$t_3 = 12 \text{ ч } 3 \text{ мин } 17,1 \text{ с}.$$

Исходя из результатов расчета следует, что угловая скорость прецессии плоскости орбиты станции не оказывает значительного влияния на определение времени запуска ТК, обеспечивающего компланарность орбит станции и транспортного корабля в момент сближения, для суточной и двухсуточной схем сближения.

### Быстрая (четырёхвитковая) схема сближения

В настоящее время вследствие совершенствования автономно-навигационного обеспечения ТК стало возможным выполнение сближения транспортного корабля со станцией по четырёхвитковой схеме сближения. В связи с этим представляется целесообразным рассмотреть особенности определения времени запуска транспортного корабля, обеспечивающего компланарность орбит станции и транспортного корабля в момент ближнего сближения, для быстрой схемы сближения.

При быстрой схеме сближения продолжительность фазирования станции и транспортного корабля равна

$$t_{\phi} = N \cdot T_C,$$

где  $N$  – число витков фазирования станции и транспортного корабля на орбите;  $T_C$  – период обращения станции по своей орбите.

Время запуска транспортного корабля  $t_3$  для тех же условий, что и в случаях односуточной и двухсуточной схемах сближения, равно

$$t_3 = t_{II} + \frac{\dot{\Omega}_T - \dot{\Omega}_C}{\omega_3 + \dot{\Omega}_C} \cdot N \cdot T_C = 12 \text{ ч } 25,9 \text{ с}.$$

При быстрой схеме сближения время отклонения запуска транспортного корабля от момента прохождения плоскости орбиты станции точки его старта составляет около 26 секунд.

Следовательно, для обеспечения компланарности орбит станции и ТК при их встрече на орбите, запуск транспортного корабля следует производить позже момента времени, когда плоскость станции проходит точку старта транспортного корабля.

Суточная, двухсуточная и четырёхвитковая схемы сближения нашли свое применение в осуществлении космических полетов.

С 1969 года по 1985 год использовалась односуточная схема сближения космических кораблей (КК) с орбитальными станциями «Салют».

С 1986 года по настоящее время используется двухсуточная схема сближения КК «Союз» к орбитальной станции «Мир» и Международной космической станции (МКС).

Следует отметить, что четырёхвитковая схема сближения успешно использовалась сорок лет назад. В настоящее время возобновили использование четырёхвитковой схемы сближения КК «Союз» и МКС. Прежде чем применять эту схему сближения на КК «Союз», четырёхвитковая схема сближения отработывалась на транспортно-грузовых кораблях ТГК «Прогресс-М».

Каждая из этих схем сближения обладает своими преимуществами и недостатками, но при этом затраты топлива на межорбитальный переход будут одинаковы. Некоторое преимущество четырёхвитковой схемы по затратам топлива получается за счет существенного снижения количества динамических режимов, обеспечивающих построение ориентации и снижения падения высоты из-за аэродинамического сопротивления атмосферы на более коротком по длительности участке фазирования. По результатам полетов трех ТГК «Прогресс» эта экономия

составляет около 20 кг. Кроме того, меньше времени экипаж находится в транспортном корабле, и тем самым меньше потребуются расходных материалов (патронов очистки, воды, пищи, кислорода и т.п.) системы жизнеобеспечения для поддержания жизнедеятельности. Немаловажным фактором при четырехвитковой схеме является и снижение влияния стесненных условий на самочувствие космонавтов.

С другой стороны, двухсуточная схема сближения (как максимальная по длительности из рассмотренных) более устойчива к различным нештатным ситуациям, связанным с неотработкой ТК импульсов сближения.

При выборе схемы сближения необходимо учитывать и развитие вестибулярных расстройств у космонавтов, которые индивидуальны по силе и степени возникновения. Вестибулярные расстройства возникают не сразу при появлении невесомости, не так значительны в первые часы полета и усиливаются со временем. По всей видимости, альтернативой «быстрой» четырехвитковой схеме может быть двухсуточная схема сближения, позволяющая завершить адаптацию космонавтов к невесомости к моменту наступления ответственных операций сближения стыковки ТК с ОС.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Иванов Н.М., Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. – М. Машиностроение, 1986. – 295 с.
- [2] Климук П.И., Митин А.Т., Митина А.А. Навигация и баллистика пилотируемых космических аппаратов. – Звездный городок: РГНИИЦПК имени Ю.А. Гагарина, 2002. – 406 с.
- [3] Муртазин Р.Ф. Баллистическое обеспечение быстрых схем сближения космического корабля с орбитальной станцией // Космонавтика и ракетостроение. – № 4(69). – 2012.

УДК 629.78.03.74

## ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЛАЗЕРНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ НЕПРЕРЫВНОГО ОПТИЧЕСКОГО РАЗРЯДА

А.Р. Бикмучев, А.Г. Саттаров

Канд. техн. наук, научный сотрудник А.Р. Бикмучев  
(ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

Докт. техн. наук, доцент А.Г. Саттаров (Казанский национальный технический университет имени А.Н. Туполева (КНИТУ–КАИ))

В данной статье показано, что в лазерных ракетных двигателях (ЛРД), работающих на основе непрерывного оптического разряда (НОР), использование осесимметричного закрученного противоточного течения позволяет решить многие проблемы, связанные с организацией внутрикамерных процессов. Разработан экспериментальный ЛРД с использованием аналитической формулы, позволяющей определить оптимальные размеры диаметра камеры поглощения к минимальному сечению сопла в зависимости от параметров потока. Проведены «огневые» испытания экспериментального ЛРД на электроразрядном  $\text{CO}_2$ -лазере мощностью 10 кВт. Представлены результаты численного исследования, проведенного с помощью пакета *Fluent*, и расчетов удельного импульса, проведенных методом термодинамического равновесия.

**Ключевые слова:** лазерный ракетный двигатель,  $\text{CO}_2$ -лазер, непрерывный оптический разряд, осесимметричный закрученный противоточный поток, число Россби, термодинамические расчеты, удельный импульс, тяга.

### Investigation of Characteristics of a Laser Rocket Engine Based on Continuous Optical Discharge. A.P. Bikmuchev, A.G. Sattarov

The paper shows that the use of an axisymmetric swirling counterflow allows solving many problems related to the organization of intrachamber processes in laser rocket engines (LREs) that operate on the basis of a continuous optical discharge. An experimental LRE was designed using an analytical formula which permits to determine the optimal diameter of an absorption chamber against the minimal section of a nozzle vs the flow parameters. Firing tests of a pilot LRE were conducted on an electrical discharge  $\text{CO}_2$ -laser power of 10 kW. The paper also presents the results of numerical study carried out using the *Fluent* package and calculations of a specific impulse using the thermodynamic equilibrium method.

**Keywords:** laser rocket engine,  $\text{CO}_2$ -laser, continuous optical discharge, axisymmetric swirling counterflow, Rossby number, thermodynamic calculations, specific impulse, thrust.

Расширение масштабов человеческой деятельности в космическом пространстве, создание и эксплуатация будущих крупногабаритных долговременных орбитальных и лунных комплексов неминуемо приведут в ближайшие десятилетия к значительному увеличению грузопотоков между Землей, околоземными орбитами и Луной [1]. Рост таких грузопотоков потребует, наряду с применяемыми в настоящее время жидкостными и твердотопливными ракетными двигателями, реализации более эффективных способов создания реактивной тяги. Применяемые в настоящее время электрические и плазменные ракетные двигатели (ЭРД) имеют сравнительно высокий удельный импульс и низкую тягу. Химические ракетные двигатели (ХРД), в противоположность ЭРД, характеризуются большой тягой и относительно низким уровнем удельного импульса (рис. 1).

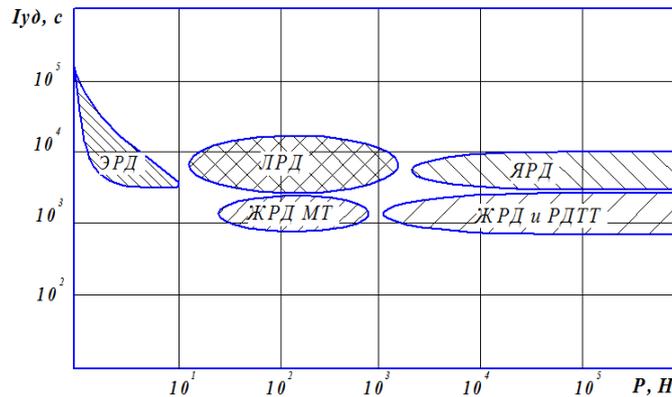


Рис. 1. Сравнение характеристик различных ракетных двигателей  
 ЭРД – электрический ракетный двигатель; ЛРД – лазерный ракетный двигатель;  
 ЯРД – ядерный ракетный двигатель; ЖРД МТ – жидкостный ракетный двигатель малой тяги; РДТТ – ракетный двигатель твердотопливный

В ракетных двигателях с лазерным подогревом рабочего тела (ЛРД) должны достигаться более высокие значения удельного импульса по сравнению с ЖРД. В отличие от последних, где тепловыделение происходит в результате химической реакции (горения), в ЛРД основным механизмом нагрева рабочего тела является поглощение лучистой энергии от подводимого лазерного излучения. Поскольку при использовании лазерной энергии рабочее тело можно нагреть до достаточно высоких температур, то практически достижим удельный импульс, превышающий  $10\,000\text{ м/с}$ . Это позволяет ЛРД считать перспективным типом двигателя при управлении движением космических летательных аппаратов [2].

В настоящее время известны различные схемы организации рабочего процесса, в общем, их можно объединить в две отдельные группы в зависимости от типа применяемого лазера [3, 4].

Первую группу характеризует использование импульсно-периодического (ИП) лазера, который работает в режиме высокочастотной генерации импульсов интенсивного лазерного излучения. Лазерный импульс подается в двигатель со стороны сопла, а его интенсивность должна быть достаточной, чтобы вызвать оптический пробой в малом количестве рабочего тела. При этом образуется высокотемпературная, быстро расширяющаяся плазма. Это плазменное образование, очень похожее на сверхзвуковую взрывную волну, быстро истекает из сверхзвукового сопла, образуя тягу.

Данные идеи развивают ученые – из института лазерной физики Сибирского отделения РАН В.Н. Тищенко и из института общей физики им. А.М. Прохорова РАН В.В. Апполонов. Им принадлежит идея создания в камере поглощения ЛРД квазистационарных импульсных оптических разрядов с частотой до  $150\text{ кГц}$  и более. При этом, в случае выполнения определенных условий, энергия плоской квазистационарной ударной волны эффективно используется для создания тяги [5].

В США наиболее проработанным вариантом лазерной тяги для запуска аппаратов на околоземные орбиты является технология Lightcraft (световой аппарат (по аналогии с воздушным и космическим аппаратами)), разработанная профессо-

ром Ренсселерского института Лейком Мирабо [6]. Первые успешные запуски данного аппарата проводились на полигоне Уайт-Сэнд в штате Нью-Мексико. Сфокусированный луч лазера разогнал демонстрационный макет светового аппарата Lightcraft Technology Demonstrator (LTD) вертикально вверх на высоту 70 м в течение 13 секунд [7].

В эту группу можно также отнести способ организации рабочего процесса, когда рабочим телом является твердое вещество и преобразование энергии осуществляется за счет испарения этого вещества (с образованием ударной волны и без образования). Данный способ создания тяги на основе лазерной абляции впервые был предложен американским ученым Артуром Кантровицем в 1972 году [8].

Исследованием эффективности данного способа организации рабочего процесса применительно к ЛРД занимаются ученые из НИИ Оптико-электронных приборов под руководством Ю.А. Резункова. Они провели летные испытания своей модели аэрокосмического ЛРД на наклонной лабораторной трассе в импульсно-периодическом режиме работы электроионизационного CO<sub>2</sub>-лазера [9].

Вторая группа методов основана на использовании лазера, работающего в непрерывном режиме. Лазерный луч фокусируется в камере двигателя и поглощается рабочим телом, температура которого повышается до нескольких тысяч кельвинов. По своим функциям камера поглощения аналогична камере сгорания ракетного двигателя на химическом топливе рабочее тело, поскольку оно нагрето, истекает из обычного сопла, образуя тягу.

Механизм поглощения лазерного излучения зависит от вида, состава и агрегатного состояния применяемого рабочего тела, и преимущественно поглощение осуществляется при связанно-связанных (фотовозбуждение), связано-свободных переходах (фотоионизация) и в колебательно-вращательных переходах (резонансное поглощение) [10, 11].

Некоторые исследователи [12] в качестве среды, поглощающей энергию лазерного излучения, рассматривали низкотемпературную плазму, образованную в области фокусировки луча в результате возникновения непрерывного оптического разряда, в которой поглощение происходит преимущественно при свободно-свободных переходах, или, формулируя по другому, в процессе, обратном тормозному излучению (ОТИ).

Возможность получения оптического разряда непрерывной генерации (плотной низкотемпературной плазмы) теоретически была обоснована советским физиком Ю.П. Райзером [13] в 1970 году. В 1971 году непрерывный оптический разряд (НОР) был получен экспериментально в Институте проблем механики Академии наук СССР (ныне ИПМ РАН) [14]. С тех пор в СССР и в других странах проводилось множество теоретических и экспериментальных исследований, направленных на изучение условий возникновения НОРа, его поддержания и устойчивости [15], [16], [17], [18].

Таким образом, предполагается, что реализация схемы организации рабочего процесса с удержанием НОР в КП при его обдуве осевым потоком газа позволит достичь высокого удельного импульса. Однако высокая температура рабочего тела, достигаемая при обдуве непрерывного оптического разряда, требует организации тепловой защиты стенок конструкции ЛРД, особенно в области критического сечения камеры поглощения. Кроме того, существует проблема обеспечения устойчивости оптического разряда [19], обусловленная его тенденцией двигаться в направлении подачи лазерного излучения, что может привести к прогару задней стенки камеры поглощения (КП). Определенные трудности связаны с ок-

ном для ввода лазерного луча, так как при больших мощностях плотность потока лазерной энергии, поглощаемой материалом окна, может достигнуть значений, достаточных для расплавления большинства материалов [20–23].

Сравнительно высокий ожидаемый удельный импульс ЛРД для назначенного диапазона значений тяги предполагает малый расход рабочего тела, что значительно затрудняет решение перечисленных выше проблем.

В качестве решения данных проблем нами предложена более рациональная схема организации рабочего процесса, основанная на использовании осесимметричного закрученного противоточного потока рабочего газа [24, 25].

Рабочее тело, например, аргон, подается в камеру поглощения (КП) через четыре тангенциальных отверстия, расположенных перед критическим сечением сопла ЛРД (рис. 2). Образуется закрученный противоточный поток газа, направленный к переднему днищу камеры поглощения, который разворачивается в обратном направлении и истекает в сторону сопла. Одновременно с этим в камере поглощения (КП) фокусируется лазерное излучение и «поджигается» плазма, которая стационарно «горит» вблизи фокуса лазерного излучения, стабилизированного в радиальном и в осевом направлениях закрученным потоком рабочего тела, истекающего в сторону сопла. При этом данная плазма, образованная НОРОм, используется для поглощения поступающей лазерной мощности и преобразования ее в энтальпию рабочего тела. Газ из области нагрева и смешения поступает в сопло и образует плазменную струю, которая и используется для создания реактивной тяги.

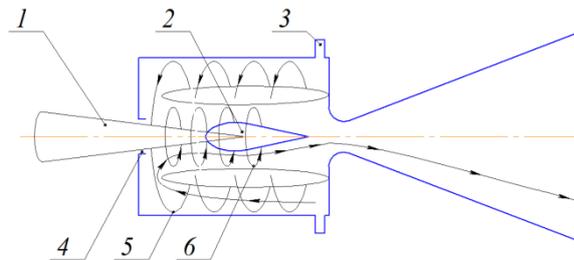


Рис. 2. Схема внутрикамерных течений в ЛРД

- 1 – сфокусированный лазерный луч; 2 – непрерывный оптический разряд;  
3 – тангенциально подведенные трубки; 4 – ГДО;  
5 – периферийное противоточное закрученное течение; 6 – приосевое закрученное течение

Данный способ организации внутрикамерных течений, кроме газодинамической стабилизации НОР, решает также проблему охлаждения КП. Охлаждение происходит как за счет введения холодного рабочего тела со стороны критического сечения, так и за счет образования наружного (холодного) закрученного противоточного течения, который затем переходит в приосевую область и обдувает НОР.

Из уравнения движения закрученного течения следует, что в закрученном потоке с уменьшением радиуса статическое давление падает:

$$\frac{dp}{dr} = \rho \frac{v_{\varphi}^2}{r}, \quad (1)$$

где  $\frac{dp}{dr}$  – изменение статического давления по радиусу камеры;  $\rho$  – плотность рабочего тела;  $V_\varphi$  – тангенциальная скорость рабочего тела;  $r$  – радиус камеры. Следовательно, в приосевой области образуется область пониженного давления, и так как в этой области имеется отверстие для ввода лазерного луча, то из окружающей среды будет происходить подсос воздуха. Как будет показано далее, введенная масса газа разворачивается и с минимальным расходом обеспечивает требуемую степень разряжения для создания эффективного газодинамического окна (ГДО). Эффективность ГДО при этом обеспечивается не только за счет разворота потока рабочего газа от переднего днища КП, но и за счет интенсивной закрутки потока, в результате чего достигается разрежение газа в приосевой области КП и ГДО.

В работе [26] опубликовано решение дифференциального уравнения, полученного Лонгом для закрученной невязкой и несжимаемой жидкости, движущейся с постоянной осевой скоростью в цилиндрической полубесконечной трубе. В работе [27] это уравнение для удобства видоизменено, и для ряда значений числа Росби рассчитаны характеристики течения, анализ которых дает основу для понимания начальных стадий возникновения вихревого движения внутри КП.

Как показал Лонг, при числах Росби 0,286 в углу трубы появляется область отрывного течения и с уменьшением числа Росби увеличивается в размерах, образуя три коаксиальных линии тока. Эта картина течения в основном учитывает особенности закрученного течения в КП ЛРД, где также имеется три основных потока – периферийный, промежуточный и приосевой, которые потом стягиваются к горлу сопла двигателя.

Развивая идеи Лонга, нами рассмотрены возможные отклонения от предложенной схемы течения в случае использования полученных результатов для КП ЛРД (рис. 2).

Наиболее существенным отклонением теоретического решения от реального процесса является наличие в приосевой зоне низкотемпературной плазмы, образованной непрерывным оптическим разрядом, который влияет на характер течения и может разрушить малоподвижную область течения, находящуюся между промежуточным и приосевым потоками. В результате не будет периферийного потока, защищающего стенки камеры поглощения, и приосевого потока, обеспечивающего обдув оптического разряда, и нарушится работа ГДО. Тангенциально введенное рабочее тело истечет радиально в сток, поэтому необходимо учитывать увеличение объема рабочего тела в результате повышения его температуры  $T_k$ . Для этого нами было получено соотношение, которое позволило определить степень расширения камеры поглощения, чтобы не разрушилась малоподвижная область течения в зависимости от температуры потока, показателя изоэнтропы, вида газа и его тангенциальной скорости на входе [25]:

$$\varepsilon_k \geq \frac{\sqrt{k} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2-(k-1)}} \sqrt{RT}}{V_\varphi R_o}, \quad (2)$$

где  $\varepsilon_k = \frac{F_k}{F_{kp}}$  – степень расширения камеры;  $F_k$  – площадь сечения камеры поглощения;  $F_{kp}$  – площадь минимального сечения сопла;  $V_\varphi$  – тангенциальная скорость рабочего газа;  $k$  – средний показатель изоэнтропы при расширении рабочего газа;  $R$  – газовая постоянная;  $T$  – температура рабочего газа,  $R_o = V_\varphi/V_z$  – число Росби;  $V_z$  – осевая скорость рабочего газа.

На основе использования соотношения (2) были оценены геометрические параметры и разработан модельный ЛРД из оргстекла (рис. 3). Данная модельная установка позволила исследовать разрежение в приосевой области газодинамического окна в зависимости от длины камеры, диаметра выходного сечения КП, различных форм ГДО, при разных давлениях рабочего газа на входе (в режиме холодных продувок, без включения лазерной установки).

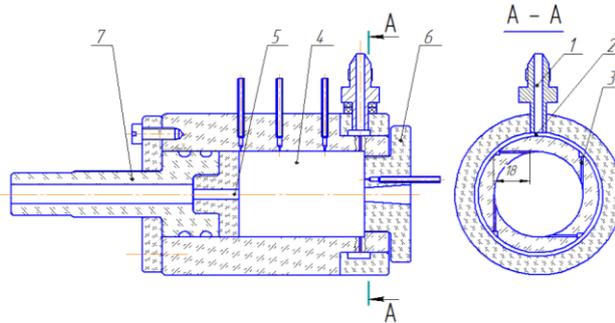


Рис. 3. Сечение модельного ЛРД

- 1 – штуцер подачи рабочего тела; 2 – коллектор;  
 3 – тангенциально расположенные отверстия; 4 – камера поглощения;  
 5 – газодинамическое окно; 6 – деталь, образующая минимальное сечение сопла;  
 7 – патрубок, через который измеряли разрежение в приосевой области КП



Рис. 4. Во время холодных продувок модельного ЛРД на стенде (рабочий газ – воздух)  
 1 – расходомер; 2 – вакуумметр; 3 – образцовый манометр

Рассмотрим рисунки 3 и 4. Давление сжатого воздуха на входе в камеру модельного ЛРД с помощью редукторов понижалось от давления в рампе 10 МПа до требуемого (1) – 0,3 МПа. Рабочее тело поступает через штуцер (1) в кольцевой коллектор (2), затем в камеру поглощения (4) через тангенциальные отверстия (3) и закручивается. В камере поглощения (4) образуется вихревой поток, имеющий в приосевой зоне область пониженного давления. Закрученное течение доходит до

ГДО (5), разворачивается и движется вдоль оси камеры поглощения (4) через минимальное сечение диафрагмы (6) в окружающую среду. Изменение давления в приосевой области ГДО и КП измеряли с помощью вакуумметра, соединенного через штуцер (7).

Первым фактором ( $X_1$ ), влияющим на снижение давления в приосевой области ГДО, является давление рабочего газа на входе ( $P_{ax}$ ), вторым фактором ( $X_2$ ) – диаметр минимального выходного сечения камеры поглощения ( $D_{кр}$ ). Для выбора оптимальных режимных параметров проводились модельные испытания с использованием атмосферного воздуха в качестве рабочего тела. На основе использования методов планирования эксперимента был реализован ортогональный центральный композиционный план второго порядка с одним опытом в центре (рис. 5).

Для проверки однородности и воспроизводимости опытов проводили расчеты по нижеприведенным формулам, результаты заносились в табл. 1.

Таблица 1

Ортогональный центральный композиционный план второго порядка

№ опыта (U)	Входной параметр							Выходной параметр						
	План эксперимента							Результаты экспериментов			Результаты расчетов			
	$X_0$	$X_1$	$X_2$	$X_1X_2$	$X_3 = X_1^2 - a$	$X_4 = X_2^2 - a$	$X_1 = D_{кр}, \text{ мм}$	$X_2 = P_{ax}, \text{ кгс/см}^2$	$\bar{Y}_1, \text{ кгс/см}^2$	$\bar{Y}_2, \text{ кгс/см}^2$	$\bar{Y}_3, \text{ кгс/см}^2$	$Y_{гр}, \text{ кгс/см}^2$	$S_{ij}$	
Ядро плана	1	+1	-1	-1	+1	+1/3	7	3	0,062	0,064	0,063	0,063	0,000001	
	2	+1	+1	-1	-1	+1/3	17	3	0,0129	0,0139	0,0119	0,0129	0,000001	
	3	+1	-1	+1	-1	+1/3	7	9	0,195	0,19	0,193	0,1926	0,0000063	
	4	+1	+1	+1	+1	+1/3	17	9	0,067	0,069	0,068	0,068	0,000001	
Звездные точки	5	+1	$\alpha = +1$	0	0	+1/3	17	6	0,04	0,04	0,039	0,0396	0,0000033	
	6	+1	$\alpha = -1$	0	0	+1/3	7	6	0,13	0,128	0,129	0,129	0,000001	
	7	+1	0	$\alpha = +1$	0	-2/3	12	9	0,105	0,107	0,11	0,1073	0,0000063	
Центр плана	8	+1	0	$\alpha = -1$	0	-2/3	12	3	0,026	0,028	0,027	0,027	0,000001	
	9	+1	0	0	0	-2/3	12	6	0,066	0,07	0,068	0,068	0,000004	
Коэффициенты уравнения регрессии				$b_0$	$b_1$	$b_2$	$b_{11}$	$b_{22}$	$b_{12}$			$S^2_{эпол}$	0,000022	
												$S^2_{max}$	6,333·10 <sup>-6</sup>	
				0,079	-0,044	-0,018	-0,016	-0,048			-2,256·10 <sup>-3</sup>		$S^2_{гр}$	2,44·10 <sup>-6</sup>
													$S^2_{кр}$	9,05·10 <sup>-8</sup>

Находили математическое ожидание из  $n$  выборок:

$$\bar{Y} = \frac{\sum_{i=1}^n Y_i}{n} \tag{3}$$

Построчные дисперсии:

$$S_{ij}^2 = \frac{\sum_{u=1}^N (\bar{Y} - Y)^2}{f_n} \tag{4}$$

где  $Y$  – результат  $u$ -го опыта;  $\bar{Y}$  – результат среднего значения всех  $N$  дублей  $u$ -го опыта;  $f_n$  – число степеней свободы.

Определяли сумму построчных дисперсий:

$$\sum_{i=1}^N S_{ij}^2 \tag{5}$$

Затем определяли расчетное значение критерия Кохрена:

$$G_{расч} = \frac{S_{ij}^2_{max}}{\sum_{i=1}^N S_{ij}^2} \tag{6}$$

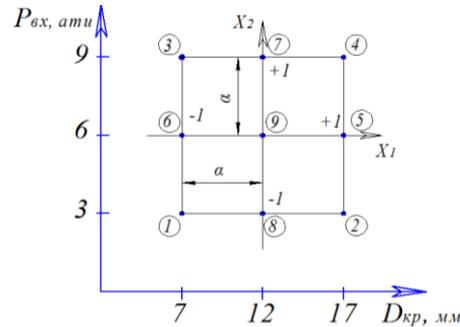


Рис. 5. Ортогональный центральный композиционный план второго порядка

где  $S_{\bar{U}max}^2$  – наибольшая в ряду дисперсия;  $G_{табл} = 0,4778$  – табличное значение  $G$  – критерия в зависимости от уровня значимости ( $\alpha = 0,05$ ) и числа степеней свободы  $f = n - 1$  и числа опытов  $N$ .

Условие  $G_{расч} < G_{табл}$  выполнялось, поэтому результаты опытов считаем однородными и воспроизводимыми.

Определялись коэффициенты регрессии:

$$b_i = \frac{\sum_{U=1}^N x_{iU} \cdot \bar{Y}}{\sum_{U=1}^N x_{iU}^2} \tag{7}$$

Полученные коэффициенты подставили в полином второй степени:

$$y = b_0 + b_1 X_1 + b_2 X_2 + b_{12} X_1 X_2 + b_{11} X_1^2 + b_{22} X_2^2, \tag{8}$$

и получили следующее уравнение регрессии, связывающее степень разрежения  $\hat{Y}(\Delta P)$ , создаваемое ГДО приосевой зоне камеры поглощения (КП) ЛРД с конструктивным ( $X_1$ ) и режимным ( $X_2$ ) параметрами:

$$\hat{Y}(\Delta P) = 0.079 - 0.044 X_1 - 0.018 X_2 - 0.016 (X_1^2 - 0.67) + 0.048 (X_2^2 - 0.67) - 2.256 \cdot 10^{-3} X_1 X_2. \tag{9}$$

После расчетов коэффициентов регрессии проводили проверку на значимость коэффициентов полученного уравнения регрессии (9) с применением  $t$  – критерия Стьюдента.

Для этого сначала находили дисперсию опыта в целом:

$$S_y^2 = \frac{\sum_{U=1}^N S_U^2}{N} \tag{10}$$

Находили дисперсию коэффициентов регрессии:

$$S_{bi}^2 = \frac{S_y^2}{f_1}, \tag{11}$$

где  $f_1 = N \cdot n$  – число степеней свободы при определении дисперсии  $S_{bi}^2$  в случае равномерного дублирования.

Для определения значимости коэффициентов уравнения регрессии находили доверительный интервал:

$$\Delta b_i = t_{\alpha; f_1} \cdot \sqrt{S_{bi}^2}. \quad (12)$$

Проверка показала, что все коэффициенты уравнения значимы, поэтому уравнение оставалось в прежнем виде (9).

Следующим этапом обработки данных являлась проверка гипотезы об адекватности модели, т.е. поиск ответа на вопрос, можно ли использовать полученное уравнение или необходима более сложная модель.

Гипотезу об адекватности проверяли с помощью  $F$  – критерия (Фишера). Его расчетное значение определяли по формуле:

$$F_{f_2 f_1}^{расч} = \frac{S_{неад}^2}{S_y^2}. \quad (13)$$

Находили дисперсию неадекватности:

$$S_{неад}^2 = \frac{\sum_{i=1}^N (\hat{Y}_i - \bar{Y})^2}{f_2}, \quad (14)$$

где  $\hat{Y}$  – расчетное значение отклика.

