

ПЕРВАЯ ГОДОВЩИНА ТРУДОВОЙ ВАХТЫ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО МЕТЕОСПУТНИКА **ЭЛЕКТРО**

СНИМКИ
25.12.2011 Г.
ОТРАЖАЮЩИЕ
ДИНАМИКУ
АТМОСФЕРНЫХ
ПРОЦЕССОВ

ИНФОРМАЦИЯ
С ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ
ПОСТУПАЕТ И ОБРАБАТЫВАЕТСЯ
В **НАУЧНОМ ЦЕНТРЕ
ОПЕРАТИВНОГО
МОНИТОРИНГА
ЗЕМЛИ**

СНИМОК
ЗЕМЛИ
И ЛУНЫ
18.03.2011 Г.
В 7:57 МКС

УПРАВЛЕНИЕ
КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ
ЭЛЕКТРО
ВЕДЕТСЯ ИЗ
**ЦЕНТРА
ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ
НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА**



УНИКАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТРУМЕНТ РАДИОАСТРОН - КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ СПЕКТР-Р В ДЕЙСТВИИ

СПЕКТР-РАДИОАСТРОН ЗАПУЩЕН 18 ИЮЛЯ 2011 ГОДА В 6:31 ПО МОСКОВСКОМУ ВРЕМЕНИ С 45-Й ПЛОЩАДКИ КОСМОДРОМА БАЙКОНУР РАКЕТОЙ-НОСИТЕЛЕМ ЗЕНИТ-2SL680 С РАЗГОННЫМ БЛОКОМ ФРЕГАТ-СБ.

ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ОБРАБОТКИ НАБЛЮДЕНИЙ 23 НОЯБРЯ, В КОТОРЫХ УЧАСТВОВАЛИ 100-МЕТРОВЫЙ ТЕЛЕСКОП ГВТ В ГРИ БЭНК (США) И 64-МЕТРОВЫЙ УСУДА (ЯПОНИЯ) ВМЕСТЕ С РОССИЙСКИМИ И УКРАИНСКИМИ АНТЕННАМИ НА ДЛИНЕ ВОЛНЫ 18 СМ БЫЛ УСПЕШНО НАЙДЕН ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКИЙ СИГНАЛ МЕЖДУ КОСМИЧЕСКИМ И НАЗЕМНЫМИ ПЛЕЧАМИ.

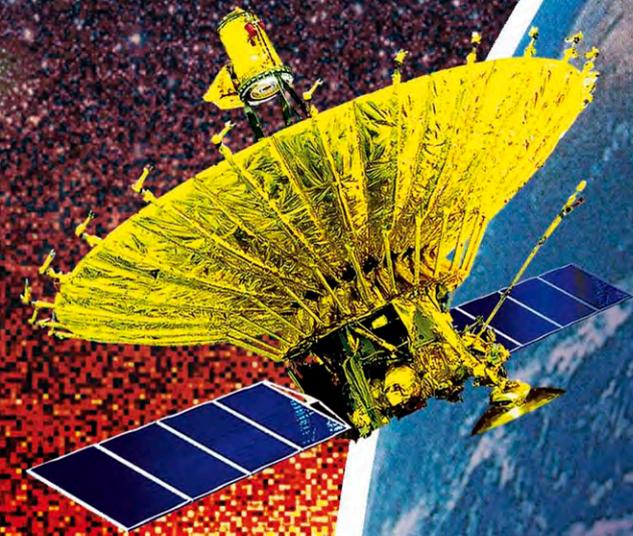
1 ДЕКАБРЯ 2011 Г. ПРОВЕДЁН ПЕРВЫЙ СЕАНС ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ НА ДЛИНЕ ВОЛНЫ 6 СМ. В КАЧЕСТВЕ ОБЪЕКТА ВЫБРАНА ЯРКАЯ И КОМПАКТНАЯ ГАЛАКТИКА VL LACERTAЕ. ИНТЕРФЕРЕНЦИОННЫЙ ОТКЛИК БЫЛ СРАЗУ ЖЕ ОБНАРУЖЕН СПЕЦИАЛИСТАМИ АСТРОКОСМИЧЕСКОГО ЦЕНТРА ФИАН С ВЫСОКОЙ АМПЛИТУДОЙ НАД УРОВНЕМ ШУМА МЕЖДУ КОСМИЧЕСКИМ И ВСЕМИ НАЗЕМНЫМИ ТЕЛЕСКОПАМИ ЭКСПЕРИМЕНТА: ЕВПАТОРИЯ (УКРАИНА), ЭФФЕЛЬСБЕРГ (ГЕРМАНИЯ), МЕДИЧИНА (ИТАЛИЯ), ЕБЕС (ИСПАНИЯ). ДЕТЕКТИРОВАНИЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННОГО СИГНАЛА ПРОДЕМОНСТРИРОВАЛО ОБЩУЮ УСПЕШНУЮ РАБОТУ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ КОСМОС-ЗЕМЛЯ В ДИАПАЗОНЕ ДЛИН ВОЛН 6 СМ И СВИДЕТЕЛЬСТВУЕТ О ГОТОВНОСТИ НАЗЕМНО-КОСМИЧЕСКОГО ИНТЕРФЕРОМЕТРА РАДИОАСТРОН К ПРОВЕДЕНИЮ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ.

БЫСТРЫЙ УСПЕХ НА ДВУХ ДИАПАЗОНАХ 18 И 6 СМ, ПОЗВОЛИЛ СПЕЦИАЛИСТАМ АКЦ ФИАН НАЧАТЬ НАБЛЮДЕНИЯ ПО РАННЕЙ НАУЧНОЙ ПРОГРАММЕ РАДИОАСТРОН РАНЬШЕ ЗАПЛАНИРОВАННОГО СРОКА.

С 10 ПО 14 ДЕКАБРЯ ПРОШЛИ ПЯТЬ СЕАНСОВ НАБЛЮДЕНИЙ АКТИВНОЙ ГАЛАКТИКИ VL LACERTAЕ В ДИАПАЗОНАХ 6 И 18 СМ.

НАБЛЮДЕНИЯ ГАЛАКТИК БЫЛИ ПРОВЕДЕНЫ ДЛЯ БАЗ ИНТЕРФЕРОМЕТРА, МЕНЯЮЩИХСЯ ОТ НЕСКОЛЬКИХ ДИАМЕТРОВ ЗЕМЛИ ДО БОЛЕЕ ЧЕМ 20 ДИАМЕТРОВ. НАЗЕМНОЕ ПЛЕЧО СОСТОЯЛО ИЗ ТЕЛЕСКОПОВ ЕВПАТОРИЯ, ЕБЕС, МЕДИЧИНА, ЭФФЕЛЬСБЕРГ И РОССИЙСКОЙ СИСТЕМЫ КВАЗАР

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ИНТЕРЕС К ПЕРВЫМ НАБЛЮДЕНИЯМ ВЫЗЫВАЕТ ТОТ ФАКТ, ЧТО В ДЕКАБРЕ 2011 ГОДА В ГАЛАКТИКЕ VL LACERTAЕ ПРОИЗОШЛА САМАЯ МОШНАЯ, ЗА ПОСЛЕДНИЕ ГОДЫ, ВСПЫШКА РАДИОИЗЛУЧЕНИЯ



ТЕЛЕСКОП ГВТ
ГРИН БЭНК
США

ТЕЛЕСКОП
ЕВПАТОРИЯ
УКРАИНА

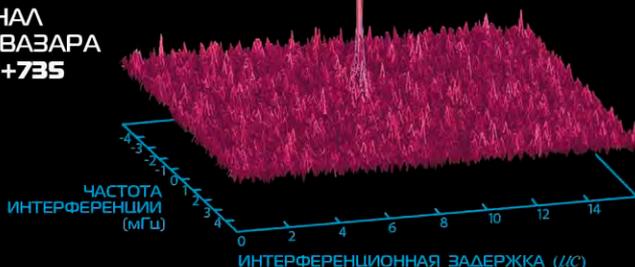
ТЕЛЕСКОП
АКЦ ФИАН
РОССИЯ

ТЕЛЕСКОП
УСУДА
ЯПОНИЯ

18 см

ПЕРВЫЙ ЗНАЧИТЕЛЬНЫЙ РЕЗУЛЬТАТ РАБОТЫ ИНТЕРФЕРОМЕТРА РАДИОАСТРОН

СПЕКТР-Р
100 000 КМ ОТ ЗЕМЛИ
15 НОЯБРЯ 2011 Г.
ДЛИНА ВОЛНЫ 18 СМ
ИНТЕРФЕРЕНЦИОННЫЙ
СИГНАЛ
ОТ КВАЗАРА
0212+735



ТЕЛЕСКОП
ЭФФЕЛЬСБЕРГ
ГЕРМАНИЯ

ТЕЛЕСКОП
ЕБЕС
ИСПАНИЯ

ТЕЛЕСКОП
МЕДИЧИНА
ИТАЛИЯ

ТЕЛЕСКОП
ЕВПАТОРИЯ
УКРАИНА

6 см

МАТЕРИАЛ ПОДГОТОВЛЕН
НА ОСНОВЕ БЮЛЛЕТЕНЯ №11
МИССИИ РАДИОАСТРОН
ОТ 23.12.2011 Г.
АСТРОКОСМИЧЕСКОГО ЦЕНТРА
ФИЗИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА ИМ. П.Н. ЛЕБЕДЕВА
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК (АКЦ ФИАН)

КОСМОНАВТИКА и РАКЕТОСТРОЕНИЕ

Ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года

Главный редактор – д.т.н.,
профессор **К.М. Пичхадзе**

Заместитель главного
редактора – д.т.н., профессор
В.В. Ефанов

Редакционная коллегия

к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**
Т.М. Коростина
к.т.н. **М.Б. Мартынов**
к.т.н. **А.А. Мошнеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
к.э.н. **В.М. Романов**
А.В. Савченко
С.Н. Солодовников
И.Л. Шевалев

Редакционный совет

д.т.н. **В.В.Хартов** – председатель
чл.-корр. РАН **О.М. Алифанов**
д.ф.-м.н. **В.В. Асмус**
академик РАН **А.А. Боярчук**
д.т.н. **Б.И. Глазов**
академик РАН **Л.М. Зеленый**
д.т.н. **А.А. Любомудров**
академик РАН **М.Я. Маров**
д.т.н. **Ю.А. Матвеев**
д.т.н. **В.Ю. Мелешко**
д.т.н. **Г.М. Полищук**
академик РАН **Г.А. Попов**
д.т.н. **В.Е. Усачев**
д.т.н. **В.С. Финченко**
д.т.н. **Е.Н. Хохлачев**
чл.-корр. РАН **Б.М. Шустов**

Учредитель

ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»
Журнал зарегистрирован в Федеральной
службе по надзору в сфере связи и
массовых коммуникаций.
Свидетельство ПИ № ФС77-35385 от
18 февраля 2009 г.

Содержание

Асмус В. В. и др. Развитие космического комплекса гидрометеорологического обеспечения на базе геостационарных спутников серии «Электро-Л»	3
Молодцов В.А. Управление полетом КА «Электро-Л». Год работы	15
Захаров А.И., Самойлов С.Ю., Тучин М.С. Метод определения небесных координат центра Земли.....	23
Гончаров К.А. и др. О методах регулирования контурной тепловой трубы внешним тепловым воздействием.....	30
Голомазов М.М. , Иванков А.А. О постановке граничных условий на ударной волне при обтекании гиперзвуковым потоком газа спускаемых на поверхности планет аппаратов.....	38
Любомудров А.А. Радиационные потенциалы, генерируемые космической радиацией.....	46
Белова В.В. Оперативный контроль телеметрических параметров системы теплового режима транспортных грузовых и пилотируемых кораблей на этапе комплексных электрических испытаний.....	50
Кобзарь А.А., Пичхадзе К.М. Алгоритм оценивания характеристик баллистического объекта методом скользящей области оценок.....	59

Журнал является рецензируемым изданием

Журнал включен в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе Научной электронной библиотеки на сайте <http://www.elibrary.ru>

Журнал включен в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК.

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей. Рукописи не возвращаются.

При перепечатке материалов ссылка на «Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» обязательна.

Плата с аспирантов за публикацию статей не взимается.

Статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала.

С января 2011 года наш журнал можно выписать: подписной индекс 37156 в каталоге «Газеты и журналы» (Роспечать)

© ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина © Авторы статей

Адрес редакции: 141400 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д.24

Телефоны: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69

Факс: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68

Адрес электронной почты: Vestnik@Laspase.ru

Адрес в Интернете: <http://vestnik.laspase.ru>

ISSN 2075-6941



12001



9 772075 694002

COSMONAUTICS and ROCKET ENGINEERING

Scientific and Technical Quarterly journal published since 2009

Table of contents

Chief Editor – **K.M. Pichkhadze** Doctor of Engineering, Professor

Deputy Chief Editor – **V.V. Efanov** Doctor of Engineering, Professor

Editorial Board

K.Z. Karchayev Candidate of Science (Economics)

T.M. Korostina

M.B. Martynov, Candidate of Science (Engineering)

A.A. Moisehev, Candidate of Science (Engineering)

A.E. Nazarov, Doctor of Engineering

V.M. Romanov, Candidate of Science (Economics)

A.V. Savchenko

S.N. Solodovnikov

I.L. Shevalev

Editorial Council

V.V. Khartov, Doctor of Engineering – Chairman

O.M. Alifanov, Corresponding Member RAN

V.V. Asmus, Doctor of Physical and Mathematical Sciences

A.A. Boyarchuk, Academician RAN

B.I. Glazov, Doctor of Engineering

L.M. Zelenyi, Academician RAN

A.A. Lyubomudrov, Doctor of Engineering

M.Y. Marov, Academician RAN

Y.A. Matveev, Doctor of Engineering

V.Y. Meleshko Doctor of Engineering

G.M. Polishchuk, Doctor of Engineering,

G.A. Popov, Academician RAN

V.E. Usachev, Doctor of Engineering

V.S. Finchenko, Doctor of Engineering

E.N. Khokhlachev, Doctor of Engineering

B.M. Shustov, Corresponding Member RAN

Founder

FSUE «Lavochkin Association»

The journal is registered in Federal Service for telecommunications and mass media oversight.

Certificate III № ФС77-35385 dated

February 18, 2009

Asmus V.V. at alias. Space hydrometeorological observational system development based on Electro-L geostationary satellite series	3
Molodtsov V.A. «Electro-L» SC flight control. One year of in-orbit operation	15
Zakharov A.I., Samoilov S.Y., Tuchin M.S. Method of determination of the Earth centre’s celestial position	23
Goncharov K.A. at alias. Thermal control of a loop heat pipe by means of external heat input.....	30
Golomazov M.M., Ivankov A.A. On Definition of the Shock Wave Conditions for Hypersonic Flow around Descent Devices.....	38
Lyubomudrov A.A. Radiative potentials generated by space radiation	46
Belova V.V. On-line control of thermal control system telemetry parameters of transport cargo vehicles and manned transport vehicles during integrated electrical tests.....	50
Kobzar A.A., Pichkhadze K.M. The ballistic object’s estimation algorithm by the sliding field evaluations method.....	59

The journal is a reviewed publication

The journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at Electronic Scientific Library, internet link: <http://www.elibrary.ru>

The journal is in the list of editions, authorized by the Supreme Certification Committee of the Russian Federation to publish the works of those applying for a scientific degree.

The opinion of editorial staff not always coincide with authors’ viewpoint
Manuscripts are not returned.

No part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of FSUE «Lavochkin Association».

Post-graduates have not to pay for the publication of articles. Magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspaces.ru>

Starting from January 2011 subscribe to our journal: subscription index 37156 in catalogue «Gazety i journaly» (Rospechat)

Editorial office address: 141400 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24

Phone: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69

Fax: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68

E-mail: Vestnik@laspaces.ru

Internet: <http://vestnik.laspaces.ru>

УДК 629.784.01 «Электро-Л»

РАЗВИТИЕ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НА БАЗЕ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ СЕРИИ «ЭЛЕКТРО-Л»

АСМУС Василий Валентинович

профессор, доктор физико-математических наук*, e-mail: asmus@planet.iitp.ru;

ДЯДЮЧЕНКО Валерий Николаевич

кандидат технических наук, Федеральная служба по гидрометеорологии и мониторингу
окружающей среды, e-mail: dvn@mesom.ru;

ЗАГРЕБАЕВ Владимир Анисимович*

e-mail: zagreb@planet.iitp.ru;

МИЛЕХИН Олег Евгеньевич

кандидат физико-математических наук*, e-mail: milekhin@planet.iitp.ru;

СОЛОВЬЕВ Валерий Иванович

кандидат технических наук*, e-mail: solovjev@planet.iitp.ru;

УСПЕНСКИЙ Александр Борисович

профессор, доктор физико-математических наук*, e-mail: uspensky@planet.iitp.ru

В статье представлено описание геостационарного метеорологического комплекса второго поколения «Электро-Л». Рассмотрена область применения, приведены основные характеристики космического аппарата «Электро-Л» № 1 и полезной нагрузки, дано описание наземного сегмента и получаемых информационных продуктов. Обсуждаются результаты летных испытаний и опытной эксплуатации.

Ключевые слова: геостационарный метеоспутник; целевая аппаратура; предварительная и тематическая обработка; выходные информационные продукты; система сбора и передачи данных с наблюдательных платформ.

SPACE HYDROMETEOROLOGICAL OBSERVATIONAL SYSTEM DEVELOPMENT BASED ON ELECTRO-L GEOSTATIONARY SATELLITE SERIES V.V. Asmus, V.N. Dyadyuchenko, V.A. Zagrebaev, O.E. Milekhin, V.I. Soloviev, A.B. Uspensky

A new generation geostationary meteorological satellite system Electro-L is described. Spacecraft Electro-L № 1 payload together with ground segment and informational products are presented. Flight tests and commissioning phase results are discussed.

Key words: geostationary meteorological satellite; payload; informational products; data collection system.

Введение

Геостационарные метеоспутники, эксплуатируемые на оперативной основе, являются подсистемой Глобальной Системы Наблюдений (GOS), развиваемой под эгидой Всемирной Метеорологической Организации (ВМО). Операторами геостационарных спутников являются США (серия GOES), Европейский союз (серии METEOSAT, MSG), Россия (серия Электро), Япония (серия MTSAT), КНР (серия FY2), Индия (KALPANA) и Южная Корея (COMS). Решение о создании

отечественной высокоорбитальной метеорологической системы (получившей название «Планета-С») было принято еще в конце 70-х годов прошлого столетия. Первоначально планировалось, что система «Планета-С» будет включать три космических аппарата (КА) на геостационарных орбитах с точками стояния над Атлантическим, Индийским и Тихим океанами. В 90-е годы этот первоначальный проект в связи с финансовыми ограничениями был скорректирован, и в результате в 1994 г. был запущен только один КА «Электро № 1».

* ФГБУ «Научно-исследовательский центр космической гидрометеорологии «Планета», Россия, г. Москва.

20 января 2011 года с космодрома Байконур был успешно запущен КА «Электро-Л» № 1 – первый из серии отечественных геостационарных метеоспутников нового поколения. Спутник разработан по заказу Росгидромета и Роскосмоса в ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина в рамках Федеральной космической программы России на 2006-2015 гг. КА запущен на геостационарную орбиту (ГСО) с точкой стояния 76° в.д. (Бабышкин В.Е., 2011). В дальнейшем запланировано создание постоянно действующей группировки российских геостационарных метеоспутников в составе трех КА с точками стояния 14.5° з.д., 76° в.д., 166° в.д.

Координация деятельности операторов геостационарных КА осуществляется с 1972 г. координационной группой по метеорологическим спутникам (CGMS). В рамках ВМО и КГМС согласованы принципы построения и функционирования подсистемы, геостационарных метеоспутников, а также основные задачи и функции подсистемы. Число спутников на геостационарной орбите должно быть достаточным для обеспечения сплошного покрытия данными широтного пояса 55° с.ш. + 55° ю.ш. с временной частотой наблюдений не реже чем через 0.5 часа. Это требование реализуется системой из пяти КА на экваториальных орбитах, отстоящих на 72° друг от друга. Для оптимального обслуживания глобальных и региональных пользователей первоначально предложена конфигурация из пяти спутников с точками стояния 144° з.д.; 72° з.д.; 0° ; 72° в.д.; 144° в.д. Указанные точки стояния примерно соответствуют существующим геостационарным КА (Report of the CGMS 39th Meeting, 2011).

Уникальной особенностью наблюдений геостационарных метеоспутников является их высокое временное разрешение. Это позволяет осуществлять мониторинг быстро протекающих атмосферных процессов и погодных изменений, включая раннее обнаружение и прослеживание процессов циклогенеза, глубокой конвекции, определение векторов ветра по облакам-трассерам и др. К другим функциям группировки геостационарных метеоспутников относятся: передача данных локальным пользователям в почти реальном времени (через несколько минут после момента наблюдения); ретрансляция и обмен метеоинформацией; сбор данных от автономных метеорологических платформ и сигналов аварийных буев системы COSPAS-SARSAT.

В данной статье, носящей информационный характер, приводится краткое описание КА «Электро-Л» № 1, а также наземного комплекса приема, обработки и распространения информации КА «Электро-Л» (НКПОР-Э) Росгидромета; обсуждаются результаты летных испытаний и опытной эксплуатации космического комплекса (КК) в составе КА «Электро-Л» № 1 и НКПОР-Э.