Поскольку  $F_{f_2 f_1}^{расч} = 2,697 < F_{f_2 f_1}^{табл} = 2,92$ , то гипотезу об адекватности окончательного уравнения регрессии принимали.

Уравнение (9) может быть использовано для поиска оптимального сочетания параметров  $X_1$  и  $X_2$ , обеспечивающих максимальный перепад давления  $\Delta P$  по сравнению с атмосферным со стороны передней стенки камеры поглощения ЛРД, где  $\Delta P = P_{атм} - P_3$ ,  $P_{атм}$  – атмосферное давление,  $P_3$  – давление на оси ГДО в передней части КП.

На рис. 6 приведены изолинии поверхности отклика  $\hat{Y}(\Delta P)$  уравнения (9), построенные с помощью пакета Mathcad.

Как следует из анализа уравнения регрессии (9), параметры, обеспечивающие минимальное разрежение газа в приосевой зоне КП  $Y_3 = 82 \text{ кПа}$  для данной конструкции ГДО, равны:  $X_1 = -1$ , что соответствует  $D_{кр} = 7 \text{ мм}$  и  $X_2 = +1$ , соответственно  $P_{ax} = 0,9 \text{ МПа}$ . При выполнении данных условий реализуется надежная работа лазерного ракетного двигателя: обеспечивается защита стенок камеры от конвективных тепловых потоков и осуществляется стабилизация непрерывного оптического разряда в осевом и радиальном направлениях.

Из проведенных опытов следует, что степень разрежения для ГДО из режимных параметров зависит от давления на входе, а из геометрических параметров существенно зависит от отношения его диаметра к диаметру критического сечения  $D_{отн} = \frac{D_{с\partial\partial}}{D_{кр}}$  (рис. 7) и в меньшей степени от длины камеры поглощения.

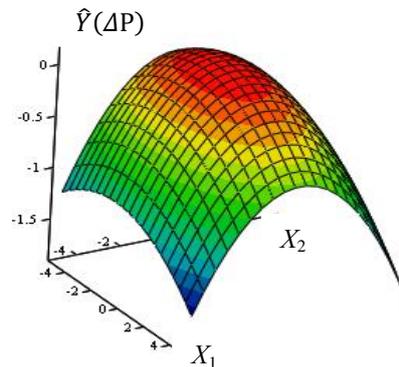
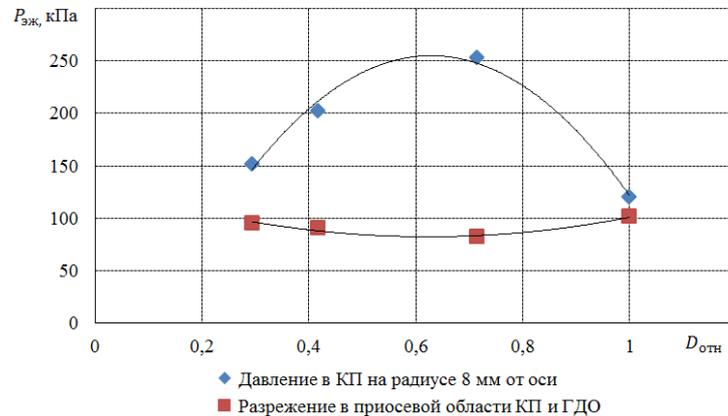


Рис. 6. График изолиний уравнения (9)

Рис. 7. Зависимость статического давления от параметра  $D_{отн}$ 

Видно, что при  $D_{отн} = 0,294$  степень разрежения составляет  $Y_3 = 94$  кПа. При увеличении относительного диаметра до  $D_{отн} = 0,417$  разрежение возрастает:  $Y_3 = 98$  кПа. При  $D_{отн} = 0,714$  достигается наибольшее значение  $Y_3 = 81$  кПа. Избыточное давление в камере соответственно возрастает и составляет  $P_k = 250$  кПа.

Исследование закрученных осесимметричных противоточных течений – достаточно сложная задача, поэтому проводились численные моделирования с помощью пакета *Fluent*.

Объектом исследований являлись внутрикамерные течения в камере поглощения и газодинамическом окне ЛРД в холодном режиме. Основной задачей стало изучение изменений газодинамических параметров по длине камеры при различных режимных и геометрических параметрах

Геометрические параметры двигателя задавались с использованием пакета твердотельного моделирования «Компас». Сетка тетраэдрального типа строилась в сеточном редакторе *Gambit*, с размерами в тангенциальных трубках 0,1 мм, в КП до 1 мм. Общее число элементов составило 203 264.

Расчеты проводились в соответствии с экспериментами по холодным продувкам, при разных соотношениях диаметра окна к диаметру критического сечения  $D_{отн}$ . Рабочим телом являлся атмосферный воздух с постоянной плотностью. В качестве модели турбулентности выбиралась модель *k – epsilon standart*. Численная сходимость фиксировалась при достижении максимальной величины среднеквадратических невязок во всех уравнениях 0,0001, а также при стабилизации расходов и давлений на проницаемых границах расчетной области.

На рис. 8 показаны линии тока в системе ГДО–камера–сопло ЛРД для режима при  $D_{отн} = 0,4$ .

Из выполненных расчетов следует, что рабочий газ, подведенный в КП через тангенциальные трубки, движется, закручиваясь вдоль стенок камеры в сторону ГДО, разворачивается и движется в обратном направлении в сторону минимального сечения КП. Через ГДО при этом эжектируется атмосферный воздух из окружающей среды, который проходит через приосевую зону камеры и также истекает через минимальное сечение КП и сопло в атмосферу. Данная картина течения совпадает с картиной течения, полученной Лонгом.

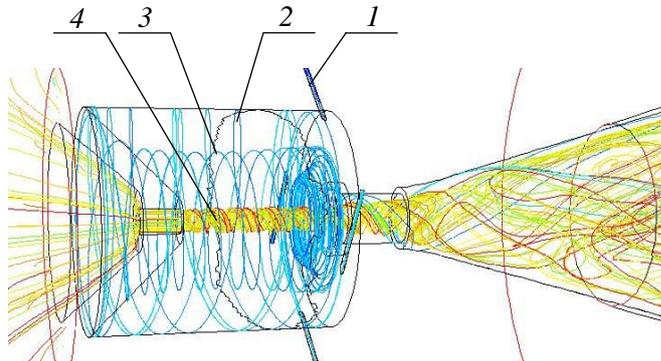


Рис. 8. Линии тока в системах ГДО–камера–сопло ЛРД  
(1 – тангенциально подведенные трубки; 2 – периферийное закрученное течение;  
3 – приосевое закрученное течение; 4 – эжектируемый через ГДО воздух)

Проводилось численное моделирование с имитацией НОР. В работе [28] показано, что лишь небольшая доля рабочего тела втекает в разряд, а основной поток обтекает плазменную область как твердое тело. Поэтому при выполнении расчетов за основу принята модель твердой непроницаемой сферы с температурой 15 000 К. Радиус шара 8 мм, что соответствует реальным размерам плазмы, образованной НОР.

На рис. 9. показано взаимодействие активного и пассивного потока, подсываемого через ГДО. Пассивный поток движется с внутренней стороны активного потока, обдувая НОР. Тепло, снимаемое с НОРа, переносится в центральную часть потока, не касаясь стенки критического сечения, тем самым защищая критическое сечение от прогара.

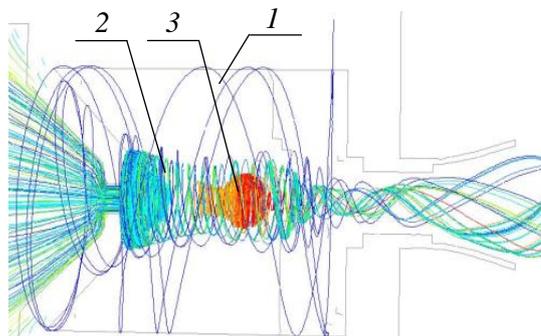


Рис. 9. Линии тока при обдуве НОР в модели твердой непроницаемой сферы  
(1 – периферийное закрученное течение; 2 – приосевое закрученное течение; 3 – НОР)

На рис. 10 (а, б) представлены графики распределения осевых и тангенциальных скоростей рабочего газа по радиусу камеры ЛРД на расстоянии от торца выходного сечения камеры, на которых проявляются наиболее значительные градиенты изменения параметров потока  $Lu = 3, 10, 29$  мм. Видно, что осевые течения внутри камеры можно разделить на три зоны.

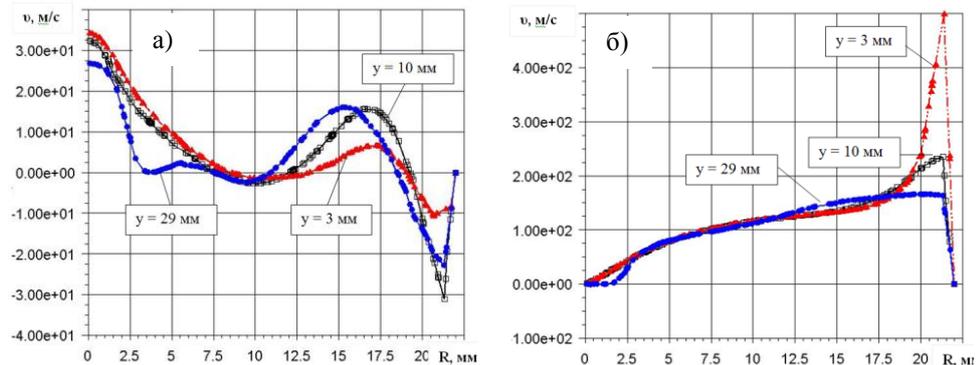


Рис. 10. Изменение осевых (а) и тангенциальных (б) скоростей по радиусу камеры ЛРД на расстояниях от торца камеры со стороны критического сечения  $Ly = 3, 10, 29$  мм

Первая зона характеризуется периферийным течением в сторону ГДО с максимальной скоростью  $32$  м/с на радиусе камеры поглощения  $21$  мм.

Вторая зона представляет собой промежуточное течение в сторону минимального сечения КП с максимальными осевыми скоростями  $18$  м/с. На расстоянии  $Ly = 10$  мм от торца стенки критического сечения максимум осевой скорости находится на радиусе  $17$  мм. На расстоянии  $Ly = 29$  мм этот максимум осевой скорости сдвигается на  $2$  мм в приосевую зону и находится на радиусе  $15$  мм.

Третья зона включает приосевое течение в сторону минимального сечения КП, которое осуществляется с максимальной осевой скоростью  $35$  м/с. При этом на радиусе  $10$  мм имеется рециркуляционная зона на всю длину камеры поглощения ЛРД с максимальной осевой скоростью  $2$  м/с.

Видно, что тангенциальные скорости рабочего газа на входе в КП через тангенциальные трубки составляют  $500$  м/с. В среднем сечении КП на расстоянии  $Ly = 10$  мм от торца стенки и на радиусе  $21$ – $22$  мм от оси КП составляют  $240$  м/с и резко снижаются до  $180$  м/с на радиусе  $17$  мм, монотонно уменьшаются до нуля в приосевой области КП.

Из рис. 11 видно, что полное давление остается постоянным на радиусе от  $0$  до  $2,5$  мм, далее линейно возрастает и на радиусе  $20$  мм резко увеличивается, на расстоянии  $3$  мм от торца стенки критического сечения составляет  $2,25$  ати. Для удобства графического представления результатов расчетно-теоретических и экспериментальных исследований, давление далее приводится в избыточных (ати) и абсолютных (ата) атмосферах.

Проводилось сравнение результатов, полученных численным и экспериментальными способами. Сравнивали, как меняется статическое давление (разрежения) в приосевой области ГДО в зависимости от длины камеры и от давления рабочего газа на входе в коллектор. Относительная погрешность расчетных значений от экспериментальных при давлении на входе в коллектор КП  $4$  ати и составила  $5$  %, при повышении давления на входе в КП до  $12$  ати относительная погрешность увеличилась до  $10$  %.

Для верификации численных значений также проводилось экспериментальное измерение изменения статического давления по длине камеры поглощения. Полученные экспериментальные данные сравнивались с численными значениями.

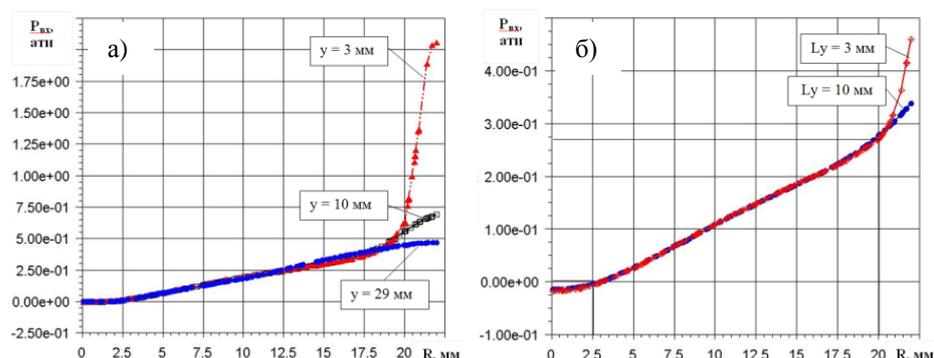


Рис. 11. Изменение полного (а) и статического (б) давления по радиусу камеры ЛРД на расстояниях от торца камеры со стороны критического сечения  $L_y = 3, 10, 29$  мм

Относительная погрешность при расчетном и экспериментальном давлении на входе в коллектор  $3$  *атм*, в начале КП на расстоянии от входных трубок  $18$  мм составила  $7\%$ , в конце КП на расстоянии от входных трубок  $58,5$  мм за счет уменьшения тангенциальных скоростей уменьшилась и составила  $5\%$ .

Проводилось качественное сравнение линий тока в пристеночном слое газа, полученных численно и экспериментально методом масляных капель.

Для этого на внутреннюю поверхность камеры модельной ЛРД наносились капли масла (отработанное дизельное масло, перемешанное с порошком графита). При обдуве рабочим телом масло растекалось вдоль поверхности под определенным углом, отображая особенности течения в пристеночной области. Установку при этом включали на  $3$ – $5$  секунд до выдержки требуемого режима течения. Сравнение экспериментальных и расчетных значений при давлении на входе в КП  $3$  *атм* показали, что в среднем линии тока рабочего газа в пристеночной области составляют по отклонению от радиального направления  $10$ – $11$  градусов.

В целом, результаты моделирования можно считать удовлетворительными, так как численные значения параметров несущественно отличаются от экспериментальных данных и в зависимости от давления на входе меняются в пределах  $5$ – $10\%$ .

После проведенных численных и холодных исследований был изготовлен экспериментальный ЛРД в «железе» (рис. 12).

Для увеличения эффективности работы ГДО в дополнение к тангенциальной подаче рабочего тела организовали осевую подачу рабочего тела. Осевая подача рабочего тела в КП осуществлялась через дополнительные четыре отверстия, расположенные осесимметрично под углом  $12^\circ$  к оси КП на головке газодинамического окна.

После проведенных численных исследований и «холодных» продувок проводились «огневые» испытания экспериментального ЛРД.

В испытаниях использовался электроразрядный  $\text{CO}_2$ -лазер мощностью  $10$  кВт с диффузионным охлаждением. Диаметр луча составлял  $50$  мм и имел форму кольца, что обусловлено использованием неустойчивого резонатора.

Перед установкой экспериментального ЛРД проводились эксперименты по получению НОРа в аргоновой среде. Для поджига разряда в область фокусировки лазерного луча вводили вольфрамовую проволоку (рис. 13, а). Плазменный факел,

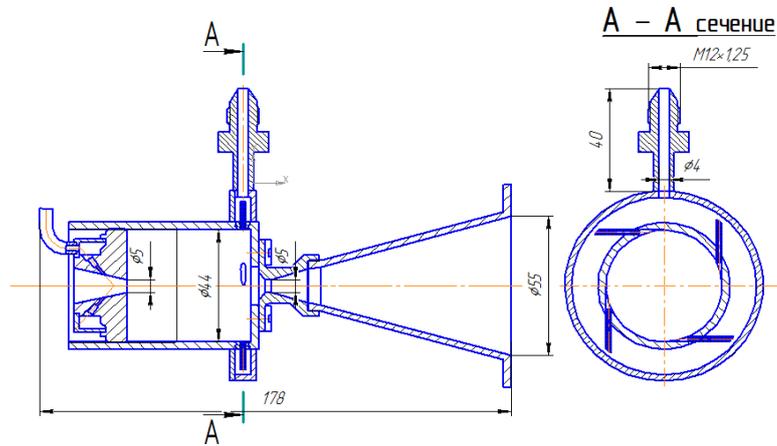


Рис. 12. Конструктивная схема экспериментального ЛРД

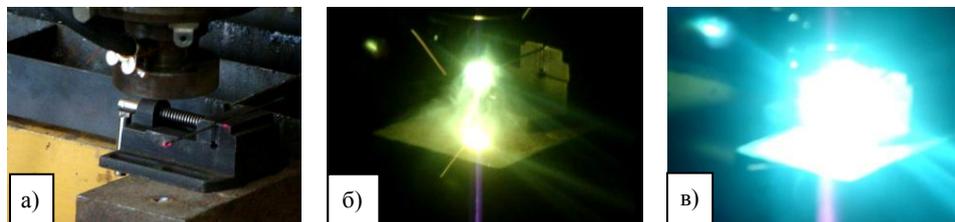


Рис. 13. Получение оптического разряда в среде аргона  
 а) вольфрамовая проволока, на которую фокусируется лазерный луч;  
 б) приповерхностный оптический разряд в парах металла;  
 в) образуется оптический разряд с температурой в центре 15 000 Кельвин;  
 (на рис. б) и в) фото сделано через газосварочные очки)

образовавшийся в парах испаренного металла (рис. 13, б), служил первоначальным очагом поглощения лазерного излучения, который, по-видимому, является приповерхностным оптическим разрядом в парах металла (ОРП), который был описан в работе [30]. Затем оптический разряд (ОР) переходил в окружающий газ, и при определенных условиях его распространение завершалось образованием НОРа (рис. 13, в).

На рис. 13, б) видно, что плазменных образований на самом деле два. Одно образование вблизи проволоки, а второе – ниже, на поверхности металлического бруска, что свидетельствует о неполном поглощении лазерного излучения первым плазменным образованием. Из рис. 13, в) видно только одно более яркое плазменное образование в зоне проволоки, что свидетельствует о хорошем поглощении плазмой лазерного излучения.

При испытании экспериментального ЛРД лазерное излучение фокусируется вогнутым зеркалом с фокусным расстоянием  $F = 486 \text{ мм}$  на ось камеры на выходе из газодинамического окна (ГДО). Положение газодинамического окна относительно фокуса зеркала регулировалось изменением положения ЛРД по высоте.

Поток рабочего газа поступал в КП с известным расходом и истекал через сопло в систему вентиляции. Тягу измеряли с помощью электронных весов. Рабочим телом являлся газ аргон. На рис. 14 показаны фотографии, сделанные во время «огневого» испытания экспериментального ЛРД (мощность излучения  $W = 8 \text{ кВт}$ ).

Результаты проведенных экспериментальных исследований показали, что низкотемпературная плазма (образованная непрерывным оптическим разрядом), обладающая (вследствие высокой температуры в ядре,  $T \approx 15\,000 \text{ К}$ ) плотностью, меньшей по отношению к периферийному газу, надежно стабилизируется в осевой зоне камеры поглощения вихревого типа [29].

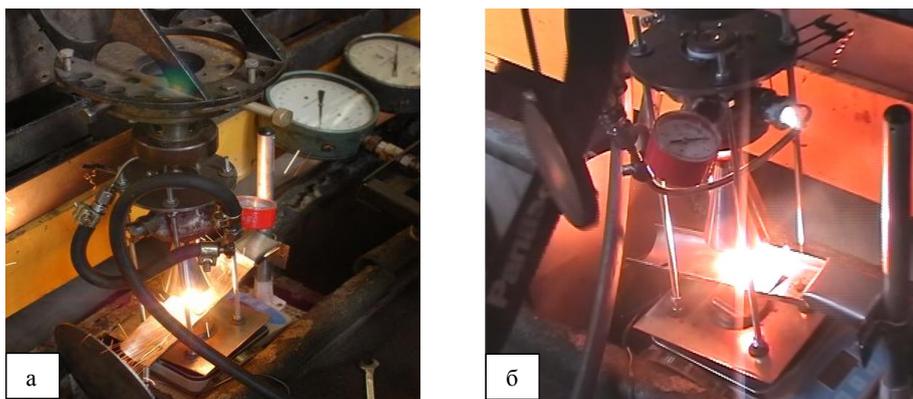


Рис. 14. Испытания экспериментального ЛРД  
(а – вид слева; б – вид справа)

Во время «огневых» испытаний экспериментальных ЛРД была замечена разница в том, как появлялось свечение через диагностические окна. В одном случае свечение (яркость) плазмы через диагностическое окно возрастало относительно плавно, а в другом случае – моментально с образованием звуковых хлопков. Можно предположить, что появление яркости, сопровождающееся звуковым хлопком, относится к возникновению НОР, а плавное возрастание яркости плазмы относится к ОРП. Это предположение подтверждается еще тем, что проведенный после «огневых» испытаний детальный осмотр экспериментальных ЛРД показал, что деталь, служившая началом сверхзвукового сопла, в случае «горения» плазмы, появление которой сопровождалось хлопком, оплавилась в зоне критического сечения вследствие высокой температуры рабочего газа (рис. 15, а). В случае же «горения» плазмы с плавным ростом яркости, аналогичная деталь была прожжена насквозь лазерным лучом, прошедшим через плазму лишь частично поглотившись (рис. 15, б).

Также это прожигание может быть связано с тем, что бывали режимы, когда плазма «горела» неустойчиво и, соответственно, лазерный луч без всякого поглощения воздействовал на данную деталь.

По результатам испытаний максимальная зафиксированная тяга экспериментальных ЛРД в переводе на систему СИ  $\sim 0,5\text{--}5 \text{ Н}$ . Расход измеряли по перепаду давления через расходные шайбы. Результаты наиболее успешных «огневых» испытаний показаны в табл. 2.

Таблица 2

Результаты «огневых» испытаний экспериментальных ЛРД

Параметр	Тип ЛРД	Экспериментальный ЛРД
Мощность излучения, $W, Вт$		8000
Давление в КП, $P_{КП}, Па$		$3 \cdot 10^5$
Тяга двигателя, $P, Н$		4,85
Удельный импульс (без учета эжекции через ГДО), $I_{Ar}, м/с$		3233
Удельный импульс (с учетом эжекции через ГДО), $I_{г}, м/с$		986.5



Рис. 15. Сравнение деталей экспериментальных ЛРД после «огневых» испытаний (область критического сечения)

Столь относительно высокие значения тяги и удельного импульса для такого рабочего тела, как аргон, связаны с наличием эжекции воздуха через ГДО.

Возникает необходимость оценки удельного импульса ЛРД на случай отсутствия эжекции воздуха через ГДО при использовании в качестве рабочего тела разных газов и их смесей.

Для этого мы воспользовались алгоритмом вычисления удельного импульса, разработанного на кафедре Специальных двигателей КНИТУ–КАИ профессором А.Ф. Дрегаллиным и профессором А.С. Черенковым [31].

Из результатов численных исследований по имитации обдува НОРа в КП следует, что температура рабочего тела на входе в критическое сечение сверхзвукового сопла является однородной. Поэтому расчеты удельного импульса проводились для двигателя с предположением о локальном термодинамическом равновесии в плазме. При этом плазму можно описать с помощью одной температуры, причем все ее физические характеристики зависят от этой температуры и давления.

На рис. 16 представлена расчетная зависимость удельного импульса от температуры для воздуха, аргона и их смесей при разных объемных соотношениях.

Как показали расчеты, при увеличении эжекции воздуха удельный импульс ЛРД на аргоне увеличивается, что обусловлено более низким значением молекулярной массы воздуха. Сравнение удельных импульсов, полученных полуэмпирическим способом (табл. 2) и расчетным (рис. 16), показывает, что результаты, полученные полуэмпирическим путем, ниже расчетных. Это, видимо, связано с тем, что в расчетах с предположением локальной термодинамической равновесии в плазме задавались относительно высокие значения давления в КП (40 *атм*).

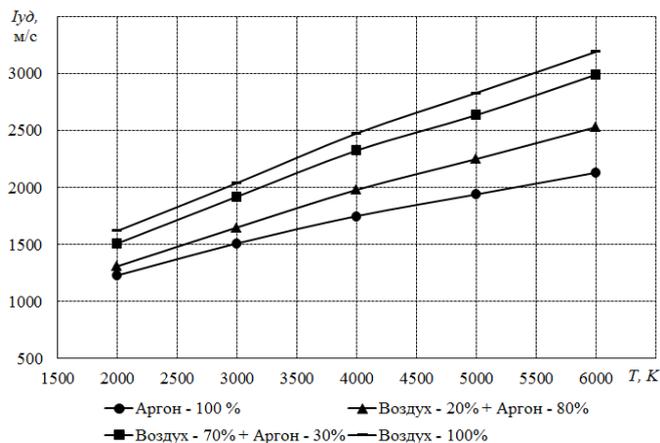


Рис. 16. Зависимость удельного импульса от температуры для рабочих тел воздух и аргон при разных массовых соотношениях

Известно, что водород является идеальным рабочим телом для создания высокого удельного импульса в ракетном двигателе в связи с его низкой молярной массой и высоким значением газовой постоянной, однако вместе с тем у данного газа имеются и некоторые отрицательные стороны. Существенным недостатком является его низкая плотность, что влияет на размеры и массу бака для хранения водорода. К тому же при низких температурах молекулярный водород прозрачен для лазерного излучения. Поэтому были исследованы и другие газы с большим коэффициентом поглощения. Одним из них является аммиак с его превосходными условиями хранения.

Расчеты показали, что ЛРД на аммиаке имеет достаточно высокий удельный импульс (3500–4000 м/с при давлениях в КП 0,3–1,0 МПа) при предельно допустимой температуре рабочего газа в КП 3000 К.

В работе Ю.П. Райзера [32] показано, что коэффициент поглощения света в плазме  $\mu$  зависит от частоты волны  $\omega$  и быстро падает с ростом частоты  $\mu \sim \omega^{-2}$ . Перефразируя по-другому, не все лазерное излучение поглощается в плазме НОРа, больше половины проходит насквозь без поглощения. В данном случае использование молекулярного газа аммиака позволит повысить КПД ЛРД за счет поглощения части прошедшего через НОР лазерного излучения (фотонов) молекулами в колебательно-вращательных переходах (резонансное поглощение).

Сравнение расчетных значений удельного импульса для различных газов в зависимости от температуры приведено на рис. 17.

Сравнение показало, что, в случае использования в качестве рабочего тела водород вместо аргона, при увеличении температуры водорода до 3000 К удельный импульс ЛРД достигает 8000–9500 м/с в зависимости от степени понижения давления и геометрической степени расширения сверхзвукового сопла.

Эффективное КПД экспериментального ЛРД для расчетного режима работы сопла можно оценить по следующей формуле:

$$\eta = \frac{G_{\Sigma} \cdot w \cdot w}{2W} = \frac{P \cdot I_{уд}}{2 \cdot W}, \quad (15)$$

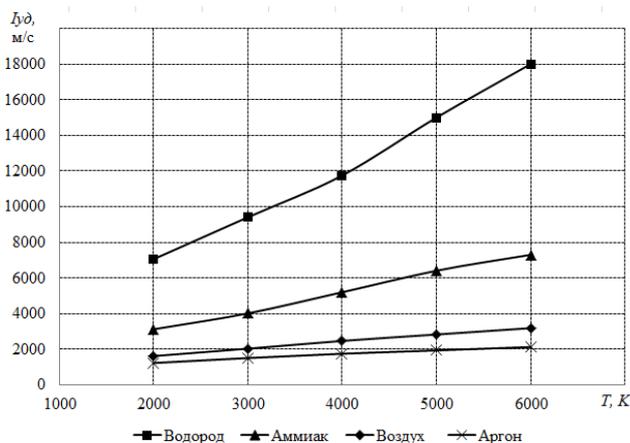


Рис. 17. Сравнение расчетных значений удельного импульса для различных газов в зависимости от температуры

где  $\frac{G_{\Sigma} \cdot w^2}{2}$  – кинетическая энергия струи на выходе из сопла в расчетном режиме;  $G_{\Sigma}$  – суммарный расход рабочего тела, кг/с;  $w$  – скорость истечения газов из сопла ЛРД в расчетном режиме работы, м/с;  $P$  – тяга, Н;  $I_{уд}$  – удельный импульс, м/с;  $W$  – мощность подводимого лазерного излучения, Вт.

Эффективность преобразования энергии лазерного излучения в энергию струи из сопла в экспериментальном ЛРД составляет 29,4 % (это в случаях, когда  $I_{уд} = I_{\Sigma}$ ), что соответствует данным, приведенным в работе [32]. В данной работе приводится, что при длине волны лазерного излучения  $\lambda = 10,6$  мкм примерно 50 % подводимого лазерного излучения проходит через плазму без поглощения, из поглощенной энергии лазерного излучения 20 % теряется на «переизлучение», и только 30 % затрачивается на нагрев рабочего тела. Вследствие этого КПД лазерного ракетного двигателя составляет не более 30 %.

Данные значения эффективного КПД получены с использованием CO<sub>2</sub>-лазера ( $\lambda = 10,6$  мкм), у которого КПД преобразования электроэнергии в лазерное излучение составляет не более 11 % и к тому же у данного типа лазеров большие габариты и масса. Поэтому целесообразнее в КА с ЛРД использовать простой и надежный волоконный лазер, имеющий КПД около 30 % и небольшие габариты и массу. Однако к настоящему времени отсутствуют литературные данные о получении кем-либо оптического разряда в непрерывном режиме (НОРа) с длиной волны лазерного излучения  $\lambda = 1,07$  мкм.

В соответствии с проектными разработками РКК «Энергии» [1], одним из основных элементов лунной транспортной космической системы на начальных этапах освоения Луны является многоразовый межорбитальный буксир (ММБ) с ядерной энергетической установкой и электрическими ракетными двигателями (ЯЭРДУ). Вследствие того, что ЭРД имеет низкую тягу, предполагается ММБ использовать для транспортировки грузов, не требующих скорой доставки между околоземной и окололунной орбитами. Если в ЯЭРДУ заменить ЭРД на ЛРД, обладающей более высокой тягой (ЯЛРДУ), это позволит применять ММБ уже для транспортировки более срочных грузов вплоть до пилотируемых кораблей.

В работе [33] проводится сравнение различных энергодвигательных установок в случае их использования в марсианских экспедиционных комплексах (МЭК). Если сравнивать ЛРД по такому же принципу с данными двигателями, получится следующее: у ЛРД скорость истечения продуктов нагрева из сверхзвукового сопла примерно в два раза выше, чем у ЖРД, однако тяга ниже; сравнение с ЭРД уже приводилось выше, можно только добавить, что в ЛРД потребуется также мощная энергетическая установка, а к плюсам можно отнести достаточность низковольтного питания системы накачки лазера, низкую требовательность к виду рабочего тела, простоту конструкции, надежность; по сравнению с ЯРД, самое главное – экологичность.

Выполненная работа и полученные результаты позволяют сделать следующие **выводы**.

На основе полученного уравнения регрессии определены оптимальные режимы работы газодинамического окна ЛРД. Установлено, что при уменьшении длины камеры поглощения до  $L_k = 30$  мм и увеличении входного давления до  $P_{вх} = 1,2$  МПа, снижение давления в приосевой области ГДО составляет  $P_3 = 95,2$  кПа. При уменьшении диаметра критического сечения до  $D_{кр} = 7$  мм и увеличении входного давления до  $P_{вх} = 1,0$  МПа давление в приосевой области ГДО составляет  $P_3 = 82$  кПа. Испытания показали, что в случае комбинированной организации осевого и закрученного течения в камере поглощения, оптимальный режим  $P_3 = 96,2$  кПа ГДО достигается при сочетании давления на входе в осевые трубки  $P_{вх} = 0,75$  МПа и на входе в тангенциальные  $P_{вх} = 0,5$  МПа.

Анализ результатов численного моделирования показывает, что существуют две ярко выраженные зоны течения. Первая зона (периферийная) – вращается по закону свободного вихря, начиная с 15–17 мм, при длине КП 37 мм, вторая зона (центральная) – вращается по закону твердого тела.

Таким образом, «огневые» испытания экспериментального ЛРД на 10-киловаттном электроразрядном CO<sub>2</sub>-лазере подтвердили принципиальную возможность работы лазерного ракетного двигателя на основе непрерывного оптического разряда, стабилизированного в камере поглощения осесимметричным закрученным противоточным потоком. По результатам испытаний экспериментального ЛРД тяга составляла  $P = 4,85$  Н, удельный импульс на рабочем газе аргон  $I_{Ar} = 3233$  м/с (в данном случае удельный импульс не совпадает со скоростью истечения продуктов нагрева из сопла), а удельный импульс с учетом эжекции воздуха  $I_{\Sigma} = 986,5$  м/с.

По результатам расчетов, выполненных с предположением, что плазма в КП находилась в состоянии термодинамического равновесия, можно сделать вывод, что верхний предел практически достижимого в лазерных ракетных двигателях удельного импульса с учетом ограничений по температуре ( $T = 3000$  К) и при давлении окружающей среды, равной  $1 \cdot 10^5$  Па, равняется: для водорода – 9500 м/с, для аммиака – 4000 м/с, для аргона – 1500 м/с.

В результате «огневых» испытаний экспериментального ЛРД получено значение эффективного КПД  $\eta = 29$  %. В случае использования в качестве рабочего тела газа аммиака, эффективное КПД может увеличиться дополнительно за счет резонансного поглощения лазерного излучения, прошедшего без поглощения через НОР.

На основании проведенных исследований можно сделать предположение, что лазерные ракетные двигатели будут использоваться как отдельный класс двигателей, которые, по таким характеристикам как тяга и удельный импульс, займут промежуточное положение между ЖРД и ЭРД.

Авторы выражают благодарность заведующему кафедрой «Специальных двигателей» КНИТУ–КАИ д.т.н., профессору А.Ф. Дрегалину и профессору кафедры А.С. Черенкову за помощь, оказанную при подготовке статьи.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под научной редакцией В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. – М.: РКК «Энергия», 2011. – С. 584.
- [2] Черток Б.Е. Космонавтика XXI века. Попытка прогноза развития до 2101 года. – М.: Изд-во РТСофт, 2010.
- [3] Прохоров А. М., Бункин Ф. В. Использование лазерного источника энергии для создания реактивной тяги // УФН. – 1976. – Т. 119. – № 3. – С. 425–446.
- [4] Легнер Х.Х., Дуглас-Гамильтон Д.Х. Непрерывные лазерные двигатели // Ракетная техника и космонавтика. – 1978. – Т. 16. – № 10. – С. 152–164.
- [5] Апполонов В.В., Тищенко В.Н. Лазерный двигатель на основе эффекта резонансного объединения ударных волн // Квантовая электроника, 36. – № 7. – 2006. – С. 673–683.
- [6] Leik N Myrabo Brief history of the Lightcraft Technology Demonstrator (LID) project Beamed Energy Propulsion, AIP Conference Proceedings, Vol 664, 2003, pp 49–60.
- [7] M A Libeau, L N Myrabo, M Filippelli, J Melnerney Combined theoretical and experimental flight dynamics investigations of a laser-propelled vehicle Beamed Energy Propulsion, AIP Conference Proceedings, Vol. 664, 2002, pp. 125–137.
- [8] Kantrowitz A.R., Propulsion to Orbit by Ground-Based Lasers, Astronautics & Aeronautics, Vol.10, May 1972, pp. 74–76.
- [9] Агейчик А.А., Репина Е.В., Резунков Ю.А., Сафронов А.Л. Детонация рабочих веществ СНО-химического состава лазерного реактивного двигателя // ЖТФ. – 2009. – Т. 54. – № 3. – С. 402–409.
- [10] Фаулер М. К. Измерение коэффициентов молекулярного поглощения применительно к созданию лазерного ракетного двигателя // Ракетная техника и космонавтика. – 1981. – Т. 19. – № 9. – С. 194–202.
- [11] Пью Э.Р., Креч Р.Х. Коэффициент поглощения водяным паром излучения с длиной волны 10,6 мкм // Аэрокосмическая техника. – 1983. – Т. 1. – № 1. – С. 150–151.
- [12] Криер Х., Мазумдер Дж., Рокстрох Т.Дж., Бендер Т.Д., Глэмб Р.Дж. Нагрев газа непрерывным лазером с помощью поддержания плазмы в потоке аргона // Аэрокосмическая техника. – 1987. – № 6. – С. 140–148.
- [13] Райзер Ю.П. Дозвуковое распространение световой искры и пороговые условия для поддержания плазмы излучением. – ЖЭТФ. – 1970. – Т. 58. – Вып. 6. – С. 2127–2138.
- [14] Генералов Н.А., Зимаков В.П., Козлов Г.И., Масюков В.А., Райзер Ю.П. Экспериментальное исследование непрерывно горящего оптического разряда // ЖЭТФ. – 1971. – Т. 61. – Вып. 4 (10). – С. 1434–1446.
- [15] Федоров В.Б. Медленное горение лазерной плазмы и оптические разряды: дис. д-ра физ.-мат. наук: 01.04.04. – Москва: РГБ, 1984. – С. 389.
- [16] Мирабо Л., Райзер Ю.П., Суржиков С.Т. Лазерные волны горения в соплах лавала // Теплофизика высоких температур. – 1995. – Т. 33. – № 1. – С. 13–23.
- [17] Большаков А.П., Конов В.И., Востриков В.Г., Дубровский В.Ю., Косырев Ф.К., Наумов В.Г., Шачкин Л.В. Исследование плазмы оптического разряда в многокомпонентных смесях молекулярных газов // Квантовая электроника. – 2008. – 38 (2). – С. 165–168.
- [18] Зимаков В.П., Кузнецов В.А., Кедров А.Ю., Соловьев Н.Г., Шемякин А.Н., Якимов М.Ю. Газовый лазер для эффективного поддержания плазмы непрерывного оптического разряда в научных и технологических применениях // Квантовая электроника. – 2009. – Т. 39. – № 9. – С. 797–801.
- [19] Генералов Н.А., Захаров А.М., Косынкин В.Д., Якимов М.Ю. Устойчивость непрерывного оптического разряда в потоке атмосферного воздуха // Физика горения и взрыва. – 1986. – Т. 22. – № 2. – С. 91–94.

- [20] Аскарьян А.Г. Эффект самофокусировки // Успехи физических наук. – 1973. – Т. 111, вып. 2. – С. 249–260.
- [21] Ашмарин И.И. Роль самофокусировки в разрушении прозрачных диэлектриков лазерным излучением / Быковский Ю.А., Гридин В.А., Елесин В.Ф., Зысин Я.Ю., Ларкин А.И., Фурманов В.А. // ЖЭТФ. – 1975. – Т. 68, вып. 2. – С. 563–567.
- [22] Морачевский Н.В. Исследование лучевой прочности оптических материалов для мощных лазеров / Мощные лазеры и взаимодействие излучения с плазмой. Труды ордена Ленина Физического института им. П.Н. Лебедева АН СССР. – Т. 103. – М.: Изд-во «Наука», 1978. – С. 119.
- [23] Делоне Н.Б. Взаимодействие лазерного излучения с веществом: курс лекций: Учеб. руководство. – М.: Наука, 1989. – С. 280.
- [24] Саттаров А.Г. Лазерный ракетный двигатель на основе непрерывного оптического разряда // Известия вузов. Авиационная техника. – 2008. – № 3. – С. 46–49.
- [25] Саттаров А.Г., Бикмучев А.Р. Разработка и экспериментальное исследование эффективности газодинамического окна лазерных энергетических установок // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева – 2008. – № 4. – С. 80–84.
- [26] Long, R.R «Sources and Sinks at the Axis of a Rotating Liquid,» Quarterly Journal of Mechanics and Applied Mathematics, Vol. IX, Pt. 4, 1956, pp. 385–393.
- [27] Dunlup R. An investigation of the Swirling Flow in a Spinning end – Burning Rocket; AIAA, Journal, vol. 7, №12, December 1969, pp. 2293–2300.
- [28] Гуськов К.Г., Райзер Ю.П., Суржиков С.Т. О наблюдаемой скорости медленного движения оптического разряда // Квантовая электроника. – 1990. – Т. 17. – № 7. – С. 937–942.
- [29] Дрегалин А.Ф., Черенков А.С., Саттаров А.Г., Бикмучев А.Р., Пислегин С.Н. Экспериментальное и теоретическое исследование характеристик лазерного ракетного двигателя на основе непрерывного оптического разряда // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2010. – № 4. – С. 39–43.
- [30] Зайкин А.Е., Левин А.В., Петров А.Л. Динамика плазмы приповерхностного оптического разряда в парах металла в луче CO<sub>2</sub>-лазера // Квантовая электроника. – 1995. – Т. 22. – № 2. – С. 145–149.
- [31] Справочник. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. и др. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Под ред. В.П. Глушко / В 10-и томах АН СССР. – М., 1980.
- [32] Райзер Ю.П. Непрерывный оптический разряд – поддержание и генерация плотной низкотемпературной плазмы лазерным излучением // Соросовский образовательный журнал. – 1996. – № 3. – С. 87–94.
- [33] Борисов В.В. Пилотируемые космические программы – выбор пути // Пилотируемые полеты в космос. – № 2 (4). – 2012. – С. 13–25.

УДК 629.78:007.52

**ОБОСНОВАНИЕ ПОНЯТИЙНОГО АППАРАТА  
И СОСТАВА ЭМПИРИЧЕСКИХ ДАННЫХ  
ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ  
АНТРОПОМОРФНЫХ РОБОТОВ  
В ПИЛОТИРУЕМОЙ КОСМОНАВТИКЕ**

А.Н. Супотницкий

А.Н. Супотницкий (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

Исследование антропоморфных робототехнических систем космического назначения (АРТС КН) имеет особое значение для пилотируемой космонавтики, так как динамическое развитие отрасли и амбициозные планы пилотируемой космонавтики могут быть существенно ограничены, если не удастся преодолеть ряд существующих ресурсных ограничений, труднопреодолимых на сегодняшнем уровне развития ракетно-космической техники. Для прогнозирования области применения АРТС КН необходимо определиться с критериями разделения функций в системе «космонавт–АРТС КН» на уровне видов деятельности и полетных операций. Предлагаемый способ основан на идее разработки системы показателей необходимости, возможности и полезности применения АРТС. Адекватный выбор понятийного аппарата позволяет сформировать общее поле для дискуссий в данной интенсивно развивающейся области знаний и технологий [Технологическая платформа мехатроника, встроенные системы управления].

**Ключевые слова:** АРТС, возможность, необходимость, область применения, полезность, полетные операции, результативность, ресурсоемкость, риски, эффективность.

**Rationale of the Conceptual Apparatus and Empirical Data Content to Determine the Field of Use of Anthropomorphic Robots in Manned Spaceflight. A.N. Supotnitsky**

Anthropomorphic robotic systems for space application (ARS SA) are of particular importance for manned spaceflight since the dynamical development of the industry and ambitious plans of space exploration may be severely limited by existing resource constraints. To predict the field of use of the anthropomorphic robotic systems it is necessary to determine the criteria for task sharing within a “cosmonaut – ARS SA” system at the level of activity type and space operations. The proposed method is based on the idea of developing a system of indicators of the need, possibility, and usefulness of the usage of an ARS SA. An adequate choice of a conceptual apparatus allows creating a common field for discussions in this rapidly developing field of knowledge and technology [Technological platform: mechatronics, built-in control systems].

**Keywords:** ARS SA, possibility, need, field of use, utility, space operations, effectiveness, resource-demanding, risks, efficiency.

**Введение**

Определение области применения АРТС КН, которую можно характеризовать с нескольких точек зрения – как на уровне совокупности видов исполнительской деятельности, так и с позиций конкретизации набора полетных операций (каждая из которых может включать не один, а несколько взаимосвязанных видов деятельности), необходимых для их реализации, является актуальной проблемой, относительно которой в настоящее время не существует единых представлений. В то же время, создание единой платформы для ведения конструктивных дискуссий

невозможно без обоснования и выбора понятийной базы для сравнения конкурирующих гипотез и прототипов в смысле их перспективности для средне- и долгосрочного развития пилотируемых программ. Ранее решение этой проблемы проводилось преимущественно на уровне гипотез, интуитивных прозрений, предположений, экспертных оценок [1, 3, 4].

Так, например, космонавт и конструктор космической техники К.П. Феоктистов в работе [1], опубликованной в 2005 году, связал использование АРТС КН в открытом космосе с идеей создания на орбите больших конструкций и обслуживания космических аппаратов на внешней поверхности.

К совокупности масштабных задач, решение которых возможно с помощью АРТС КН, автор относит:

- строительство больших конструкций перспективных орбитальных станций;
- сборку платформ спутников связи, больших астрофизических объектов, антенн радиотелескопов и т. п.;
- обслуживание орбитальных станций, пилотируемых космических кораблей, автоматических космических аппаратов на орбите, включая их профилактику и ремонт.

Успехи робототехники применительно к наземным условиям инициируют появление публикаций, в которых предлагаемые решения рассматриваются как прототипы для космических приложений. Так специалисты Центрального научно-исследовательского института робототехники и технической кибернетики (г. Санкт-Петербург) и НПО «Андроидная техника» (г. Магнитогорск) на основе образцов роботов, предназначенных для разборки поврежденных конструкций, обезвреживания боеприпасов, эвакуации раненых из очага поражения, предлагали ряд аналогичных подходов для применения в космосе, в частности, для работ по обеспечению внекорабельной, контрольно-инспекционной и ремонтно-восстановительной деятельности [10]. Аналогичные решения предлагаются и другими авторами [3]. Самое большое число разработок осуществлено применительно к образцам робототехнических манипуляционных комплексов.

В наименьшей степени на сегодня исследованы вопросы поддержки экипажа при внутрикорабельной деятельности (ВнуКД) [4, 10, 11]. Для того чтобы понять, в какой степени и в каком объеме можно использовать АРТС КН, необходимо обратиться к систематизации выполняемых с участием экипажа полетных операций.

### **Общий подход к определению области применения антропоморфных роботов космического назначения**

Известно, что в практике планирования работы экипажа существует и используется достаточно четкая классификация, включающая в себя подробное деление полетных операций на классы, группы, виды, типы, места выполнения [2].

В зависимости от типа операций и внешних воздействий операции могут быть детерминированными, вероятностными или неопределенными. В соответствии с этим можно выделить три группы показателей и критериев эффективности полетных операций [5]:

- в условиях высокой определенности, если показатели исхода операции отражают один строго определенный исход детерминированной операции;
- в условиях риска, если показатели исхода операции являются дискретными или непрерывными случайными величинами с известными законами распределения в вероятностной операции;

– в условиях высокой неопределенности, если показатели исхода операции являются случайными величинами, законы распределения которых неизвестны.

Согласно принятой системе управления полетом полетные операции выполняются: 1) экипажем, 2) автоматически, 3) в автоматизированном режиме (при участии экипажа) [8].

Процесс выбора варианта распределения функций между космонавтами и АРТС и определения качества выполняемых работ предполагает выполнение ряда последовательных действий аналитического характера, составляющих методологию эргономического проектирования:

– необходимо, прежде всего, предварительно составить перечень задач, которые могут быть решены в результате совместной деятельности космонавтов и АРТС или только АРТС, для этого, в первом приближении, необходимо выделить и исключить из дальнейшего рассмотрения те операции, выполнение которых возможно исключительно космонавтами;

– для более точного решения указанной выше задачи требуется представить процесс решения каждой задачи в виде совокупности операций, выделив среди них сначала крупные элементы, логически связанные цепочки операций, постепенно сведя их к совокупности элементарных действий (микроопераций) и логических условий, приводящих к выполнению или невыполнению соответствующих действий (критерием элементарности операции при этом является наличие одной осознаваемой цели, достигаемой в результате деятельности космонавта или/и АРТС);

– в каждом случае необходимо определить требуемое качество выполнения каждой операции космонавтом или/и АРТС; если ожидаемое качество выполнения операций соответствует требуемому, то операция назначается для выполнения АРТС или для группового выполнения АРТС совместно с космонавтом, или же она исключается из исходного перечня операций.

При отсутствии данных о возможности выполнения АРТС каких-либо операций следует получить эти данные путем дополнительных исследований и испытаний. Если ожидаемое качество (по выбранным показателям) выполнения операций соответствует требуемому, то операция назначается для выполнения АРТС. При необходимости следует проводить оценку качества совместной деятельности космонавта и АРТС.

Процесс уточнения перечня, содержания и качества операций, выполняемых космонавтом совместно с АРТС и отдельно АРТС, может быть по характеру итеративным и производиться до тех пор, пока качество индивидуальной деятельности АРТС и групповой деятельности космонавтов и АРТС не будет соответствовать заданному. Возможно, при необходимости обеспечения заданного качества выполнения операций будет реализован вариант распределения деятельности между АРТС и несколькими космонавтами.

### **Термины (понятия) для оценки применения АРТС**

К настоящему времени не сложилось единого понимания терминов (понятий) для оценки области применения АРТС. Фактически показателями оценки применения АРТС следует считать: необходимость, возможность, полезность, эффективность и существующие риски.

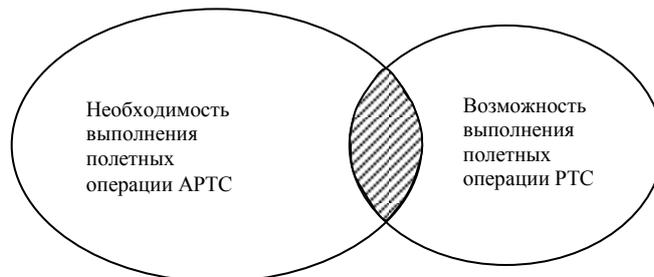
Существующая неопределенность исходных данных в процессе проведения оценки по условиям «необходимости», «возможности», «полезности», «эффек-

тивности» и «рисков» выполнения АРТС полетных операций имеет две стороны: объективную и субъективную.

Пути преодоления объективной неопределенности:

- рассмотрение концептуального, обlikового и проектного представления об АРТС;
- анализ вариантов условий разработки и применения;
- определение на уровне концептуальных требований рациональных вариантов АРТС для заданного целевого применения;
- применение количественных и качественных показателей оценки применения АРТС.

Источником субъективной неопределенности является наличие субъекта – исследователя в области космической эргономики, его отношения к АРТС, оценки условий применения АРТС. Полностью исключить этот фактор неопределенности невозможно, но в этом случае полезно получение ряда экспертных оценок и проведение процедур согласования и систематизации на количественной основе [метод Дельфи и др.]. Исходные данные могут быть недостоверными, расплывчатыми, нечеткими, качественными, которые нельзя в полной мере определить количественно. При нечеткости возможно введение ограничений и допущений, использование аппарата субъективных вероятностей (экспертных оценок). Рассмотрим соотношение категорий «необходимости» и «возможности» применительно к применению АРТС. Можно предположить, что на начальном этапе применения АРТС необходимость выполнения полетных операций будет превосходить возможность их реализации АРТС на борту орбитальной станции.



Необходимость и возможность выполнения полетных операций АРТС

Область пересечения в этом случае будет заключать в себя полетные операции и работы, для которых должно выполняться более жесткое логическое условие: («необходимость»  $\wedge$  «возможность»). Здесь дополнительно к необходимости (необходимому условию) выставляется возможность (достаточное условие). По мере совершенствования АРТС не исключается возникновение ситуации, когда область возможностей будет превосходить область необходимости. Более тонким логическим фильтром являются условные факторы, влияющие как на возможность, так и на необходимость, а также и на эффективность АРТС. Отсутствие или наличие условных факторов будет влиять на расширение и сужение области возможности и необходимости выполнения полетных операций и работ АРТС или с ее помощью при участии экипажа. Например, в случае необходимости проведения инспекции определяется возможность ее проведения с помощью бортовых манипуляторов на внешней поверхности МКС. И только в случае невозможности их использования для инспекции в предполагаемых рабочих зонах может быть применена АРТС.

Необходимость выполнения АРТС работ может быть продиктована следующими причинами:

- срочностью выполнения полетных операций (примером является срочная инспекция при выходе через технологический отсек без проведения десатурации, например, при разгерметизации);

- признаками, свидетельствующими о наличии опасности для космонавта (повышенная радиация, нейтронное излучение, солнечные вспышки, распыление вредных веществ и др.);

- острой необходимостью разгрузки космонавтов от ряда операций и оказания помощи экипажу при внутри- и внекорабельной деятельности;

- рутинностью многократного повторения однотипных, простых операций, их цикличностью, например, при выполнении бортовых экспериментов, которые при многократном выполнении приводят к утомляемости и ошибкам исполнителя;

- очевидной продуктивностью работы АРТС при определенных условиях работы (оперативный выход в открытый космос, самостоятельный выбор рационального маршрута передвижения, безошибочное выполнение большого количества однотипных действий и др.);

- результативностью выполнения простых и программируемых операций посредством АРТС;

- необходимостью высвобождения космонавта для выполнения других срочных работ;

- значительный выход АРТС по техническим и функциональным характеристикам за пределы человеческих возможностей;

- физиологическими и техническими ограничениями в работе космонавтов (усталость, ограниченное время работы в выходном скафандре, недостаточные физические усилия).

Способный к перемещению в рабочем объеме антропоморфный робот вместо существующего на орбитальной станции в настоящее время антропоморфного фантома может быть использован с целью исследования динамики радиационной обстановки на трассе полета в отсеках МКС и накопления дозы облучения в детекторах антропоморфного робота, размещаемого внутри отсеков станции на установленное время.

Возможность выполнения операций АРТС во многом зависит:

- от степени их детерминированности;

- реального уровня функциональности антропоморфного робота;

- его способности к навигации и перемещению во внутреннем объеме орбитальной станции и на ее поверхности;

- технических характеристик системы (например, скорости и точности выполнения операций, веса и габаритов перемещаемого оборудования и др.);

- физических усилий, степени подвижности, которые способна развивать АРТС;

- уровня ее функциональности в рабочих зонах;

- наличия соответствующего рабочего инструмента и возможности для его применения АРТС;

- отсутствия ограничений, характерных для деятельности космонавта.

В работе [12] применительно к МКС были разработаны частные критерии *необходимости* и *возможности* роботизации полетных операций. С некоторыми уточнениями они имеют следующий вид.

А. Частные критерии необходимости роботизации полетных операций.

1. *Опасность* условий деятельности:

1) экстремальные условия – ВКД, работа в аварийных ситуациях (разгерметизация, пожар, токсичность атмосферы) на борту МКС;

2) обычные условия – обычная деятельность на борту МКС.

2. *Критичность к ошибкам*:

1) угроза безопасности, невыполнения программы полета;

2) существенное изменение программы полета;

3) несущественное влияние на безопасность и программу полета.

3. *Трудоемкость*, включая подготовительные операции (в чел./ч):

1) высокая – более рабочих суток;

2) средняя – несколько часов;

3) низкая – несколько минут.

4. *Рабочая нагрузка* (физическая) на космонавта:

1) высокая;

2) средняя;

3) низкая.

5. *Рутинность*:

1) ежедневные операции;

2) часто выполняемые операции в ходе полета;

3) редко выполняемые операции.

Б. Частные критерии *возможности* роботизации полетных операций.

6. *Сложность алгоритма* деятельности:

1) высокая – неопределенность исходной информации, необходимо корректировать алгоритм деятельности в зависимости от ситуации, число условий и шагов алгоритма велико;

2) низкая – алгоритм простой, число условий и шагов невелико.

7. *Сложность манипуляций/исполнительных действий*:

1) высокая – особо точные действия, регулировки;

2) средняя – число особо точных действий невелико, порядок исполнительных действий понятен;

3) низкая – относительно простые, однозначные действия.

8. *Эргономические условия* деятельности:

1) усложненные – доступ к рабочему месту затруднен, плохое освещение и т.п.;

2) нормальные – удобный доступ к рабочему месту, хорошая подсветка и т.п..

9. *Необходимость взаимодействия* с другими членами экипажа и/или ЦУПом:

1) требуется взаимодействие;

2) автономная работа – все действия выполняются одним членом экипажа.

Отметим, что полная композиция множества частных критериев в виде конъюнктивной свертки (по логическому предикату «И») позволяет выделить предпочтительные кластеры полетных операций для роботизации, определить предпочтительный режим использования АРТС КН (копирующий, супервизорный). Вместе с тем, следует принять во внимание, что названные выше частные показатели носят качественный характер и не всегда однозначно определяются. Практически это означает наличие множеств как определенных, так и неопределенных условий по роботизации. Таким образом, в целом придется иметь дело с наличием нечеткого множества решений по роботизации полетных операций.

Кроме *необходимости* и *возможности* применения может рассматриваться и функция *полезности*. Полезность есть не что иное, как интегральная количествен-

ная или качественная оценка сформулированного заказчиком (пользователем) варианта АРТС с точки зрения ее соответствия целевой задаче или функции применения. Критерии полезности АРТС могут быть как обобщенными, так и частными. Для оценки уровня полезности АРТС следует использовать шкалы полезности.

Одним из наиболее обсуждаемых является класс операций, связанных со сборочными и монтажными работами. Для их выполнения в открытом космосе космонавтом совместно с антропоморфным роботом (в качестве помощника), кроме выполнения работ по подготовке к выходу самого космонавта, экипажу потребуется провести подготовку АРТС, которая включает типовые операции, в том числе: функциональную настройку, подготовку и оснащение необходимым инструментом, средствами освещения, тестирование робота, проверку питания. Указанные подготовительные действия представляют для экипажа дополнительную нагрузку и выполнение набора обязательных сервисных функций.

В любой объект сборки и монтажа входят следующие элементы: базовые, комплектующие и соединительные элементы, работе с которыми должна быть обучена АРТС. Сборочные и монтажные операции предполагают страховку, подачу, перемещение, ориентацию, соединение, закрепление элементов конструкции, использование необходимого инструмента. АРТС необходимо применять, прежде всего, для выполнения простых сборочных ручных операций, требующих высокой точности и аккуратности.