Изготовление КА, его полезной нагрузки, создание НКПОР-Э – труд большого количества специалистов разных коллективов: ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, ФГБУ «НИЦ «Планета», ОАО «Российские космические системы», Рязанская государственная радиотехническая академия (РГРТА), Институт космических исследований РАН и другие. Не имея возможности упомянуть всех участников разработки КК «Электро-Л», авторы выражают искреннюю благодарность коллективам, участвовавшим в кооперации.

1 Назначение, основные характеристики КА «Электро-Л» № 1

КА «Электро-Л» № 1 выведен на ГСО со средней высотой над поверхностью Земли 35800 км и точкой стояния 76° в.д. Масса КА – 1797 кг, масса модуля полезной нагрузки – 550 кг. Точность поддержания КА в точке стояния – не хуже 0.1° по долготе и широте, ориентация КА – трехосная, прецизионная. Срок активного существования – 10 лет. В соответствии с техническим заданием, основная область применения КК «Электро-Л» (в составе КА «Электро-Л» № 1 и НКПОР-Э) – обеспечение подразделений Росгидромета, соответствующих служб Министерства обороны РФ, а также других ведомств оперативной информацией в целях:

- анализа и прогноза погоды в региональном и глобальном масштабах;
- анализа и прогноза состояния акваторий морей и океанов;
- анализа и прогноза условий для полетов авиации;
- анализа и прогноза гелиогеофизической обстановки в околоземном космическом пространстве (ОКП), состояния ионосферы и магнитного поля Земли;
- мониторинга климата и глобальных изменений;
- контроля чрезвычайных ситуаций;
- экологического контроля окружающей среды и др. (Бабышкин В.Е., Ерошкин В.Н., Яницкий А.А., 2009).

Спутники серии «Электро-Л» должны обеспечить многоспектральную съемку всего диска Земли в видимом (ВД) и инфракрасном (ИК) диапазонах спектра (разрешение 1 км и 4 км соответственно). Штатная периодичность съемки – 30 минут. В случае наблюдения стихийных явлений периодичность съемки может быть доведена до 10-15 минут по командам с Земли. Кроме того, на КА «Электро-Л» возлагаются задачи получения гелиогеофизических данных, ретрансляции и обмена метеоинформацией, а также сбора данных от автономных метеорологических платформ и сигналов аварийных буев системы COSPAS-SARSAT.

Для решения перечисленных задач в состав полезной нагрузки КА «Электро-Л» № 1 включены многозональное сканирующее устройство – геостационарное (МСУ-ГС) и гелиогеофизический геостационарный аппаратный комплекс (ГГЭК-Э).

Многозональное сканирующее устройство - геостационарное предназначено для получения многоспектральных изображений облачности и поверхности Земли. Сканер МСУ-ГС разработан в ОАО «РКС» и состоит из двух блоков для отдельной съемки в ВД и ИК-диапазонах спектра с полем зрения $20 \times 20^\circ$, охватывающим весь видимый диск Земли. Блок видимого диапазона с телескопом диаметром 75 мм обеспечивает съемку с разрешением 1 км в трех спектральных каналах. Фотоприемником служит ПЗС-линейка, содержащая более 12 тыс. элементов. Блок ИК-диапазона с телескопом диаметром 220 мм обеспечивает съемку с разрешением 4 км в семи каналах. В фокальной плоскости телескопа установлена матрица ИК-приемников размером 96×2 элементов, время формирования одного кадра 1-2 минуты. Абсолютная («внутренняя») калибровка регистрируемых сигналов обеспечивается референсными источниками (лампы, имитаторы абсолютного черного тела).

Основные информационные характеристики МСУ-ГС и область применения данных измерений в отдельных каналах представлены в таблице 1.

Следует отметить, что аппаратура МСУ-ГС по своему назначению и информационным характеристикам во многом подобна сканеру-имаджеру SEVIRI,

устанавливаемому на европейских метеоспутниках второго поколения MSG – Meteosat-8, Meteosat-9 (Schmetz J. et al., 2002). С помощью SEVIRI выполняется съемка в 12 каналах (три ВД канала и девять ИК каналов). Семь ИК-каналов сканера МСУ-ГС выбраны таким образом, чтобы обеспечить получение количественной информации о параметрах облачности и подстилающей поверхности (каналы 3.5-4.1, 10.2-11.2, 11.2-12.5 мкм в «окнах прозрачности»), а также о распределении водяного пара (каналы 5.7-7.0, 7.5-8.5 мкм в полосе поглощения водяного пара) и озона (канал 9.2-10.2 мкм).

Гелиогеофизический геостационарный аппаратный комплекс (ГГЭК-Э) предназначен для глобального мониторинга гелиогеофизических параметров с целью контроля и прогноза вспышечной активности Солнца, радиационной обстановки в ОКП и состояния магнитного поля, диагностики и контроля состояния магнитосферы, ионосферы и верхней атмосферы. Состав ГГЭК-Э и область применения данных отдельных приборов комплекса представлены в таблице 2.

Наряду с целевой измерительной аппаратурой в состав полезной нагрузки КА «Электро-Л» № 1 входит Бортовой Радиотехнический Комплекс (БРТК). БРТК, разработанный в ОАО «РКС» и НПО им. С.А. Лавочкина, обеспечивает:

- передачу целевой метеорологической и гелиогеофизической информации (в диапазоне 7.5 ГГц) по линии космос – Земля;

Таблица 1 – Характеристики аппаратуры МСУ-ГС КА «Электро-Л» № 1

Номер канала	Спектральный интервал, мкм	S/N^1 , $NE\Delta T^2$	Область применения
1	0.5-0.65		Детектирование облачности, слежение за облаками-трассерами для определения ветра, наблюдения аэрозоля
2	0.65-0.8	>10	
3	0.8-0.9	>7	Детектирование облачности малых размеров
4	3.5-4.01	<0.35	Детектирование низкой облачности, туманов, оценки температуры поверхности океанов (ТПО) и температуры поверхности суши (ТПС) для ночных условий
5	5.7-7.0	<0.75	Наблюдения за водяным паром, оценки ветра, высоты полупрозрачной облачности
6	7.5-8.5	<0.28	Наблюдения полупрозрачной слоистой облачности
7	8.2-9.2		
8	9.2-10.2	<1.5	Мониторинг общего содержания озона, ветер в нижней стратосфере
9	10.2-11.2	<0.3	Оценка ТПО, ТПС, количества осаждаемой воды над океанами
10	11.2-12.5		
Примечания			
1 Величина S/N – отношение «сигнал/шум» для каналов ВД спектра.			
2 Величина $NE\Delta T$ – отношение «сигнал/шум» для каналов ИК-диапазона спектра (эквивалентная шуму разность температур), выражается в кельвинах.			

Таблица 2 – Состав и назначение комплекса ГГак-Э

Название прибора	Назначение
Измеритель солнечной постоянной ИСП-2М	Измерение интегрального потока солнечной радиации в спектральном диапазоне 0.2 ... 100 мкм, энергетическом диапазоне 700 ... 1500 Вт/м ²
Спектрометр корпускулярных излучений СКИФ-6	Дифференциальные энергетические спектры низкоэнергетичных электронов в интервале энергий 0.05...20.0 кэВ; дифференциальные энергетические спектры низкоэнергетичных протонов в интервале энергий 0.05...20.0 кэВ; плотность потока электронов с отстройкой от фона протонов в энергетических интервалах 0.03-0.1-0.7-1.5 МэВ; плотность потока протонов с отстройкой от фона электронов в энергетических интервалах 0.5-1.0-3.0-10.0-30.0-45.0-150.0 МэВ
Спектрометр солнечных космических лучей СКЛ-Э	Плотность потока электронов с отстройкой от фона протонов в энергетических интервалах 2.5-4.0-6.0 и > 6.0 МэВ; плотность потока протонов с отстройкой от фона электронов в энергетических интервалах 15.0-25.0-45.0-100.0-300.0; > 300.0 МэВ
Спектрометр галактических космических лучей ГАЛС-Э	Измерение потоков протонов в энергетических интервалах 0.5-3.0-0.0-30.0-50.0-100.0-300.0; >300. >600 МэВ
Измеритель потока рентгеновского излучения Солнца ДИР-Э	Измерение интенсивности мягкого рентгеновского излучения Солнца в диапазоне 3.0-10.0 кэВ в динамическом диапазоне от 10 ³ до 10 ⁶ квант/(см ² ·с) с отстройкой от фона заряженных частиц.
Магнитометрическая аппаратура ФМ-Э	Измерение взаимно-перпендикулярных компонент вектора магнитной индукции (в интервале ± 300 нТ)
Измеритель ультрафиолетового излучения Солнца ВУСС-Э	Измерение интенсивности ультрафиолетового излучения Солнца в резонансной линии H α (121.6 нм) в динамическом диапазоне от 1 до 30 эрг/(см ² ·с).
Интерфейсный электронный блок формирования кадра информации БНД-Э	Сбор, формирование транспортных кадров, временное хранение полезной информации от приборов комплекса ГГак-Э и передача ее в бортовую систему сбора данных (БССД) и бортовой радиотехнический комплекс (БРТК) КА «Электро-Л»

- распространение данных в международных форматах HRIT/LRIT (в диапазоне 1.7 ГГц);
- сбор в диапазоне 0.4 ГГц и ретрансляцию в диапазоне 1.7 ГГц данных с наземных наблюдательных платформ;
- ретрансляцию сигналов от аварийных радиобуев системы COSPAS-SARSAT;
- обмен данными между центрами Росгидромета (скорость передачи данных 15.36 Мбит/с).

2 Наземный сегмент КК «Электро-Л»

Наземный сегмент КК «Электро-Л» (НКПОР-Э) предназначен для приема, обработки, архивирования и распространения всех видов целевой информации, передаваемой с КА «Электро-Л», планирования и контроля работы целевой аппаратуры.

НКПОР-Э Росгидромета (см. рисунок 1) состоит из следующих основных структурных элементов:

- Европейский центр ФБГУ «НИЦ «Планета» (гг Москва – Долгопрудный – Обнинск);
- Сибирский центр ФБГУ «НИЦ «Планета» (г. Новосибирск);

- Дальневосточный центр ФБГУ «НИЦ «Планета» (г. Хабаровск);
- средства связи и обмена данными;
- сеть платформ сбора данных (ПСД), размещенных в территориальных подразделениях Росгидромета;
- сеть автономных пунктов приема информации (АППИ), размещенных в территориальных подразделениях Росгидромета.

Основными задачами НКПОР-Э применительно к КА «Электро-Л» № 1 являются:

- планирование и составление программ работы целевой аппаратуры;
- прием данных с КА;
- предварительная и тематическая обработки данных целевой аппаратуры КА;
- подготовка и распространение информации в международных форматах HRIT/LRIT;
- распространение информационных продуктов;
- архивация и каталогизация исходных и обработанных спутниковых данных;

ящий из подкомплекса формирования данных в формате HRIT/LRIT и подкомплекса формирования транспортного потока для ретрансляции через КА «Электро-Л» № 1.

На АРМ формирования файлов в форматах HRIT/LRIT информация МСУ-ГС с помощью специализированного программного обеспечения преобразуется в соответствии с документом: «MSG Ground Segment LRIT/HRIT Mission, Specific Implementation, Doc. No: EUM/MSG/SPE/057, Issue: 6, Date: 21 June 2006». Информация МСУ-ГС уровня обработки 1.5 представляется в форматах HRIT/LRIT поканально.

В формате HRIT сохраняются видеоданные десяти спектральных каналов – три канала видимого диапазона и семь каналов ИК-диапазона. Для каждого канала матрица изображения имеет размеры 2784×2784 пикселей, радиометрическое разрешение – 10 бит/пиксел. Пространственное разрешение всех изображений в подспутниковой точке – 4 км.

В формате LRIT сохраняются видеоданные отдельных спектральных каналов. Матрица изображения в каждом канале имеет размеры 2784×2784 пикселей, радиометрическое разрешение – 8 бит/пиксел, пространственное разрешение в подспутниковой точке – 4 км.

Подготовленная информация в форматах HRIT и LRIT с помощью станции СКС-ПРД передается на КА (в диапазоне 8.2 ГГц) для ретрансляции (в диапазоне 1.7 ГГц) на сеть пользовательских станций. Приемная станция СПОИ-Э с антенной диаметром 3 м предназначена для приёма данных в формате HRIT, поступающих с КА «Электро-Л» № 1 в диапазоне частот 1690-1710 МГц.

Приемная станция АППИ-М с антенной диаметром 1.8 м предназначена для приёма данных в формате LRIT, поступающих с КА «Электро-Л» № 1 в диапазоне частот 1690-1710 МГц.

2.2 Система сбора и передачи данных с ПСД

Одной из важнейших задач Росгидромета является создание системы сбора и передачи данных (ССПД) с платформ с использованием отечественных спутниковых систем ретрансляции (в том числе КА «Электро-Л» № 1). Основные характеристики СПД, разработанной ФГБУ «НИЦ «Планета»:

- количество каналов – 300, включая 33 международных (диапазон частот 402.0÷402.1 МГц); разнос между каналами – 3 КГц;
- скорости передачи в каналах – 100 или 1200 бит/с;
- диапазоны частот: 401.5÷402.5 МГц (линия Земля – космос) и 1696.5÷1697.5 МГц (линия космос – Земля);
- объемы передаваемой информации: 5192 бита (канал 100 бит/с) и 15000 бит (канал 1200 бит/с).

Формат сообщения канала 100 бит/с соответствует европейскому стандарту.

Действующие ПСД расположены в различных регионах России (территориальных управлениях Росгидромета). Станция приема данных с платформ с антенной 9 м размещена в ФГБУ «НИЦ «Планета» (г. Долгопрудный).

Передача метеосообщений с ПСД осуществляется в синоптические сроки (каждые 3 часа, начиная с 00:00 по Гринвичу) со скоростью передачи 100 и 1200 бит/с, штормовых предупреждений – в любое время суток, гелиогеофизических данных – ежечасно. Принятая информация передается в подразделения Росгидромета по Интернет-каналам и специализированной системе телесвязи.

Каждый из терминалов, устанавливаемых на ПСД, может работать на любой из рабочих частот в диапазоне 401.5÷402.5 МГц. Дискретность перестройки частоты – 100 Гц. В течение 15-минутного интервала на одном канале возможен прием информации от 10 ПСД со скоростью 100 бит/с или от 15 ПСД со скоростью 1200 бит/с. Таким образом, при использовании максимального количества каналов (300) возможно обслуживание 3000 ПСД при скорости передачи 100 бит/с и 4500 ПСД при скорости передачи 1200 бит/с.

Наряду с международным стандартом системы сбора и передачи данных с платформ со скоростью передачи 100 бит/с, в Российской Федерации разработана национальная система сбора и распространения информации, в которой скорость передачи увеличена до 1200 бит/с, и введено помехоустойчивое кодирование. По сравнению с международным стандартом «GOES Data Collection Platform Radio Set (DCPRS) CERTIFICATION STANDARDS at 300 bps and 1200 bps» в отечественной системе вероятность поражения передаваемой информации импульсной помехой сведена к минимуму, что дает дополнительный выигрыш в помехоустойчивости передачи.

2.3 Система обмена массивами цифровой информации между региональными центрами НКПОР Росгидромета

В соответствии с ТТЗ одной из задач КА «Электро-Л» № 1 является обмен данными по выделенным каналам космической связи между региональными центрами ФГБУ «НИЦ «Планета». Для выполнения этой задачи на КА «Электро-Л» № 1 установлен ретрансляционный комплекс с остронаправленными перенацеливаемыми антеннами. Направление перенацеливания бортовых антенн обеспечивается наземным комплексом управления по соответствующим командам.

Система обмена массивами цифровой информации включает:

- приемные (СКС 8/7 ПРМ) и передающие (СКС 8/7 ПРД) станции, установленные в Европейском (г. Долгопрудный) и Сибирском (г. Новосибирск) центрах ФГБУ «НИЦ «Планета»,
- бортовой радиотехнический комплекс ретрансляции информации на КА «Электро-Л»;
- программно-аппаратные комплексы подготовки информации для передачи по радиолинии «Земля – космос»,
- программно-аппаратные комплексы приема и распаковки информации, переданной по радиолинии «космос – Земля».

Обмен массивами цифровой информации (МЦИ) может осуществляться со скоростями передачи 15.36 Мбит/с (МЦИ-1) и 2.56 Мбит/с (МЦИ-2) путем ретрансляции данных по линии «Земля-космос» на частоте 8195 МГц и по линии «космос – Земля» на частоте 7475 МГц.

При телекоммуникационном обмене массивы цифровой информации (МЦИ-1, -2) поступают на СКС-ПРД и далее передаются на КА «Электро-Л» для их ретрансляции.

Для передачи данных из одного из центров остронаправленная приемная антенна КА «Электро-Л» диапазона 8.2 ГГц перенацеливается на этот центр.

Для ретрансляции МЦИ в один из центров передающая антенна КА «Электро-Л» диапазона 7.5 ГГц перенацеливается на этот центр. С учетом затрат

времени на перенацеливание антенны и вхождение в связь, длительность сеанса связи для ретрансляции информации на скоростях 15.36 Мбит/с и 2.56 Мбит/с, определяемого циклограммой работы бортового комплекса КА «Электро-Л», составляет величину порядка 12 мин. Таким образом, объем данных передаваемой за сеанс информации может превышать 1 Гбайт для режима МЦИ-1, и 200 Мбайт для режима МЦИ-2. Прием МЦИ-1, -2 осуществляется станцией СКС-ПРМ.

3 Результаты летных испытаний и опытной эксплуатации КА «Электро-Л» № 1

В период февраль-июль 2011 г. НКПОР-Э Росгидромета обеспечил проведение летных испытаний КК «Электро-Л» с КА «Электро-Л» № 1.

3.1 Аппаратура МСУ-ГС

Испытаниям подверглись два комплекта аппаратуры МСУ-ГС. Информация первого комплекта поступала на аппаратно-программный комплекс КСВ для предварительной обработки и формирования нормализованных изображений (уровня 1.5). Анализ результатов массовой обработки этой информации позволил установить следующее:

1) данные в каналах 1-3 видимого диапазона достаточно хорошего качества и согласуются с синхронными данными КА «Meteosat-7». Пример фрагмента изображения по данным в канале 1 приведен на рисунке 2.

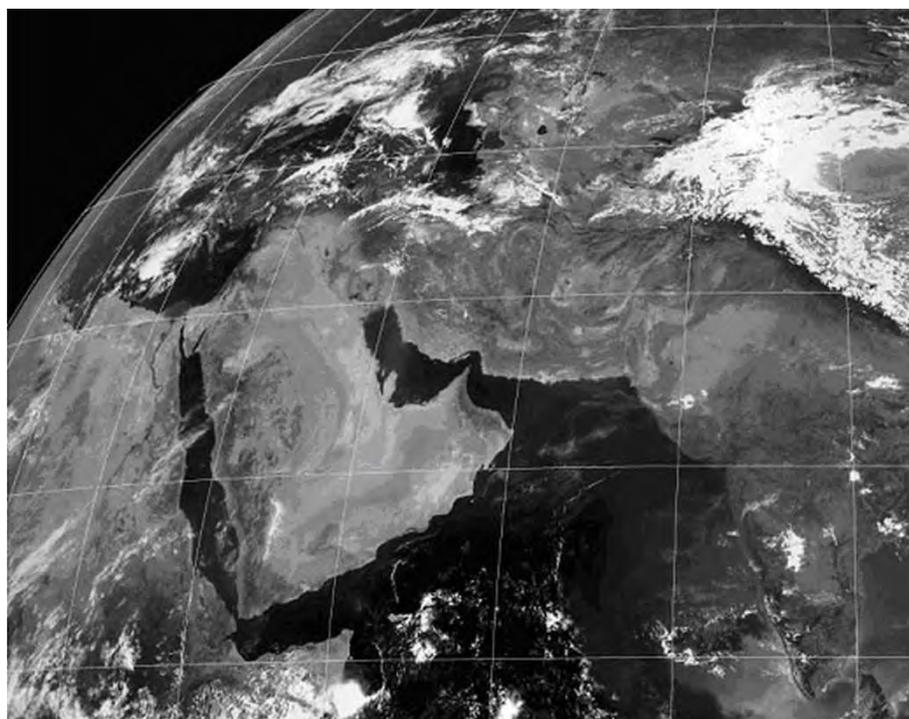


Рисунок 2. Фрагмент изображения по данным в 1-м канале (0.5-0.65 мкм)

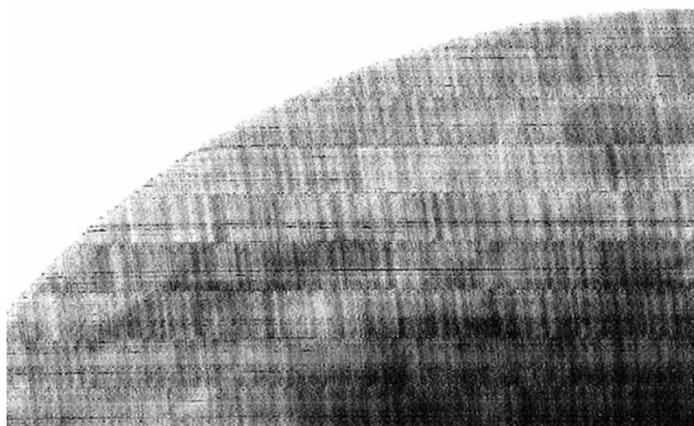


Рисунок 3. Фрагмент изображения по данным в 5-м канале (5.7-7.0 мкм)



Рисунок 4. Фрагмент изображения территории Индии по данным в 10-м канале (11.2-12.5 мкм)

2) данные в отдельных каналах ИК-диапазона имеют повышенный уровень шума. Особенно проблемными являются 4-й, 5-й и 10-й каналы.

Для примера на рисунках 3, 4 помещены фрагменты изображений, полученных по данным в 5-м и 10-м каналах соответственно. Повышенный уровень шума в этих каналах затрудняет или делает невозможным получение таких информационных продуктов, как температура водной поверхности и суши (каналы 4, 10), водяной пар в атмосфере (канал 5), ветер, высота и температура верхней границы облачности (канал 10).

Согласно результатам предварительной обработки информации второго комплекта аппаратуры МСУ-ГС

качество данных оказалось существенно хуже по сравнению с аналогичными данными, поступающими от первого комплекта МСУ-ГС.

В рамках летних испытаний выполнена отработка комплекса тематической обработки данных МСУ-ГС и проанализированы возможности решения целевых задач по получению конечных информационных продуктов. Результаты этого анализа представлены в таблице 3.

В таблице 3 зеленым цветом отмечены задачи, решение которых возможно; коричневым – задачи, решение которых возможно с ограничениями; красным – задачи, решение которых невозможно.

Таблица 3 – Возможность решения целевых задач по информации аппаратуры МСУ-ГС

Номер канала	Спектральный Интервал, мкм	S/N, NEΔT	Целевая задача
1	0.5-0.65	>10	Детектирование облачности, слежение за облаками-трассерами для определения ветра. Наблюдения аэрозоля
2	0.65- 0.8		
3	0.8-0.9	>7	Детектирование облачности малых размеров
4	3.5-4.01	<0.35	Детектирование низкой облачности, туманов: оценки температуры поверхности океанов (ТПО) и температуры поверхности суши (ТПС) для ночных условий
5	5.7-7.0	<0.75	Наблюдения за водяным паром, оценки ветра, высоты полупрозрачной облачности
6	7.5-8.5	<0.28	Наблюдения полупрозрачной слоистой облачности
7	8.2-9.2		
8	9.2-10.2	<1.5	Мониторинг общего содержания озона, определение ветра в нижней стратосфере
9	10.2-11.2	<0.3	Оценка ТПО, ТПС, количества осаждаемой воды над океанами, слежение за облаками-трассерами для определения ветра. Определение характеристик облачности
10	11.2-12.5		

Как уже было отмечено, получение конечных информационных продуктов по данным в каналах 4, 5, 10 невозможно с требуемыми точностными характеристиками вследствие сильной зашумленности спутниковой информации. Если же данные в одном или в нескольких из перечисленных «неблагополучных» каналах используются как вспомогательные (неосновные), то соответствующая целевая задача решается с ограничениями. Из таких задач, выделенных в таблице 3 коричневым цветом, кратко остановимся на дистанционном определении общего содержания озона (ОСО) по данным МСУ-ГС. Основным источником информации об озоне – измерения МСУ-ГС в канале 8 (спектральный диапазон 9.2-10.2 мкм, включающий полосу поглощения озона с центром 9.7 мкм). Измерения в этом канале имеют умеренный уровень шума и удовлетворительно согласуются с результатами моделирования. Для дистанционного определения ОСО по данным аппаратуры SEVIRI/Meteosat-9 у нас в стране и за рубежом предложено использовать линейные регрессионные оценки, в которых предик-

торами являются данные в «озонном» и других ИК-каналах (всего восемь каналов). Такой подход позволяет строить оценки ОСО с относительной погрешностью 5-7%. Применение подобной методологии к информации МСУ-ГС (используются данные в каналах 7, 8, 9) показало возможность дистанционного определения ОСО с погрешностью 12-15%, что лишь немногим меньше естественной изменчивости указанного параметра.

После завершения летних испытаний было принято решение о переходе к опытной эксплуатации КА «Электро-Л» № 1. С учетом выявленных погрешностей в работе аппаратуры МСУ-ГС выходная информационная продукция включает, главным образом, изображения по данным в различных каналах, а также фрагменты изображений и монтажи.

На рисунке 5 дан пример цветосинтезированного изображения облачности и подстилающей поверхности по информации МСУ-ГС в каналах видимого диапазона спектра с нанесенной сеткой географических координат и береговыми линиями.

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА ПО ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИИ И МОНИТОРИНГУ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ
ФГБУ «НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР КОСМИЧЕСКОЙ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИИ «ПЛАНЕТА»

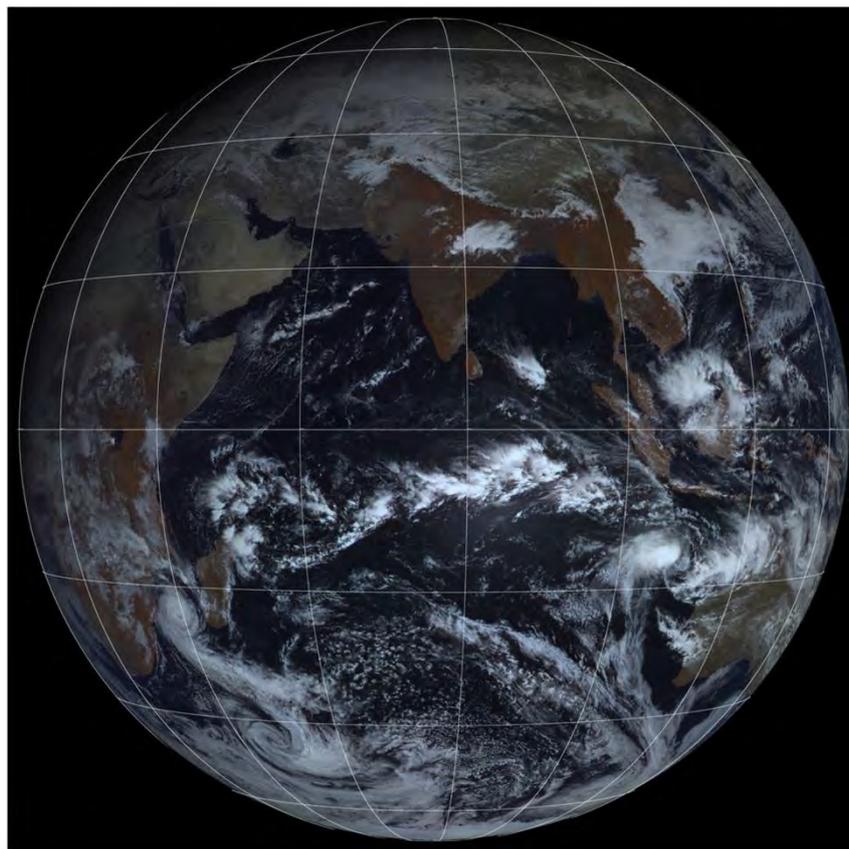


Рисунок 5. Цветосинтезированное изображение земного диска по данным в каналах 1, 2, 3 (26.01.212 г.)

На рисунках 6, 7 и 8 приведены примеры карт облачности различных территорий и зон, сформированных по данным КА «Электро-Л» №1, а также совместно с данными других работающих гидрометеоспутников.

Помимо перечисленного, с помощью комплекса тематической обработки регулярно производятся анимационные изображения облачности по данным в 1-м и 9-м каналах.

3.2 Подготовка и распространение информации в форматах HRIT/LRIT

В рамках опытной эксплуатации начато регулярное распространение информации в международных форматах HRIT/LRIT.

3.3 Система сбора и передачи данных с платформ ПСД

На регулярной основе ведется сбор данных с наблюдательных платформ в синоптические сроки (каждые 3 часа, начиная с 00:00 по Гринвичу). Наземные технические средства ССПД осуществляют прием сообщений, систематизацию и анализ качества принятой информации. Практически все

сообщения принимаются со стопроцентной достоверностью. Принятая и обработанная информация ПСД по радиорелейному каналу связи (РРЛ Долгопрудный – Москва) поступает в ФГБУ «Авиаметтелетком» и далее распространяется по телекоммуникационным каналам Росгидромета. По итогам испытаний сделан вывод об устойчивой работе системы сбора данных с ПСД и ее пригодности для оперативной эксплуатации.

3.4 Система обмена массивами цифровой информации между региональными центрами НКПОР Росгидромета

В рамках проходящей опытной эксплуатации КА «Электро-Л» № 1 проводится отработка системы обмена массивами цифровой информации между Европейским и Сибирским центрами ФГБУ «НИЦ «Планета». Проведенные сеансы экспериментальной передачи информации по спутниковому каналу ретрансляции показали достаточную достоверность передачи информации и пригодность системы для оперативной эксплуатации.

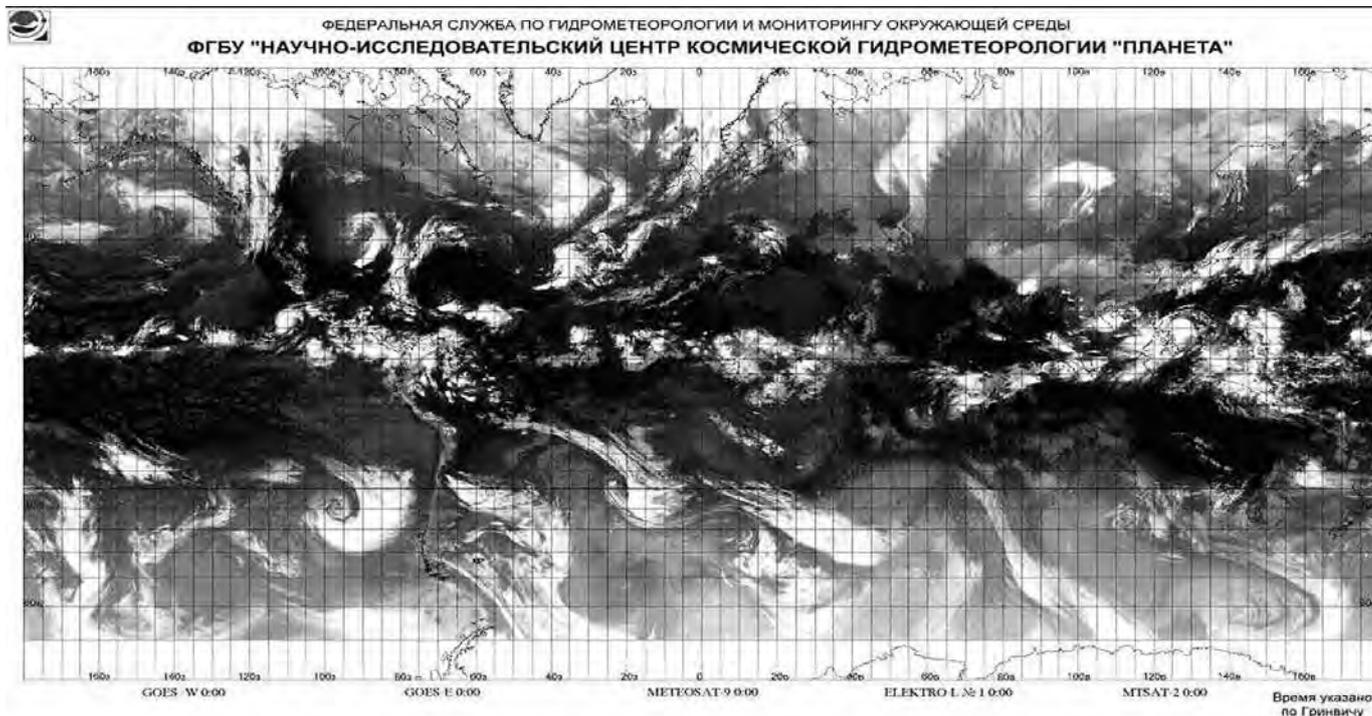


Рисунок 6. Глобальная композиционная карта облачности по данным КА «Электро-Л» № 1 (26.09.2011 г.), Meteosat, GOES и MTSAT-2 (канал 11 мкм)

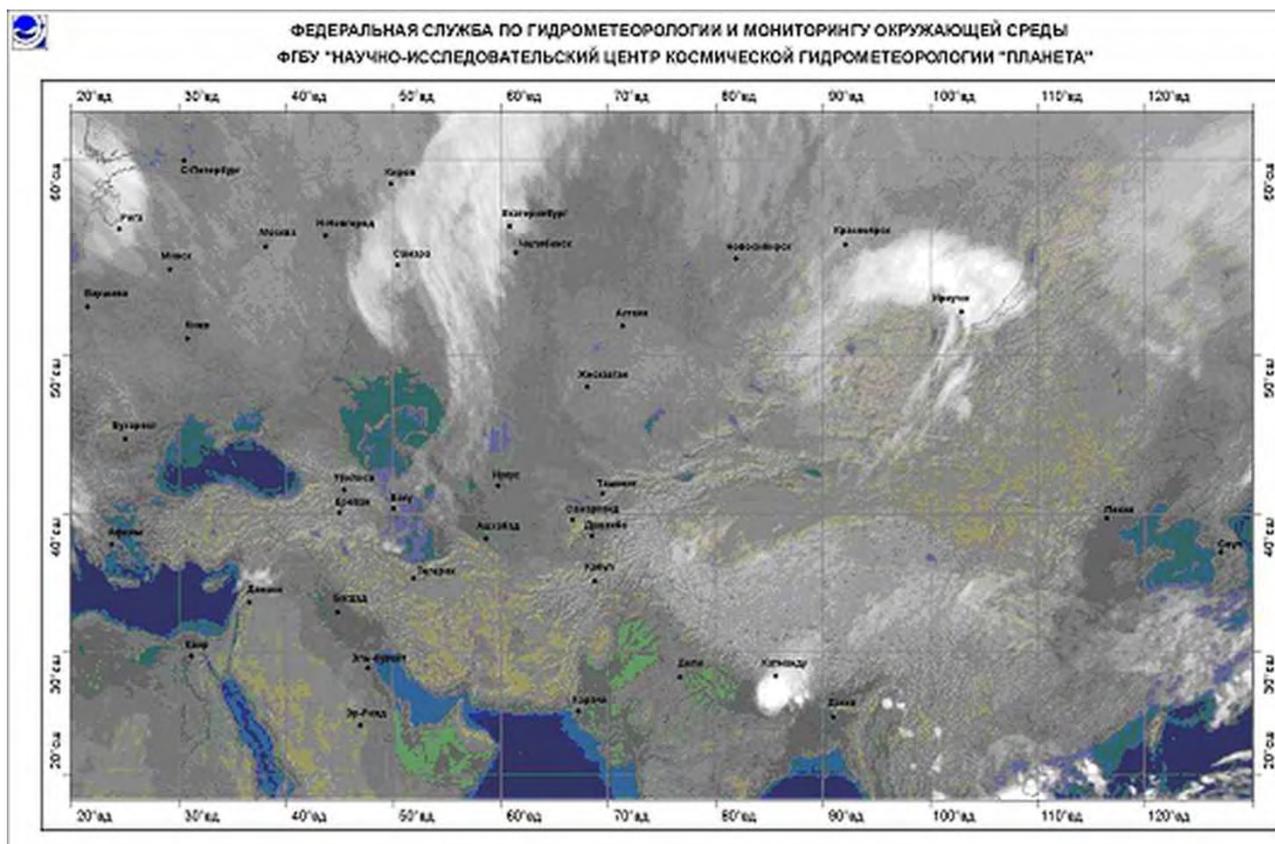


Рисунок 7. Карта облачности для территории Евразии (9-й канал) (26.09.2011 г.)

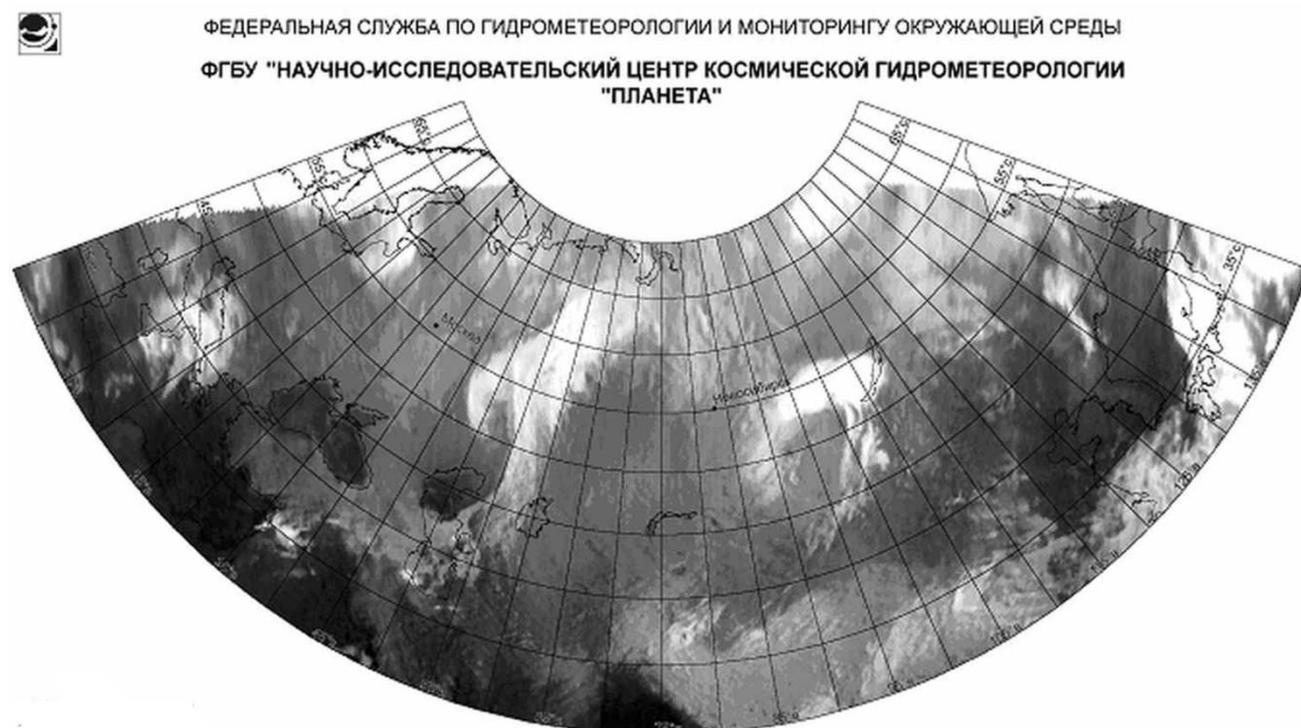


Рисунок 8. Карта облачности северной зоны (9-й канал) (26.09.2011 г.)

Заключение

Успешный запуск КА «Электро-Л» № 1 является существенным шагом на пути воссоздания отечественной группировки спутников гидрометеорологического обеспечения. По сравнению с первым российским геостационарным метеоспутником «Электро» № 1 (функционировал на ГСО в период 1995-1998 гг.) достигнут значительный прогресс. По своим информационным и эксплуатационным характеристикам КА «Электро-Л» № 1 (целевая аппаратура, БРТК и др.) проектировался таким образом, чтобы соответствовать лучшим зарубежным аналогам (европейские геостационарные метеоспутники второго поколения METEOSAT-8, -9). Выявленные в ходе летных испытаний недостатки, в первую очередь в работе целевой аппаратуры МСУ-ГС, планируется устранить при подготовке КА «Электро-Л» № 2, который должен быть запущен в 2013 г. В то же время система сбора данных с платформ и система обмена данными между центрами уже сейчас могут использоваться для решения практических задач Росгидромета.

Дальнейшее развитие группировки КА гидрометеорологического назначения должно привести к созданию постоянно действующей национальной системы в составе трех геостационарных (серии

«Электро-Л»), трех полярно-орбитальных метеорологических и одного океанографического спутников (Дядюченко В.Н. и др., 2010).

Список литературы

Бабышкин В.Е. Инновационный гидрометеорологический космический комплекс «Электро» нового поколения // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 1. С. 3-8.

Бабышкин В.Е., Ерошкин В.Н., Яницкий А.А. Геостационарный гидрометеорологический космический комплекс «Электро» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2009. № 1. С. 70-75.

Дядюченко В.Н., Селин В.А., Шилов А.И. и др. Развитие космического комплекса гидрометеорологического и океанографического обеспечения на базе системы полярно-орбитальных ИСЗ серии «МЕТЕОР-М» // Исслед. Земли из космоса, 2010. № 1. С. 13-19.

Report of the 39th Meeting of the Coordination Group for Meteorological Satellites (CGMS – 39) St. Petersburg, Russian Federation, 03-07 October 2011 // Eumetsat, 2011. 153 p.

Schmetz J., Pili P., Tjemkes S. et al. An introduction to Meteosat Second Generation (MSG) // Bull. Amer. Meteor. Soc., 2002. 83. P. 977-992.

УДК 629.78.05 «Электро-Л»

УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ КА «ЭЛЕКТРО-Л». ГОД РАБОТЫ

В.А. Молодцов



МОЛОДЦОВ

Владимир Алексеевич
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
E-mail: molodsov@mail.ru

В статье рассказывается о проведении летных испытаний и особенностях управления полетом КА «Электро-Л».

Ключевые слова: управление полетом; логика функционирования; космический аппарат; Центр управления полетом; наземный комплекс управления (НКУ).

«ELECTRO-L» SC FLIGHT CONTROL. ONE YEAR OF IN-ORBIT OPERATION V.A. Molodtsov
The article covers flight tests and peculiarities of «Electro-L» SC flight control.