В качестве возможных преимуществ АРТС при выполнении сборочных операций рассматриваются высокая повторяемость и точность позиционирования, которые могут быть обеспечены в качестве характеристик АРТС. Как показала наземная практика применения манипуляционных робототехнических комплектов, высокая повторяемость работ и точность позиционирования являются признаками эффективности применения АРТС. Это позволяет достигнуть других эффектов, в том числе повысить качество сборки и производительность труда, разгрузить космонавта от выполнения части рутинной физической работы. Сборка простейших узлов, в состав которых входит небольшое количество элементов, может выполняться антропоморфным роботом на сборочной позиции самостоятельно. В этом проявляются качественные показатели эффективности применения АРТС при выполнении сборочных и монтажных операций. Чем больше их детерминированность, тем легче операции запрограммировать и выполнять операции в супервизорном режиме.

Нужно исходить из того, что определяющим в отношении между необходимостью и возможностью является возможность. Однако, если нет необходимости, то возможность теряет свое значение. Только после оценки необходимости и возможности применения АРТС следует проводить оценку ее полезности и эффективности.

### **Эффективность АРТС и ее оценка.**

#### **Количественные и качественные показатели оценки**

Существует множество определений эффективности. «Эффективность» АРТС КН ( $Y_{\text{эфф АРТС КН}}$ ) может рассматриваться как достижение каких-либо определенных результатов от применения АРТС КН с минимально возможными (или приемлемыми издержками) или получение максимально возможного объема новых преимуществ применения АРТС в условиях космоса. Эффективность АРТС КН может также трактоваться как возможность достижения функционально важных

свойств, через которые проявляются преимущества АРТС КН, при условии реально возможного снижения сервисов для АРТС КН. Эффективность АРТС может также определяться как соотношение между заданным (целевым) показателем результата функционирования АРТС и фактически реализованным.

Еще одна трактовка состоит в том, что эффективность характеризует связь между достигнутым результатом и использованными ресурсами. Она позволяет оценить различные «траектории» достижения результата с учетом затраченных ресурсов (включая сюда: наземный и бортовой управляющий и контролирующий персонал, использование других манипуляторов, время подготовки и выполнения полетных операций, ресурсов бортовых систем – управления, телевизионной, связи, телеметрии и др., консультаций специалистов).

Для оценки эффективности обычно задают предельный порог эффективности, требования или ожидания, которые должны быть выполнены по каждому фактору на определенном уровне эффективности [7]. Они должны быть сосредоточены на результате и включать следующие надежные меры оценки:

- качества работ, которое передает ожидания, насколько хорошо АРТС должно выполнить работу, или каким должно быть качество конечного результата, это касается точности, полезности и результативности работы; измерения могут содержать допустимые коэффициенты ошибок, такие, как процент допустимой погрешности на единицу работы, и коэффициент удовлетворенности результатами работы АРТС;
- количества работ, оно определяет объем работы и действия, которые должна выполнить АРТС;
- времени, которое устанавливает ожидания в отношении того, как быстро, когда или за какое время АРТС должно выполнить работу;
- эффективности затрат, устанавливает порядок и количество расходуемых ресурсов.

В общем случае, оценка операционных свойств проводится как оценка двух аспектов:

- исхода (результатов) операции;
- сложности реализации алгоритма, обеспечивающего получение результатов.

Качество исхода операции и алгоритм, обеспечивающий получение результатов, оцениваются по показателям качества операции, к которым обычно относят результативность, ресурсоемкость и оперативность.

Результативность операции обуславливается получаемым целевым эффектом, ради которого функционирует система.

Оценка алгоритма функционирования АРТС КН, на наш взгляд, является ведущей при оценке эффективности. Такое утверждение основывается на теоретическом постулате, подтвержденном практикой: наличие хорошего «алгоритма» функционирования АРТС повышает уверенность в достижении требуемых результатов. В принципе, требуемые результаты могут быть получены и без хорошего алгоритма, но вероятность этого будет меньше.

При оценке эффективности наибольшую сложность представляет оценка его результата. Можно оценить ресурсы, легко измерить время, но трудно оценить результат. Есть конечный результат, в котором эффективность применения АРТС может проявиться лишь опосредовано, (например, контроль психического состояния экипажа, осуществляемый АРТС, будет его дисциплинировать).

Можно назвать непосредственный результат, который присущ применению АРТС (количество сборочных, ремонтных, транспортных операций, технологического обслуживания, экспериментов). Непосредственный результат эффективности применения может характеризовать комплекс критериев и показателей эффективности.

### Критерии оценки эффективности АРТС

Критерий оценки эффективности АРТС в нашем понимании – это признак, на основании которого производится оценка, определение или классификация чего либо, мерило суждения, оценки эффективности АРТС.

Критерий эффективности с системной точки зрения определяется не только оптимальностью функционирования АРТС, но и количеством и качеством труда космонавтов и наземных операторов, контролирующих или управляющих АРТС.

Термин «эффективность» связывается и с АРТС, выполняемой операцией и с ее решением. Образующие при этом понятия можно считать эквивалентными. В конечном счете, каждое из них отражает соответствие исхода операции поставленной цели. Обычно нужно иметь в виду, что одна или несколько операций реализуются АРТС. Для большинства операций процедура оценки эффективности решений носит прогностический характер.

Эффективность предполагает наиболее лучший путь и результат, сопоставимый с затратами ресурсов и усилий для достижения нужного результата или при учете его ценности.

Рассмотрим вначале критерии эффективности, относящиеся к АРТС. Исследователями обычно выделяют общие и локальные критерии эффективности АРТС [5].

К общим критериям эффективности следует отнести:

- снижение затрат при том же результате (время на подготовку АРТС к выполнению работы, персонала управления и контроля и время его задействования и др.);
- достижение поставленной цели полетной операции при сокращении затрат (более рациональное решение);
- уменьшение результата при еще меньшем уменьшении затрат.

В группу частных локальных критериев можно включить:

- затраты времени (на подготовку к выходу, на передвижение к месту выполнения работ на внешней поверхности, непосредственное выполнение работ роботом, время инспекции, подготовки к выполнению эксперимента, время выполнения эксперимента и др.);
- услуги экипажа и ЦУПа;
- показатели использования АРТС (количество выполненных операций, двигательная активность (перемещения робота), длина маршрута и скорость передвижения на маршруте, и др.);
- эргономичность условий применения.

Группа качественных критериев:

- увеличение доли операций, выполняемых роботом с высоким качеством;
- степень облегчения функций космонавтов при выходе в открытый космос;
- обеспечение устойчивости управления и контроля выполнения роботом полетных операций;

- уверенное достижение необходимого результата полетных операций;
- улучшение условий деятельности космонавтов на борту орбитальной станции;
- ресурсосбережение при деятельности на других планетах (ресурсы: вода, воздух, одежда и др.).

Критерием эффективности выполнения АРТС полетных операций, кроме того, при определенных условиях, может быть максимум объема выполняемых работ и услуг и производительность работ большая, чем у космонавтов. Все эти критерии должны быть отражены в определенной системе показателей эффективности применения АРТС, которая может быть предложена экспертам для проведения процедур экспертного анализа и прогноза.

Факторы влияния на показатели эффективности чаще всего классифицируются по следующим признакам [5]:

- продолжительности влияния;
- характеру влияния (сильные, слабые);
- масштабу влияния;
- по содержанию;
- форме влияния (непосредственные, косвенные).

Показатель эффективности – количественная характеристика АРТС, которая косвенно характеризует ее эффективность. Количественные показатели эффективности в большинстве случаев следует пытаться выражать количественными величинами в численных шкалах: в процентах, числах, индексах, времени, количестве, степени, уровне, соотношении затрат и приобретений, стоимости и т.д. В некоторых случаях от экспертов удастся получить лишь сравнительные сопоставления в шкалах порядка или по значениям ранговых величин.

Выбор показателей эффективности имеет большое значение в оценке деятельности АРТС. Правомерен вопрос, по каким критериям необходимо определять предполагаемый уровень эффективности в числовых значениях.

Выбор показателей для конкретной системы связан с анализом большого объема плохо структурированной информации, и поэтому в системном анализе сформулированы требования, следование которым позволяет обосновать применимость показателей в данной задаче оценки.

Общими требованиями к показателям исхода операции являются [9]:

- соответствие показателей исхода операции ее цели;
- полнота;
- измеримость;
- ясность физического смысла;
- неизбыточность.

Одним из основных требований является соответствие показателей исхода операции цели операции, реализуемой АРТС. Цели операции в значительной степени зависят от предназначения системы. Например, для АРТС целями операции может быть обеспечение требуемых значений оперативности, результативности и безопасности. Для каждой из выдвигаемых целей должны быть определены одна или несколько составляющих показателей исхода операции.

К числу основных требований и показателей исхода операции относится также его полнота. Суть этого требования заключается в том, что показатели исхода операции должны отражать желательные (целевые) и нежелательные (побочные) последствия операции по показателям результативности, ресурсоемкости и оперативности.

Следующее важное требование к показателям исхода операции – измеримость его составляющих. Если рассматриваемая операция не позволяет это сделать, ее целесообразно разложить на подоперации, обеспечивающие измеримость составляющих. Процесс декомпозиции операции на подоперации может быть многоуровневым.

При определении задач показателей исхода операции необходимо стремиться к ясности их физического смысла, т.е., чтобы они измерялись с помощью количественных мер, доступных для восприятия. Однако достичь этого удастся не всегда. Тогда приходится вводить так называемые субъективные составляющие показателей исхода операции. Требование ясности физического смысла ограничивает возможности агрегирования частных показателей в один критерий. Так, например, не имеет физического смысла обобщенный скалярный показатель, составленный из частных показателей результативности, ресурсоемкости и оперативности.

Важным требованием к показателям исхода операции является минимизация его размерности, т.е. обеспечение неизбыточного набора составляющих. С ростом количества составляющих резко возрастает трудоемкость построения функции эффективности.

Показатель эффективности должен быть установлен относительно каждого вида деятельности АРТС непосредственно по результатам деятельности. Соответственно, в качестве критерия измерения результата деятельности АРТС целесообразно устанавливать характеристики, описывающие не процессы, – они не отображают результат, но, например, этапы процесса. Конкретный физический смысл показателей определяется характером и целями операции, а также качеством реализующей ее АРТС и внешними воздействиями.

Такие показатели эффективности АРТС, как производительность труда (объем операций за единицу времени  $N_{0\text{АРТС}}$ , время на выполнение каждой операции  $T_{0\text{АРТС}}$ , ресурсоемкость и др.), вероятно, можно объединить в группу, блок частных или локальных показателей направления или конкретного вида работ. Такие группы обобщенных показателей уместно использовать для оценки различных уровней аддитивной эффективности АРТС.

Показателями, характеризующими работу системы управления АРТС, являются эффективность управления и своевременность принятия и осуществления функций управления.

При оценке эффективности управления необходимо комплексное применение всей системы обобщающих и частных показателей эффективности управления. Эффективность управленческой деятельности применительно к субъекту управления также может характеризоваться количественными и качественными показателями.

Оценка исхода операции учитывает, что операция проводится для достижения определенной цели – исхода операции. Под исходом операции понимается ситуация (состояние АРТС и внешней среды), возникающая на момент ее завершения. Для количественной оценки исхода операции вводится понятие интегрального показателя исхода операции, вектора,  $Y_{\text{ИСХ}} = \langle Y_{\text{РЕЗ}}, Y_r, Y_o \rangle$ , компоненты которого – суть показатели его отдельных свойств, отражающие результативность ( $Y_{\text{рез}}$ ), ресурсоемкость ( $Y_r$ ) и оперативность операции ( $Y_o$ ).

По месту проведения показатели для оценки АРТС будем разделять на несколько групп, в том числе показатели оценки деятельности:

– в герметичном объеме модулей орбитальной станции (при этом указываются условия реализации этой деятельности в каждом из модулей);

– на поверхности орбитальной станции (в ближайшей окрестности выходных люков, в зонах, куда робот может быть перемещен бортовыми манипуляторами, на удаленных элементах конструкции);

– в ближайшей окрестности от орбитальной станции;

– на поверхности других планет, астероидов.

Следует, скорее всего, проектировать АРТС и оценивать необходимость, возможность и эффективность применения АРТС КН с учетом ее локальной области применения.

Ресурсоемкость ( $Y_r$ ) характеризуется ресурсами всех видов (людскими, материально-техническими, энергетическими, информационными и т.п.), используемыми для получения целевого эффекта.

В методике оценки эффективности применения АРТС выделяют, прежде всего, ключевые показатели. Эффективное функционирование АРТС может осуществляться на основе анализа и оценки по ряду ключевых показателей эффективности.

Ключевые показатели эффективности – это те показатели, без которых достигнуть требуемой эффективности невозможно. Обычно рекомендуется использовать не более 10 ключевых показателей эффективности [5]. В таком случае требуется определить, какие показатели являются «ключевыми», исходя из целей полетных операций. По значениям ключевых показателей эффективности судят о степени достижения целей полетной операции или работы.

Иногда выделяют также факторы, влияющие на эффективность работы АРТС, в том числе:

– особенные факторы – некие специализированные возможности АРТС, которые не выполнимы космонавтом (например, длительное пребывание в космосе во время ВнеКД);

– коммуникативные факторы – качество поддержки (подсказки, указаний, контроля), оказываемой АРТС, взаимодействие АРТС с космонавтами;

– системные факторы (систему, в совокупности с которой рассматривается функционирование АРТС);

– ситуационные факторы (ситуации, влияющие на применение или неприменение АРТС).

Качественный показатель эффективности – это скрытая количественная характеристика одного или нескольких свойств АРТС, определяющих ее эффективность, рассматриваемую применительно к определенным условиям ее эксплуатации.

Каждая АРТС обладает своим набором качественных показателей, которые зависят от назначения данного объекта, условий его эксплуатации и многих других факторов.

Оперативность операции  $Y_{оп}$  определяется расходом времени, потребного для достижения цели операции. В первом случае оценивается время выполнения операций технологических, ремонтных, по перемещению грузов, спасению космонавтов, инспекции с применением АРТС. Показатели времени можно подразделить на показатели, измеряющие скорость, интервал и своевременность выполнения технологических операций. Для АРТС имеет значение снятие или расширение (уменьшение) диапазона ограничений (время выхода в открытый космос, время работы в открытом космосе, не требуется время для отдыха, принятия пищи и др.), время загрузки робота в сравнении с космонавтом и степень, формы и содержание участия космонавта в работах, выполняемых роботом (активно, периодически, непрерывно).

Имеет значение для спасения космонавтов минимальное время вывода АРТС в открытый космос в индивидуальном порядке через шлюзовую отсек для осуществления операций спасения космонавтов, потерявших сознание в открытом космосе.

Показатели условий деятельности АРТС: стационарное крепление на рабочем месте, перемещение в пределах небольшой рабочей зоны, одного из рабочих модулей, внутри объема орбитальной станции, на ее поверхности, самостоятельно или с использованием бортовых манипуляторов, установки для перемещения в космосе.

Экономические затраты являются одними из важнейших показателей, отражающих функционирование АРТС. Но на основании только лишь показателей затрат и экономии нельзя получить целостное представление о процессе. Требуется обеспечить условия, благоприятствующие снижению затрат на применение АРТС. В особенности это касается загрузки экипажа в период подготовки, работы АРТС и завершения ее использования.

Продуктивность оценивает степень достижения АРТС поставленных перед ней целей и фокусирует внимание на объеме реализуемых возможностей.

Также показатели могут разделяться на «показатели результата» и «показатели процесса» применения АРТС. Измерение показателей результата характерно для подхода к оценке, которая больше ориентирована на итоговые достижения применения АРТС КН. Показатели процесса во многом определяют достижение АРТС КН поставленных задач, но при этом дают представление о важных характеристиках процесса ее применения и, таким образом, помогают осуществить поиск источников и внедрение улучшений. В этом случае показателем результата может служить число внедренных улучшений, приводящих к снижению затрат.

Еще одна классификация подразделяет показатели процесса на показатели результативности, эффективности, адаптивности и гибкости.

Результативность – степень реализации запланированной деятельности и достижения АРТС запланированных результатов полетных операций. Может рассматриваться как показатель целевого назначения, определяющий целенаправленность, смысл функционирования АРТС, основную ее задачу. Предполагаемая результативность может существенно отличаться от реальной. Результативность является базовым показателем как отдельных процессов, так и всей системы. Она важна для выполнения всех полетных операций. Однако, выполняя работы со стопроцентной результативностью, АРТС может не иметь ряда преимуществ по сравнению с космонавтом. В этом случае можно говорить о низкой сравнительной эффективности.

Простой и эффективный способ оценки применения АРТС при выполнении полетных операций – по достигнутому результату. При проведении оценки следует учитывать действие факторов, оказывающих влияние на достигаемый результат: качество подготовки к выполнению операции, гибкость, адаптивность, коммуникацию, невозможность эвристических решений, неспособность использовать накопленный опыт и др. Благодаря показателям результативности организационное видение и цели становятся измеримыми. Целевое значение показателя (например, время выполнения операции) отражает конкретное значение, которое нужно достичь.

Результативность оценивается по одноуровневой (выполнил–не выполнил) и многоуровневой оценке. В последнем случае учитывается степень достижения заданного результата. Чем она больше (выше уровень), тем больше эффективность.

Показатель результативности представляет собой единицу измерения, связанную с ключевым фактором и конечной целью. Поэтому рекомендуется разделить ключевые показатели результативности АРТС на две категории: базовые и целевые. Базовые показатели отображают необходимые подготовительные усилия и показатели, которые связаны с применением АРТС. Целевые показатели оценивают результативность деятельности и процессов, обеспечивающих выполнение целевых задач полетных операций.

Критерий пригодности для оценки требуемой эффективности детерминированной ( $i$ ) операции можно выразить в виде функции принадлежности [6]:

$$K^{\text{приг}}: (\forall i) (y_i^j \in \delta \mid \delta_i \rightarrow y_i^{\text{доп}}, i \in \langle \mathcal{E}, R, O \rangle),$$

где  $\mathcal{E}$  – результативность (целевой эффект),  $R$  – ресурсоемкость,  $O$  – оперативность (затраты времени) определяет правило, по которому операция считается эффективной, если все частные показатели  $y_i^j$  исхода детерминированной операции  $y_i^{\text{доп}}$  принадлежат области адекватности.

Введем критерий оптимальности для оценки детерминированной операции:

$$K^{\text{опт}}: (\exists i) (y_i^j \in \delta \mid \delta_i \rightarrow y_i^{\text{опт}}, i \in \langle \mathcal{E}, R, O \rangle).$$

Эта формула определяет правило, по которому операция считается эффективной, если все частные показатели исхода операции принадлежат области адекватности, а радиус области адекватности  $y_i^{\text{опт}}$  по этим показателям оптимален.

Предложенный в статье подход, несмотря на широкий охват концептуальных представлений о вариантах оценки проектных и эксплуатационных решений в области АРТС КН, предполагает дальнейшее уточнение и доработку.

### Выводы:

1. Для определения области применения АРТС КН можно рекомендовать использовать систему понятий и концептуальный подход к построению процедур эргономического анализа системы «космонавт–АРТС КН» на борту ПКА, определению видов деятельности данного вида робота в соответствии с приведенным в статье алгоритмом.

2. По отношению к оценке полетных операций предлагается использовать факторы необходимости, возможности, полезности, эффективности и рисков выполнения АРТС полетных операций. Для их оценки целесообразно использовать следующие группы количественных и качественных показателей применения АРТС:

- показатели возможности выполнения АРТС полетных операций;
- показатели необходимости применения АРТС в полетных операциях;
- показатели полезности применения АРТС в полетных операциях;
- показатели эффективности АРТС при реализации полетных операций;
- другие факторы, которые влияют на их реализацию, выделяя при этом ключевые факторы.

3. В настоящее время можно в основном ориентироваться на качественные показатели эффективности АРТС. Рекомендуется при оценке эффективности АРТС учитывать такой показатель, как результативность достижения целевого эффекта применения АРТС.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Феоктистов К.П. «Зато мы делали ракеты». – Изд.: «Время», 2005. – С. 235–236.
- [2] Станиловская В.И. Автоматизация планирования долговременных орбитальных комплексов, автореферат канд. дисс. – РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, Королёв, 2008. – С. 28.
- [3] Богданов А.А. Перспективы создания антропоморфных робототехнических систем для работы в космосе / А.А. Богданов, И.М. Култубаев, В.Б. Сычков [Текст] // Пилотируемые полеты в космос. – № 1(3). – 2012. – С. 78–79.
- [4] Цыганков О.С. Заменит ли робот космонавта в операциях внекорабельной деятельности / О.С. Цыганков, Д.В. Бабайцев [Текст] // Пилотируемые полеты в космос. – № 2(4). – 2012. – С. 74.
- [5] Платунов В.С. Методология системных военно-научных исследований авиационных комплексов. – Изд. 30 ЦНИИ МО РФ. – С. 82–85.
- [6] Родионов И.Б. Теория систем и системный анализ // [электронный ресурс]. Доступ URL: <http://victor-safronov.narod.ru/system-analisis/lectures.rodionov> свободный
- [7] Роботизированные решения // [электронный ресурс]. Доступ URL: <http://robocells.ru> свободный
- [8] Кравец В.Г., Любинский В.Е. Основы управления космическими полетами. – М.: Машиностроение, 1983. – С. 3.
- [9] Теория принятия решений – файлы Лекций // [электронный ресурс]. Доступ URL: <http://gendocs.ru/v1793/?cc=11>
- [10] Крючков Б.И. Новые направления робототехники в пилотируемой космонавтике / Б.И. Крючков, В.М. Усов [Текст] // Пилотируемые полеты в космос. – № 1(6). – 2013. – С. 93–99.
- [11] Крючков Б.И. Антропоцентрический подход в организации совместной деятельности космонавтов ПКК и робота-помощника андроидного типа / Б.И. Крючков, В.М. Усов [Текст] // Пилотируемые полеты в космос. – № 3(5). – 2012. – С. 42.
- [12] Бурдин Б.В., Михайлюк М.В., Сохин И.Г., Торгашев М.А. Использование виртуальных моделей 3D-моделей для экспериментальной отработки бортовых полетных операций, выполняемых с помощью антропоморфных роботов // Труды 7-го Международного симпозиума «Экстремальная робототехника – робототехника для работы в условиях опасной окружающей среды» (Санкт-Петербург). 2–3 октября 2013. С-П.: Политехника-сервис, 2013. – С. 221.

## ДИСКУССИИ

### DISCUSSIONS

УДК 629.78.054«Фобос-Грунт»:62

#### **ЧТО ПОГУБИЛО «ФОБОС-ГРУНТ»? ВЛИЯНИЕ ПЛАЗМЫ НА КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ**

Ю.В. Кубарев

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)

В статье ученый-физик, автор научного открытия в области физики плазмы излагает собственную версию причин гибели космического аппарата «Фобос-Грунт». Его выводы основаны на открытом им законе и результатах лабораторных и натурных экспериментов «Куст» (1977–1979 гг.) и «Старт» (1987 г.), проведенных в различных регионах Земли в верхней атмосфере, ионосфере и магнитосфере с магнитоплазмодинамическими ускорителями, установленными на метеорологических ракетах. Для повышения надежности функционирования будущих высокоорбитальных и межпланетных пилотируемых космических полетов представляют интерес предложенные автором способы и устройства плазменной нейтрализации электростатических зарядов на ПКА с помощью маломощных МПДУ. Ускорители большой мощности могут являться основой ЭРД мегаваттного класса. **Ключевые слова:** магнитоплазмодинамический ускоритель (МПДУ), плазма, плазменный нейтрализатор, Бразильская геомагнитная аномалия, «Фобос-Грунт».

#### **What Has Ruined “Phobos-Grunt”? Impact of Plasma on Space Vehicles. Yu.V. Kubarev**

Physical scientist, the author of scientific discovery in the field of plasma physics sets forth the own version of the causes of loss of the Phobos-Grunt spacecraft. Conclusions are based on the law, discovered by the author, and on results of laboratory and field experiments “Kust” (1977–1979) and “Start” (1987), carried out in various regions of the Earth in the upper atmosphere, ionosphere and magnetosphere with magnetoplasmadynamic accelerators (MPDAs), installed on meteorological rockets. To improve the reliability of future high-orbital and interplanetary manned spaceflight the author suggests ways and facilities of plasma neutralization of electrostatic charges aboard manned spacecraft, using low-powered MPDAs. Accelerators of high power can be the basis of megawatt-class electric propulsion.

**Keywords:** magnetoplasmadynamic accelerator, plasma, plasma neutralization, Brazilian geomagnetic anomaly, “Phobos-Grunt”.

#### **Нештатная ситуация с космическим аппаратом «Фобос-Грунт»**

В ночь с 8 на 9 ноября 2011 года с космодрома Байконур была запущена ракета «Зенит-2 СБ», на борту которой находился автоматический космический аппарат (КА) «Фобос-Грунт».

Оснащенный уникальной аппаратурой, он должен был долететь до спутника Марса – Фобоса, взять там пробу грунта и вернуться на Землю.

Вскоре после запуска связь с космическим аппаратом прекратилась. Маршевая двигательная установка в нужное время на втором околоземном витке полета не заработала и не смогла перевести космический аппарат на траекторию перелета к Марсу.

Уже на втором витке специалисты не смогли получить информацию о работе двигательной установки «Фобос-Грунта».

Попытки связаться с космическим аппаратом и запустить двигатели не удались, телеметрия давала сбои, расшифровать ее специалистам Роскосмоса и Европейского космического агентства практически не удалось. Связь с аппаратом была потеряна.

Высказывались различные причины нештатного поведения «Фобос-Грунта», связанные в основном с конструктивными и технологическими ошибками и упущениями при его 15-летнем изготовлении. Спустя 2 месяца после запуска космического аппарата «Фобос-Грунт» и неудачных попыток восстановить связь с ним, включить двигательную установку, стало ясно, что аппарат не удастся спасти.

Его падение и гибель 15 января 2012 года стали очередным звеном в цепи злоключений, преследующих российскую космическую технику.

11 января 2012 года в Интернете, а до этого – в газете «Известия», руководитель Российского космического агентства В.А. Поповкин высказал предположение, что участвовавшие аварии с российскими космическими аппаратами могли быть вызваны посторонним вмешательством. *«Сегодня нет ясности, почему не запустилась двигательная установка «Фобос-Грунта». Непонятны также частые сбои с нашими аппаратами в тот период, когда они летят над теневой для России стороной Земли – там, где мы не видим аппарат и не принимаем с него телеметрию. Не хочется никого обвинять, но сегодня есть очень мощные средства воздействия на космические аппараты, возможности применения которых нельзя исключать»* [1].

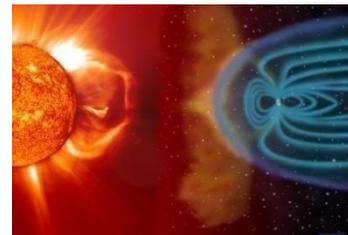
После этого в СМИ появились комментарии различных экспертов, в которых подвергалась сомнению объективность высказанных предположений о возможном воздействии каких-либо мощных иностранных спецсредств на космический аппарат «Фобос-Грунт», когда он находился в космическом пространстве другого полушария Земли, недоступном для наблюдения нашими средствами слежения.

С вопросом о том, какие это могут быть средства воздействия, корреспондент Интерфакса-АВН обратился к автору настоящей статьи.

До этого в средствах массовой информации возникновение нештатной ситуации с КА не связывали с процессами на Солнце, выбрасывающими мощные плазменные образования, искажающие магнитное поле Земли. На рисунке, взятом из Интернета, изображены Солнце и Земля в



КА «Фобос-Грунт» с нераскрытыми солнечными панелями



ноябре 2011 года. Бывает такое их расположение, когда потоки солнечной плазмы, преодолевая магнитное поле Земли, поступают в магнитосферу Бразильской магнитной аномалии (БМА), через которую пролетал «Фобос-Грунт» и другие КА.

Происходящие процессы в естественной плазме, выбрасываемые Солнцем и поступившие в магнитосферу БМА, имеют большую аналогию с процессами в струях плазмы магнитоплазгодинамических ускорителей (МПДУ), испытанных в космосе на метеорокетах, запущенных в различных регионах Земного шара.

Созданные ими плазменные образования оказывали существенное влияние на окружающую среду, ракету, бортовую аппаратуру, телеметрию и др. [2].

Именно эти события побудили автора высказать нижеприведенную точку зрения на гибель «Фобос-Грунта» [2–7], а затем, после официального опубликования заключения Межведомственной комиссии [8], изложить в Интернете основные материалы настоящей статьи ([www.pb8.ru/15g](http://www.pb8.ru/15g)).