Key words: flight control; operation logic; spacecraft; Flight Control Center; ground control complex.

Введение

20 января 2012 года исполнился год со дня запуска созданного в НПО им. С.А. Лавочкина космического аппарата «Электро-Л». Обычно днем рождения КА принято считать дату запуска. В данном случае ввиду длительного этапа выведения (~ 9 часов) отделение КА от разгонного блока «Фрегат-СБ» произошло уже 21 января 2011 г. в 0 часов 28 минут 16,86 секунд. Именно с этого момента началась самостоятельная жизнь космического аппарата нового поколения, ставшего рубежным для НПО им. С.А. Лавочкина.

Старт любого космического аппарата является не только вершиной всего процесса его создания и отработки, но и началом нового этапа жизненного цикла КА.

1 Основные принципы логики функционирования КА «Электро-Л»

Процесс управления полетом космического аппарата определяется не только конструкцией самого КА и составом бортовых служебных систем и целевой аппаратуры, но и теми принципами, которые положены в основу логики функционирования бортовых систем. В свою очередь, эти принципы вытекают из целей и задач, поставленных перед данным КА, и возможностей используемых бортовых систем (Молодцов В.А., Церенин И.Д., 2009).

Космический аппарат «Электро-Л» предназначен для решения задач в интересах Федеральной службы

России по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды (Бабышкин В.Е., 2011), в том числе для:

- 1) регулярной съемки видимого диска Земли в видимом и ИК-диапазонах спектра с передачей изображений в реальном времени;
- 2) обеспечения ретрансляции (обмена) различных видов информации в интересах Росгидромета;
- 3) получения информации о гелиогеофизической обстановке.

Специфика работы КА «Электро-Л» такова, что решение первой и главной из задач – получение изображений видимого диска Земли – требует проведения сеансов съемки каждые 30 минут (в отдельных случаях – каждые 10-15 минут). Решение двух других задач требует постоянной работы в неизменных режимах приборов целевой аппаратуры бортового радиотехнического комплекса (БРТК) и гелиогеофизического аппаратурного комплекса (ГГАК). При этом выбор режимов работы БРТК и ГГАК, за небольшим исключением, может проводиться в сеансах связи по командам с НКУ.

Круг задач, стоящих перед целевой аппаратурой, можно дополнить необходимостью проведения каждые 4 часа астрокоррекции гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС) с целью обеспечения требуемой точности ориентации оси приборов МСУ-ГС на центр Земли и разгрузки электромаховичных исполнительных органов каждые 12 часов.

Исключением из общего ряда являются сеансы ретрансляции массивов цифровой информации, которые требуют перенацеливания остронаправленных антенн и перенастройки отдельных каналов БРТК, а также технологические операции типа «выдача корректирующего импульса» (ВКИ) и сезонного переворота.

С учетом заданного по ТТЗ 10-летнего срока активного существования необходимо было разработать такую логику функционирования бортовых систем, при которой управление КА «Электро-Л» при выполнении целевой задачи и штатной работе бортовых систем можно было бы обеспечить при минимальном объеме командно-программной информации (КПИ), выдаваемой с Земли в сеансах связи, а следовательно, и минимальным составом участников управления.

2 Подготовка к управлению полетом

Подготовка к управлению полетом начинается задолго до запуска КА, и чем сложнее комплекс бортовых систем, тем больше сил и средств приходится затрачивать для создания комплекса средств управления полетом конкретного КА (*Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010).

В соответствии с ТТЗ на Геостационарный гидрометеорологический космический комплекс (ГГКК) «ЭЛЕКТРО» Центр управления полетом должен был размещаться в ЦНИИМаше – ЦУП-М. Однако для проведения летных испытаний КА Центр управления полетом был организован на территории НПО им. С.А. Лавочкина – ЦУП-Л. Создание специального программного обеспечения (СПО) ЦУП осуществлялось под руководством заместителя начальника центра Ю.В. Казакевича, а техническое оснащение обеспечивалось службой главного инженера ЦУП-Л Б.В. Мелешкина.

Руководство Главной оперативной группы управления (ГОГУ) и персональный состав оперативно-технических групп ГОГУ от НПО им. С.А. Лавочкина были определены Приказом по предприятию. Руководителем ГОГУ был назначен А.Е. Ширшаков; его первым заместителем – В.Е. Бабышкин; первым заместителем – техническим руководителем ГОГУ – М.И. Артюхов; заместителями по управлению – Е.И. Кулагин и И.Д. Церенин; заместителем по НКПОР-Э – В.И. Пастарнак.

Для проведения летных испытаний КА привлекались и представители смежных организаций: ОАО «РКС» (по НКУ, БАКИС и целевой аппаратуре) и МОКБ «Марс» (по бортовому комплексу управления (БКУ)). При этом в МОКБ «Марс» был создан Центр сопровождения полета (ЦСП) КА «Электро-Л», позволяющий непрерывно отслеживать состояние БКУ,

для чего из ЦУПа в ЦСП постоянно передавалась вся поступающая с борта телеметрия. Расположение ЦСП на территории предприятия-разработчика БКУ позволяет оперативно привлекать к анализу любого специалиста. На средствах ЦСП может также формироваться КПИ для парирования возможных нештатных ситуаций и в случаях, не предусмотренных эксплуатационной документацией. Сформированная в МОКБ «Марс» КПИ поступает непосредственно в подгруппу планирования ЦУП.

3 Летные испытания КА

20 января 2011 года в 15 часов 29 минут 1,71 секунды с космодрома Байконур стартовала ракета-носитель «Зенит-2СБ», которая вывела на опорную орбиту головной блок в составе разгонного блока «Фрегат-СБ» и космического аппарата «Электро-Л».

В этом пуске многое было сделано впервые. Впервые космический аппарат НПО им. С.А. Лавочкина был запущен с помощью РН «Зенит». Впервые при выведении на целевую орбиту был использован разгонный блок семейства «Фрегат» со сбрасываемыми баками, созданный в НПО им. С.А. Лавочкина. Если учесть, что головной обтекатель также был изготовлен в Химках, то получается, что впервые весь головной блок был создан в НПОЛ.

Переход с опорной на целевую орбиту был осуществлен с помощью маршевой двигательной установки разгонного блока «Фрегат-СБ» по прямой двухимпульсной схеме. При этом первый импульс был разделен на две части, что обуславливалось необходимостью выключения маршевой двигательной установки (ДУ) разгонного блока (РБ) после выработки топлива из сбрасываемых баков, т.е. фактически потребовалось три включения ДУ РБ. Трехимпульсная схема выведения потребовала после первого включения ДУ выхода головного блока на промежуточную орбиту, что увеличило общее время выведения, составившее 8 часов 59 минут 15 секунд. Отделение КА от разгонного блока «Фрегат-СБ» произошло 21 января 2011 года в 0 часов 28 минут 16,86 секунд.

Программой полета КА «Электро-Л» предусматривалось выведение его на орбиту, близкую к геостационарной, в точку с долготой $\sim 55^\circ$ в.д. Для постановки КА в заданную точку «стояния» – 76° в. д. после окончания этапа выведения необходимо проведение как минимум трех коррекций периода обращения КА. Интервал между коррекциями определяется временем, необходимым для проведения траекторных измерений и расчета параметров предстоящей коррекции. При этом проведению первой штатной коррекции предшествует построение орбитальной ориентации КА и проведение технологической



Рисунок 1. Группа анализа за работой

ВКИ1 с «прожигом» двигателей коррекции (ДК), по результатам которой определяется рабочая конфигурация ДК.

Время приведения КА в заданную точку «стояния» могло составить до 15 суток.

Уже после выхода КА в заданную точку «стояния» начинаются работы по подготовке КА к целевому использованию, включающие вывод обеих остронаправленных антенн из транспортного положения и включение приборов целевой аппаратуры с последующим их тестированием и отладкой режимов работы. И только после этого переходят к постепенному выполнению тех задач, для которых космический аппарат и был предназначен.

Напряженное ожидание первого сигнала с КА растянулось на долгие 9 часов – и это тоже было впервые. При этом последние несколько часов выведения почти непрерывно шла телеметрия с разгонного блока «Фрегат-СБ», а сообщение о штатной работе РБ прибавляло оптимизма всем участникам пуска.

По результатам обработки телеметрии «Фрегата» в ЕЦУП (г. Краснознаменск) было зафиксировано отделение КА «Электро-Л» от разгонного блока. Буквально через минуту, т.е. практически в расчетное время, наземные станции КИС «Клен-Э» в Железнодорожке и Медвежьих Озерах, а также малая телемет-

рическая станция НС-3.7 зафиксировали появление сигнала и выделение телеметрии с КА со скоростью 1 кбит/с. Радостное оживление вскоре сменилось недоумением по случаю отсутствия обработанной информации на экранах мониторов (рисунок 1). При этом все наземные средства и каналы связи, а также комплекс обработки телеметрии работали штатно.

Понятно, что при отсутствии информации сложно сделать вывод о состоянии бортовых систем КА и реализации циклограммы первого сеанса. Только по уровню принимаемого сигнала можно было судить, да и то приблизительно, о динамике аппарата и его ориентации. Спустя 25 минут, когда программисты разобрались в чем дело, началась обработка телеметрии.

Первая же оценка ТМ-параметров показала, что все раскрытия элементов конструкции, включая панель солнечной батареи, прошли, и бортовые системы работают штатно, а на момент начала обработки телеметрии аппарат пошел на поиск Солнца, о чем свидетельствовало плавное уменьшение сигнала. С Земли были выданы команды на повышение информативности телеметрии до 8 кбит/с, после чего оставалось только ждать появления Солнца в поле зрения солнечного датчика СДП1 и перехода в режим постоянной солнечной ориентации (ПСО) (рисунок 2).



Рисунок 2. Группа управления при проведении сеанса связи

В целом бортовые системы работали так, как от них и требовалось. После того, как аппарат перешел в ПСО и в работу включились маховики, обеспечивающие стабилизацию КА, можно было приступить к выполнению намеченной программы первого сеанса. Устойчивая ориентация панели СБ на Солнце позволяла включить дополнительную нагрузку, поэтому первым делом были включены система терморегулирования и нагреватели радиаторов-холодильников МСУ-ГС для их очистки от возможного загрязнения. Были изменены в соответствии с программой полета диапазоны регулирования нагревателей системы обеспечения теплового режима, установлено бортовое время, соответствующее московскому декретному времени, а после анализа штатности раскрытия всех элементов конструкции были выданы команды на отстрел отрывных плат, после чего стала возможной работа привода системы ориентации солнечной батареи.

Во втором сеансе была изменена рабочая конфигурация БЦВС БКУ с 3+1 на 2+2, т.е. две грани работающие (одна – контроллер, другая – монитор), а две – в холодном резерве. Кроме того, в связи с завершением работ по раскрытию элементов конструкции был выключен блок управления пиротехническими устройствами – БУ4.

Сам по себе полет КА в режиме ПСО является достаточно ненапряженным, однако ввиду повышенного

внимания руководства к принципиально новому аппарату производства НПО им. С.А. Лавочкина было решено не выключать передатчик бортовой аппаратуры командно-измерительной системы (БАКИС), чтобы телеметрия, позволявшая контролировать состояние бортовых систем, поступала постоянно. Для надежности телеметрия принималась всеми привлекаемыми наземными средствами. Большим подспорьем в этом деле оказалось наличие собственной станции НС-3.7 с антенной на крыше ЦУП-Л. НС-3.7 не требовался заказ каналов связи. Станция, правда, не предназначалась для выдачи команд и проведения траекторных измерений, но для приема телеметрии ее помощь оказалась неоценимой. Аппаратура позволяла станции работать в необслуживаемом режиме, автоматически переключаясь при смене скорости передачи телеметрии.

Вообще первые сутки полета работа с аппаратом велась практически непрерывно, ведь помимо штатных сеансов связи с выдачей команд на борт по требованию баллистиков для «завязки» орбиты каждые 2 часа проводились и сеансы траекторных измерений двумя пунктами. Первые траекторные измерения имели большие погрешности, в результате чего их почти невозможно было использовать для построения баллистического прогноза. Со временем усилиями специалистов-разработчиков аппаратуры и программного обеспечения КИС «Клен-Э» из ОАО

«РКС» эта проблема была решена. Но на первых порах пришлось использовать станцию оптического наблюдения в Приэльбрусье (Терскол), оснащенную двухметровым телескопом, и корреляционно-фазовый радиопеленгатор «Ритм» в Медвежьих Озерах. Это позволило «завязать» орбиту и рассчитать параметры первой коррекции.

Поскольку для КА «Электро-Л» основной является орбитальная ориентация или, точнее, инерциальная ориентация в орбитальной системе координат (ИНО-ОСК), то переход в этот режим планировался на 4-е сутки полета. В качестве подготовки к этой дате накануне, т.е. 23 января 2011 года, была проверена работоспособность привода СОСБ. Положительный результат проверки позволил в плановом порядке 24 января построить орбитальную ориентацию. С этого момента аппарат постоянно находится в этом режиме ориентации, за исключением случаев, связанных с заранее спланированными разворотами КА в пространстве, например для исследования динамической модели КА или для проведения коррекции наклона орбиты на ДК (ВКИ1).

Для участка приведения КА в точку «стояния» необходимо осуществление нескольких коррекций орбиты, которые обеспечивают контролируемое движение КА в эту точку и одновременно формируют целевую орбиту. Перед пуском достаточно долго шло обсуждение возможности совмещения технологической операции «прожиг» ДК с первой коррекцией. В итоге было решено разнести их по времени, но провести в один день. Утром 25 января прошла операция по «прожигу» ДК, во время которой было проведено 10 импульсных включений ДК и одно непрерывное включение на 60 секунд, причем без изменения штатной (орбитальной) ориентации КА.

Вечером того же дня была проведена штатная коррекция, при этом время работы двигателей коррекции составило 518,85 с. В результате этой коррекции удалось снизить скорость дрейфа КА в точку «стояния» до $0,6^\circ/\text{сут}$.

Первоначально планировалось проведение второй коррекции, чтобы еще больше снизить скорость дрейфа и плавно приблизиться к точке «стояния», а уже в ней провести третью, останавливающую дрейф, коррекцию. Однако жизнь внесла свои поправки в этот план. Хотя параметры орбиты после выведения были в пределах допуска, тем не менее, начальная скорость дрейфа оказалась выше номинальной. Вследствие этого времени на проведение двух коррекций просто не оставалось, ведь после каждой коррекции надо было промериться и «завязать» орбиту, а уж затем рассчитать уточненные параметры новой коррекции. Поэтому пришлось 3 февраля 2011 г. проводить «останавливающую» кор-

рекцию, при которой время работы двигателей коррекции составило 126,7 с. С этого момента КА фактически остановился в заданной точке.

Дополнительно для уменьшения эксцентриситета орбиты была проведена «парная» коррекция – 8 и 10 февраля, а время работы двигателей коррекции составило 40 с и 34,7 с соответственно.

В дальнейшем коррекции проводились в плановом порядке для поддержания параметров орбиты (периода и наклона) в заданных пределах. Хотя по ТТЗ точность удержания КА «Электро-Л» в точке «стояния» должна составлять $\pm 0,5^\circ$, однако своевременное проведение коррекций позволяет уменьшить эту величину до $\pm 0,1^\circ$.

Первые дни полета внимание всех специалистов было приковано к анализу функционирования своих систем. В целом картина радовала глаз, а аппарат оказался хорошо управляемым. Но не обошлось и без сюрпризов. Первым из них оказался тепловой режим одного из приводов остроуправленной антенны (ОНА). После перехода из ПСО в режим орбитальной ориентации при определенном положении КА привод стал нагреваться до температуры, близкой к предельной. Было принято решение о досрочном проведении операции по выводу обеих ОНА из транспортного положения 26 января, т.е. еще до прихода в точку «стояния». В результате температурный режим приводов ОНА нормализовался.

Другим сюрпризом оказался повышенный уход «нулевого» сигнала и его нестабильность ($18-20^\circ/\text{час}$) четвертого канала ГИВУС. Само по себе это не приводило к нештатной работе, так как три других канала («рабочая тройка») были полностью работоспособны, но в результате ГИВУС оставался без резерва. После подготовки 11 февраля была проведена стабилизация КА исключительно по информации с астродатчиков – так называемый режим САД. Положительный результат позволил ввести его как функциональный резерв на случай отказа еще одного канала ГИВУС. В дальнейшем был задействован режим астроконтроля ГИВУС при постоянно включенных одном или двух астродатчиках со сменой комплектов. При астроконтроле стабилизация осуществляется штатно по информации с ГИВУС, а по информации с астродатчиков контролируется соответствие текущей ориентации программной. При их расхождении производится автоматический перевод КА в режим САД.

Однако на участке приведения КА в точку «стояния» возникали проблемы, напрямую не связанные с функционированием бортовых систем, например полная невозможность передать какую-либо команду на борт при одновременном приеме с КА нормальной телеметрии, свидетельствующей о штатном

функционировании бортовых систем. Причем подобная «глухота» наступала внезапно и так же внезапно исчезала. Как оказалось, эта проблема была вызвана дрейфом КА «Электро-Л» мимо точек «стояния» связанных спутников, работающих в С-диапазоне частот, который используется в БА-КИС. Передаваемый с Земли мощный ретрансляционный сигнал буквально «забивал» приемники БА-КИС, делая невозможным прием на борту команд. После прихода в «родную» точку «стояния» эта проблема для КА «Электро-Л» разрешилась сама собой.

Впрочем, насыщенность геостационарной орбиты спутниками связи такова, что, даже находясь в своей точке, наш аппарат начинал мешать другим за счет излучения с Земли сигнала С-диапазона. Эту проблему решили работы с КА только в широкополосном режиме.

Основной целью летных испытаний была всесторонняя проверка и подтверждение эксплуатационно-технических характеристик КА «Электро-Л» на соответствие требованиям ТТЗ на ГКК «ЭЛЕКТРО» в части требований к КА и ТЗ на его отдельные составные части (системы, агрегаты, блоки) в реальных условиях функционирования. Кроме того, эксплуатационная документация на КА «Электро-Л» и его составные части подвергается текстовой и практической проверке в реальных условиях.

Баллистические условия первых месяцев полета создали дополнительные трудности, в которых бортовые системы были проверены в новых для себя режимах – речь идет о солнечной тени и сезонном перевороте. Заходы КА в солнечную тень начались с конца февраля и продолжались до середины апреля, при этом максимальная продолжительность тени на витке составила 72 минуты. Анализ телеметрии показал, что практически никакого влияния тени на работоспособность бортовых систем не оказывает: все параметры не выходили из допуска.

Дважды в год в день весеннего и осеннего равноденствия в связи с конструктивными ограничениями по засветке радиаторов-холодильников МСУ-ГС проводится сезонный переворот, когда аппарат разворачивается на 180 градусов вокруг направления на центр Земли. Первый раз такая операция была проведена в ходе летных испытаний 21 марта 2011 г.

Проверка бортовых систем проводилась поэтапно: сначала служебные бортовые системы, затем целевая аппаратура (ЦА). Правда, часть работ с целевой аппаратурой, такой, как очистка радиаторов-холодильников МСУ-ГС с последующим захолаживанием была проведена в начале полета. Последняя операция перед пуском вызывала определенные опасения ввиду проблем, возникших на КА «Метеор-3М», по обеспечению заданной температуры радиа-

торов-холодильников аналогичного прибора. Однако в результате захолаживания была достигнута требуемая температура (80 К) радиаторов-холодильников обоих приборов МСУ-ГС, что позволило начать включения целевой аппаратуры.

Впрочем, прежде чем приступить к включению ЦА, необходимо было убедиться в работоспособности служебных бортовых систем. Несмотря на сложность и новизну бортовых систем базового модуля «Навигатор», являющегося основой КА «Электро-Л», эти проверки были в целом завершены в течение месяца со дня пуска.

И ровно через месяц, 20 февраля 2011 года, было произведено первое пробное включение приборов БРТК. Сначала включение приборов контролировалось только по телеметрии, а 24 февраля включение приборов БРТК проводилось уже с передачей модулированного сигнала, который принимался на станции космической связи ГУ НИЦ «Планета» и НЦ ОМЗ.

На следующий день, 25 февраля, в ходе проверок радиолинии БРТК была включена бортовая система сбора данных (БССД) в режиме ТНП («Тест непосредственной передачи»). Тестовая информация была принята наземными средствами НКПОР-Э, что позволило перейти к решению основной задачи аппарата – съемки видимого диска Земли с помощью МСУ-ГС.

26 февраля 2011 года состоялся первый сеанс съемки Земли, выполненный КА «Электро-Л» с помощью основного комплекта МСУ-ГС. Точнее, было проведено три сеанса с 30-минутным штатным интервалом. И хотя съемка проводилась в послеобеденное время, когда на восточное полушарие наползает ночная тень, главное – результат был получен. Принятый в НКПОР-Э и синтезированный из изображений трех каналов видимого диапазона снимок был оперативно передан в ЦПИ.

Аналогичная работа по съемке видимого диска Земли была повторена 28 февраля. Только на сей раз, съемка проводилась в утренние часы при условии освещенности полного диска Земли. Этот снимок стал символом КА «Электро-Л».

В дальнейшем процесс проведения съемок пошел по нарастающей. Проверялись режимы работы обоих комплектов МСУ-ГС, в том числе при разных сочетаниях полуккомплектов блоков. В частности, были проверены съемка в тени в ИК-диапазоне и учащенная съемка с циклом 15 минут. Проводилась съемка и одновременно двумя комплектами МСУ-ГС, при этом в одном комплекте включались ВД-каналы, а в другом – ИК-каналы. Одновременно наращивалось количество проводимых подряд циклов съемки.