13 января 2012 года во многих СМИ было опубликовано: *«Свое мнение о причинах аварии космического аппарата «Фобос-Грунт» высказал вице-президент Академии инженерных наук имени А.М. Прохорова профессор Юрий Васильевич Кубарев – автор открытия в области физики плазмы и создатель магнитоплазгодинамического ускорителя (МПДУ), на котором он сделал это открытие... Воздействие естественного или искусственно созданного плазменного образования на космический аппарат могло стать причиной неудачи миссии межпланетной станции «Фобос-Грунт».\**

Приведем некоторые выдержки из этого заявления [2]:

*«Возможное воздействие каких-либо средств на космический аппарат «Фобос-Грунт» может быть связано с явлениями и закономерностями в физике плазмы, установленными мною в лабораторных и проверенных в космических условиях с помощью МПДУ. Сбой в приеме и передаче телеметрических данных от космического аппарата на Землю и с Земли может возникнуть во время полета в зависимости от положения объекта относительно магнитных силовых линий Земли и высоты полета – находится ли он в ионосфере, магнитосфере или в более плотных слоях верхней атмосферы. Нельзя исключить ситуацию, когда КА или РН может оказаться в ионизированной среде, возникающей под влиянием солнечного ветра, трения КА о частицы окружающей среды, а также от воздействия струи, истекающей из электрореактивного или даже жидкостного либо твердотопливного двигателя.*

*Если через ионизованное образование, подобное струе плазмы, истекающей из МПДУ, проходит телеметрический сигнал и поступает на внешнюю антенну КА, то он влияет на работу приборов, расположенных внутри КА. Это происходит при определенных условиях образования и движения плазмы в ускорителе и соответствующих ему условиях движения КА относительно магнитных силовых линий Земли и концентрации частиц окружающей среды.*

*Подобные явления в космических условиях были обнаружены мною более 30 лет назад при испытании ускорителей, установленных на метеорологических*

---

\* Полная версия этого интервью Интерфаксу-АВН была изложена тогда же на сайте Международной научно-технической конференции [2], частично – 17 января 2012 года в газете «Московский комсомолец» [3], дополнена выступлением автора на заседании круглого стола, организованного 25 января телеканалом «Дождь». В нем сообщалось о поступлении плазмы, выброшенной Солнцем, в Бразильскую геомагнитную аномалию, через которую пролетал «Фобос-Грунт» [4].

ракетах в экспериментах серии «Куст» (Кубарев, ускоритель, струя – ред.), проведенных на полигоне Капустин Яр и на острове Хейса архипелага Земли Франца Иосифа (1977–1979 гг.). Они были дополнены и расширены экспериментами серии «Старт», проведенными под руководством автора в районе Бразильской магнитной аномалии между Южной Америкой и Западной Африкой (1987 г.), где магнитосфера наиболее близко подходит к поверхности океана на высотах примерно 200–240 км.

*Эти районы недоступны для слежения за КА с территории России...*

В экспериментах серии «Куст» были обнаружены сбои в работе приборов, расположенных внутри и снаружи ракеты. Как показала расшифровка телеметрии, приборы, установленные снаружи КА, например, электрические зонды, которые совершенно не связаны с приборами, например, магнитометром, находящимся внутри КА, влияли друг на друга. Показания приборов на телеметрической дорожке менялись положениями или накладывались друг на друга, что не соответствует нормальным режимам их работы...

*Это происходило при условии, когда ракета двигалась относительно естественного или искусственно созданного плазменного образования и вдоль магнитных силовых линий Земли. В этом случае сигнал от наружного электрического зонда через плазму вдоль корпуса ракеты поступал на антенну, передавался внутрь корпуса и влиял на показания приборов. Как только ракета меняла свое положение относительно магнитных силовых линий Земли, этот эффект пропадал. Плазменное образование уже не напоминало истечение плазмы из МПДУ, происходящее при так называемом «критическом» (оптимальном) режиме работы, когда между распределением магнитного поля, концентрацией заряженных и нейтральных частиц существует определенная взаимосвязь, установленная формулой моего закона (открытия – ред.).*

*Думаю, нечто подобное могло происходить с ракетой или разгонным блоком, несущим «Фобос-Грунт» в космическом пространстве. Отмеченное явление зависит от положения КА в магнитном поле Земли, высоты полета и местного времени, влияющих на плотность окружающей среды. Место и условие возникновения естественного нарушения телеметрии зависит также от места и времени запуска конкретного КА...*

*Нельзя также исключить влияние на КА искусственно созданного плазменного образования в результате работы каких-либо мощных источников лазерного, электромагнитного, радио- или пучкового излучения...».*

Магнитоплазодинамический ускоритель, впервые в мире предложенный и защищенный авторскими свидетельствами, использовался в упомянутых геофизических экспериментах с целью проверки ряда неизвестных ранее явлений и закономерностей, установленных в лабораторных исследованиях [10–15, 26, 27].

Дело в том, что почти 20 лет назад в официальном заключении ИКИ РАН от 24.11.1992 г. на материалы заявки № ОТ-8018 на тогда еще не зарегистрированное открытие [10] было сказано:

*«Можно полагать, что установленное явление может происходить в плазменных образованиях, выбрасываемых Солнцем, а также у Земли в приполярных областях, о чем свидетельствуют эксперименты «Куст» по инъекции плазмы, выполненные под руководством Ю.В. Кубарева...*

*...Это явление было установлено с помощью магнитоплазодинамического ускорителя, впервые предложенного и испытанного Ю.В. Кубаревым в 1958–1959 гг. и затем – в различных его модификациях... Научное значение открытия состоит в*

том, что оно вносит коренное изменение в знания о механизмах формирования, движения и устойчивости плазмы в неоднородных электрических и магнитных полях при наличии градиента давления и их взаимосвязи».

В официальном отзыве Института атомной энергии им. И.В. Курчатова от 13.10.1992 г. на материалы открытия написано:

*«Совокупность исследований Ю.В. Кубарева показала универсальность явления электростатической неустойчивости, существенно изменила и дополнила представление о процессах (и их взаимосвязи), происходящих в системах, формирующих и ускоряющих потоки плазмы в осесимметричных магнитных полях, в процессах вытекания этих потоков в среду с пониженным давлением...»*

*«Пожалуй, самым убедительным доказательством справедливости существования открытия являются эксперименты в космосе, полностью подтвердившие возможность управления параметрами (в том числе зарядностью) выбрасываемой струи плазмы».*

В более ранних заключениях, полученных еще до проведения натуральных экспериментов, например, от Физико-технического института им. А.Ф. Иоффе (30.11.73 г.), отмечалось:

*«Такое явление никогда ранее не наблюдалось и, безусловно, представляет собой открытие, важность и значение которого трудно переоценить как в создании установок низкотемпературной плазмы, так и термоядерных устройств».*

Положительное заключение дали Институт физических проблем АН СССР (26.04.74 г.), Институт прикладной физики АН СССР (12.12.85 г.) и другие известные научные организации страны.

Сама же формула открытия гласит [10]:

*«Установлена неизменная 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».*

Именно упомянутые в формуле эффекты, проверенные в космосе, позволили автору высказать 13.01.2011 г. причину нештатной ситуации с «Фобос-Грунтом» – губительное влияние плазменных образований, возникших около космического аппарата естественным или искусственным путем.

После этого некоторые сотрудники Института космических исследований РАН (ИКИ РАН), Института земного магнетизма и распространения радиоволн (ИЗМИРАН) и Научно-исследовательского института ядерной физики МГУ (НИИЯФ МГУ) объявили в СМИ и Интернете эту версию маловероятной или нереальной.

Однако после нашего сообщения [2] И.Д. Церенин – ведущий специалист НПО им. С.А. Лавочкина – проанализировал события на Солнце, которые про-

изошли до и во время полета «Фобос-Грунта». Взятые из Интернета сведения позволили установить время появления коронарных выбросов плазмы в магнитосферу Земли, возможность и время поступления ее в район Бразильской геомагнитной аномалии и сопоставить это со временем пролета космического аппарата через нее и потери связи с КА. События совпали. О влиянии на «Фобос-Грунт» плазмы, образовавшейся и поступившей в БМА после вспышек на Солнце, было сообщено мной в телепередаче на канале «Дождь» 25 января 2012 года [4].

Затем 27 января 2012 года в «Российской газете» появилось сообщение директора ИЗМИРАН В.Д. Кузнецова, который повторил нашу версию [5]:

*«После вспышки уже через несколько часов к Земле приходят потоки частиц с высокой энергией – электроны, протоны и т.д. Радиационный удар. Большая статистика и у американцев, и у нас о том, что такое воздействие есть. Особенно оно опасно в высоких широтах и в области Бразильской магнитной аномалии. Так или иначе, спутник летает в плазме. При возмущениях в ионизированной среде возникают электрические поля, происходят разряды».*

1 февраля 2012 года свое мнение высказал директор НИИЯФ МГУ М.И. Панасюк [6]:

*«К настоящему времени накоплен достаточно обширный экспериментальный материал, который позволяет сделать заключение, что район над Южной Атлантикой – наиболее опасный для электроники КА, летающих на малых высотах. Наибольшее количество сбоев на самых разных аппаратах приходится именно на эту аномальную зону».*

Далее сообщается, что: *«Для КА, летающих на низких орбитах, опасность создает радиация, в основном, двух типов: это космические лучи (заряженные частицы огромных энергий, попадающие в окрестности Земли из межзвездного пространства), и также частицы, захваченные в магнитное поле нашей планеты (радиационные пояса). Последние как раз и представляют наибольшую опасность для низкоорбитальных КА ... это высокоэнергичные заряженные частицы: протоны и ядра более тяжелых элементов, захваченные в магнитное поле Земли. Они достигают громадных энергий, и внешняя оболочка любого КА для них – не преграда. Именно эти частицы и создают проблемы для бортовой электроники... Современная электроника (чипы) – устройства высокой степени интеграции, зазоры между токопроводящими слоями которых достигают микроскопических размеров. Заряженные высокоэнергетичные частицы, попадая в эту структуру, нарушают электрофизические свойства чипов, вызывая обратимые, либо необратимые нарушения в их работе, в результате чего бортовые компьютеры начинают «сбоить» или даже выходить из строя», – пояснил М.И. Панасюк [6].*

В этом сообщении понятие «плазма» почему-то заменено на другое – тяжелые заряженные частицы (ТЗЧ – протоны, нейтроны,  $\alpha$ -частицы и т.д. – элементы гелия, которые в тысячи с лишним раз тяжелее электронов), которые вместе с электронами являются ничем иным, как составной частью плазмы, выброшенной Солнцем 4 ноября 2011 года и поступившей в район Бразильской магнитной аномалии (БМА) во время пролета «Фобос-Грунта» 9 ноября.

3 марта 2012 года Федеральное космическое агентство на своем сайте и в прессе опубликовало основные положения заключения Межведомственной комиссии по анализу причин нештатной ситуации, возникшей в процессе проведения летных испытаний космического аппарата «Фобос-Грунт» [8]. В нем сообщалось:

*«Наиболее вероятным фактором, который мог стать первопричиной двойного «рестарта», является локальное воздействие тяжелых заряженных частиц*

*(ТЗЧ) космического пространства, которое привело к сбою в оперативных запоминающих устройствах (ОЗУ) вычислительных модулей комплектов ЦВМ22...на втором витке КА «Фобос-Грунт»...».*

Как написано в заключении комиссии, наиболее вероятной причиной выхода из строя бортовой вычислительной машины и повреждения ее важных элементов (двух микросхем одного типа – ячеек вычислительных модулей, расположенных в едином корпусе параллельно друг другу) явилось локальное воздействие тяжелых заряженных частиц космического пространства. Это привело к искажению программного кода, сбою работы бортовых вычислительных машин, ее элементов на втором витке полета. Двигатели не включились.

В средствах массовой информации – прессе, телевидении и Интернете – появлялись разные версии причин внешнего воздействия на «Фобос-Грунт». Основные из них опубликованы в статье «Что случилось с «Фобос-Грунтом»? Выводы Госкомиссии» [9]. По поводу отмеченных в ней версий, в том числе и нашей, сообщается:

*«Еще одна версия гибели «Фобос-Грунта» в результате воздействия внешних сил появилась 13 января в «Интерфаксе» и была повторена «Московским комсомольцем». Вице-президент Академии инженерных наук имени А.М. Прохорова профессор Юрий Кубарев предположил, что АМС могла погубить плазма...*

*Она не влияет на динамику космического аппарата. Но что касается приборов, они могут выйти из строя, попав в плазму...*

*Официальной реакции на эти версии от Роскосмоса не последовало».*

В то же время в этой статье относительно заключения Госкомиссии сказано:

*«Вывод о воздействии ТЗЧ как первопричине аварии был встречен резкой критикой. Между тем, сбой в работе научных аппаратов из-за такого воздействия, в том числе и с потерей КА, отнюдь не редкость. Кроме того, включение маршевой ДУ в конце второго витка должно было состояться в зоне Бразильской магнитной аномалии, где концентрация проникающих к границе атмосферы частиц максимальна...».*

Возникает вопрос: если опасные участки траектории полета КА были заранее известны и установлены коронарные выбросы Солнцем плазмы, то почему не оценили время прихода их в эти области, не предприняли защитные меры?

Именно о воздействии плазмы (состоящей из протонов, нейтронов, атомов, гелия (ТЗЧ и электронов) на космический аппарат и сбоях в работе научной аппаратуры говорилось в заявлениях автора, начиная с 13 января 2012 года [2–4].

По указанным причинам автором более подробно рассматривалась нештатная ситуация с «Фобос-Грунтом». Она основана на результатах использования МПД-ускорителей на ракетах в натуральных экспериментах «Куст» и «Старт».

В них исследовалось взаимодействие «искусственных» плазменных образований, созданных ускорителем, с приборами, корпусом ракеты и окружающей средой.

Ракеты запускались по баллистическим траекториям, где на различных их участках ускорители работали с высоты от ~225 км до 50 км.

При входе в плотные слои атмосферы вокруг корпуса ракет возникала «естественная» плазма, влияющая на работу ускорителей, на «искусственную плазму» и показания приборов. Происходящие на ракетах и на «Фобос-Грунте» процессы подобны. И те и другие происходили, хотя и в разное время, на близких высотах, в одном и том же районе магнитосферы Земли.

По состоянию на 9 ноября 2011 года космический аппарат «Фобос-Грунт» должен был находиться на околоземной эллиптической орбите с параметрами:

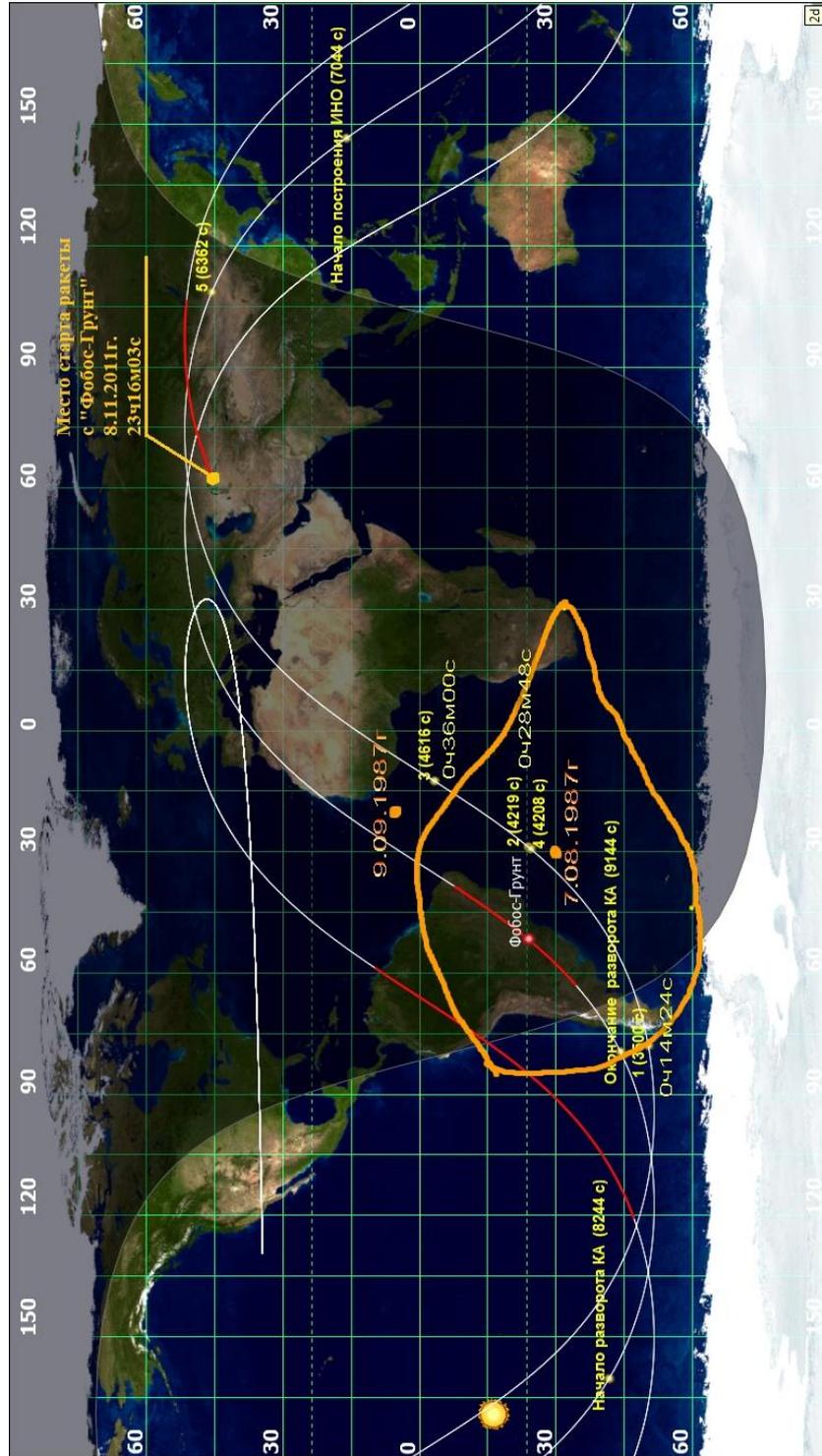


Рис. 1. — Трасса полета КА «Фобос-Грунт» в районе Бразильской магнитной аномалии (двигатели не запустились).  
● места запуска метеоракет МР-20 с магнитоплазменными ускорителями

максимальная высота – 345,2 км; минимальная высота – 206,5 км; наклонение – 51,48°; период обращения – 89,88 мин [7].

На рис. 1 изображена трасса полета космического аппарата «Фобос-Грунт» в районе Бразильской магнитной аномалии (БМА) и экваториальной области Земли, а также места и даты запуска в Атлантическом океане метеорологических ракет МР-20 с установленными на них автономными магнитоплазмодинамическими ускорителями в экспериментах «Старт».

Следует еще раз обратить внимание на гибель «Фобос-Грунта» и ряда других космических аппаратов, учитывая воздействие на них окружающей среды.

Многие неприятности с КА можно было предотвратить, приняв ряд специальных мер, в том числе изменив траекторию полетов или дату их запуска, связав ее с процессами и датой выброса Солнцем мощных плазменных образований и поступлением их в ионосферу и магнитосферу Земли в области, через которые проходит траектория полета космических аппаратов.

Как показано далее, при подлете «Фобос-Грунта» к району БМА нельзя было включать двигатели, осуществлять разворот КА, направляя батареи на Солнце.

Необходимо также принимать меры по устранению вредного влияния высоковольтных электростатических зарядов, появляющихся на высокоорбитальных космических аппаратах. Упомянутые эксперименты «Куст» явились основой начала разработки с 1978 года системы плазменной нейтрализации электростатических зарядов, оказывающих вредное влияние на космические аппараты [22, 23].

Как было сказано в нашем заявлении от 13.01.12 г. [2]:

*«Во всех случаях искусственное или естественное образование плазмы будет влиять на электризацию космического аппарата, оказывать пагубное влияние на его работу. Проблема нейтрализации электростатических зарядов на поверхности космических кораблей станет особенно актуальной в условиях межпланетных полетов с использованием мощных электрореактивных двигателей. Сегодня уже есть способы не только контролировать процесс электризации космических аппаратов, но даже и предотвратить образование электростатических зарядов на их поверхности».*

Эти и другие факторы, если их не устранить, будут влиять на здоровье и состояние космонавтов при межпланетных перелетах.

### **Магнитоплазмодинамические ускорители, используемые в космосе**

Нештатная ситуация с космическим аппаратом «Фобос-Грунт» рассматривается и поясняется на примере поведения в космическом пространстве метеорологических ракет МР-12 и МР-20. На их головных частях устанавливались МПДУ, работающие в непрерывных (рис. 2) и в частотных режимах (рис. 3) [11, 12, 24, 25].

Помимо стационарно-действующих ускорителей, создавались и исследовались ускорители, работающие в частотном и импульсном режимах. В этом случае улучшалась стабильность работы ускорителя из-за уменьшения привязки дуги в катод-анодном промежутке [24, 25]. Насколько известно, ни в отечественной, ни в зарубежной литературе не излагались результаты лабораторных исследований работы МПДУ в частотно-импульсных режимах и, тем более, не проводились эксперименты в космических условиях.

Схемы электропитания, позволяющие осуществить работу ускорителя с частотами (1...10) кГц, приведены в [25], одна из них использовалась в натуральных экспериментах «Старт» (рис. 3). Испытывались блоки импульсного электропитания

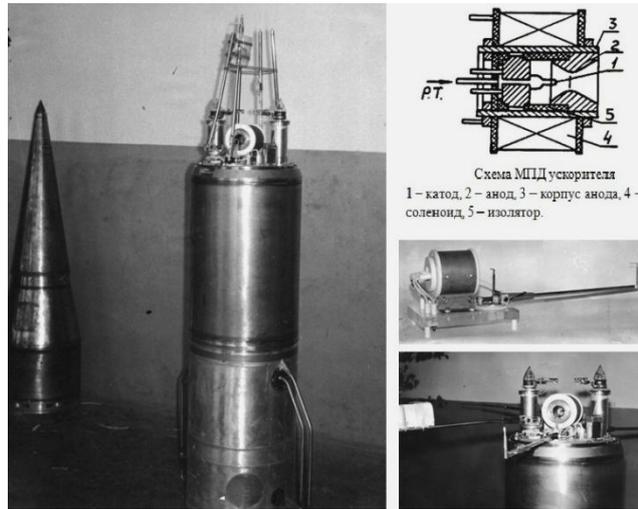
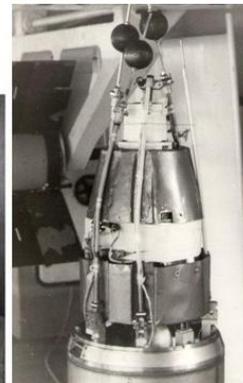
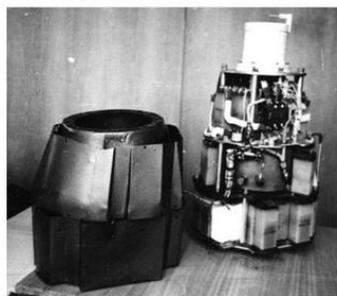
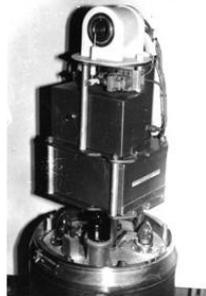


Рис. 2. МПДУ на головной части ракеты МР-12 в эксперименте «Куст-1»

АМПДУ-1  
с приборами  
на ГЧ ракеты

АМПДУ -2 во время сборки и  
перед запуском на головной  
части ракеты МР-20



Автономный  
магнитоплазодинамический  
ускоритель АМПДУ-1.  
Эксперимент «Старт», 07.08.87 г.,  
средняя мощность ~2,5 кВт,  
(воздух, расход ~1,2-1,3 мг/с),  
частота ~10 кГц. Масса 27 кг.

Автономный  
магнитоплазодинамический  
ускоритель АМПДУ-2.  
Эксперимент «Старт», 09.09.87 г.,  
средняя мощность ~ 10 кВт  
(аргон, расход ~1,5 мг/с),  
частота ~0,4 кГц. Масса 47 кг.

Рис. 3. Импульсные ускорители плазмы, испытанные на метеорологических ракетах ускорителя со средней мощностью разряда  $W \approx 2,5 \text{ кВт}$  и  $W \approx 10 \text{ кВт}$ , работающие от серебряно-цинковых аккумуляторных батарей.

Формирование частотного анодного напряжения в ускорителе осуществлялось путем коммутации тиристора (ТЧ-100), зашунтированного LC-цепочкой. Открывание тиристора происходило при подаче напряжения на управляющий электрод с задающего мультивибратора, а замирение – путем разряда емкости в LC-цепочке [25]. При подаче импульсного напряжения, формируемого блоком

управления цепи разряда, истечение плазмы происходило в виде сгустков со скоростью  $10 \dots 15$  км/с, концентрация заряженных частиц составляла  $10^{12} \dots 10^{13}$  см<sup>-3</sup>.

Анодная батарея АМПДУ-1 состояла из 39 аккумуляторов типа СЦК-3, батарея накала катода – из 4 аккумуляторов типа СЦК-25, батарея соленоида – из аккумулятора СЦД-18, батарея питания схемы управления БУП – из 10 аккумуляторов типа НКГ-1,5. Вес генератора – 27 кг. Импульсный генератор плазмы повышенной мощности АМПДУ-2 (рис. 3) по принципу действия не отличался от предыдущего.

Анодная батарея АМПДУ-2 содержала 59 аккумуляторов типа СЦД-18, батарея цепи накала катодов – 6 аккумуляторов типа СЦК-25, батарея соленоида-1 – аккумулятор СЦД-18, батарея питания схемы управления БУП – из 5 аккумуляторов типа НКГ-1,5.

Автономные ускорители включались на разных участках траекторий полетов командами, поступающими через отрывной разъем, после чего отделялись (отстреливались) от головной части ракеты вместе с блоками электропитания, системами хранения и подачи рабочего тела (воздуха, аргона) и летели самостоятельно по баллистической траектории.

Включение ускорителей плазмы осуществлялось командами, поступающими через отрывной разъем, после чего они отделялись от ракеты.

Отметим, что изготовление основных элементов ускорителей, полная сборка, включая системы электропитания, управления и подачи рабочего тела, стендовая отработка и тарировка приборов для всех натурных экспериментов (1977–1987 гг.) осуществлялись автором статьи, включая установку МПДУ на ракету в эксперименте «Куст-1». В дальнейшем установка на ракетах, предстартовая подготовка и проверка МПДУ со всеми системами проводилась сотрудниками Института экспериментальной метеорологии (ИЭМ) и Института прикладной геофизики (ИПГ) Госкомгидромета, фамилии которых приводятся в конце статьи.

МПДУ-ускорители обладают рядом уникальных свойств и особенностей, которые были установлены автором в лабораторных условиях и частично отмечены в статьях журнала [13–15, 26, 27], поэтому в натурных экспериментах, связанных с геофизическими исследованиями, одновременно с ними проводилась проверка новых явлений, установленных в лабораторных условиях с помощью МПДУ [10].

### Особенности физических процессов в струе МПДУ-ускорителя

При создании и исследовании ускорителей в вакуумных камерах [13, 27] автором было установлено, что в зависимости от расположения электродов (катода и анода) в сходящейся части магнитных силовых линий, в однородной – в «горле» магнитного сопла, или в расходящейся частях возникают три оптимальных режима горения разряда и три предельных режима истечения плазмы из него [21, 26].

В этих областях магнитного поля в зависимости от конструкции ускорителя, величины расхода рабочего вещества (или давления  $P$ ), напряженности магнитного поля ( $H$ ) и характера их распределения по радиусу и длине разряда происходит максимальная ионизация рабочего вещества. При некоторых их значениях, названных «критическими» (оптимальными), разрядный ток и концентрация заряженных частиц в плазме, например, электронов ( $n_e$ ), достигают максимальных значений при минимуме подводимого напряжения между анодом и катодом. Изменение расхода рабочего тела требует определенного изменения напряженности магнитного поля, между  $P_{кр.}$  и  $H_{кр.}$  существуют различные взаимосвязи [13–15, 21, 24, 27].

Кроме этого, было установлено, что в струе плазмы за ускорителем можно создать три предельных режима истечения плазмы в пространство с пониженным давлением, зависящих от характера распределения вдоль оси  $P$ ,  $H$  и  $n_e$ , и их соотношений между собой [26, 27].

При выполнении условия равенства относительных градиентов давления нейтральных частиц ( $\frac{\nabla P}{P}$ ), напряженности магнитного поля ( $\frac{\nabla H}{H}$ ), определяемых до включения разряда и концентрации заряженных частиц ( $\frac{\nabla n_e}{n_e}$ ) после включения разряда, т.е. когда

$$\frac{\nabla P}{P} = \frac{\nabla H}{H} = \frac{\nabla n_e}{n_e}, \tag{1}$$

в струе плазмы возникали новые явления, например, электростатические колебания, образующие стоячую волну, проникновение электрического поля на расстоянии, превышающее дебаевский радиус экранирования и т.д. [13–15].

На рис. 4 приведена схема измерений и осциллограммы колебаний электрического заряда (потенциала) струи плазмы, измеренные с помощью зондов Ленгмюра (с поверхностями  $S < 1 \text{ мм}^2$ ) на выходе ускорителя и на различных расстояниях от него. Отсутствие сдвига фаз свидетельствует об образовании стоячей волны. Если сверхзвуковое течение плазмы возникает внутри анода, то колебания передаются в электрическую цепь ускорителя и влияют на напряжение и ток разряда. В том случае, когда при условии (1) на электродах ускорителя возникали регулярные колебания (рис. 4), было обнаружено еще одно новое проявление электростатической неустойчивости.