6 мая была проведена технологическая операция «Юстировка ЦА», при которой визирная ось МСУ-ГС наводится на определенный участок звездного неба, а информация с ВД-каналов и оперативно-контрольная информация с БКУ записываются в буферное запоминающее устройство БССД. После восстановления орбитальной ориентации информация из буфера БССД сбрасывается на Землю. Эта операция проводилась для совместной юстировки комплекса командных приборов БКУ и приборной системы координат МСУ-ГС.

В соответствии с программой летных испытаний с 11 мая 2011 года был организован 10-суточный цикл проверки автономности КА при выполнении целевой задачи. Под автономностью подразумевалось отсутствие выдачи какой-либо КПИ на борт в течение этого периода. Правда, телеметрия с борта передавалась непрерывно, что позволяло контролировать ход событий. Кроме того, проводились и траекторные измерения, однако они в течение этого периода не использовались для баллистических расчетов.

13 мая в БКУ сформировался не предусмотренный программой и ничем внешне не спровоцированный признак нештатной ситуации, аналогичный произошедшему 14 апреля, по которому прекратилось выполнение целевой задачи и произошло выключение целевой аппаратуры. После повторного включения ЦА и запуска программы съемки режим автономности был восстановлен, но при этом срок его окончания также сдвинулся на двое суток.

По результатам анализа данной нештатной ситуации, а также других замечаний, выявленных в процессе летных испытаний, в МОКБ «Марс» была разработана и проверена на стенде коррекция программного обеспечения БКУ. 8 и 16 июня с помощью КПИ на борт были заложены корректирующие вставки в программное обеспечение (ПО) БКУ, а после их тестирования в условиях реального полета они были переписаны в грани БЦВС из холодного резерва.

В принципе, возможность коррекции ПО БКУ была заложена изначально на проектном уровне, но лишь после проведения закладки корректирующих вставок и их задействования с положительным результатом все поверили в реальную, а не теоретическую возможность перепрограммирования борта.

С учетом уже отлаженной технологии управления КА «Электро-Л» проведение сеансов по коррекции ПО БКУ не сильно повлияло на выполнение основной программы летных испытаний. Так, например, с 10 по 20 июня проводилась непрерывная технологическая (т.е. по заявкам ГА) штатная съемка резервным комплектом МСУ-ГС, а с 21 июня началась штатная съемка уже по заказу НКПОР-Э в соответствии с присланной программой работы целевой аппаратуры (ПРЦА).

Стоит отметить, что именно выполнение целевой задачи в соответствии с ПРЦА является основным принципом организации работ на этапе штатной эксплуатации. Поэтому параллельно с испытаниями бортовых систем КА велась отладка наземного ПО и взаимодействия между ЦУПом и НКПОР-Э. В ходе совместной работы корректировалось не только ПО, но и эксплуатационная документация, по которой предстояло работать эксплуатирующим организациям. В части управления полетом такой организацией является ЦУП ЦНИИМаш (ЦУП-М).

Буквально с первых дней полета КА «Электро-Л» на сеансах связи присутствовали представители ЦУП-М – сначала в качестве стажеров; по мере накопления опыта они все чаще стали подменять операторов группы реализации. Аналогично проходило обучение операторов группы планирования и группы анализа.

В рамках подготовки к передаче управления из ЦПИ (ЦУП-Л) в ЦУП-М проводилась работа по упрощению и типизации структуры сеансов связи, вводу вторичной обработки телеметрии, что позволяло планировать сеансы связи и контролировать состояние бортовых систем минимальным составом.

Передача управления проходила поэтапно. Сначала представителям ЦУП-М была предоставлена возможность самостоятельно планировать и затем реализовать сеансы траекторных измерений. При этом контроль функций планирования и реализации, включая прогон спланированных сеансов на математической модели БКУ, оставался за специалистами НПО им. С.А. Лавочкина.

На следующем этапе сеансы траекторных измерений стали проводиться из ЦУП-М, а за ЦУП-Л оставалось планирование и проведение основного сеанса связи с выдачей КПИ на борт. В конце концов все функции планирования, реализации и анализа были переданы в ЦУП-М. Эта передача должна была произойти по окончании 6-есячных летных испытаний, но процесс пришлось форсировать ввиду приближавшегося запуска еще одного космического аппарата, разработанного НПО им. С.А. Лавочкина, – «Спектра-Р». Тем более, что в его испытаниях и управлении принимали участие все те же специалисты.

Сам процесс передачи проходил сравнительно безболезненно, так как и стажировка специалистов ЦНИИМаш в ЦУП-Л, и само управление из ЦУП-М проводилось с использованием одного и того же СПО ЦУП.

4 Опытная эксплуатация

В соответствии с программой летных испытаний КА «Электро-Л» они должны были завершиться в течение шести месяцев. И действительно, к 20 июля были полностью отлажены все бортовые системы, включая целевую аппаратуру, и наземное программное

обеспечение. 4 августа 2011 года в Роскосмосе состоялось заседание Государственной комиссии по проведению лётных испытаний космических комплексов социально-экономического, научного и коммерческого назначения, где были подведены итоги полугодовых летных испытаний космического аппарата «Электро-Л». Отметив положительные результаты летных испытаний, Госкомиссия приняла решение о завершении летных испытаний КА и передаче его в опытную эксплуатацию.

Такой вердикт был вынесен в связи с недостаточной готовностью и неукomплектованностью средств НКПОР-Э к штатной эксплуатации.

Опытная эксплуатация ГГКК «ЭЛЕКТРО» с КА «Электро-Л» осуществляется с целью:

- обеспечения применения КА «Электро-Л» по целевому назначению;
- устранения выявленных на этапах лётных испытаний недостатков и замечаний с привлечением центра проведения испытаний ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» и стенда главного конструктора НКПОР-Э;
- дооснащения наземных средств и подготовки к штатной эксплуатации ГГКК «ЭЛЕКТРО».

Вместо ГОГУ для оперативного решения проблемных вопросов управления ГГКК «ЭЛЕКТРО» на этапе опытной эксплуатации, выхода из нештатных ситуаций и для координации работ НКПОР Федерального космического агентства и НКПОР Федеральной службы России по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды было создано оперативно-техническое руководство (ОТР) космического комплекса, состоящее из руководителей и ведущих специалистов организаций, участвующих в опытной эксплуатации, включая НПО им. С.А. Лавочкина. При этом возглавляет ОТР представитель ЦУП ЦНИИМаш.

В случае возникновения нештатных ситуаций, не предусмотренных эксплуатационной документацией, формирование КПИ по выходу из НШС и сеансов связи осуществляется специалистами НПО им. С.А. Лавочкина совместно с представителями смежных организаций – разработчиков систем.

С момента передачи КА «Электро-Л» в опытную эксплуатацию и по настоящее время продолжается использование КА по целевому назначению, включая съемки видимого диска Земли, сбор и передачу на Землю гелиогеофизической информации, выполнение ретрансляционных функций. В плановом порядке проводятся коррекции орбиты по поддержанию наклонения и периода орбиты в заданных пределах, а 21 сентября был проведен обратный сезонный переворот.

Итак, первый год работы на орбите первого в российской истории НПО им. С.А. Лавочкина принципиально нового космического аппарата «Электро-Л» завершен.

Список литературы

Бабышкин В.Е. Инновационный гидрометеорологический космический комплекс «Электро» нового поколения // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 1. С. 3-8.

Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе и д-ра техн. наук, проф. В.В. Ефанова. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 692 с.

Молодцов В.А., Церенин И.Д. Эволюционные процессы в формировании логики функционирования «космических роботов» ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов. Сб. научн. трудов. М.: ПолиграфИнформ, 2009. Вып. 7. С. 50-67.

**ЗАХАРОВ****Андрей Игоревич**

Государственный Астрономический
Институт имени П.К. Штернберга МГУ
e-mail: zakh@sai.msu.ru

**САМОЙЛОВ****Сергей Юрьевич**

аспирант
ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»
e-mail: SS2916@mail.ru

**ТУЧИН****Максим Сергеевич**

Государственный Астрономический
Институт имени П.К. Штернберга МГУ
e-mail: wizard81@mail.ru

УДК 629.785

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ НЕБЕСНЫХ КООРДИНАТ ЦЕНТРА ЗЕМЛИ

А. И. Захаров, С. Ю. Самойлов, М. С. Тучин

Предложен способ определения небесных координат центра диска Земли при наблюдении с борта космического аппарата с точностью 1–5 угл. сек. Обоснован выбор наиболее удобного диапазона длин волн.

Ключевые слова: метод; зондирование Земли; определение координат; лимб; спектр.

METHOD OF DETERMINATION OF THE EARTH CENTRE'S CELESTIAL POSITION

A.I. Zakharov, S.Y. Samoïlov, M.S. Tuchin

The article provides method of celestial position determination of the Earth disk's center from the SC with accuracy of 1-5 second of arc. The choice of the most suitable wavelength range is substantiated.

Key words: method; Earth sensing; determination of position; limb; spectrum.

Введение

Изображения Земли в разных спектральных диапазонах, полученные с борта космических аппаратов (КА) на высотах более 10 тыс. км, широко используются в различных областях: гидрометеорологии, экологии, оперативной картографии, космической навигации, а также для получения информации, необходимой для служб чрезвычайных ситуаций и др.

В большинстве случаев требуется с высокой точностью привязать положение целевых объектов на изображениях Земли к географическим координатам. Такая привязка требует знания точного положения КА относительно Земли, направление оси визирования в пространстве и угол поворота кадра вокруг этой оси. Направления оси визирования и угла пово-

рота кадра можно определить с помощью астродатчиков. Точное положение КА чаще всего определяют с Земли. Наличие высокоточного метода обработки кадра позволило бы получать привязку автономно, используя только информацию с КА. Для автономного определения положения КА можно использовать датчики геовертикали, определяющие направление на центр Земли. Например, в качестве такого датчика могут служить изображения Земли в видимом диапазоне. Обработав кадр должным образом, можно определить координаты центра Земли в кадре относительно звезд и расстояние до центра Земли. Вместе с данными о направлении оси визирования и угла поворота кадра это позволит определить положение КА относительно Земли.

Погрешность большинства существующих датчиков геовертикали более 1 угл. мин. Существует потребность в методе, позволяющем, используя изображения, полученные с целевой аппаратуры, уменьшить погрешность до 1-5 угл. сек. Это соответствует погрешности определения координат на поверхности Земли порядка 200 м - 1 км с геостационарной орбиты.

1 Метод

Метод основан на измерении потока излучения лимба Земли. Под лимбом Земли в данном случае подразумевается видимый светящийся ореол, окружающий диск Земли и представляющий собой рассеянное в атмосфере Земли излучение. Заметим, что существуют моменты, когда наблюдаемая часть атмосферы освещена Солнцем. В такие моменты основным вкладом в рассеяние будет однократное рассеяние, при этом мы наблюдаем зону полного освещения. В другие моменты времени наблюдаемая часть атмосферы Солнцем не освещена, но вторично рассеивает уже рассеянный в атмосфере свет – это сумеречная зона. И, наконец, ночная зона, где многократно рассеянный свет уже пренебрежимо мал.

Для определения положения центра Земли по ее изображению в кадре необходимо выделить на изображении Земли точки, которые связаны с положением центра Земли либо по известному закону, либо по эмпирической формуле, определяемой из наблюдений с помощью калибровки. Такими точками, например, являются точки лимба Земли.

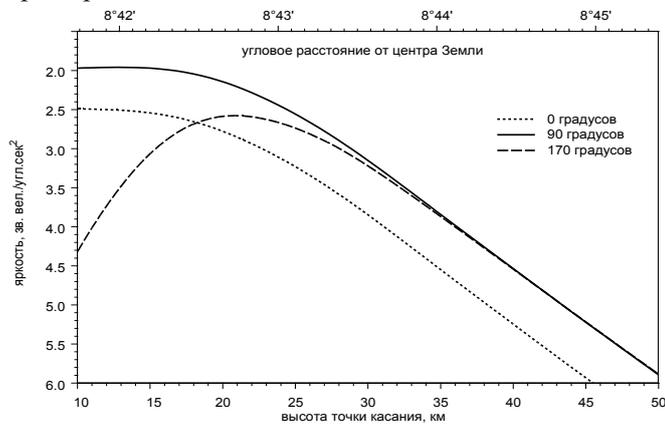


Рисунок 1. Пример профиля яркости (зв. вел./угл. сек²). Расчет однократного рассеяния в диапазоне длин волн 0,34-0,48 мкм для трех фазовых углов Солнце-Земля-КА

Выбор точек на лимбе можно осуществлять несколькими способами. Первый способ: выбираются совокупности точек изображения с одинаковой яркостью (изофоты). С помощью изофот можно определить центр изображения Земли. Для этого предварительно необходимо произвести калибровку зависимости координат центра Земли от координат точек

изофоты. Недостаток такого подхода в том, что в разное время эта зависимость различна. Это обусловлено, во-первых, взаимным расположением наблюдателя, Земли и Солнца (рисунок 1); во-вторых, влиянием отражающего слоя – облачного слоя и земной поверхности (рисунок 2). Если первое поддается учету, то облачный слой сравнительно быстро изменяется во времени. Все это снижает точность определения координат центра Земли.

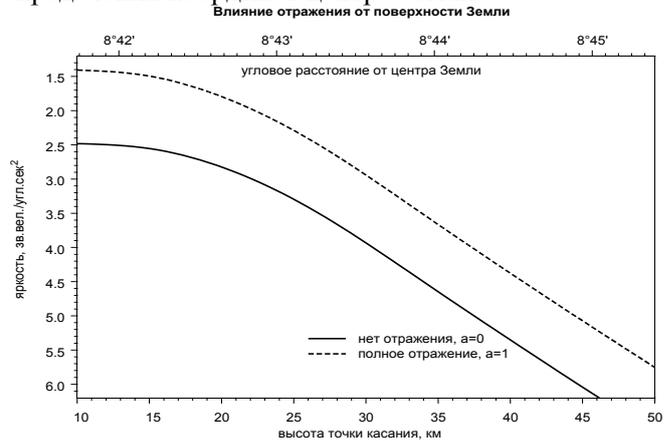


Рисунок 2. Влияние отражения на яркость (зв. вел./угл. сек²) в соответствующих высотах точки касания лимба. Диапазон длин волн 0,34-0,48 мкм

Чтобы избавиться от зависимости освещенности, т.е. от влияния положения Солнца (относительно наблюдателя и центра Земли) и переменного альбеда, в предлагаемом методе исследуется распределение приращения яркости поперек лимба, т.е. изменение градиента яркости по направлению от центра диска Земли. Выделив какие-либо особые точки на зависимости градиента яркости лимба от углового расстояния от центра Земли, мы можем определить координаты центра Земли относительно их. Положение таких точек обусловлено в основном результатом двух противодействующих явлений – релейского и аэрозольного рассеяния в направлении КА и ослабления в атмосфере Земли, т.е. главным образом строением атмосферы.

Точность определения координат целевых объектов при наблюдении с КА, находящегося на геостационарной орбите ($a = 42200$ км), на поверхности Земли или в атмосфере составляет в первом методе (по изофотам) 5-10 км. В последнее время с развитием приборов стало возможным получать снимки Земли с более высоким разрешением, и появилась потребность в таких снимках. Именно для таких снимков высокого разрешения и предназначен предлагаемый метод, в котором точность будет определяться разрешающей способностью прибора.

Важным фактором является спектральный диапазон излучения, в котором лучше всего наблюдать

На рисунке 3: О – центр Земли; К – космический аппарат; OS – направление на Солнце; С – точка интегрирования; О' – подспутниковая точка; β, λ – географическая широта и долгота точки интегрирования; $\Delta\lambda$ – разность долгот точки интегрирования и подспутниковой точки; $\Delta\alpha$ – разность прямых восхождений Солнца и КА; z_0 – зенитное расстояние, на котором находится Солнце при наблюдении из точки С; $\delta_{КА}$ – склонение КА; δ_0 – склонение Солнца; χ – угловое расстояние между Солнцем и КА в системе координат, связанной с центром Земли.

Для случая двукратного рассеяния формула имеет более сложный вид.

$$F_1 = \Delta\Omega \cdot S_0 \cdot r_{КА} \sin\varphi' \times \cos\psi \cdot \left(\frac{\pi^2}{2} \cdot J_1 + J_2\right),$$

$$J_1 = \int_{X\xi_A}^{\xi_B} \int X(\lambda) \cdot \lambda^{-4} \cdot E_\lambda^0 \times \frac{[n_\lambda^2(h) - 1] \cdot A}{N(h) \cdot \sin^2(\varphi' + \xi)} \times$$

$$\times (1 + \cos^2\gamma_0) \cdot d\xi \cdot d\lambda, \quad (1)$$

$$J_2 = \int_{X\xi_A}^{\xi_B} \int X(\lambda) \cdot E_\lambda^0 \times \frac{K_\lambda^{az}(h) \cdot A}{\sin^2(\varphi' + \xi)} \times$$

$$\times I_\lambda^{az}(h, \gamma_0) \cdot d\xi \cdot d\lambda, \quad (2)$$

$$A = e^{-\tau_A \cdot (h, z_0) - \tau_A(h, z_{КА})}, \quad (3)$$

где J_1 – рэлеевская составляющая определяется по формуле (1);

J_2 – аэрозольная составляющая определяется по формуле (2);

A – ослабление света в атмосфере определяется по формуле (3);

$r_{КА}$ – расстояние от КА до центра Земли;

ψ – угол между осью визирования объектива и направлением на лимб;

φ' – угол между направлением на центр Земли и направлением, откуда приходит излучение;

ξ – переменная интегрирования – угол между направлением на точку интегрирования по лучу зрения и направлением на КА в системе координат, связанных с центром Земли;

$n_\lambda(h)$ – показатель преломления для длины волны λ в атмосфере на высоте h ;

$N(h)$ – число молекул в единице объема газа на высоте h ;

λ – длина волны излучения;

$\tau(h, z_0)$ – оптическая толща в направлении от элемента объема интегрирования на Солнце;

$\tau(h, z_{КА})$ – оптическая толща в направлении от элемента объема интегрирования на КА;

E_λ^0 – внеатмосферная спектральная плотность энергетической солнечной освещенности;

$X(\lambda)$ – кривая реакции прибора;

$S_0 \cdot \cos\psi$ – световая площадь объектива.

Модель производит расчет изображения лимба Земли для любой освещенной Солнцем части, за исключением полярных шапок, где пока недостает данных для построения модели атмосферы.

3 Результат моделирования

Расчет яркости лимба Земли (и градиента яркости) проводился для случая КА на геостационарной орбите. Принималось, что расстояние от КА до центра Земли – 42200 км, а орбита КА находится в плоскости экватора. Расчет проведен для нескольких различных случаев в экваториальной области и представлен на графиках. Модель атмосферы была зимняя (январь), экваториальная. По оси абсцисс на графиках – либо угловое расстояние направления, из которого приходит рассеянное излучение от направления на центр Земли (α_{dir}), либо высота точки касания прямой вдоль наблюдаемого направления сферического слоя в атмосфере Земли (h). Эти две величины связаны формулами

$$\sin\alpha_{dir} = \frac{h + R_\oplus}{r_{КА}},$$

$$(\delta\alpha_{dir} ['] \approx 4,95 \cdot \delta h [км]),$$

где $r_{КА}$ – расстояние от центра Земли до КА;

R_\oplus – радиус Земли.

По оси ординат – градиент яркости по высоте, выражаемый в звездных величинах на километр

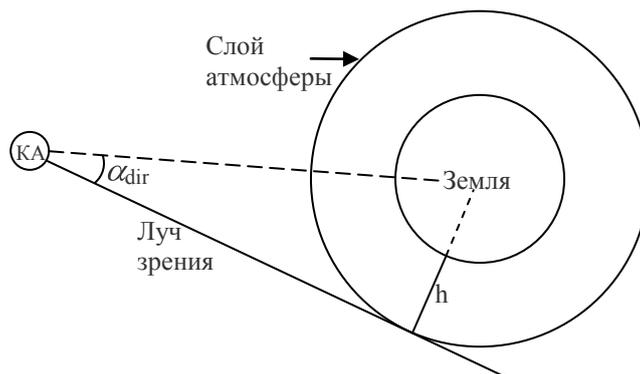
$$\frac{dB}{dh} \cong -\frac{1,086}{F} \frac{dF}{dh},$$

$$\left(\frac{dB}{d\alpha_{dir}} \cong -\frac{1,086}{F} \frac{dF}{d\alpha_{dir}} \cong -\frac{0,2194}{F} \frac{dF}{dh} \right),$$

где F – поток рассеянного излучения, вычисляемый в модели.

Используемые величины α_{dir} и h поясняются на рисунке 4.

На всех графиках высота над уровнем моря лежит в диапазоне 10-50 км. Градиенты яркости выше 50 км в текущей модели не имеют никаких особенностей. Ниже 10 км, особенно на небольших высотах над уровнем моря, сильно влияние приземного слоя, которое довольно сложно учитывать. Так же в пределах 10 км

Рисунок 4. К пояснению величин h и α_{dir}

лежит основная масса водяного пара, сильно поглощающего в полосах, и, ввиду того, что водяной пар сильно варьируется в зависимости от широты и времени года, его учет тоже затруднителен.

На рисунке 5 показаны зависимости градиента яркости от высоты точки касания (однократное рассеяние в диапазоне длин волн 0,5-0,65 мкм) для нескольких значений фазового угла Солнце-Земля-КА. Видно, что максимум градиента расположен практически в одном и том же месте для различных случаев положения Солнца. Аналогичная картина и для других диапазонов длин волн (рисунки 6,7).

На рисунке 8 приведен график зависимости градиента яркости однократного рассеяния для различных случаев распределения озона, наблюдаемые в диапазоне длин волн 0,5-0,65 мкм.

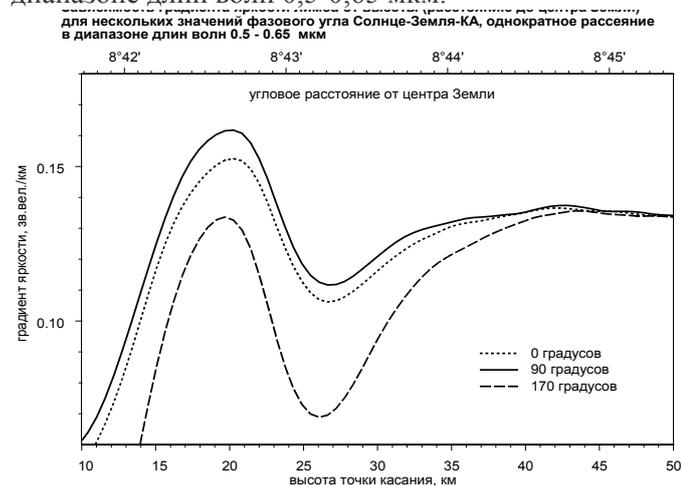


Рисунок 5. Зависимости градиента яркости лимба от высоты (углового расстояния от направления на центр Земли) для нескольких значений фазового угла Солнце-Земля-КА, однократное рассеяние в диапазоне длин волн 0,5-0,65 мкм

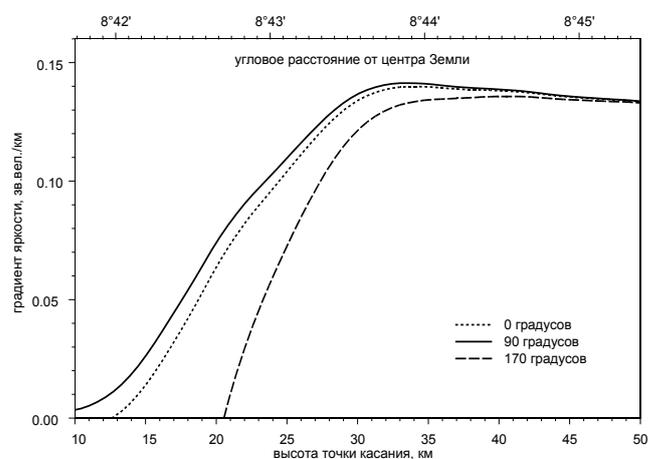


Рисунок 6. Зависимости градиента яркости лимба от высоты (углового расстояния от направления на центр Земли) для нескольких значений фазового угла Солнце-Земля-КА, однократное рассеяние в диапазоне длин волн 0,34-0,48 мкм

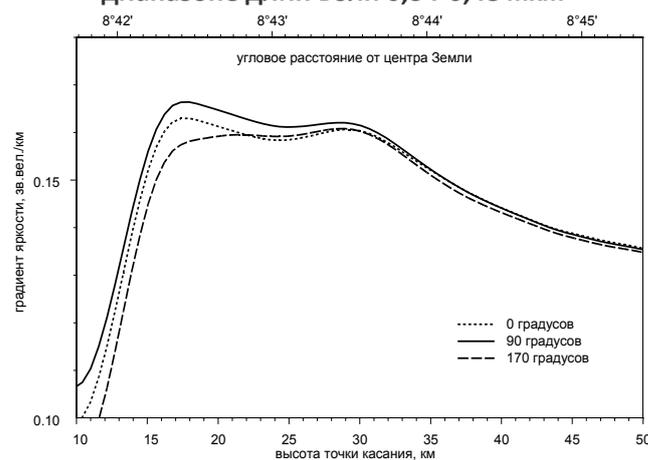


Рисунок 7. Зависимости градиента яркости лимба от высоты (углового расстояния от направления на центр Земли) для нескольких значений фазового угла Солнце-Земля-КА, однократное рассеяние в диапазоне длин волн 0,7-0,9 мкм

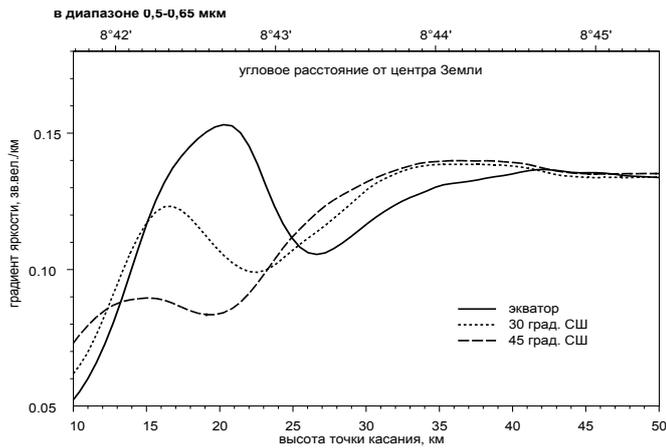


Рисунок 8. Зависимость градиента яркости от высоты точки касания (углового расстояния от направления на центр Земли) для нескольких случаев вертикального распределения озона (в экваториальную модель атмосферы подставлялись профили озона, расположенные на широтах 0, 30, 45 градусов)

Атмосферный озон имеет распределения по высоте, вид которых показан на рисунке 9. Распределения концентраций озона приведены для указанных на рисунке широт. Видно, что положение максимума градиента яркости сильно зависит от положения максимума в распределении озона. При определении координат центра Земли по положению максимума градиента яркости в диапазоне длин волн 0,5-0,65 мкм следует учитывать это влияние озона. Но учет вертикального распределения озона по высоте – довольно трудная задача. Во-первых, как показано на рисунке 9, высотный профиль озона довольно существенно зависит от широты: максимум распределения по высоте смещается на величину 6-8 км. Во-вторых, существует зависимость от сезона: высота максимума колеблется с размахом около 3 км. В-третьих, существуют плохо исследованные изменения профиля в течение суток. Кроме того, полное количество озона (в данном месте в направлении зенита) может варьироваться в пределах до ± 1 мм. Поэтому ввиду того, что при каждом измерении трудно предсказать, сколько озона имеется и с каким вертикальным профилем, следует подобрать более подходящий диапазон длин волн для определения центра Земли.

В голубой части спектра и ближнем УФ (диапазон длин волн 0,34-0,48 мкм) существует окно прозрачности, в котором практически отсутствуют поглощения газами. Кроме того, в этой области коэффициент релеевского рассеяния выше, чем в видимой. Приблизительно с 0,3 мкм в сторону УФ полоса Гартли поглощения озона, в которой атмосфера становится совершенно непрозрачной. В видимой области спектра

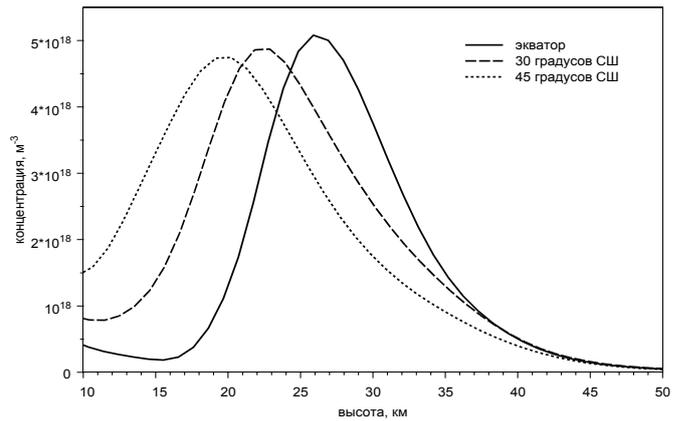


Рисунок 9. Вертикальный профиль концентрации озона на разных широтах

существует полоса поглощения озоном – полоса Шапьюи, она лежит в диапазоне длин волн 0,45-0,75 мкм. Градиент яркости в диапазоне 0,34-0,48 мкм имеет вид, показанный на рисунке 6. Судя по результатам моделирования, это наиболее удобный диапазон длин волн с точки зрения учета различных факторов, влияющих на вид распределения яркости и градиента яркости лимба от углового расстояния до центра Земли.

На рисунке 10 изображены зависимость градиента яркости однократного рассеяния и суммы однократного и двукратного рассеяния от высоты точки касания в двух диапазонах: 0,34-0,48 мкм и 0,5-0,65 мкм. Видны характерные точки градиента: для длин волн 0,5-0,65 мкм – это максимум кривой; для 0,34-0,48 мкм – точки характерного изгиба кривой. Учет двукратного рассеяния не слишком сильно изменяет зависимость градиента яркости. Можно, следовательно, предположить, что учет более высоких порядков рассеяния повлияет на картину еще меньше, и поэтому этими эффектами можно пренебречь. Однако это справедливо только для наблюдения части атмосферы, освещенной Солнцем (дневной стороны). При наблюдении сумеречной зоны преобладает вторичное рассеяние, и пренебречь следующим порядком рассеяния уже нельзя.

Расчеты показали также, что отражение прямого солнечного излучения (по закону Ламберта) от поверхности Земли или облаков слабо влияют на положение особых точек градиента яркости в приведенных диапазонах длин волн (рисунок 2).

В ходе работы по выяснению применимости метода определения координат центра Земли с помощью градиента яркости лимба Земли по расстоянию от ее центра удалось выяснить, что на графике зависимости градиента яркости от расстояния до центра Земли можно найти особые точки, довольно стабильные по высоте и зависящие в основном от строения атмосферы.

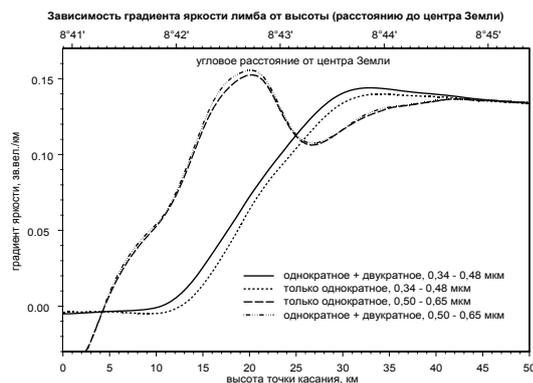


Рисунок 10. Зависимость градиента яркости от высоты (углового расстояния от направления на центр Земли) для случаев, обозначенных в легенде на рисунке (показывает влияние вторичного рассеяния)

Также был выяснен спектральный диапазон, в котором выгоднее всего производить измерения это – фиолетовый и ближний УФ участки спектра в интервале длин волн 0,34-0,48 мкм.

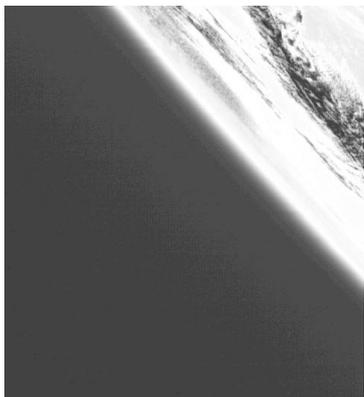


Рисунок 11. Участок снимка с космического комплекса «Электро-Л», содержащий лимб Земли. Пиксель – 1 км. Диапазон длин волн 0,5-0,65 мкм. Контраст снимка искажен, для лучшей видимости слабых частей лимба Земли

Анализ снимков (рисунок 11), полученных с геостационарного гидрометеорологического космического комплекса «Электро-Л» подтвердил справедливость аналитических выкладок и моделирования.

Пример распределения яркости и градиента яркости лимба Земли, полученного обработкой снимков с космического комплекса «Электро-Л» приведены на рисунках 12 и 13 соответственно.

Отметим, что изображения лимба Земли в различных спектральных диапазонах позволяют решать важные задачи метеорологии и экологии: определять профили концентраций озона, аэрозолей, других компонент атмосферы. Это хорошо видно на рисунке 8, где показано влияние высоты максимума концентрации озона на картину градиента яркости лимба.

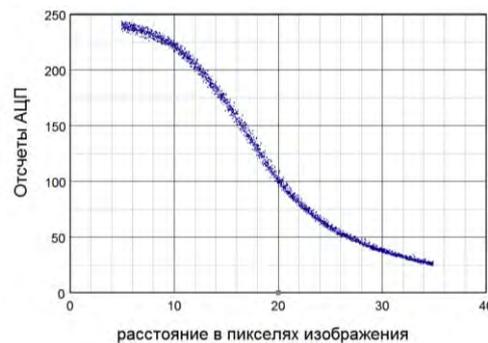


Рисунок 12. Относительные яркости того же снимка лимба. По оси абсцисс – расстояние в пикселях от условной поверхности Земли

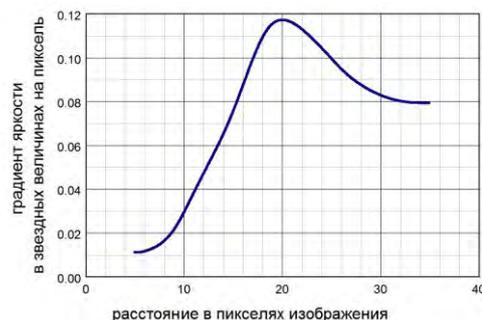


Рисунок 13. Логарифмическая производная $(-2,5 \lg(N_{\text{АЦП}}))$ от сглаженных данных рисунка 12

В ходе работы по выяснению применимости метода определения координат центра Земли с помощью градиента яркости лимба Земли по расстоянию от ее центра удалось выяснить, что на графике зависимости градиента яркости от расстояния до центра Земли можно найти особые точки, довольно стабильные по высоте и зависящие в основном от строения атмосферы. Также был выяснен спектральный диапазон, в котором выгоднее всего производить измерения – фиолетовый и ближний УФ участки спектра в интервале длин волн 0,34-0,48 мкм.

Список литературы

Донченко В.А., Кабанов М.В. Рассеяние оптических волн дисперсными средами. Часть II – система частиц. Томск, 1983. С. 185.

Ивлев Л.С., Довгало Ю.А. Физика атмосферных аэрозольных систем. СПб., 1999. С. 259.

Информационная система «SPECTRA». [Электронный ресурс]. Дата обновления: 01.10.2011. URL: <http://spectra.iao.ru/> (дата обращения: 22.10.2011).

COSPAR (Committee on Space Research) International Reference Atmosphere, 1986. [Электронный ресурс]. Дата обновления: 05.10.2011. URL: <ftp://nssdcftp.gsfc.nasa.gov/models/atmospheric/cira/cira86/> (дата обращения: 22.10.2011).

УДК 629.78.048.7

О МЕТОДАХ РЕГУЛИРОВАНИЯ КОНТУРНОЙ ТЕПЛОВОЙ ТРУБЫ ВНЕШНИМ ТЕПЛОВЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ

К.А. Гончаров*, О.А. Головин*, А.Ю. Кочетков*, М.А. Балыкин*, К.Н. Коржов*, Ю.В. Панин*,
В.А. Антонов* кандидат технических наук, e-mail: viktor_a@laspace.ru

В настоящей статье описываются методы регулирования температуры испарителя контурной тепловой трубы путем внешнего теплового воздействия на элементы ее конструкции.

Ключевые слова: контурная тепловая труба; термоэлектрический модуль с элементом Пельтье; блок управления радиатором.

THERMAL CONTROL OF A LOOP HEAT PIPE BY MEANS OF EXTERNAL HEAT INPUT

K.A. Goncharov, O.A. Golovin, A.Y. Kochetkov, M.A. Balykin, K.N. Korzhov, Y.V. Panin, V.A. Antonov

The article describes methods of thermal control of a loop heat pipes evaporator for SC equipment by external heat input.

Key words: loop heat pipe; thermoelectrical micro cooler (Peltier element); radiator control unit.

Одной из важных задач функционирования аппаратуры на борту космического аппарата (КА) является задача поддержания температуры в заданных пределах. В составе аппаратуры КА встречаются объекты, точность поддержания температуры которых, требует термостатирования. Данную задачу можно решить с использованием регулируемых контурных тепловых труб (КнТТ).

После успешного эксперимента на борту КА «Гранат» (рисунок 1), запущенного 01.12.1989 г., такие теплопередающие устройства быстро завоевали популярность у разработчиков систем терморегулирования КА (Goncharov K. et al., 1991). Данный эксперимент с использованием КнТТ на борту КА «Гранат» продолжался 10,5 лет в течение всего периода эксплуатации аппарата (Orlov A.A. et al., 1997).

Работа КнТТ основана на тех же физических процессах, которые используются в обычных тепловых трубах (Yury F. Maidanik et al., 1994). Это процессы испарения и конденсации в зонах подвода и отвода тепловой нагрузки, передача тепла в паровой фазе теплоносителя и возврат сконденсировавшейся жидкости в зону нагрева за счет действия капиллярных сил, создаваемых в капиллярно-пористом фитиле.

В соответствии с этим первое условие работоспособности, КнТТ имеет такой же вид, как и для обычных тепловых труб

$$\Delta P_c \geq \Delta P_v + \Delta P_1 + \Delta P_g, \quad (1)$$

где ΔP_c – капиллярное давление, создаваемое в фитиле;



Рисунок 1. Космический аппарат «Гранат» с экспериментальной контурной тепловой трубой

ΔP_v , ΔP_1 – потери давления при движении теплоносителя в паровой и жидкой фазах;

ΔP_g – потери давления, обусловленные гидростатическим сопротивлением столба жидкости. В невесомости $\Delta P_g = 0$.

Значения ΔP_v и ΔP_1 определяются здесь в соответствии с известными уравнениями (Goncharov K.A. и др., 1994) для движения пара и жидкости на различных участках КнТТ, включая фитиль. Величина ΔP_g может быть определена по формуле

* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

$$\Delta P_g = (\rho_l - \rho_v) g l \sin \varphi, \quad (2)$$

где ρ_l, ρ_v – плотность жидкости и пара;
 g – ускорение свободного падения;
 l – длина КнТТ;
 φ – угол наклона к горизонтальной плоскости.

Величина капиллярного давления определяется формулой Лапласа

$$\Delta P_c = \frac{2\sigma}{r_c} \cos \theta, \quad (3)$$

где σ – коэффициент поверхностного натяжения;
 r_c – эффективный радиус капилляров фитиля;
 θ – угол смачивания жидкостью стенок капилляров фитиля.

Вторым условием работоспособности, характерным только для КнТТ, является необходимость определенного перепада температуры и давления между испаряющей и впитывающей поверхностями фитиля, которые разделены относительно тонким слоем капиллярной структуры. Это условие может быть представлено как

$$\left. \frac{\partial P}{\partial T} \right|_{\bar{T}_v} \Delta T_w = \Delta P_{ex}, \quad (4)$$

где $\partial P / \partial T$ – производная, определяемая тангенсом угла наклона касательной линии к линии насыщения теплоносителя в точке с температурой \bar{T}_v , средней между температурой испаряющей и впитывающей поверхностями фитиля;

ΔT_w – перепад температур между указанными температурами;

ΔP_{ex} – сумма потерь давления на участках циркуляции теплоносителя, внешних относительно фитиля.

Это условие необходимо для обеспечения вытеснения теплоносителя из паровой линии и конденсатора при запуске и работе КнТТ.

Дополнительным условием работоспособности является также соотношение между величиной внутреннего объема КТТ и объема теплоносителя в ней. Это соотношение имеет вид

$$V_{wf} = V_{lw} + V_{ll} + \varepsilon V_c + V_{cc}, \quad (5)$$

где V_{wf} – объем жидкости в КТТ;

V_{ll} – объем пор в фитиле;

V_{lw} – объем жидкостной линии;

V_c – объем конденсатора;

ε – степень заполнения конденсатора (обычно $\varepsilon = 0,2-0,3$);

V_{cc} – объем компенсационной полости, сопряженной с испарителем КнТТ, которая служит для аккумуляирования теплоносителя.

Понять назначение компенсационной полости помогает приведенный ниже рисунок 2.

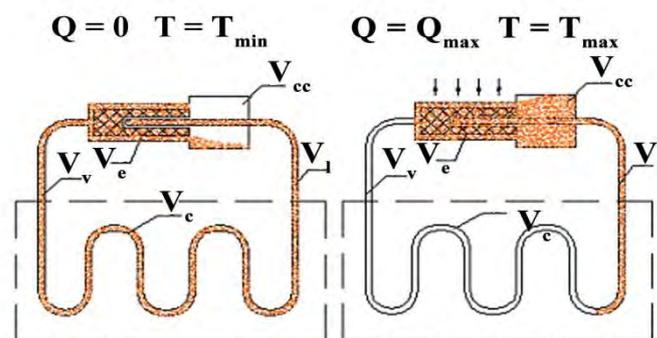


Рисунок 2. Распределение жидкости в КнТТ

В том случае, если на испарителе отсутствуют тепловыделения, а температура в контуре соответствует минимально возможной, то имеем так называемый «холодный случай». При этом паровая фаза рабочего тела занимает около 80% компенсационной полости. Второй крайний случай наблюдается, когда КнТТ имеет максимальную производительность, т.е. на испарителе падает максимальный тепловой поток, а температура рабочего тела соответствует максимальной температуре в контуре. Это так называемый «горячий случай». Паровая фаза рабочего тела занимает конденсатор и паропровод. Испаритель и конденсатор заняты жидкой фазой, а компенсационная полость содержит около 80% жидкой фазы рабочего тела и соответственно – около 20% паровой фазы.