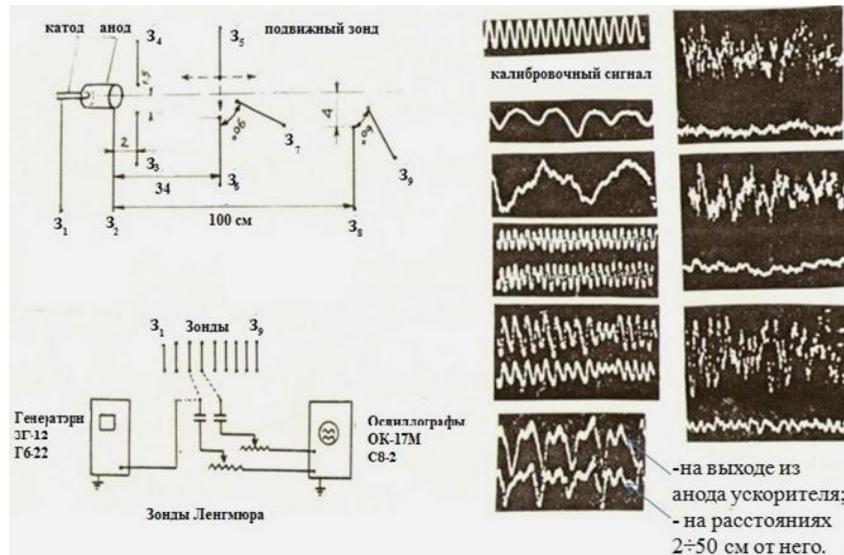


Рис. 4. Электростатические колебания в струе плазмы, образующие стоячую волну

Электрическое поле зонда Ленгмюра, помещенного в струю плазмы на расстоянии 30...50 см от анода, в область, где выполнялось условие (1), влияло на разрядный ток ускорителя, причем дебаевский радиус экранирования  $\lambda^D \leq 10^{-2} \text{ см}$ . Меняя потенциал зонда относительно потенциала плазмы, т.е. относительно эквипотенциали, проходящей через всю струю в полость анода, можно было как уменьшить, так и увеличивать разрядный ток. Ток электронов на зонд при этом был на 3...4 порядка меньше разрядного тока. Еще большее влияние на разряд оказывал термозонд, в частотном режиме испускающий электроны.

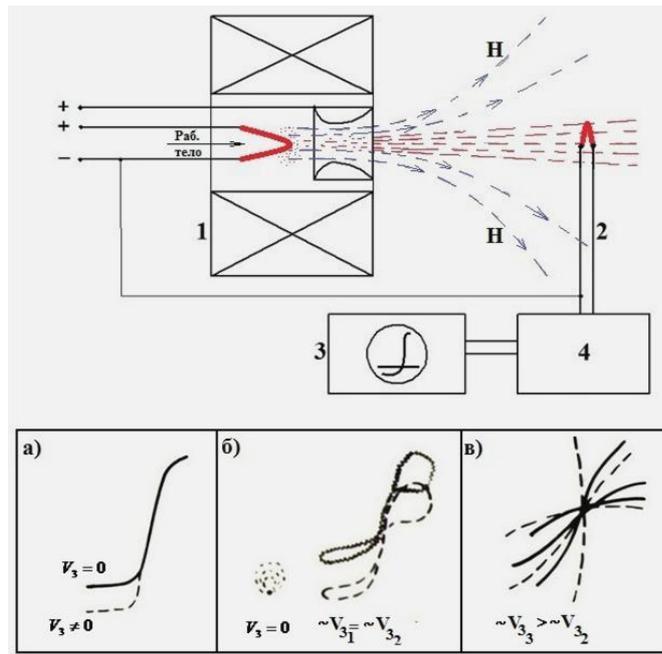


Рис. 5. Показания термозонда в струе плазмы (1 – МПДУ; 2 – термозонд; 3 – осциллограф; 4 – импульсный блок питания.

Напряжение на зонде  $V_3 = 0+1,6 \text{ В}$

На рис. 5 (а) показаны характеристики зонда в холодном (без подачи напряжения,  $V_3 = 0$ ) и нагретом состояниях ( $V_3 \neq 0$ ).

По мере приближения состояния плазмы к «критическому», зондовые характеристики вырождались (рис. 5 (б)), а затем наступал момент, когда на экране осциллографа возникали «молнии», как показано на рис. 5 (в).

В этом случае наблюдался еще один эффект. В слабом электрическом поле, возникшем между катодом и термозондом ( $E \sim \frac{V_p}{L} \sim \frac{4 \text{ В}}{50 \text{ см}} \sim 0,08 \text{ В/см}$ ) при

выключенном разряде, но включенном соленоиде, между нагретым катодом ускорителя, эмитирующим электроны, и термозондом вдоль м.с.л. появлялся «плазменный жгут». Возникал такой режим истечения нейтрального газа, когда сравнительно небольшая доля высокоэнергетичных заряженных частиц («хвост» максвелловского распределения электронов) приводила к лавинообразной ионизации

нейтральных частиц, движущихся вдоль магнитных силовых линий. Это хорошо заметно при импульсном подогреве термозонда с малой частотой, например,  $f \sim 3 \text{ Гц}$ .

При нарушении соотношения (1) плазменный жгут пропал, а при включении разряда уже отсутствовало влияние зонда на разрядный ток, пропадали гармонические колебания на электродах ускорителя и в струе плазмы.

При выполнении закономерности (1):

- подавляются высокочастотные колебания и шумы, неустойчивости и «спицеобразное» вращение плазмы;
- электрическое поле зонда Ленгмюра проникает на расстояние, превышающее дебаевский радиус экранирования, и может влиять на разряд в ускорителе;
- плазма может возникать при меньших напряжениях разряда и давлениях газа, обусловленных законом Пашена и тд;
- струя плазмы электроскомпенсирована, ее потенциал  $\varphi \rightarrow 0$ .

На выходе из ускорителя заряженные и нейтральные частицы движутся в одном направлении вдоль магнитных силовых линий, создаваемых внешним магнитным полем.

Совокупность упомянутых и других неизвестных ранее явлений представляет собой новый фундаментальный закон (закономерность) в области физики плазмы и синергетики [10], формула которого приводилась выше.

Именно в этом случае, при выполнении закономерности (1), струя плазмы, инжектируемая МПД-ускорителем, станет электроскомпенсированной, оторвется от ракеты и уйдет в космическое пространство. Только в этом случае МПД-ускоритель будет являться электрореактивным двигателем.

Эти и другие особенности работы МПДУ проверялись в условиях космоса.

Для удобства исследования вместо относительного градиента давления  $\frac{\nabla P}{P}$ , меняющегося вдоль струи, был введен по аналогии с газовой динамикой так называемый параметр нерасчетности

$$N_1 \approx \frac{P_a}{P_b} \approx \sum_i \left( \frac{\nabla P_n}{P_n} \right) \Delta L_i,$$

где символы  $a$  и  $b$  обозначают значения давлений на выходе из ускорителя и в изобарической части струи (т.е. в окружающем пространстве).

Аналогичным образом были введены параметры [27]

$$N_2 \approx \frac{H_a}{H_b} \quad \text{и} \quad N_3 \approx \frac{(n_e)_a}{(n_e)_b}.$$

Если закономерность (1) нарушается, то, как было установлено в лабораторных условиях, можно выделить еще два предельных режима истечения плазмы из МПД-ускорителя:

$$\frac{\nabla P}{P} > \frac{\nabla H}{H} > \frac{\nabla n_e}{n_e}, \text{ или } N_1 > N_2 > N_3, \text{ то } \varphi < 0; \quad (2)$$

$$\frac{\nabla P}{P} \approx \frac{\nabla H}{H} \approx \frac{\nabla n_e}{n_e}, N_1 \approx N_2 \approx N_3, \text{ то } \varphi \approx 0; \quad (1)$$

$$\frac{\nabla P}{P} < \frac{\nabla H}{H} < \frac{\nabla n_e}{n_e}, N_1 < N_2 < N_3, \text{ то } \varphi > 0. \quad (3)$$

При раскомпенсации зарядов в струе плазмы возникает широкий спектр различных колебаний и неустойчивостей [14, 15, 26], она имеет отрицательный или положительный заряд, который может изменить потенциал космического аппарата, обволакивая его разреженной плазмой [18].

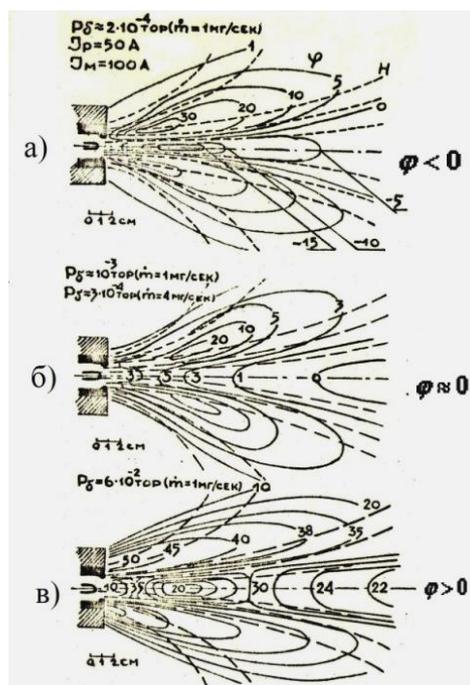


Рис. 6. Распределение потенциала в струе плазмы ускорителя для трех режимов истечения

Для указанных режимов истечения плазмы на рис. 6 показано распределение потенциала в струе плазмы ускорителя, исследуемого в лабораторных условиях. У него сверхзвуковое течение плазмы возникает за анодом, там же и выполняются приведенные закономерности. Ускоритель подобной конструкции использовался в натуральных экспериментах.

### Эксперименты в космосе со стационарно работающими МПД-ускорителями

Для проверки режимов работы ускорителя, закономерности (1) и связанных с ней явлений, были проведены натурные испытания МПД-ускорителя в серии экспериментов «Куст», условия которых приведены в табл. 1.

Таблица 1

№ п/п	Место пуска	Дата	Местное время (ч, мин)	Апогей (км)	Зенитный угол Солнца (град.)	Мощность ускорителя (кВт)	Внутренний диаметр анода (мм)	Расход рабочего тела (мг/с)	Время работы ускорителя (с)
1	Кап. Яр.	07.12.77 г.	23.40	160	152	2,0	24	1,5	158
2	Кап. Яр.	30.11.78 г.	19.00	161	108	3,2	24	1,4	138
3	о. Хейса	21.01.79 г.	08.24	190	102	2,8	30	1,2	193

В экспериментах «Куст-1»–«Куст-2» ускорители с измерительной аппаратурой устанавливались на головных частях ракет таким образом, чтобы струя плазмы направлялась перпендикулярно оси корпуса ракеты (рис. 1). А в эксперименте «Куст-3» – вдоль оси ракеты по направлению ее полета. В двух случаях ускорители были одинаковыми, но работали при разных расходах рабочего тела, в последнем был увеличен диаметр выходного отверстия анода и уменьшен расход воздуха (см. табл. 1). Воздух поступал в ускорители из контейнера с научной аппаратурой (головной части ракеты) вследствие перепада давлений в нем и окружающей среде.

В экспериментах «Куст-1»–«Куст-3» они включались на различных участках траектории и работали на высотах  $\sim 190 \dots 50$  км при давлении в окружающем пространстве  $P$  от  $\sim 10^{-6}$  тор до  $10^{-1}$  тор.

Целью этих экспериментов было исследовать:

- работу ускорителя в открытом пространстве в широком диапазоне давлений окружающей среды;
- взаимодействие плазменной струи с измерительными устройствами, приборами и корпусом ракеты;
- взаимодействие плазменной струи с окружающей средой, ее распространение в магнитном поле Земли;
- проверить основные закономерности и явления, происходящие в ускорителе и струе плазмы, установленные в лабораторных условиях.

Для подтверждения трех режимов истечения плазмы необходимо было:

- убедиться в том, что с изменением высоты полета, т.е. окружающего давления  $P_0$ , и параметра нерасчетности  $N_1$  происходит изменение величины и знака потенциала струи и, как следствие, потенциала ракет;

– создать условие компенсации зарядов, т.е. условие (1) на разных высотах, путем изменения расхода рабочего тела  $m$  (мг/с) и диаметра выходного отверстия анода ускорителя, меняющих параметр  $N_1$ ;

- проверить влияние электрических полей зонда и термозонда на работу ускорителя и параметры струи.

Для измерения параметров плазмы в струе и около головной части ракеты в эксперименте «Куст-1» устанавливались на различных расстояниях вдоль оси ускорителя 3 зонда Ленгмюра с постоянными напряжениями и импедансный (емкостный) зонд (рис. 2 и 7), на который помимо высокочастотного поля подавался пилообразный сигнал с напряжением  $V_3 = 0-4$  В и частотой  $f \approx 5$  Гц [17, 19]. Устанавливались штатные большеразмерные цилиндрические зонды Ленгмюра для измерения концентраций заряженных частиц около головной части ракеты.

Разработанная и используемая в летных экспериментах бортовая и наземная аппаратура позволяла определить: напряжение и ток разряда, потенциал, концентрацию и температуру электронов вдоль струи, а также потенциал и концентрацию плазмы, окружающей головную часть ракеты, потенциал корпуса ракеты, напряженности магнитных полей и их составляющих вблизи головной части ракеты и около струи при выключенном и включенном ускорителе, размеры плазменных образований и концентрацию частиц в них с помощью локационных измерений. На расстоянии 270 км от траектории полета, перпендикулярно ее плоскости, располагался специальный локатор, работающий на длинах волн  $\lambda = 8,87$  м и  $\lambda = 13,4$  м. Некоторые результаты эксперимента «Куст-1» приведены на рис. 7.

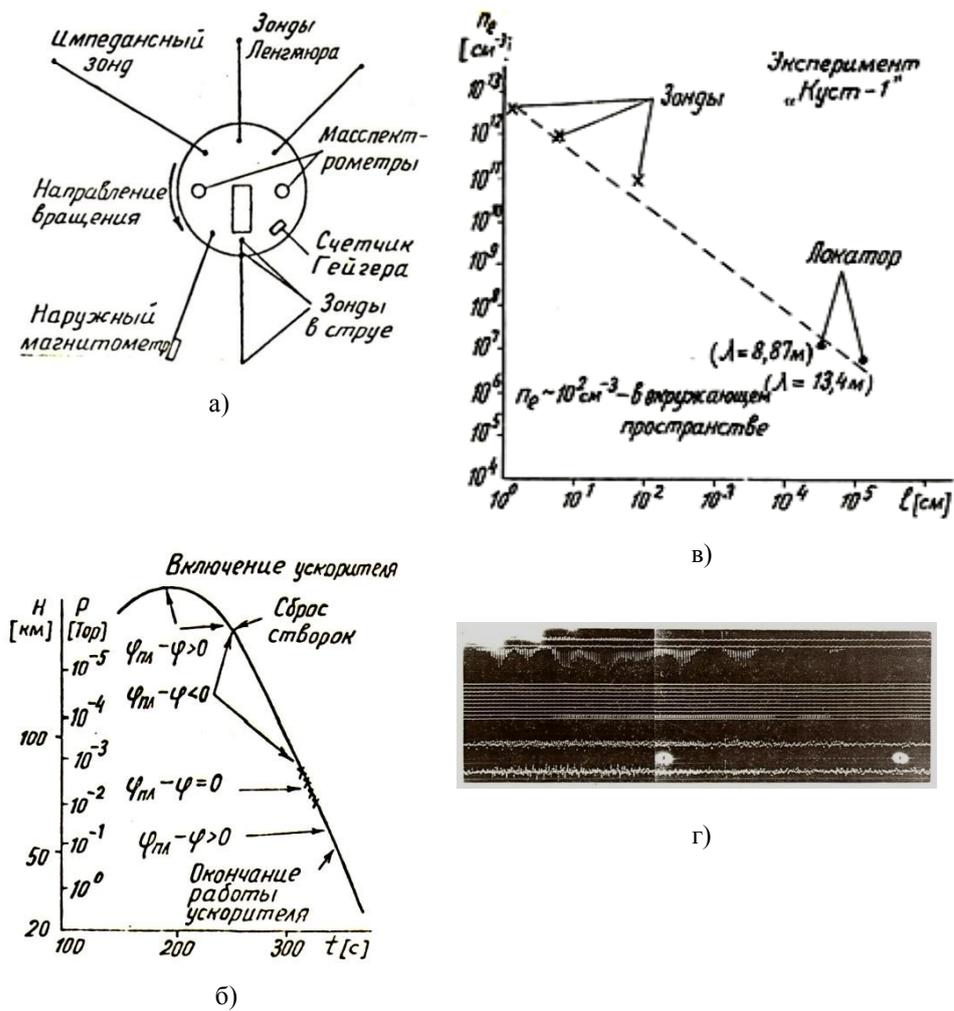


Рис. 7. Траектория полета ракеты и параметры струи плазмы в эксперименте «Куст-1»: а) расположение ускорителя и приборов на головной части ракеты; б) траектория полета ракеты; в) изменение концентрации электронов в искусственном плазменном образовании, созданном МПД-ускорителем; г) осциллограмма отраженного сигнала локатора от плазменного образования; дальность цели – 270 км; длина волны – 8,87 м.

Во втором эксперименте на выходе ускорителя на расстояниях 2, 10 и 50 см устанавливались малоразмерные зонды Ленгмюра с подачей на второй зонд пилообразного напряжения. Кроме того, на боковой поверхности ракеты на расстоянии 1,4 м от ускорителя около антенны (рис. 2) помещался термозонд, на который подавался синусоидальный сигнал с амплитудой  $V \sim 3$  В и частотой  $f \approx 3$  Гц.

В третьем эксперименте термозонд отсутствовал, а на импедансный зонд переменное напряжение не подавалось. Делалось это для того, чтобы не влиять на работу МПДУ и струю плазмы электрическими зондами и выявить другие особенности их работы. Во всех экспериментах рядом с ускорителем или за ним располагались приемные головки масс-спектрометра МХ647П [19], который позволял определить состав нейтральных и заряженных частиц окружающего пространства как при работающем, так и выключенном ускорителе, а также – потенциал ракеты относительно окружающего пространства. Радиоизлучения струи плазмы измерялись вблизи стартовой площадки. Все данные измерений поступали по телеметрическим каналам на командный пункт и записывались.

На рис. 8–9 показаны, в зависимости от высоты и времени полета ракет, изменения потенциала ракеты  $\phi$  и струи плазмы  $\Delta \phi$ , напряжения и тока разряда, концентрации и температуры электронов, токи ионов на зонды, помещенные в струю плазмы, и на зонды, расположенные на боковой поверхности ракеты и др. Как и ожидалось, режим работы ускорителя зависел от высоты полета, т.е. от окружающего давления, меняющего параметр нерасчетности  $N_1$  относительно магнитного параметра  $N_2$ . За счет электронов в окружающей среде ракета еще до включения ускорителя заряжалась до отрицательных потенциалов  $\phi = -(0,5 \dots 1)$  В.

Натурные эксперименты подтвердили все основные результаты лабораторных исследований и позволили получить новые данные. Различными способами было подтверждено существование трех режимов истечения плазмы, при которых струя была электроскомпенсирована, либо имела некоторый избыток электронов или ионов, что меняло знак и величину потенциала ракет.

Эксперименты «Куст-1»–«Куст-2» ставились таким образом, чтобы при подъеме ракеты измерялись параметры невозмущенной окружающей среды при отключенном ускорителе, а при ее спуске – с включенными ускорителями плазмы. В эксперименте «Куст-3» в районе Севера, практически вдоль магнитных силовых линий Земли, запускалась ракета с ускорителем, работающем на обеих ветвях траектории. В этом случае зависимости всех параметров получились симметричными точке максимального подъема, то есть давлению окружающей среды или параметру нерасчетности  $N_1 \sim P_a/P_b$ .

Анализ экспериментальных данных показал, что изменение разрядного тока в ускорителях носило сложный характер в зависимости от высоты (давления в окружающей среде) и траектории полета, расположения МПДУ на ракете (направление инжекции струи плазмы) и ее положения относительно магнитных силовых линий Земли.

В первую очередь обращает на себя внимание эксперимент «Куст-3», в котором ракета запускалась вертикально вверх – практически вдоль магнитных силовых линий Земли.

Все параметры разряда и струи изменялись симметрично высоте полета, т.е. окружающего давления  $P_b$  или параметра нерасчетности  $N_i = P_a/P_b$ . На подъеме и спуске на высотах  $h \sim 150$  км при одинаковых скоростях полета  $V \sim 1,5$  км/с. произошло «самовыключение» ускорителя. После этого на восходящем участке он опять заработал, а на нисходящем – не включился (рис. 9 и 10), хотя напряжение

на анод подавалось и составляло  $V_p \sim 80 В$ , по-видимому, разрушился (перегорел) прямонакальный петлеобразный катод в ускорителе (рис. 2 и 5).

В первых двух экспериментах при падении ракет нестабильная работа МПДУ возникла на высотах  $h \sim 70 км$  при скорости движения ракеты (с «кувырканием»)  $V_h \sim 1,2 \div 1,3 км/с$ , после чего ускорители опять заработали, разрядный ток резко возрос, что привело к разрушению катодов и прекращению работы МПДУ (рис. 9).

Объяснение этих явлений дается по мере описания других процессов, связанных с движением ракет, понижением скорости полета  $V_h$  и давления  $P_0$  около ракеты при подъеме и повышением скорости и давления при ее спуске.

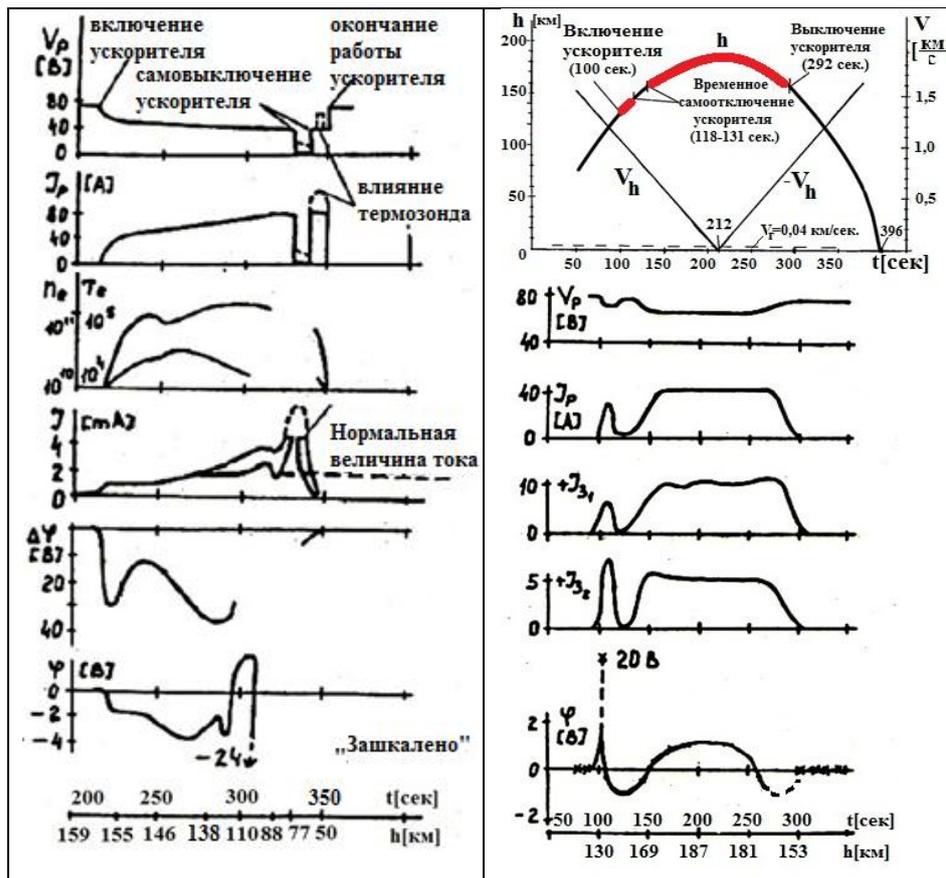


Рис. 8. Куст-2

Рис. 9. Куст-3

Изменение параметров МПД-ускорителя, струи плазмы и корпуса ракеты ( $V_p, I_p$  – напряжение и ток разряда в ускорителе;  $I_z, n_e, T_e$  – ток ионов на зонд, концентрация и температура электронов в струе ускорителя;  $\varphi, \Delta\varphi$  – потенциал корпуса ракеты и струи плазмы на выходе ускорителя)

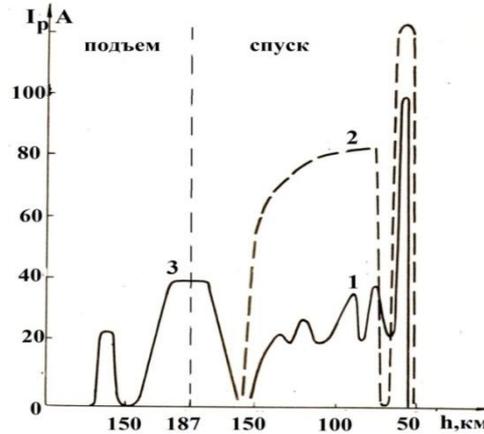


Рис. 10. Изменение разрядного тока ускорителей при подъеме и спуске ракеты (кривые 1, 2, 3 соответствуют номерам экспериментов)

Рассмотрим изменение потенциала ракет в экспериментах «Куст».

В первом эксперименте на высотах полета, где в струе  $\nabla \frac{P}{P} \neq \frac{\nabla H}{H}$  и  $N_1 \neq N_2$ , включение ускорителя меняло знак потенциала ракет, т.к. плазма, созданная МПДУ, была некомпенсирована и обволакивала корпус ракеты. По мере уменьшения высоты полета увеличивалось внешнее давление, убывал параметр  $N_1$ , и при наступлении режима истечения, когда  $N_1 = N_2$ , потенциал ракеты  $\phi$  и струи  $\Delta\phi \rightarrow 0$ . В этом режиме работы ускорителя струя плазмы отошла от корпуса ракеты. Именно в этот момент локатор зафиксировал несколько витков спиралеобразной струи плазмы (рис. 7 (г)), испускаемой МПД-ускорителем перпендикулярно оси ракеты, вращающейся с частотой  $\sim 5$  Гц. Так как струя инжектировалась поперек траектории полета вращающейся ракеты, то плазменное образование представляло собой спираль длиной 1,5 км с концентрацией электронов  $n_e \approx 10^6 \text{ см}^{-3}$ , в то время, как в окружающем пространстве –  $n_e \sim 10^2 \text{ см}^{-3}$ . На рис. 4 приведены значения концентрации, измеренные в эксперименте «Куст-1» электрическими зондами и с помощью локатора, расположенного на расстоянии 270 км от места запуска ракеты. При переходе ракеты в более плотные слои, когда ускоритель уже не работал, корпус ракеты заряжался отрицательно (рис. 7–9), как при обычных геофизических экспериментах без ускорителей плазмы.

Изменение знака потенциала ракеты с работающим ускорителем как на нисходящей, так и на восходящей траекториях полета происходило в зависимости от расхода рабочего вещества  $\dot{m}$  (давления в ускорителе  $P_a$ ) и давления в окружающей среде  $P_0$ , связанного с высотой (временем) полета, т.е. с параметром нерасчетности  $N_1 \approx P_a / P_0$ , меняющимся во время полета (рис. 11).

В первом эксперименте этот режим наступил на высоте  $h \approx 90$  км при  $P_0 \sim 10^{-3}$  тор, что и ожидалось на основании лабораторных исследований ускорителя (рис. 6 (б)) этой геометрии [27]. Во втором эксперименте, где был уменьшен расход рабочего тела, это произошло на высоте  $h \approx 110$  км, а в третьем, когда рас-

ход газа был еще уменьшен, а диаметр отверстия анода увеличен, смена знака заряда произошла на большей высоте  $h \approx 170$  км, что соответствует лабораторным исследованиям.

В эксперименте «Куст-3», где ускоритель работал на восходящей и нисходящей ветвях траектории, все параметры ракеты и струи менялись симметрично высоте подъема и спуска ракеты (рис. 9 и 10).

Наступление момента равенства нулю потенциалов струи и ракеты зависит от расхода рабочего тела, с увеличением высоты полета (уменьшением окружающего давления) необходимо уменьшать расход рабочего тела. Это полностью согласуется с результатами лабораторных исследований автора [27]. Во время падения ракеты корпус совершает сложные вращательные движения.

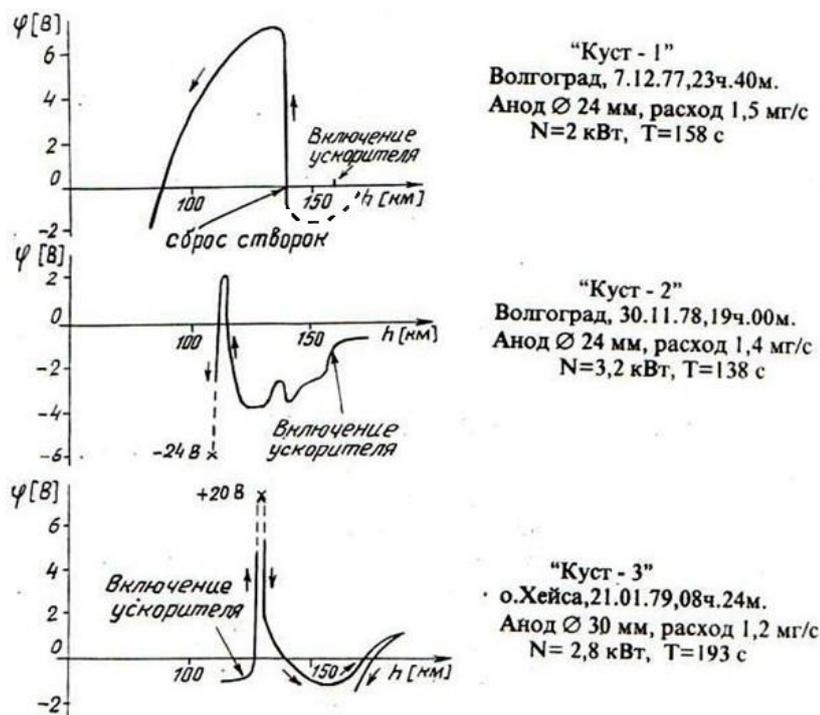


Рис. 11. Изменение потенциала ракеты с помощью МПД-ускорителя

Когда ракета переворачивалась и корпус ее на некоторое время располагался и перемещался вдоль магнитных силовых линий Земли, о чем свидетельствовали показания магнитометров, на ее поверхности из-за сопротивления воздуха возникла плазма, обнаруженная зондами и бортовым масс-спектрометром. Корпус ракеты электропроводен, линии равного потенциала располагались вдоль него и пересекали зонды Ленгмюра, импедансные зонды и передающую антенну, выступающие за боковую поверхность корпуса, соединяя их электропроводной средой.