Одним из путей регулирования термическим сопротивлением, а соответственно температурой испарителя, присоединенного к охлаждаемому объекту, является подвод тепла Q к компенсационной полости (или к жидкостному каналу). Характер такого регулирования (рисунок 3) подобен обычному триоду, имеющему коэффициент усиления от 10 до 100, который зависит от вида теплоносителя и степени переохлаждения конденсата.

Этот процесс регулирования температурой КнТТ может быть описан следующим выражением

$$Q_{contr} = k \cdot C_p \cdot Q \cdot \Delta T / L - Q_R, \quad (6)$$

где Q_{contr} – тепловая мощность, подводимая к конденсату, возвращающемуся в испаритель по жидкостному каналу;

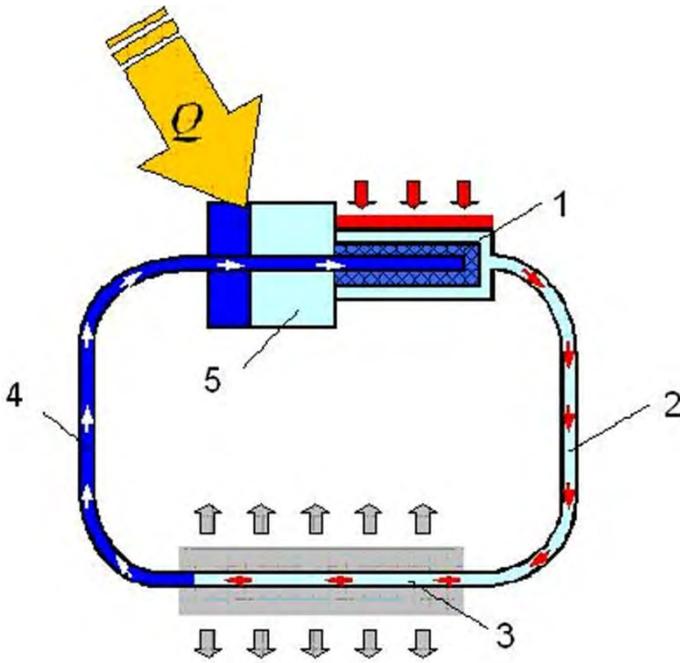
Q – мощность, передаваемая КнТТ;

C_p – теплоемкость жидкой фазы теплоносителя;

ΔT – перепад температур между холодным конденсатом и паром в испарителе;

L – теплота парообразования теплоносителя;

k – коэффициент, описывающий теплообмен между холодным конденсатом и теплоносителем в компенсационной полости;



1 – испаритель; 2 – паропровод; 3 – конденсатор;
4 – конденсатопровод;
5 – компенсационная полость.

Рисунок 3. Схема регулирования контурной тепловой трубой

Q_R – паразитный тепловой поток между испаряющей и впитывающей поверхностями фитиля.

Для расчета паразитного теплового потока можно воспользоваться выражением

$$Q_R = \frac{2\lambda_w \pi l_w (t_{SE} - t_{SR})}{\ln(R_w/r_w)}, \quad (7)$$

где λ_w – теплопроводность пористой структуры испарителя;

L_w – длина пористой структуры испарителя;

t_{SE} – температура испарителя;

t_{SR} – температура компенсационной полости;

R_w – внешний диаметр пористой структуры;

r_w – внутренний диаметр пористой структуры.

Коэффициент k в выражении (6) может принимать значение от 0 до 1 в зависимости от конструкции контура и места приложения теплового воздействия. Так, например, для значения $k = 1$ характерен метод подвода тепла непосредственно к компенсационной полости, а для $k = 0$ характерен случай подвода тепла к жидкостному каналу контура, где резервуар (компенсационная полость) не имеет теплового контакта с жидкостным каналом и испарителем.

В отличие от электрического триода – тепловой триод имеет достаточно большую задержку между

управляющим воздействием и реакцией на него температуры объекта, что существенно искажает линейный закон управления и иногда приводит к самовозбуждающимся колебаниям, способным перейти в тепловой резонанс. КнТТ имеет склонность к возникновению колебаний массового расхода, давления и температуры. Большое количество экспериментальных исследований было посвящено изучению пульсаций в контурах и причин их вызывающих (Гончаров К.А. и др., 1994). Одной из причин этого явления является внешнее тепловое воздействие.

Уже в середине восьмидесятых годов при подготовке КнТТ к эксперименту на КА «Гранат» была проведена серия тепловакуумных испытаний, позволявшая получить качественные зависимости точности регулирования от параметров регулирующих воздействий. Во время летного эксперимента в составе КА эти зависимости были подтверждены. Однако эти зависимости носили весьма приблизительный характер, основанный на статических математических моделях и на эмпирических данных. Многие явления эти зависимости не могли описать, например, возникновение пульсаций температуры в контуре, влияние неконденсирующихся газов и гравитации на точность термостатирования, возникновение устойчивых автоколебаний температуры при циклическом тепловом воздействии на жидкостной канал или компенсационную полость, а также многое другое. Математическое описание процесса регулирования и, соответственно, математическое моделирование были невозможны из-за отсутствия динамической модели процессов теплообмена, протекающих в контуре, а экспериментальные исследования таких процессов оказались достаточно сложными, дорогими и длительными (Goncharov K. et al., 1996; Smirnov H.F. et al., 1996). Таким образом, точность регулирования определяется кроме точности измерения температуры объекта, динамическими процессами теплообмена, протекающими внутри контура.

Ясно было одно – добиться высокой точности регулирования с применением нагревателей на жидкостном канале КнТТ или на компенсационной полости крайне сложно, особенно если теплоемкость термостатируемого объекта незначительна (сопоставима с теплоемкостью контура), изменения граничных условий достигают значительной величины или если температура конденсатора существенно ниже температуры регулирования (на несколько десятков градусов). Кроме того, затраты энергии на такое регулирование становятся значительными, сопоставимыми с тепловыделением самого объекта. Поэтому для расчета мощности, требуемой для регулирования КнТТ в НПО им. С.А. Лавочкина были разработаны

математическая модель и пакет программ EASY2.1 (Buz V. et al., 2002).

На рисунке 4 кривые 1, 2, 3 и 4 описывают требуемую мощность для регулирования КнТТ при различных температурах на испарителе.



Рисунок 4. Расчеты мощности для регулирования КнТТ с применением пакета EASY2.1

Для снижения мощности на регулирование путем внешнего теплового воздействия на элементы КнТТ (рисунок 5) можно использовать несколько способов, основными из которых являются:

1. Подвод тепла к компенсационной полости, что показано на левом изображении рисунка 5. Это позволяет снизить электропотребление на регулирование на 20-50%, по сравнению с регулированием, основанном на подводе тепла к жидкостному каналу. Дополнительно на электропотребление оказывает влияние конструкция испарителя.

2. Создание теплообменника между каналами жидкости и пара, что показано на центральном изображении рисунка 5. В данном случае наблюдается снижения величины переохлаждения конденсата, что позволяет сократить электропотребление на регулирование в несколько раз.

3. Применение термоэлектрических модулей холодильных (ТЭМХ), что представлено на правом изображении рисунка 5. Здесь используется элемент Пельтье в качестве источника теплового воздействия

на компенсационную полость (КП), при котором холодный спай ТЭМХ соединен с фланцем испарителя и использует для регулирующего теплового воздействия энергию термостатируемого объекта. Такой метод позволит сократить электропотребление на регулирование до 50%.

Перечисленные способы регулирования могут быть объединены в одной конструкции контура, что позволяет объединить положительные эффекты от каждого из них и снизить в конечном итоге энергозатраты на регулирование.

Каждое из перечисленных мероприятий влечет за собой ухудшение основных параметров КнТТ – ее мощности и термического сопротивления, а также параметров запуска и устойчивости циркуляции теплоносителя в контуре. В то же время, сочетание положительных и отрицательных качеств различных способов регулирования может привести к новым алгоритмам управления КнТТ.

Так, например, изменение полярности ТЭМХ, применяемого для теплового воздействия на компенсационную полость, приводит к ее охлаждению и локальному нагружению испарителя, что способствует процедуре «запуска» КнТТ – эффект обратный эффекту «регулирования». Данный способ регулирования сегодня широко распространен в качестве резервного канала. Он применен в качестве резервного регулирования в составе радиаторов для КА «Обзор» (Goncharov K. et al., 1995), «Ямал-200», «Ямал-300», «БелКА», «МИМ-1», «Электро», «Электро-2», «Спектр-Р», «Спектр-РГ», «Спектр-УФ», «Фобос-Грунт», 14Ф142, 14Ф133, «Луна-Ресурс», «Луна-Глоб», «Двина» и многих других перспективных изделий отрасли, в том числе всех новых разработок НПО им. С.А. Лавочкина. Более чем семилетняя успешная эксплуатация радиаторов в составе КА «Ямал-200» подтвердила достаточную эффективность и надежность такого способа регулирования. Резервный канал управления был использован и обеспечил не только уверенный многократный запуск контура, но и требуемую точность регулирования,



Рисунок 5. Примеры конструкций для снижения потребляемой мощности на регулирование

хотя и худшую по отношению к основному каналу регулирования, что подтверждают данные таблицы 1 для аккумуляторной батареи (АБ) под номером 28. В таблице 1 представлены эксплуатационные характеристики модуля никель-водородных аккумуляторных батарей (МНВАБ).

Таблица 1 – Ресурсные характеристики АБ

Телеметрия	№ АБ	август 2004 г.	февраль 2011 г.
Температура конца заряда, °С	№ 27	8±2	8±2
	№ 28	6±7	7±7
Разность давлений в тестовом цикле, атм.	№ 27	33±1	33±1
	№ 28	33±1	33±1
Разность давлений в восстановительном цикле, атм.	№ 27	35±1	39±1
	№ 28	34±0.5	39±1

Рассмотренный выше метод регулирования путем внешнего теплового воздействия на элементы контура не влияет на надежность самой КнТТ. В тоже время надежность термостатирования объекта и надежность системы терморегулирования в целом зависит от надежности датчиков температуры, измерительного устройства, устройства формирования управляющего сигнала, исполнительного органа (нагреватель или ТЭМХ). Надежность системы меньше надежности каждого из составляющих ее элементов. При этом, как правило, надежность КнТТ превышает надежность остальных элементов.

Расчет надежности КнТТ может быть выполнен в соответствии с зависимостью

$$P_{КнТТ} = P_{испарителя} \times P_{сварки} \times P_{паропровода} \times P_{сварки} \times P_{конденсатора} \times P_{сварки} \times P_{конденсаторпровода} \times P_{сварки} \quad (8)$$

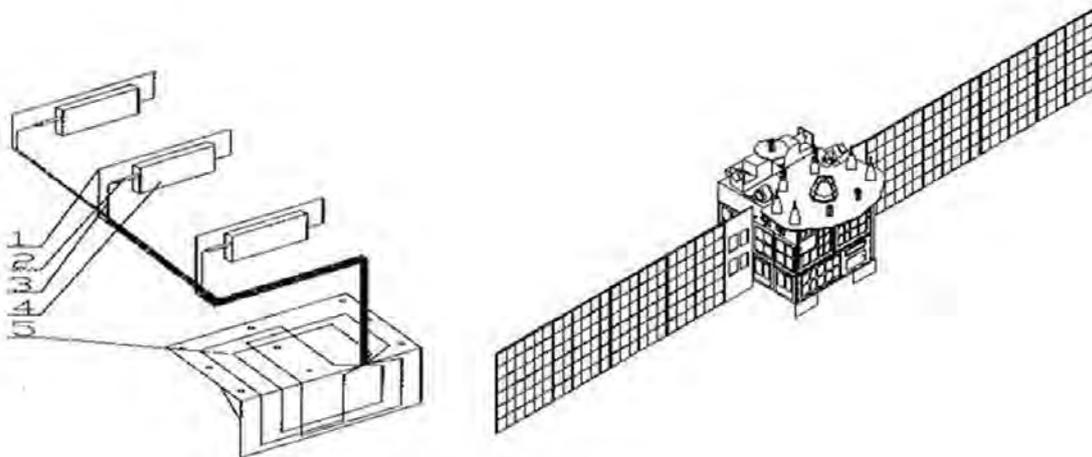
где $P_{КнТТ}$ – надежность КнТТ;
 $P_{испарителя}$ – надежность испарителя;
 $P_{сварки}$ – надежность сварного шва;
 $P_{паропровода}$ – надежность паропровода;
 $P_{конденсатора}$ – надежность конденсатора;
 $P_{конденсаторпровода}$ – надежность конденсаторпровода.

Результат расчета надежности дает величину очень близкую к 1.

Оценить надежность каждого из компонентов такой системы вызывает определенные затруднения, поскольку измерительной системой является телеметрическая система КА, а устройством формирования управляющего сигнала является центральная вычислительная машина КА.

Указанные системы чрезвычайно сложны и имеют зачастую программное обеспечение, не прошедшее достаточную отработку, что затрудняет анализ их надежности. Кроме того, как правило, эти системы имеют невысокую точность и зачастую способны работать только в дискретном режиме, т. е. управление контуром происходит в режиме «включено-выключено». Такой алгоритм управления контуром является далеко небезопасным для устойчивой циркуляции теплоносителя в контуре и уж точно не самым оптимальным. С трудом также технически реализуется изменение полярности напряжения на ТЭМХ.

Другой пример сочетания различных методов внешнего теплового воздействия на контур продемонстрирован на серии китайских космических аппаратов FY-1 (Goncharov K. et al., 2000). На рисунке 6 показана схема радиатора для термостатирования никель-кадмиевых аккумуляторов.



1 – паровой канал; 2 – компенсационная полость; 3 – жидкостной канал;
 4 – испаритель; 5 – радиатор.

Рисунок 6. Схема радиаторов КА FY-1

В этой схеме каждая КнТТ снабжена ТЭМХ, который обеспечивает запуск КнТТ. Каналы жидкости и пара объединены общей теплоизоляцией, что обеспечивает хороший теплообмен между ними и прекращает циркуляцию в контуре при неработающем ТЭМХе. В этом случае при появлении света на солнечных батареях начинается период активного заряда аккумуляторов и потребность в их охлаждении. Отдельная фотоэлектрическая батарея при этом подает напряжение на ТЭМХ и обеспечивает «запуск» КнТТ. После исчезновения солнечного потока на солнечных панелях, потребность в охлаждении аккумуляторных батарей исчезает, напротив требуется их подогрев. Напряжение на ТЭМХ исчезает и циркуляция в контурах прекращается.

Оригинальная и простая схема регулирования температурой аккумуляторов успешно была применена на 4 космических аппаратах, запущенных на орбиту. Изменение температур за период эксплуатации спутника FY-1C представлено на рисунке 7. Это не очень точное, но достаточное регулирование температуры, тем не менее, обеспечивается без использования термодатчиков и логических устройств – электронных блоков управления. На первый взгляд эта примитивная и ненадежная система терморегулирования оказалась живучей, легкой, дешевой и безотказной.

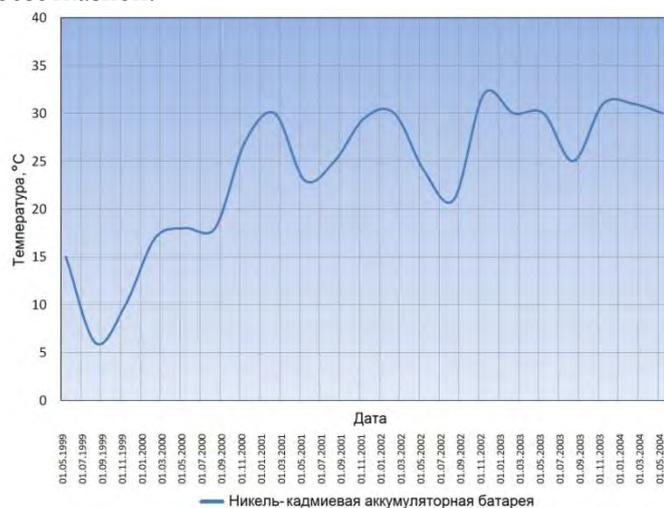


Рисунок 7. Телеметрические данные КА FY-1C

Далее представлен оптимальный алгоритм регулирования с точки зрения точности регулирования и устойчивости циркуляции в контуре (рисунок 8).

Приведенный на рисунке 8 алгоритм включает в себя аналоговый режим управления температурой термостатируемого объекта в диапазоне температур $T_1 - T_2$ путем включения ТЭМХ с обратной полярностью и дискретный режим включения ТЭМХ в диапазоне температур $T_3 - T_4$ для «запуска» КнТТ в критических ситуациях.

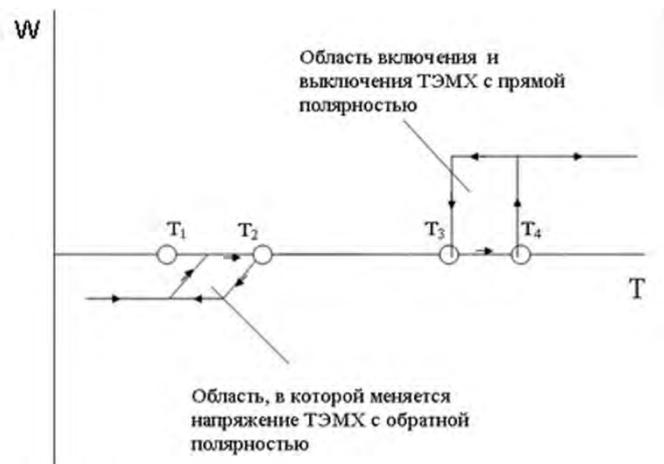


Рисунок 8. Оптимальный алгоритм управления внешним воздействием на КнТТ с помощью ТЭМХ

Для реализации приведенного алгоритма управления контуром разработан автономный «блок управления радиатором» (БУР). Созданный ОАО «Сатурн» БУР прошел полный объем наземной экспериментальной отработки и использован в составе радиатора КА 14Ф133. БУР включает в себя датчики температуры термостатируемого объекта и радиатора, вторичный преобразователь температуры, устройство формирования управляющего сигнала и ТЭМХ. Испытания БУР в составе радиатора с КнТТ показали его эффективность и хорошую совместимость с основным каналом управления. В ходе испытаний БУР функционировал без замечаний к алгоритму работы, температура испарителя КнТТ поддерживалась с заданной точностью. Результаты испытаний БУР представлены на графике (рисунок 9).

Окончательным этапом в создании регулируемых КнТТ стала разработка в последнее десятилетие динамической математической модели КнТТ, позволяющей моделировать в динамике процессы тепло-массопереноса (Smirnov H.F. et al., 1996; Buz V. et al., 2002; Buz V.N. et al., 1998; Buz V.N. et al., Portugal, 1998). На рисунке 10 разработанная математическая модель представлена в виде отдельного модуля программного комплекса «EASY2.1».

Динамическая модель работы КнТТ, вошедшая в комплекс программного обеспечения «EASY2.1», позволяет анализировать КнТТ с учетом присоединенных к испарителю и конденсатору теплоемкостей, заданных циклограмм изменений тепловыделения объекта и теплопритоков на конденсатор, а также заданного алгоритма управления КнТТ.