Как уже отмечалось, около корпуса ракеты, движущейся в нижних слоях атмосферы со скоростью  $\sim 1,5$  км/с на высоте  $\sim 90$  км при давлении  $P_0 \geq 10^{-3}$  тор, в окружающей ее плазме возникали условия, подобные лабораторным условиям

движения струи плазмы относительно электрического зонда. В той либо иной мере выполнялась закономерность (1). Через плазму с помощью наружной антенны (рис. 2) происходило взаимное влияние наружных и внутренних приборов друг на друга. Показания даже магнитометра, скрытого внутри приборного отсека, поступали на антенну, излучались и одновременно через плазму принимались различными зондами.

На рис. 12 приведены осциллограммы показаний приборов в зависимости от времени полета (высоты) ракеты в эксперименте «Куст-1» для двух случаев:

- а) во время нормального полета ракеты – головной частью вперед;
- б) во время переворачивания ракеты «через голову» при одновременном ее вращении вокруг оси, после чего она летела торцом вниз со скоростью  $V \sim 1,5$  км/сек, совершая круговые движения подобно «волчку».

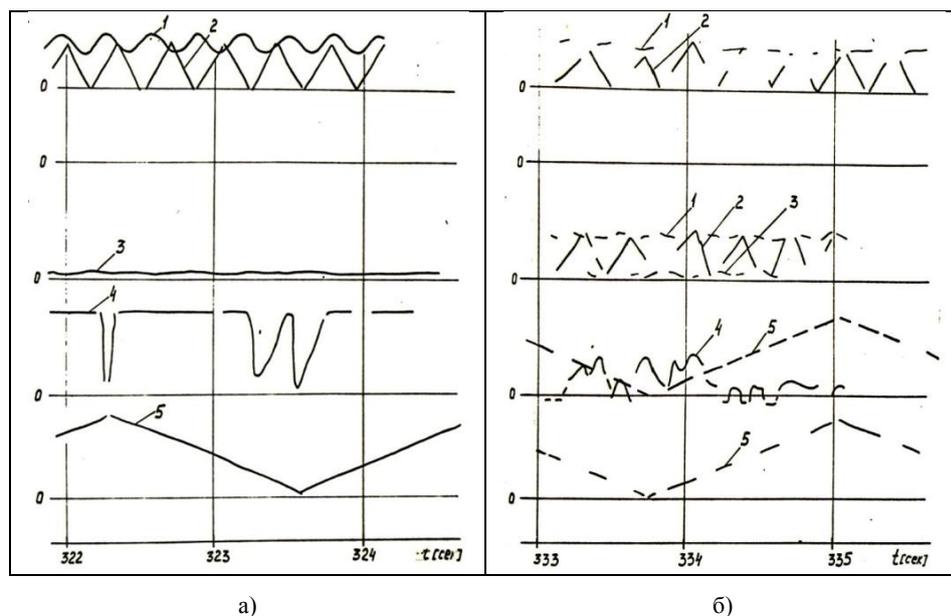


Рис. 12. Осциллограммы показаний приборов в зависимости от времени полета ракеты:

- а) полет ракеты с пересечением магнитных силовых линий Земли;
- б) полет вдоль магнитных силовых линий
- (1 – показание внутреннего магнитометра; 2 – напряжение на импедансном зонде;
- 3 – ток ионов на зонд, расположенный в струе ускорителя; 4 – ток электронов на зонд Ленгмюра, расположенный за ускорителем; 5 – напряжение на этом зонде)

В результате этого приемная аппаратура записывала одни и те же показания на разных дорожках осциллограмм, меняя их местами (рис. 12 (б)). Когда поток плазмы пересекался с корпусом ракеты, происходило замыкание антенны и корпуса через плазму. В этот момент происходил полный «сбой» передачи информации, расшифровать которую было невозможно. Это подтверждалось анализом телеметрических записей показаний штатных приборов в ракетных экспериментах, проведенных без ускорителей плазмы в Капустинном Яре.

В эксперименте «Куст-2» подтвердилось влияние зонда и термозонда на разрядный ток ускорителя. Именно при взаимодействии искусственной плазмы, соз-

данной ускорителем, и естественной, возникшей вдоль движущейся поверхности ракеты, создались условия, при которых термозонд, установленный на боковой поверхности ракеты на крышке люка, около антенны, влиял на его работу и параметры струи. Напряжение и ток разряда менялись с частотой, определяемой зондами и вращением ракеты (рис. 13).

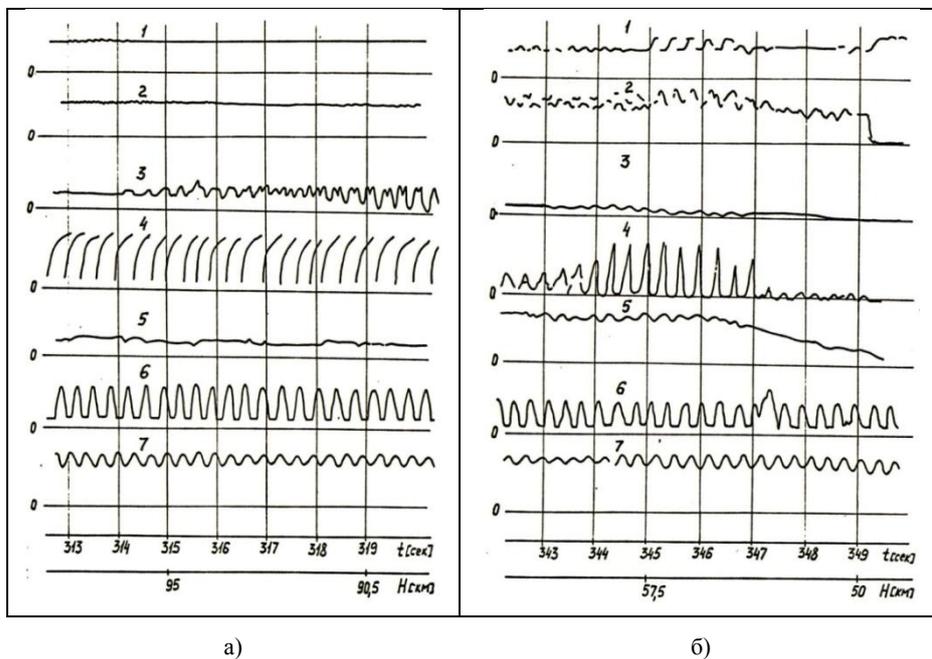


Рис. 13. Осциллограммы показаний приборов в эксперименте «Куст-2»

- (1, 2 – напряжение и ток разряда в ускорителе; 3 – ток насыщения на 1-й зонд в струе плазмы; 4 – вольтамперная характеристика 2-го зонда; 5 – ток насыщения на 3-й зонд; 6 – напряжение на термозонде, расположенном на боковой поверхности корпуса ракеты; 7 – показания магнитометра)

В начальный момент на высоте  $h \sim 90$  км при приближении «критического» режима истечения плазмы из ускорителя зонд № 2, помещенный в струю плазмы на расстоянии  $\sim 10$  см от ускорителя (рис. 7 (а)), на которой подавалось пилообразное напряжение и снимались вольтамперные характеристики (рис. 13 (а), зависимость 4), не влиял на показания 1-го зонда, расположенного на расстоянии  $\sim 5$  см (рис. 13 (а), зависимость 3). Сверхзвуковой режим истечения плазмы возникал за анодом ускорителя, поэтому зонд не влиял на работу ускорителя (напряжение и ток разряда, зависимости 1 и 2 рис. 13 (а)) и показания зонда № 3 (зависимость № 5), расположенного за корпусом ракеты на расстоянии  $\sim 50$  см от ускорителя.

При переходе ракеты с работающим ускорителем в более плотные слои верхней атмосферы на высоту  $60 \div 55$  км (Рб-(5...1) 10-1 тор), где ракета совершала прецессионные движения, на ее поверхности существовал слой «естественной плазмы». Этот слой плазмы, движущийся относительно корпуса ракеты от ее торца до головной части со скоростью  $V > 1$  км/с, пересекал струю плазмы ускорителя, влиял на его работу, менял напряжение и ток разряда с частотой вращения ракеты и термозонда, частоты которых не совпадали по фазе (рис. 13 (б), зависимости 6 и 7).

Внешний поток плазмы препятствовал выходу искусственной плазмы из ускорителя. Разряд замыкался внутри ускорителя, периодически увеличивая ток и уменьшая напряжение разряда, пока не кончилась прецессия и наступил нормальный режим полета, но МПД-ускоритель уже прекратил работу. По-видимому, после 349-й секунды полета перегорел катод, поэтому ток разряда упал до нуля, а напряжение возросло до номинальной величины (рис. 8).

В третьем эксперименте, где отсутствовал термозонд, а на другие зонды не подавалось переменное напряжение, этот эффект не был обнаружен.

Далее рассматривается состав нейтральных и заряженных частиц, измеряемых у головных частей ракет, движущихся по баллистической траектории с выключенными и работающими МПД-ускорителями. Приводятся особенности его работы в магнитосфере Бразильской геомагнитной аномалии, которые сопоставляются с особенностями КА «Фобос-Грунт» и состоянием магнитосферы в Южной Атлантике.

*Окончание следует*

# ИСТОРИЯ. СОБЫТИЯ. ЛЮДИ

## HISTORY. EVENTS. PEOPLE

УДК: 629.786.009.11(47+73)

### НАЧАЛО СОТРУДНИЧЕСТВА РОССИИ И США В ОБЛАСТИ ВНЕКОРАБЕЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ (К 20-ЛЕТИЮ СОВМЕСТНОЙ РАБОЧЕЙ ГРУППЫ ВКД В ПРОГРАММЕ МКС)

О.С. Цыганков

Докт. техн. наук, профессор МАИ, заслуженный конструктор РФ, заслуженный испытатель ФК РФ, лауреат премии Правительства РФ в области науки и техники, академик РАКЦ О.С. Цыганков (РКК «Энергия им. С.П. Королёва»)

Представлен инженерно-исторический очерк начального этапа российско-американского сотрудничества по внекорабельной деятельности (ВКД) в рамках программ Мир–НАСА и МКС, анализируется взаимодействие сторон-партнеров в области защитного снаряжения, средств фиксации и инструментов, методики подготовки и технологии реализации ВКД.

**Ключевые слова:** внекорабельная деятельность, организация, сотрудничество, скафандр, фиксация, инструменты, моделирование.

#### **Russian-us Cooperation in Extravehicular Activity (20 Years of the Eva Joint Working Group on the ISS Program). O.S. Tsygankov**

The paper presents a historical essay of the initial stage of Russian-American cooperation in extravehicular activity within the framework of Mir-NASA and ISS programs and also analyzes the interaction of the partners in point of protective gear, EVA tethers and hardware as well as training methodology and EVA implementation technology.

**Keywords:** extravehicular activity, organization, cooperation, spacesuit, fixation, hardware, simulation.

В течение десятилетий СССР/Россия и США осуществляли национальные космические программы. Становление и развитие внекорабельной деятельности (ВКД) в обеих странах шло своими непересекающимися путями. При взаимном интересе специалистов каждой страны к работам и достижениям зарубежных коллег, приходилось довольствоваться информацией лишь общего характера. ВКД – один из таких участков полета, где требуется особенная слаженность во взаимодействии планирующих и исполнительных структур, общее информационное поле при совместной эксплуатации международного объекта.

Началом сотрудничества России и США по проблемам ВКД стало вхождение России в программу Международной космической станции (МКС).

**Организация и психология.** В Протоколе первого совещания Совместной рабочей группы общего руководства по программе Мир/Shuttle 4–11 февраля 1994 г., Хьюстон, Техас, где основными представителями сторон являлись В. Рюмин и Т. Холлоуей, среди достигнутых договоренностей было указано: «7. Будет создана Совместная подгруппа по ВКД, задачей которой будет достижение договоренностей и реализация планирования работ по ВКД. Окончательное формулирование задач и состава этой подгруппы будет завершено до очередной встречи Группы общего руководства» [1].

Первое обсуждение технических вопросов в подгруппе ВКД состоялось в JSC 21–25 февраля 1994 года в рамках рабочей группы СТР–СОЖ. Стороны представляли: НПО – В. Рюмин, Э. Григоров<sup>†1</sup>, А. Александров, Ю. Глазков<sup>†</sup>, О. Цыганков; НАСА – S. Porter, J. Thornton; ВАС – С. Kamhien, Roy Norris. Обсуждались ключевые вопросы: общий шлюзовой отсек, фиксация, фалы безопасности, инструменты, поручни и др. [2]. Уже тогда стало очевидно, что направление ВКД в силу своей специфики должно быть выделено в отдельную группу. Договоренности были отражены в первом протоколе по проблемам ВКД (рис. 1).

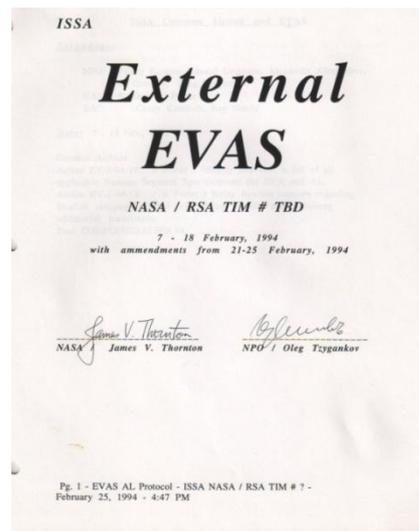


Рис. 1. Титульный лист первого протокола совещания США–Россия по проблемам ВКД

Следующее обсуждение конкретных вопросов и задач ВКД состоялось также в JSC 28 марта–8 апреля 1994 года, где стороны представляли J. Thornton, НАСА и О.С. Цыганков, НПО «Энергия». Были достигнуты соглашения по всем пунктам спецификации российского сегмента SSP-41163, относящимся к ВКД [3].

На встрече по обмену технической информацией № 12, О. Цыганков – Д. Торнтон, 15–24 августа 1994 года, Хьюстон, были согласованы требования к американскому сегменту SSP-41162 [4].

В процессе российско-американской встречи по ВКД 22–28 сентября 1994 года, Москва, РКА, «было достигнуто соглашение, что для работы над требованиями по ВКД для Фазы 1 будет использоваться **Совместная российско-американская рабочая группа по ВКД (Joint EVA working Group)**. Задачей Совместной российско-американской группы по ВКД является обмен информацией и работа над соглашениями по плановой и нештатной ВКД».

«Рабочая группа будет возглавляться Александром Александровым и Олегом Цыганковым – от РКК «Энергия» и Г. Девидом Лоу и Ричардом Фуллертоном – от НАСА (рис. 2). При необходимости к работе с российской стороны будут привлекаться дополнительные члены группы из ЦПК им. Ю.А. Гагарина, НПП «Звезда»

<sup>†1</sup> Ушел из жизни

и других организаций. С американской стороны в ее работе будут участвовать дополнительные члены группы из подразделений операций экипажа, полетных операций, технического и медико-биологического директоратов Космического центра Джонсона, а также из отдела по безопасности и из отдела по программе космической станции. По необходимости будут производиться консультации с другими организациями» [5].



Рис. 2. Первый состав специалистов Совместной российско-американской рабочей группы по ВКД. Слева направо: Олег Цыганков, Александр Александров, Сергей Зайцев (переводчик), Клэй Мак Каллоу, Г. Дэвид Лоу, Ричард Фуллертон

Совместная работа стала встречей двух школ ВКД, каждая из которых сформировалась независимо в конкретных обстоятельствах. При аналогичных целях, идентичных условиях среды, равновысоком профессионализме специалистов было выявлено как много общего, так и различия в подходах к обеспечению и реализации ВКД. Однако начало сотрудничества России и США в области ВКД – это не просто встреча двух школ, это встреча, можно сказать, двух конкурентов, которые должны были и хотели стать партнерами в общей работе. Начальный период сотрудничества не был лишен организационных затруднений и некоторого психологического подтекста. Однако по мере разворачивания работ ситуация оптимизировалась. Каждая сторона приносила свой опыт. При решении задач чаще проявлялись общие мотивы, чем односторонние амбиции.

С самого начала функционирования совместная рабочая группа по ВКД имела в своем составе профессионалов высокого уровня, что играло существенную роль в ее деятельности. Общий тон в работе задали те люди, которые эту работу начинали. С российской стороны: координатор работ О. Цыганков, а также И. Абрамов<sup>†</sup>, В. Скачков<sup>†</sup>, Н. Юзов<sup>†</sup>, А. Гриднев<sup>†</sup>, В. Солдатенков<sup>†</sup>, В. Рень, Н. Бачмановский. С американской стороны: координатор работ R. Fullerton, а также J. Miller, M. Hess, L. Chiao, J. Ross, R. Schwarz, P. Benfiend.

В соответствии с договоренностью были определены задачи ВКД по Программе Мир–НАСА (Фаза 1 МКС), конкретные шаги по развитию сотрудничества по оборудованию и методике ВКД. Начались регулярные встречи специалистов, интенсивный обмен информацией, т.е. систематическая работа по всем аспектам ВКД.

Практическое взаимодействие специалистов РКА и НАСА по ВКД начато с принятием решения о выполнении ВКД астронавтами по программе Мир–НАСА, согласно которой астронавты J. Linenger, M. Foale и D. Wolf были подготовлены в России и осуществили три выхода из орбитального комплекса «Мир» вместе с космонавтом А. Соловьевым в 1997 и 1998 гг. В подготовке экипажей вместе с российскими принимали участие американские специалисты по скафандрам, инструментам, операциям и безопасности.

Рабочая группа успешно выполнила задачи ВКД по Программе Мир–НАСА и плавно перешли к решению задач МКС. Это было одним из преимуществ Совместной рабочей группы – одновременное участие одних и тех же специалистов в выполнении программы Фазы 1 и программы МКС, так как опыт сотрудничества, приобретенный в рамках одной программы, безотлагательно использовался в другой. Результатом сотрудничества стало взаимное обогащение и сближение двух школ ВКД, а также установление взаимного доверия партнеров друг к другу, что и привело к успешному решению полетных задач. На неформальном уровне осуществлялось взаимное ознакомление с национальными культурными традициями.

При подготовке и разворачивании программы МКС в группу вливались опытные и приобретающие опыт специалисты. От России: Е. Лохин, В. Ульянов, В. Сорока, С. Киреевичев, О. Артемьев, Н. Греков, О. Пушкарь, А. Алтунин, В. Кудряшов, О. Тищенко, А. Стоклицкий<sup>†</sup>, Г. Глазов, Е. Альбац, С. Поздняков. От США: De Massie, M. Mankin, V. Witt, B. West, M. Ciupitu, C. Fulcher, D. Barclay, K. Shook, D. Hemingway, D. Schuck, D. Miller, J. Marmalejo. С течением времени в группу включались новые специалисты, происходили замены, однако этот процесс более присущ американской стороне, а российский состав группы менялся менее значительно, что видно на примере участия астронавтов и космонавтов. Так, с американской стороны участниками работ последовательно были астронавты D. Low, D. McMonagle, G. Harbaugh, A. Flint. С российской стороны возглавлял группу космонавт А. Александров (впоследствии – космонавт А. Полещук) и организаторы и координаторы работ О. Цыганков и R. Fullerton.

Установились ровные, деловые отношения, планомерные телефонные, видеоконференции и рабочие встречи, развернута систематическая деятельность по выполнению программ Мир–НАСА и МКС:

- Согласованы совместные требования НАСА/РКА к американскому сегменту, 2–14 февраля 1995 года [6].
- Внекорабельные эксперименты в рамках программы МКС, 23 сентября 1995 года [7].
- Американская и российская ВКД по программе сборки МКС, шлюзовых отсеков, 15–28 февраля 1996 года [8].
- Ответственность сторон при выполнении ВКД, тренировочное оборудование, 4–19 июня 1996 года [9].
- План-график ВКД по программе Мир–НАСА, 16–28 сентября 1996 года [10].
- Американские и российские ВКД для монтажа Международной космической станции, функционально-грузовой блок, 21 октября–6 ноября 1996 года [11].

Американские специалисты уделяли пристальное внимание нашей системе обеспечения ВКД, активно изучая опыт длительных полетов.

**Скафандры и шлюзовые отсеки.** Сразу после заключения соглашения о сотрудничестве специалисты НАСА и фирмы Hamilton Standart проявили интерес к опыту российского предприятия «Звезда» по созданию и эксплуатации скафандра типа «Орлан» на орбитальных станциях «Салют» и «Мир». К этому времени Рос-

сия уже имела 15-летний опыт применения скафандра орбитального базирования. На первом этапе, при оценке возможности создания единого унифицированного скафандра для МКС, обсуждались технические характеристики и особенности скафандров. Отличия в конструкции разъема «скафандр–ранец», мягких оболочек, гермоподшипников, ряда подсистем, агрегатов СОЖ и др. сильно затруднили бы унификацию скафандров. Было решено использовать на МКС оба типа скафандров, равно как и оба шлюзовых отсека, в составе российского и американского сегментов МКС, что было убедительно оправдано в процессе дальнейшей эксплуатации МКС. Вполне логично последовал вывод и решение о целесообразности и необходимости иметь тренировочные комплекты скафандров «Орлан» в США, ЕМУ – в России. Это решение обеспечивало возможность общей подготовки всех членов экипажей по двум типам скафандров, проведения инженерной отработки задач ВКД в различных комбинациях скафандров и макетов модулей.

В НАСА был передан эргономический макет и два российский скафандра для работ в гидролаборатории.

Для интеграции гидроаналогов ЕМУ в гидролаборатории ЦПК имени Ю.А. Гагарина был выполнен большой комплекс работ, в том числе:

- созданы интерфейсы, обеспечивающие функционирование гидроаналогов ЕМУ в ГЛ ЦПК (рис. 3а, 3б);
- разработана и установлена в гидроаналоге ЕМУ система физиологического контроля оператора (как известно, в американской практике такая аппаратура не используется) и др. доработки.

Интегральная оценка, данная специалистами, испытателями и астронавтами/космонавтами, гласила, что в отношении функциональных возможностей, предоставляемых человеку, скафандры «Орлан-М» и ЕМУ являются эквивалентными и в равной мере обеспечивают выполнение рабочих операций в процессе ВКД.

**Фиксацию космонавта** при выполнении перемещения американцы и мы осуществляли с некоторыми отличиями. Американский способ – применение фала безопасности (Safety tether) – лебедки с 15-метровым тросом на скафандре и поясного



Рис. 3а. Подготовка к погружению испытателя в скафандре ЕМУ специалистами ГЛ ЦПК имени Ю.А. Гагарина

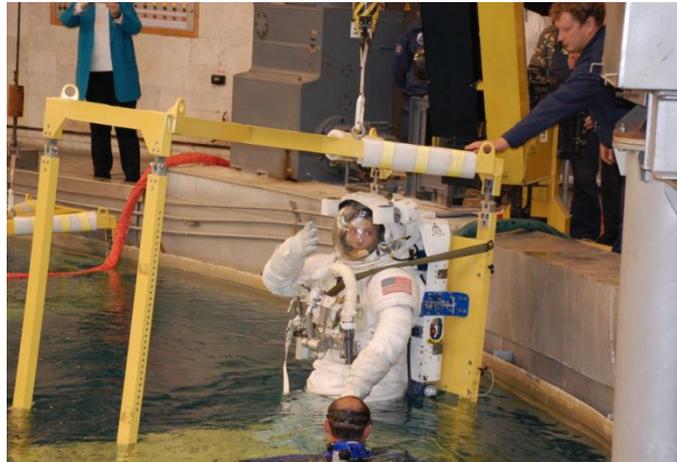


Рис. 36. Погружение испытателя в скафандре EMU в ГЛ ЦПК с использованием созданного для этой цели устройства

фала (waist tether) длиной  $\sim 0,7$  м. Такая схема надежна, но не обеспечивает прохода по дуге цилиндрической поверхности объектов, насыщенных выступающими элементами. Российский способ фиксации – это применение двух закрепленных на скафандре фалов, один из которых имеет длину 1 м, второй – переменной длины, способный растягиваться и сокращаться в диапазоне  $1 \div 2,5$  м. При перемещении космонавт производит поочередно перецепку карабинов вдоль поручней. Проблема рассматривалась в процессе многих встреч с подтверждением аргументов экспериментальным путем. Дискуссии достигали порой высокого накала, так как стороны оставались упорными приверженцами «национальных» схем фиксации. И, тем не менее, компромисс был достигнут. Возобладал здоровый реализм, ряд взаимных уступок без ущерба для безопасности и продуктивности ВКД: в конкретной зоне МКС, для конкретной задачи ВКД для национально смешанного экипажа устанавливаются метод и средства фиксации по соглашению сторон. Партнеры содействуют осуществлению способа фиксации, присущего другой стороне. Так, для возможности использования Safety tether на РС МКС, российская сторона разработала и установила по трассе устройства «проводка» (Fair lead), состоящую из двух витков спирали (рис. 4), для фиксации и исключения скольжения троса лебедки по поверхности российских модулей. В свою очередь, НАСА согласилась не применять Safety tether в особо насыщенных приборами зонах РС МКС и осуществлять фиксацию по российскому методу. Для фиксации ног на рабочих местах на базе российского «Якоря» создано «гибридное» устройство, фиксирующее ботинки и «Орлана» и EMU (рис. 5).

Новинкой для американских специалистов стали магнитосодержащие устройства: магнитные фиксаторы и магнитно-механические замки, которые были применены и на борту «Шаттла».

Простой, удобный фиксатор из мягкой проволоки для закрепления кабелей также был у нас позаимствован и включен в комплект американского оборудования (рис. 6а, 6б).

Известно, что поручни на модулях российского и американского сегментов имеют разную форму поперечного сечения. Это учтено при разработке средств



Рис. 4. Устройство «проводка», исключающая скольжения троса лебедки по поверхности модуля



Рис. 5. Гибридное устройство «Якорь», фиксирующее ботинки российского скафандра «Орлан» и американского скафандра EMU



Рис. 6а. Укладка с комплектом проволочных фиксаторов для закрепления кабелей



Рис. 6б. Набор проволочных фиксаторов, закрепленных на скафандре EMU

закрепления на поручнях, в частности, при создании адаптера для устройства BRT при фиксации американского скафандра на российских поручнях.

**Инструменты.** После детального ознакомления с инструментальными арсеналами НАСА и РКК «Энергия», рабочей группой ВКД был сделан вывод о том, что американские и российские инструменты совместимы с обоими типами скафандров, не представляют для них опасности и не требуют взаимной сертификации по безопасности. Стороны обменялись комплектами инструментов и приспособлений. Особый интерес вызывал российский безоткатный молоток, который использовали в работе астронавты, а космонавты использовали американский гайковерт и труборез.

**Методы и средства инженерной отработки** операций ВКД и тренировок экипажей в России и США аналогичны. Для работ в гидросреде – это система «человек–скафандр», имеющая нулевую плавучесть и безразличное равновесие; вентиляционного типа скафандры для работ в самолете при воспроизведении невесомости в полете по параболе; скафандры, идентичные полетным для отработки в вакуумных камерах.

**Принципы подготовки экипажей** долговременных экспедиций к осуществлению ВКД на любом этапе полета, сформировавшиеся на опыте орбитальных станций «Салют-6», «Салют-7» и «Мир», и подготовки экипажей «Шаттла», при некоторых отличиях в организации тренировок оказались взаимно приемлемыми.

Различие в **формате и построении бортовых инструкций** признано взаимоприемлемым. Документация по российским задачам ВКД выпускается двуязычной.

**Проблеме безопасности** оба партнера традиционно уделяют первостепенное внимание. Акценты по обеспечению безопасности стороны расставляют идентично по взаимно согласованным точкам.

Разработчики и испытатели оборудования и технологии ВКД, все те, кто отработывал и осуществлял на практике программы ВКД, осознавали определенную ответственность перед будущим, ведь их трудом закладывались основы и выбирались векторы развития сотрудничества по ВКД, которые определяли ее уровень и состояние на годы вперед. На сегодня можно констатировать, что во взаимоотношениях специалистов США и России по проблемам ВКД было заложено достаточное взаимопонимание и согласие, сформирована система взаимодействия с сильным кооперативным эффектом, что стало хорошим фундаментом для долговременного сотрудничества по программе МКС.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Протокол совещания Совместной рабочей группы Общего руководства по программе Мир/Shuttle, Космический центр им. Джонсона, Хьюстон, Техас, 4–11 февраля 1994 г.
- [2] External EVAS, NASA/RSA TIM (TBD), 7–8 February, 1994 with ammendents from 21–25 February, 1994.
- [3] Протокол совещания № 10 российско-американской группы по проблемам внекорабельной деятельности, 28 марта–8 апреля 1994 г., Космический центр им. Джонсона, Хьюстон, Техас.
- [4] Протокол встречи по обмену технической информацией № 12, группа 6, 15–24 августа 1994 г., Хьюстон.
- [5] Протокол американо-российской встречи по ВКД. Москва, 22–28 сентября 1994 г.
- [6] Протокол встречи совместной рабочей группы ВКД для МКСА, 2–14 февраля 1995 г., Хьюстон.
- [7] Протокол Совместной рабочей группы по ВКД, 23–29 сентября 1995 г., Хьюстон.
- [8] Протокол Совместной рабочей группы по ВКД. Международная космическая станция, 15–28 февраля 1996 г., Хьюстон.
- [9] Протокол Совместной рабочей группы по ВКД: НЭП, МКС, 4–19 июня 1996 г., Москва.
- [10] Протокол Совместной рабочей группы по ВКД. Программа Мир–НАСА, 16–28 сентября 1996 г., Хьюстон.
- [11] Протокол Совместной EVA рабочей группы, Международная космическая станция, 21 октября–6 ноября 1996 г., Хьюстон.

## НАШ ЮРИЙ ГАГАРИН

### Our Yury Gagarin



9 марта 2014 года Юрию Алексеевичу Гагарину исполнилось бы 80 лет. В этот день родился человек, который открыл эру космонавтики на планете Земля.

12 апреля 1961 года он впервые в истории человечества стартовал в космос на космическом корабле «Восток». Облетев Землю, благополучно приземлился в заданном районе. Жизнь и деятельность Ю.А. Гагарина неразрывно связаны с историей Центра подготовки космонавтов, который с 1968 года носит его имя.

Их было 20 молодых летчиков, которым предстояло готовиться к первому полету в космос. Юрий Гагарин был одним из них. Когда стали ясны сроки этого полета, выделилась группа из шести человек, в

которую входил Юрий Алексеевич. Их стали готовить по отдельной программе. А за четыре месяца до полета практически всем стало ясно, что полетит именно Гагарин. Выбор первого космонавта определялся многими факторами, причем физиологические показатели и знание техники не были доминирующими. Руководство страны прекрасно понимало, что первый космонавт должен стать лицом нашего государства, достойно представляющим Родину на международной арене. Наверное, именно эти причины и заставили сделать выбор в пользу Юрия Гагарина, доброе лицо и открытая душа которого покоряли всех, с кем ему приходилось общаться.

Чтобы состоялся исторический полет, Юрию Гагарину и его товарищам пришлось пройти путь длиною в год, наполненный нескончаемыми тренировками в сурдо- и барокамерах, на центрифугах, на других тренажерах. Эксперимент шел за экспериментом, парашютные прыжки сменялись полетами на истребителях, на учебно-тренировочных самолетах, на летающей лаборатории на базе Ту-104.

Международная авиационная федерация (ФАИ) в мае 1961-го зарегистрировала: первый пилотируемый космический полет совершил гражданин СССР майор Юрий Алексеевич Гагарин. Из официальных документов ФАИ следует, что корабль «Восток» стартовал с космодрома Байконур в 06 часов 07 минут по Гринвичу и приземлился вблизи деревни Смеловка Саратовской области, установив сразу три мировых рекорда:

- Продолжительность полета – 108 мин.
- Вес полезного груза – 4725 кг.
- Максимальная высота полета – 327 км.

Последняя цифра остается рекордной и сегодня. Никто на одноместных кораблях не поднимался выше, чем Юрий Гагарин.

*Облетев Землю в  
корабле-спутнике, я увидел,  
как прекрасна наша планета.  
Люди, будьте храними и приучи-  
тесь эту красоту, а не разру-  
шать её!*  
Гагарин

В.В. САМАРИН, канд. техн. наук

Бл. Экз. № 1:



**УЧЕБНАЯ КАРТОЧКА**

слушателя-космонавта 1 отдела  
ЦЕНТРА ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ ВВС

*старший лейтенант*  
/военное звание/

Фамилия *Гагарин*  
Имя *Юрий* Отчество *Алексеевич*  
Год рождения *1934* Национальность *русский*  
Партийность *Член КПСС с 1960 г*  
Образование: а/ общее: *индустриальн. техникум - 1955 г.*  
б/ военное: *Скаловское ВУЛ - 1957 г*  
В Советской Армии с *1955 г* в ВВС с *1955 г* в ЦПК с *7.03.1960 г*  
За период обучения сдал зачеты, экзамены и отработал  
практические занятия, согласно утвержденной программы:

№ пп	Наименование дисциплины по учебному плану	Количество часов	Оценка
1	Марксистско-ленинская подготовка	46	<i>Усвоил отлично</i>
2	Основы космической и авиационной медицины	122	<i>Загтемно</i>
3	Ракетная и космическая техника	96	<i>Отлично</i>
4	Конструкция об"екта "ВОСТОК-ЗА"	89	<i>Загтемно</i>
5	Специальный курс астрономии	33	<i>Отлично</i>
6	Специальный курс геофизики	22	<i>Хорошо</i>
7	Специальный курс кино"емки	65	<i>Отлично</i>

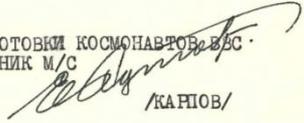
№ пп	Практические занятия	Количество	Оценка /зачет/
1	Общезыическая подготовка	<i>248 час.</i>	<i>Хорошо</i>
2	Параютная подготовка	<i>36 пр.</i>	<i>Хорошо</i>
3	Специальные полеты /условия невесомости/	<i>4 пол.</i>	<i>Хорошо</i>
4	Макет об"екта № 1 /п/я 651/	<i>34 час.</i>	<i>Загтемно</i>
5	Макет об"екта № 2 /п/я 12/	<i>42 час.</i>	<i>Загтемно</i>

№ пп	Специальные испытания	Количество и испытаний	Оценка физиолог. переносим.
1	Испытания в барокамере	<i>4</i>	<i>Хорошая</i>
2	Испытания в термокамере	<i>9</i>	<i>Хорошая</i>
3	Испытания на центрифуге	<i>9</i>	<i>Хорошая</i>
4	Испытания на вибростенде	<i>1</i>	<i>Хорошая</i>
5	Длительная изоляция в условиях одиночества /10-15 суток/	<i>1</i>	<i>Хорошая</i>

Учебный план выполнил полностью.  
Приказом ЦПК ВВС № 001 от 4.01.61 г. допущен к экзамену



НАЧАЛЬНИК ЦЕНТРА ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ ВВС  
ГВАРДИИ ПОЛКОВНИК М/С  
*9.01.1961.*



КАПОВ/

Учебная карточка слушателя-космонавта Ю.А. Гагарина



Ю.А. Гагарин в период подготовки к космическому полету на летной (парашютной) подготовке, 1960 год



Первый в мире космонавт Ю.А. Гагарин в кабине космического корабля «Восток-1», 12.04.1961 г.



Группа космонавтов 1-го набора на прогулке в Центре подготовки космонавтов. Слева направо: Ю.А. Гагарин, А.Г. Николаев, В.В. Терешкова, П.Р. Попович, В.Ф. Быковский, Г.С. Титов, 1963 г.



Майор ВВС Ю.А. Гагарин  
и главный конструктор  
ракетно-космической техники  
С.П. Королёв, 1962 г.



Ю.А. Гагарин  
с женой Валентиной Ивановной  
и дочерьми Леной и Галей, 1967 г.



Торжественная встреча после космического полета в Центре подготовки космонавтов  
Ю.А. Гагарина и Г.С. Титова, 1961 г.  
В первом ряду слева направо: летчик-космонавт А.Г. Николаев; заместитель начальника  
Центра Н.Ф. Никерясов; летчик-космонавт Г.С. Титов; летчик-космонавт Ю.А. Гагарин;  
заместитель начальника Центра Г.Ф. Хлебников



Группа космонавтов. В верхнем ряду, слева направо:  
Г.С. Титов, В.М. Комаров, К.П. Феокистов, А.Г. Николаев, В.Ф. Быковский.  
В нижнем ряду, слева направо: П.Р. Попович, Ю.А. Гагарин, В.В. Терешкова, Б.Б. Егоров

## ОБЪЕДИНЕННОМУ МЕМОРИАЛЬНОМУ МУЗЕЮ Ю.А. ГАГАРИНА – 25 ЛЕТ

### 25 Years of the Joint Memorial Museum of Yury Gagarin

Руководство, летчики-космонавты и специалисты федерального государственного бюджетного учреждения «Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина» поздравляют коллектив Объединенного мемориального музея Ю.А. Гагарина с юбилейной датой – 25-летием образования уникального музея!

Музейный комплекс, посвященный жизни и подвигу первого космонавта планеты, объединяет пять музеев: мемориальный, краеведческий, истории первого полета человека в космос, детский и художественную галерею, где каждая экспозиция располагает редкими материалами из архива семьи Гагариных, экспонатами космической техники, произведениями искусства на космическую тему, профессионально подобранными и любовно сохраняемыми.

Мы испытываем огромное удовлетворение от многолетней совместной плодотворной работы с вашим музеем.

Позвольте выразить всему коллективу самые искренние поздравления с юбилеем и пожелать успехов в пропаганде достижений отечественной космонавтики, здоровья и благополучия!

*Начальник Центра подготовки космонавтов  
летчик-космонавт СССР  
Герой Советского Союза  
Герой Российской Федерации  
С.К. Крикалёв*

## ПЕРВАЯ СТЫКОВКА ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ

### The First Docking of Manned Space Vehicles

45 лет назад 16 января 1969 года была проведена первая в истории стыковка пилотируемых космических кораблей. 14 января 1969 года стартовал «Союз-4», пилотируемый командиром корабля В.А. Шаталовым. На следующий день стартовал другой корабль, «Союз-5», на борту которого находились космонавты Б.В. Волинов, Е.В. Хрунов и А.С. Елисеев. 16 января 1969 года корабли «Союз-4» и «Союз-5» успешно состыковались. На 35-м витке космонавты Е.В. Хрунов и А.С. Елисеев вышли в открытый космос из корабля «Союз-5» и перешли в корабль «Союз-4». Этот переход был элементом подготовки к предполагаемому полету на Луну.



Участники стыковки кораблей «Союз-4» и «Союз-5»:  
А.С. Елисеев, Е.В. Хрунов, В.А. Шаталов и Б.В. Волинов

Советское телевидение транслировало переход космонавтов Е.В. Хрунова и А.С. Елисеева. Космонавты использовали скафандры «Ястреб». Командир корабля Б.В. Волинов помогал им надеть скафандры и проверить системы жизнеобеспечения скафандров.

17 января 1969 года космонавты В.А. Шаталов, А.С. Елисеев и Е.В. Хрунов благополучно вернулись на Землю. Космонавт Б.В. Волинов на корабле «Союз-5» приземлился на следующий день (18 января 1969 года).

Советские космонавты в этом полете установили абсолютные мировые рекорды:

- наибольшего общего веса кораблей «Союз-4» и «Союз-5» в состыкованном состоянии (общий вес станции 12 924 килограмма);
- продолжительности полета этих кораблей в состыкованном состоянии – 4 часа 33 минуты 49 секунд;
- одновременного нахождения двух космонавтов (Е.В. Хрунов и А.С. Елисеев) в открытом космосе – 37 минут.

Экспериментальные результаты полетов кораблей «Союз-4» и «Союз-5» определили новый этап в развитии космических исследований.

*В.В. САМАРИН, канд. техн. наук*

## НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ РАЗДЕЛ

### SCIENTIFIC-INFORMATION SECTION

#### РЕШЕНИЕ 10-й МЕЖДУНАРОДНОЙ НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ «ПИЛОТИРУЕМЫЕ ПОЛЕТЫ В КОСМОС»

#### Resolution of the 10<sup>th</sup> Scientific and Practical Conference “Manned Spaceflight”

25–28 ноября 2013 года на базе федерального государственного бюджетного учреждения «Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина» (далее – НИИ ЦПК) состоялась 10-я Международная научно-практическая конференция «Пилотируемые полеты в космос».

В работе конференции приняли участие более 300 представителей из 70 российских и зарубежных организаций, учреждений и фирм.

На конференции было представлено 224 доклада (включая 8 пленарных) по заявленным в программе конференции тематическим направлениям:

- Проблемы и перспективы развития и применения пилотируемых космических систем (секция 1).
- Профессиональная деятельность космонавтов (секция 2).
- Научно-прикладные исследования и эксперименты в космосе (секция 3).
- Технические средства для подготовки космонавтов и моделирование факторов космических полетов (секция 4).
- Медицинские и психологические аспекты отбора, подготовки и деятельности экипажей в космических полетах (секция 5).
- Молодежь для настоящего и будущего пилотируемой космонавтики. Образовательные программы (секция 6).
- Космическая робототехника (второй российско-германский семинар).

Во время конференции действовала выставка инновационных технологий.

Объединяющим началом всех направлений конференции являлось обсуждение роли и места космонавтов в осуществлении пилотируемых космических полетов в соответствии с приоритетами Федеральной космической программы и Основами государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу.

В ходе конференции рассматривались вопросы эксплуатации и перспектив развития пилотируемых космических комплексов, включая наземные средства обеспечения космических полетов, применения инновационных технологий для решения самых разнообразных задач, связанных с обеспечением безопасной и эффективной деятельности экипажей существующих и перспективных ПКК.

Участники конференции считают необходимым отметить следующее.

В ближайшей и среднесрочной перспективе вектором развития пилотируемой космонавтики становится освоение дальнего космоса, в том числе полеты на Луну и Марс, другие тела Солнечной системы. Для решения этих амбициозных задач важно правильно выбрать приоритеты развития. Конференция считает, что при выборе приоритетных задач пилотируемой космонавтики, создании космиче-

ской техники, ее испытаниях и эксплуатации необходимо больше ориентироваться на возможности и преимущества подготовленного космонавта. Необходимо обеспечить условия деятельности экипажей ПКК, в которых могли бы в максимальной степени проявляться творческие способности космонавтов.

При подготовке совместного (Роскосмос и НАСА) полета длительностью один год на МКС необходимо уделить внимание проблеме обеспечения автономной деятельности космонавтов, а также отработке элементов профессиональной деятельности экипажей на Луне и Марсе, включая широкое применение изделий робототехники.

Участники 10-й Международной научно-практической конференции «Пилотируемые полеты в космос» считают целесообразным развивать научные исследования и практические работы по следующим направлениям.

**По проблемам и перспективам развития и применения пилотируемых космических систем (секция 1):**

1. В целях подготовки и осуществления перспективных пилотируемых миссий за пределы околоземного пространства, создания опережающего научно-технического задела для совершенствования существующих и развития принципиально новых подходов к обеспечению безопасной автономной деятельности экипажей ПКК целесообразно:

- выполнить исследования структуры операторской деятельности космонавтов и факторов, влияющих на ее результативность при различных сценариях полетов на Луну, астероиды, в точки Лагранжа и на Марс;

- продолжить проводимые в НИИ ЦПК экспериментальные исследования по оценке возможности выполнения сложной операторской деятельности космонавтами после завершения длительного космического полета, проанализировать возможности их расширения за счет моделирования дополнительных экстремальных факторов;

- обосновать и разработать комплексную программу экспериментальной отработки задач автономной деятельности космонавтов при полетах в дальний космос, приступить к ее поэтапной реализации;

- на основе междисциплинарных фундаментальных исследований разработать предложения по поддержанию здоровья и работоспособности космонавтов, интеллектуальной поддержке их автономной деятельности в условиях длительных межпланетных полетов;

- приступить к обоснованию программ подготовки экипажей перспективных ПКК с учетом требований, предъявляемых при выполнении длительных межпланетных полетов и выполнении операций при возникновении НшС без поддержки Земли.

2. При создании перспективных ПКК считать необходимым полнее учитывать опыт полетов отечественных ПКА, замечания и предложения экипажей МКС, направленные на совершенствование конструкции и бортовых систем КК:

- создавать отсеки (модули) ПКК с учетом их функциональной принадлежности (служебные, научные, грузовые, медицинские и т.д.);

- особое внимание уделять эргономическому обеспечению обитаемых помещений;

- снизить число и объем операций экипажа по обслуживанию КСОЖ;

- возобновить практику наземной экспериментальной отработки КСОЖ в натуральных макетах ПКА с участием испытателей (в том числе космонавтов);

- разработать требования эксплуатационной технологичности и ремонтно-пригодности к конструкции и бортовым системам перспективных ПКК, создавать и применять на практике надежный механизм их реализации;

- практику запуска в космос модулей в неполной комплектации считать нецелесообразной (за исключением весовых ограничений по РН); трудозатраты экипажа на операции дооснащения ПКК необходимо минимизировать, что обеспечит существенное увеличение полетного времени на КЭ.

3. Считать целесообразным разработку нормативного документа «Система общих технических требований к космическим средствам», отвечающего современному состоянию космонавтики (взамен устаревшего ОТТ КС-88).

4. В целях обеспечения непрерывной связи с экипажами перспективных ПКК проанализировать возможности создания группировки ИСЗ – ретрансляторов как основы космической информационной инфраструктуры, обслуживающей ПКА околоземных группировок и ПКА дальних экспедиций.

5. Целесообразно активизировать работы по созданию и экспериментальной отработке двигательных установок для перспективных ПКА, основанных на новых технологических принципах (ионных, ядерных).

**По профессиональной деятельности космонавтов (отбор, подготовка, космический полет). Результаты выполнения космических полетов (подсекция 2.1):**

1. Продолжить работы по выявлению факторов, влияющих на распределение времени, отводимого на выполнение целевых задач экипажем РС МКС в интересах увеличения количества планируемых КЭ, дальнейшего совершенствования процессов перепланирования детального плана полета и условий проведения КЭ на РС МКС.

2. Рекомендовать совместное проведение работ с МГТУ имени Н.Э. Баумана по созданию (модернизации) функционально-моделирующего стенда космических манипуляционных роботов (ФМС ERA).

3. Обосновать и разработать методику действий экипажа при ручном сближении ТПК с МКС с использованием визуальной информации по геометрическим базовым элементам конструкции МКС с учетом расчетных баллистических данных, согласовать ее с разработчиком космической техники и использовать в процессе подготовки космонавтов.

4. Продолжить работы по разработке адаптивной напланетной колесной платформы повышенной проходимости с системой технического зрения.

5. Продолжить работы по внедрению двумерных кодов в систему управления инвентаризацией на борту МКС.

6. Возобновить в рамках конференции работу подсекции «Комплекс систем жизнеобеспечения».

7. Провести исследования с целью обоснования программ и методик подготовки космонавтов в различных КГЗ с учетом трассы выведения и полета ПТК НП.

**По информационным технологиям (секция 2.2):**

1. Продолжить работы по созданию единого информационного пространства НИИ ЦПК и его коммуникациям с ведущими организациями космической отрасли страны, а также зарубежными партнерами РФ по пилотируемой космонавтике.

2. В рамках НИОКР, выполняемых в интересах создания научно-технических заделов по перспективным пилотируемым программам, предусматривать исследования по применению и развитию современных информационных

технологий, направленных на обеспечение эффективной и безопасной деятельности космонавтов.

3. Исследовать возможности и разработать предложения по использованию новых информационных технологий при отборе, подготовке и послеполетной реабилитации космонавтов (виртуальная реальность, компьютерная графика и генерация изображений, дистанционный доступ к ресурсам, базы хранения и обработки информации, личностно-ориентированное обучение, типовые учебные материалы, системы коллективной работы и коммуникаций и др.).

**По научно-прикладным исследованиям и экспериментам в космосе (секция 3):**

1. Учитывая опыт полетов экипажей на РС МКС, предложения, высказываемые космонавтами после выполнения космических полетов по совершенствованию программ НПИ, рекомендовать:

- расширить число новых экспериментов, выполняемых на РС МКС;
- при постановке новых КЭ учитывать необходимость повышения роли и места космонавта при их выполнении (положительные примеры КЭ: «Плазменный кристалл», «Кулоновский кристалл» и др.);
- проведение на МКС новых КЭ по отработке задач автономной деятельности космонавтов, методов и средств робототехники, включая вопросы взаимодействия робота и космонавта.

2. Рекомендуется использовать представленную на секции № 3 имитационную модель операции визуально-инструментального наблюдения космических объектов на пролете (разработка НИИ ЦПК) для научно-технического обоснования нового КЭ для МКС по мониторингу астероидно-кометной опасности.

**По техническим средствам для подготовки космонавтов (подсекция 4.1):**

1. Считать перспективными:

- совершенствование тренажерных систем компьютерной генерации изображений в направлении повышения их реалистичности, в частности, отображения высоты рельефа земной поверхности и управляемого трехмерного облачного покрова в интересах подготовки космонавтов по задачам визуально-инструментальных наблюдений;
- разработки по созданию мультифокальных наголовных стереодисплеев для использования в технических средствах подготовки космонавтов с элементами виртуальной реальности.

2. Целесообразно:

- более широкое внедрение средств виртуальной реальности в подготовку космонавтов, в частности – для планирования и подготовки к выполнению работ космонавтами на внешней поверхности МКС;
- создание в Центре подготовки космонавтов лаборатории по исследованию применения технических средств и технологий виртуальной реальности при подготовке космонавтов.

**По проблемам эксплуатации центрифуг и их применения при подготовке космонавтов (подсекция 4.2):**

1. В целях создания научно-технического задела, направленного на обеспечение реализации перспективных космических программ, актуальными представляются следующие задачи:

- имитация на центрифугах физиологического воздействия пониженной гравитации, действующей на других планетах;

- сквозное моделирование различных этапов полета экипажа на ПКА совместно с проведением комплекса соответствующих медицинских исследований;
- моделирование на центрифугах всех динамических этапов лунной экспедиции;
- совершенствование алгоритмов управления центрифугами для обеспечения адекватности моделируемых и реальных факторов космического полета.

2. Перспективным направлением совершенствования системы эксплуатации центрифуг с целью продления их жизненного цикла и обеспечения безопасности при проведении различного рода работ является внедрение в практику технической эксплуатации современных методов оценки технического состояния центрифуг – теплового неразрушающего контроля, метода акустической эмиссии и вибродиагностики, а также программно-методических средств обработки и интерпретации результатов.

3. Учитывая значимость применения центрифуг для целей подготовки космонавтов, важность обеспечения безопасности работы центрифуг, поддержания их в работоспособном состоянии, участники конференции отмечают полезность проводимой научно-практической конференции и необходимость более тесной кооперации и взаимодействия заинтересованных организаций.

#### **По внекорабельной деятельности (подсекция 4.3):**

1. ВКД на поверхности Луны и Марса являются важным этапом программы по освоению планет. Исследования в этом направлении целесообразно разворачивать уже в настоящее время. Результаты исследований должны быть учтены на ранних этапах проектирования элементов лунных и межпланетных экспедиционных комплексов, что позволит исключить принятие неэффективных решений.

2. В интересах обеспечения подготовки космонавтов к работе в открытом космосе и повышения ее эффективности целесообразно:

- создание тренажера-стенда с возможностью отработки действий космонавтов в скафандрах в процессе шлюзования и на некоторых этапах ВКД перспективных ПКК, а также с возможностью моделирования деятельности на поверхности Луны и Марса. При создании тренажера-стенда предполагается использовать предложенные в докладах методы обеспечения условий, имитирующих условия реального космического полета;
- создание ТСПК для ВКД на основе методов визуального и математического моделирования условий реального космического полета;
- модернизация существующих ТСПК для ВКД.

3. В интересах исследований по перспективным космическим программам шире использовать возможности таких моделирующих комплексов, как гидролаборатория и самолет-лаборатория Ил-76 МДК.

#### **По медицинским и психологическим проблемам пилотируемых космических полетов (секция 5):**

Участники секции считают необходимым и возможным дальнейшее совершенствование всей системы медико-биологической и психологической подготовки, обеспечения космонавтов в космическом полете, а также послеполетной реабилитации.

Это совершенствование целесообразно осуществлять за счет:

- комплексного использования медико-биологических, психологических и инженерных подходов в оценке и управлении состоянием космонавтов в космических полетах, создания междисциплинарных групп специалистов (врачей, физиоло-

гов, патофизиологов, психологов, технических специалистов) для проведения комплексных исследований в условиях космического полета и в наземных условиях;

- совместного использования многосторонних медицинских и исследовательских данных по программе МКС;
- развития российской системы оказания медицинской помощи в космическом полете;
- возможности применения существующих методов специальной тренировки в космическом полете с позиции концепции антигравитационного потенциала человека;
- применения инженерных методов контроля и управления сложными техническими системами в задачах превентивной диагностики и поддержки здоровья экипажа;
- включения в программы до- и послеполетных обследований космонавтов (включая обследования на ранних этапах подготовки космонавтов) методов оценки последствий влияния факторов космического полета на организм человека;
- совершенствования методов оценки функционального состояния и его коррекции в процессе медико-биологической подготовки;
- использования инструментальных методов дистанционной диагностики функционального состояния космонавтов при воздействии экстремальных факторов;
- исследования и экспериментальной отработки методов и средств оказания медицинской помощи космонавтам в условиях длительного автономного космического полета;
- проведения периодических углубленных медицинских обследований космонавтов, завершивших летную деятельность, в интересах выявления систем организма, наиболее уязвимых для неблагоприятных факторов космического полета, усиления диагностики этих систем на этапе отбора кандидатов в космонавты.

**По образовательным программам молодежи для настоящего и будущего пилотируемой космонавтики (секция б):**

1. Продолжить работу по развитию и совершенствованию образовательных программ для молодежи в области освоения космического пространства за счет организации занятий с различными возрастными группами в Космоцентре, а также проведения конференций и конкурсов.
2. Проводить работу по установлению тесных деловых и творческих контактов с филиалами и отделениями Академии космонавтики им. К.Э. Циолковского с целью распространения и пропаганды научной информации, осуществления консультационной деятельности при работе с молодежью.
3. Развивать творческие контакты с вузами РФ по программам космического научно-образовательного инновационного консорциума, созданного под эгидой Роскосмоса.
4. Содействовать постановке образовательных КЭ на МКС и обеспечению доступа к их результатам широкой молодежной аудитории.

**По космической робототехнике (второй российско-германский семинар):**

Активная целенаправленная деятельность ряда организаций РФ в кооперации с зарубежными партнерами позволила отечественным организациям, включая РКК «Энергия», ЦНИИмаш, НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина, ЦНИИ РТК, ОАО «Андронидная техника», МГТУ им. Баумана и др. в кратчайшие сроки разработать отечественные изделия и технологии робототехники, включая семейство антропоморфных и манипуляционных роботов, не уступающие по техническим характеристикам зарубежным аналогам:

1. При создании перспективных РТС космического назначения необходимо исходить из позиций антропоцентрического подхода, обеспечивающего главную роль космонавту в системе «человек–робот». В целях ускорения применения отечественных РТС на ПКК считать целесообразным постановку ряда космических экспериментов с роботами на борту МКС в период 2014–2016 гг.

2. В целях ускорения внедрения на существующих ПКА и своевременного использования роботов-помощников экипажей на перспективных КК, в том числе на напланетных базах, считать целесообразным:

- постановку соответствующих НИОКР с участием ключевых организаций РФ по космической робототехнике в период 2014–2018 гг.;
- продолжение российско-германского сотрудничества (в рамках семинара, позволяющего эффективно решать общие проблемы робототехники).

### Предложения конференции

1. НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина проанализировать результаты и итоги конференции, учесть высказанные ее участниками предложения при организации проведения очередных научных форумов. Рекомендовать опубликование лучших докладов, сделанных на заседаниях конференции, в научном журнале «Пилотируемые полеты в космос».

2. В целях подготовки и осуществления пилотируемых миссий за пределы околоземного пространства рекомендовать проведение междисциплинарных фундаментальных исследований по таким важным проблемам как:

- развитие и поддержание на длительную перспективу высокого уровня здоровья и работоспособности космонавтов на всех этапах космической деятельности;
- изучение и моделирование информационных процессов для интеллектуальной поддержки деятельности экипажей перспективных ПКК;
- фундаментальные основы обеспечения радиационной безопасности в космосе вне магнитосферы Земли;
- живые системы в сверхнизких магнитных полях.

Для решения данных проблем, создания фундаментального научного задела для совершенствования существующих и развития принципиально новых подходов к обеспечению безопасной автономной деятельности экипажей ПКК считать целесообразным проведение в 2014–2015 гг. в рамках Российского фонда фундаментальных исследований соответствующих открытых конкурсов, в которых могли бы участвовать организации космической отрасли РФ.

Председатель организационного комитета  
10-й Международной научно-практической конференции,  
заместитель начальника НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина  
по научной работе

Б.И. Крючков

Координатор оргкомитета

О.С. Гордиенко

## 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.

***Наши координаты для контактов  
(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, аннотации, ключевые слова, сведения об авторах размещены на сайте <http://www.gctc.ru>

ДЛЯ ЗАМЕТОК

**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 04.03.14.  
Формат 70x108/16. Бумага ксероксная.  
Усл. печ. л. 11,90. Тираж 120 экз. Зак. 1085-13.

Отпечатано в типографии редакционно-издательского отдела  
ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»