Результаты моделирования динамики КнТТ могут быть использованы для моделирования КА на системном уровне. Созданная модель позволяет определять точность термостатирования объектов в реальных системах с учетом заданных граничных условий

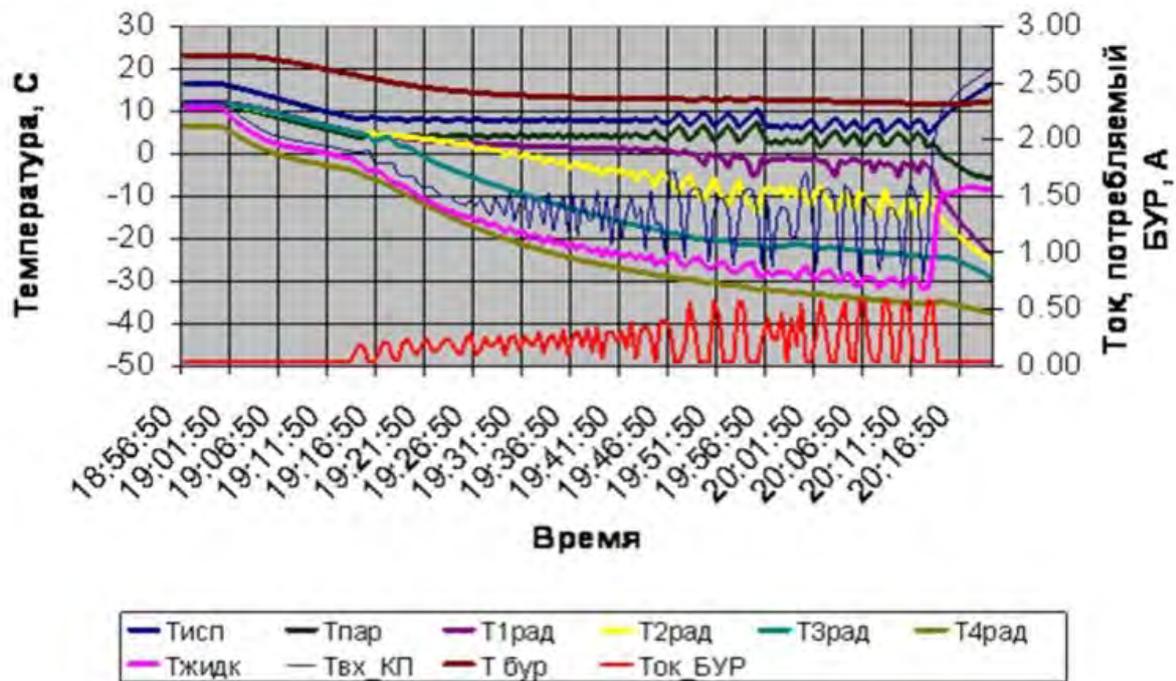


Рисунок 9. Результаты тепловакуумных испытаний БУР в составе радиатора с КНТТ

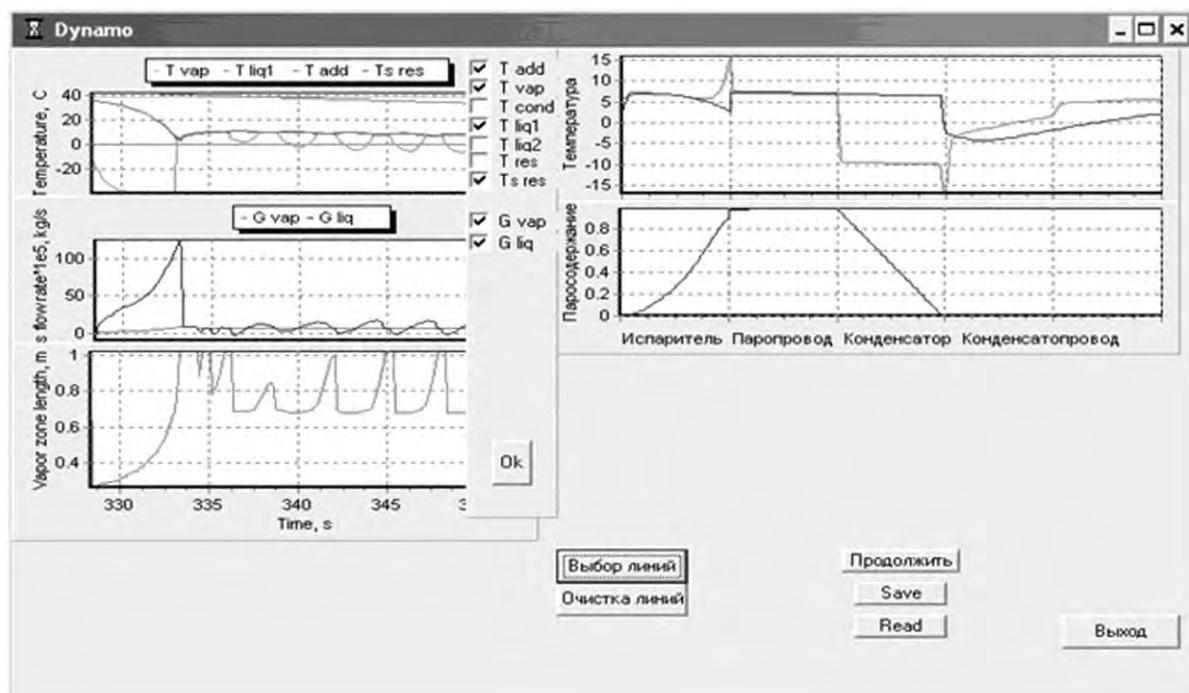


Рисунок 10. Моделирование КНТТ в динамике

и алгоритма регулирования, предсказывать и избегать критических ситуаций с возникновением автоколебаний и тепловым резонансом.

Возвращаясь к анализу пределов возможности регулирования температурой КнТТ путем внешнего теплового воздействия на жидкостной канал или компенсационную полость, можно сделать следующие обобщения:

1. КнТТ даже самой простой конструкции могут успешно выполнять роль регулятора температуры путем теплового воздействия на жидкостной канал или компенсационную полость. Процесс такого регулирования аналогичен триоду. Однако задержка во времени между воздействием и реакцией объекта термостатирования на воздействие в сочетании с автоколебательными процессами тепломассобмена внутри контура не позволяют достигнуть высокой точности термостатирования. Ожидаемая точность регулирования с использованием данного метода составляет несколько градусов.

2. Рассматриваемый метод регулирования не влияет на надежность КнТТ, но надежность термостатирования объекта и системы в целом зависит от надежности датчиков температуры, измерительного устройства, устройства формирования управляющего сигнала, исполнительного органа (нагреватель или ТЭМХ). Надежность системы меньше надежности каждого из составляющих ее элементов, при этом, как правило, надежность КнТТ превышает надежность остальных элементов. Разработанный алгоритм управления внешними тепловыми воздействиями на КнТТ реализован в электронном блоке с известной надежностью.

3. Разработанная математическая модель КнТТ в динамике позволяет предсказывать и избегать критических ситуаций с возникновением автоколебаний и тепловым резонансом.

4. Разработаны и апробированы конструктивные мероприятия, позволяющие минимизировать энергозатраты на регулирование КнТТ, многолетний опыт успешной эксплуатации регулируемых КнТТ на многочисленных отечественных и зарубежных аппаратах подтвердил справедливость разработанных конструкций.

Список литературы

Buz V., Goncharov K. Modeling of LHP Performances by Means of Specialized EASY Package Program // IHPC 12. Moscow, Russia, May 19-24, 2002.

Buz V.N., Smirnov H.F., Goncharov K.A. LHP and CPL mathematical model providing the description of

some dynamic processes // CPL'98 International workshop. Los Angeles, USA, March 2- 4, 1998. P. 122-127.

Buz V.N., Smirnov H.F., Goncharov K.A. The mathematical model of two-phase contour with capillary pump for heat removal // Int. Heat Transfer Conference. Portugal, 1998. P. 46-54.

Гончаров К.А. и др. Теплообмен в двухфазных контурах // Первая Российская национальная конференция по теплообмену. М.: МЭИ, 1994. Т. 5. С. 25-30.

Goncharov K. et al. Development and In-orbit Performance of Thermal Control System on Base of Loop Heat Pipes for Nickel-Cadmium Batteries Cooling // 00ICES-73, 30 ICES. Toulouse, France, July 2000. P. 309- 315.

Goncharov K. et al. Loop Heat Pipes in Thermal Control Systems for «OBZOR» Spacecraft // 25th ICES. San Diego, California, July 10-13, 1995. № 951555.

Goncharov K. et al. Some Results of Loop Heat Pipes Development, Tests and Application in Engineering // 5th IHPS. Melbourne, Australia, November 17-20, 1996. P. 85-91.

Goncharov K., Maidanik Yu., Fershtater Yu. Capillary pumped loop for the systems of thermal regulation of spacecraft // ICES 4th. Florence, Italy, October 21-24, 1991. P. 125-129.

Yury F. Maidanik, Yury G Fershtater, and Nikolay N Solodovnik.. Desing and Investigation of Methods of Regulation of Loop Heat Pipes for Terrestrial and Space Applications//24th International Conference on Environmental Systems and 5th European Symposium on Space Environmental Control Systems. Friedrichshafen, Germany. June 20-23. 1994.

Orlov A.A. et al. The Loop Heat Pipe Experiment on board the «GRANAT» Spacecraft // CPL-97 Workshop. Noordwijk, The Netherlands, May 20-22, 1997. P. 341-354.

Smirnov H.F., Buz V.N., Goncharov K.A. Thermal control two-phase system statically and dynamical characteristics analysis // 2nd European Thermal-Sciences and 14th National Heat Transfer Conference. Rome, Italy, 1996. P. 1381-1388.

Патент РФ № 2015483: Способ регулирования термического сопротивления КТТ. Авторы: Майданик Ю.Ф., Ферштатер Ю.Г., Вершинин С.В., Гончаров К.А. Опубликовано бюллетень № 12, 1994 г.

Патент РФ № 2062970: Способ регулирования температурного уровня контурной тепловой трубы. Авторы: Майданик Ю.Ф., Солодовник Н.А., Ферштатер Ю.Г., Гончаров К.А., Котляров Е.Ю. Опубликовано бюллетень № 18, 1996 г.

УДК 519.6:533.6.011

О ПОСТАНОВКЕ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ НА УДАРНОЙ ВОЛНЕ ПРИ ОБТЕКАНИИ ГИПЕРЗВУКО- ВЫМ ПОТОКОМ ГАЗА СПУСКАЕМЫХ НА ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТ АППАРАТОВ

М.М. Голомазов, А.А. Иванков



ГОЛОМАЗОВ
Михаил Михайлович
профессор, доктор физико-
математических наук,
Институт автоматизации
проектирования РАН
E-mail: mmg@icad.org.ru



ИВАНКОВ
Александр Андреевич
кандидат физико-
математических наук,
ФГУП «НПО им.
С.А. Лавочкина»
E-mail: ival@laspace.ru

Рассматривается стационарное гиперзвуковое обтекание спускаемых на поверхности планет аппаратов (СА) с учетом равновесных и неравновесных химических реакций. Исследуется влияние физико-химических процессов и условий на ударной волне для концентраций компонентов смеси газов на структуру течения между отошедшей ударной волной и СА. Показано, что при расчете траектории торможения СА в воздушной атмосфере на высоте 75 км условие сохранения концентраций на ударной волне приводит к возникновению больших градиентов температуры и концентраций в узком слое за ударной волной.

Ключевые слова: математическая модель; спускаемый аппарат; аэродинамические характеристики; траектория спуска.

ON DEFINITION OF THE SHOCK WAVE CONDITIONS FOR HYPERSONIC FLOW AROUND DESCENT DEVICES M.M. Golomazov, A.A. Ivankov

Stationary hypersonic flow with equilibrium and nonequilibrium chemical reactions around descent devices is considered. Influence of physical-chemical process and shock boundary conditions for gas species on the shock layer structure is investigated. It is demonstrated that conservation conditions of species on the shock wave bring to large gradient of gas temperature and species in the shock layer at calculation of braking trajectory of space vehicle in the air atmosphere on altitude 75km.

Key words: mathematical model; descent vehicle; aerodynamic properties; descent trajectory.

Введение

При проектировании спускаемых аппаратов (СА) на поверхности планет с атмосферой для определения их аэродинамических характеристик на участках полета с гиперзвуковыми скоростями, когда при торможении СА в сжатом слое газа между ударной волной и поверхностью аппарата протекают физико-химические процессы, приходится использовать расчетно-теоретические методы исследования. Эти процессы протекают в широком диапазоне изменения давления и температуры и могут быть как равновесными, так и неравновесными.

Если для равновесных процессов математическая модель, описывающая течение, является полностью детерминированной, то для неравновесных существ-

вует много вариантов моделей, используемых для расчетов аэродинамики СА.

Химические реакции на начальном участке траектории торможения СА протекают неравновесным образом. При рассмотрении неравновесных химических реакций условием для концентраций компонентов смеси газов обычно принимают условие сохранения состава при переходе через ударную волну, что справедливо для высот и скоростей полета аппарата, когда характерное газодинамическое время много меньше времени релаксации каждой химической реакции. Затем, при снижении СА, химические реакции в газе с некоторой высоты протекают равновесным образом.

В данной работе проведено исследование по определению высоты перехода от неравновесного течения к равновесному. При этом варьировались условия для концентраций на ударной волне, и изучалось их влияние на изменение температуры смеси газов и концентраций компонентов внутри ударного слоя по траектории торможения космического СА. Это позволило определить некоторые характерные особенности протекания химических реакций в воздушной атмосфере в зависимости от условий на ударной волне.

1 Краевая задача

Математическая модель стационарного течения около спускаемого аппарата включает систему уравнений газовой динамики, граничные условия для газодинамических функций, систему уравнений химической кинетики и начальные условия для концентраций компонентов газа.

Для описания течения в ударном слое используются уравнения Эйлера

$$\begin{aligned}(\rho \mathbf{V}, \nabla) \mathbf{V} + \nabla p &= 0, \\ \nabla(\rho \mathbf{V}) &= 0,\end{aligned}\quad (1)$$

где \mathbf{V} – вектор скорости; ρ – плотность; p – давление.

К этим уравнениям следует добавить уравнение состояния $p = \rho RT / \mu$ и уравнение энергии $V^2/2 + H(T, y_i) = V_\infty^2/2 + H_\infty$,

где H – энтальпия; R – универсальная газовая постоянная; T – температура; y_i – концентрации компонентов; μ – молекулярный вес смеси газов.

В результате анализа состава реагирующего газа в условиях движения аппаратов в атмосфере Земли с гиперболической скоростью выбран оптимальный набор из пяти компонентов, участвующих в химических реакциях: N_2 , O_2 , NO , N , O (Голомазов М.М., 2008).

Тогда для определения химического состава и термодинамических функций используется система уравнений химической кинетики

$$\mathbf{V} \nabla y_i = w_i(p, T, y_i), \quad (i = 1, \dots, 5), \quad (2)$$

где w_i – скорость изменения концентрации i -го компонента.

Область решения ограничивается ударной волной и поверхностью СА. В качестве границы в сверхзвуковой области выбирается предельная характеристическая поверхность в соответствии с теоремой Трикоми о существовании и единственности решения для линейного уравнения в частных производных второго порядка смешанного типа.

На поверхности СА: $\mathbf{Vn} = 0$, \mathbf{n} – вектор нормали к поверхности СА. Граничными условиями на ударной волне для системы (1) являются соотношения

$$\begin{aligned}(\rho \mathbf{Vn})_s &= (\rho \mathbf{Vn})_\infty, \\ (\mathbf{Vt})_s &= (\mathbf{Vt})_\infty, \\ (p + \rho (\mathbf{Vn})^2)_s &= (p + \rho (\mathbf{Vn})^2)_\infty, \\ (H + \mathbf{V}\mathbf{V}/2)_s &= (H + \mathbf{V}\mathbf{V}/2)_\infty,\end{aligned}$$

где \mathbf{n} и \mathbf{t} – единичные векторы нормали и касательной к ударной волне, индекс ∞ относится к величинам перед ударной волной; индекс s – к величинам за ударной волной.

Для системы уравнений (2) обычно ставятся на ударной волне начальные условия сохранения молярной доли компонентов (количество молей вещества i к количеству молей в 1 м^3 смеси): $x_i = n_i / n$. Эти условия справедливы для таких параметров в набегающем потоке, когда характерное газодинамическое время много меньше времени релаксации каждой химической реакции. Однако скорость изменения концентрации i -го компонента зависит от констант скоростей реакций, которые могут отличаться на порядки при одних и тех же величинах температуры и давления в газе.

Далее для исследования структуры течения за ударной волной в предположении равновесности и неравновесности химических реакций по всей траектории проведены расчеты траектории СА сегментальной формы с параметрами $R_c = D$, $r_0 = 0.05D$, $D = 1$ м, где R_c – радиус сегмента, т.е. лобовой поверхности СА; r_0 – радиус закругления кормовой кромки СА; D – диаметр СА.

На рисунке 1 представлены графики распределения температуры T и молярных долей компонентов O_2 , N_2 , NO , O и N на оси симметрии на 10-й секунде полета, где скорость СА $V_\infty = 7.4$ км/с; высота $H = 73$ км.

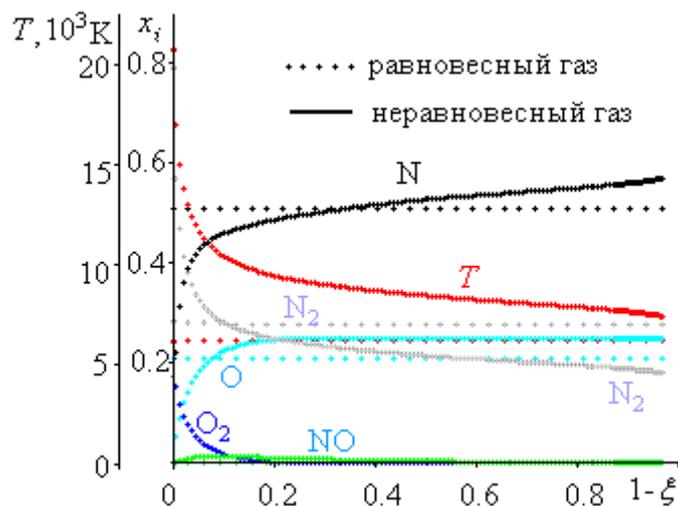
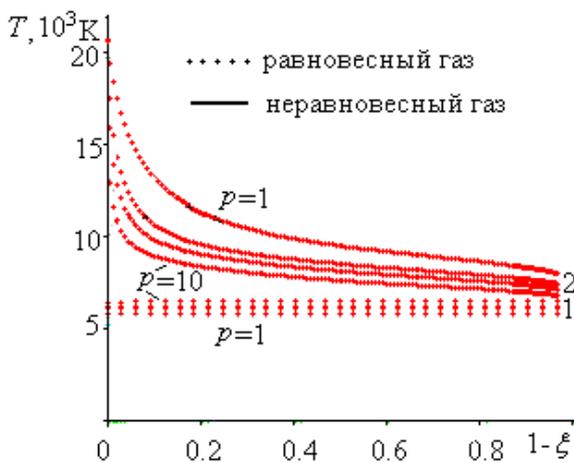


Рисунок 1. Распределение температуры и концентраций вдоль нулевой линии тока для равновесного и неравновесного течения в ударном слое

Из рисунка 1 следует, что значительное различие в результатах для равновесного и неравновесного течения в ударном слое наблюдается на небольшом отрезке сразу за ударной волной ($\xi = 1$) из-за условия принимаемого постоянства состава при переходе через ударную волну для неравновесных химических

реакций. Концентрация O_2 равна нулю для равновесного газа, а в неравновесном случае $x_{O_2}=0.21$, как в набегающем потоке. Для равновесного режима за ударной волной $x_{N_2}=0.28$ и $x_N=0.51$, а для неравновесного газа $x_{N_2}=0.79$ и $x_N=0$. Равновесная температура за ударной волной составляет $T_{eq}=6181$ К, а неравновесная $T_{ne}=20723$ К. При этом последняя резко снижается от $T_{ne}=20723$ К до $T_{ne}=14942$ К на первых двух шагах, что составляет 0.015 толщины ударного слоя Δ . Так же резко изменяются и значения концентраций компонентов. Далее их величины сближаются с равновесными значениями, и их различие становится не столь значительным. Газодинамические функции практически не различаются во всем ударном слое. Приведенные зависимости показывают, что около ударной волны находится узкий слой больших градиентов неравновесных температур и концентраций компонентов, вызываемый начальными условиями для концентраций на ударной волне.

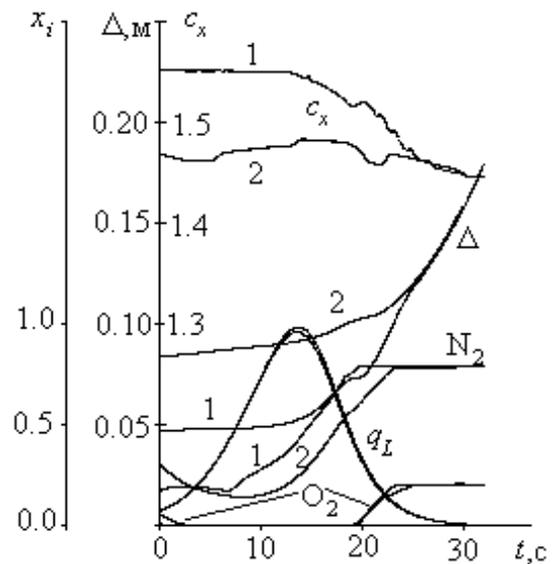
На рисунке 2 приведено рассчитанное распределение температуры поперек ударного слоя в момент времени $t=10$ с для различных значений давления p в набегающем потоке от 1 Па до 10 Па, которые перекрывают траекторное значение $p_\infty=3.68$ Па. Значение неравновесной температуры (группа кривых 2) сразу за ударной волной ($\xi=1$) одно и то же для всех давлений, а равновесная температура (группа прямых 1) повышается при увеличении давления. Градиенты неравновесной температуры при высоких давлениях больше по абсолютной величине, и каждая из кривых температуры с возрастанием давления быстрее приближается к равновесным значениям. Неравновесные концентрации атомов O и N также стремятся к равновесным значениям и с некоторой координаты ξ превосходят их из-за более высокой температуры газа (см. рисунок 1).



1 – равновесный газ; 2 – неравновесный газ.

Рисунок 2. Зависимость распределения температуры вдоль нулевой линии тока от давления для равновесного и неравновесного течения в ударном слое

На рисунке 3 приводятся зависимости коэффициента сопротивления c_x СА, толщины ударного слоя Δ , конвективного теплового потока q_L и концентраций компонентов молекул O_2 и N_2 в точке торможения от времени спуска СА для равновесных (кривые 1) и неравновесных (кривые 2) химических реакций. В начале траектории видно заметное различие в коэффициенте сопротивления (~7%) и толщине ударного слоя (~40%), которое исчезает только при $t > 25$ с, когда прекращаются химические реакции в ударном слое. Неравновесная концентрация O_2 отлична от нуля в ударном слое на коротком начальном ($t=0-3$ с) участке траектории.



1 – равновесные химические реакции в ударном слое; 2 – неравновесные химические реакции в ударном слое.

Рисунок 3. Изменение по траектории значений коэффициента сопротивления c_x СА, толщины ударного слоя Δ конвективного теплового потока q_L и концентраций N_2 и O_2 в точке торможения

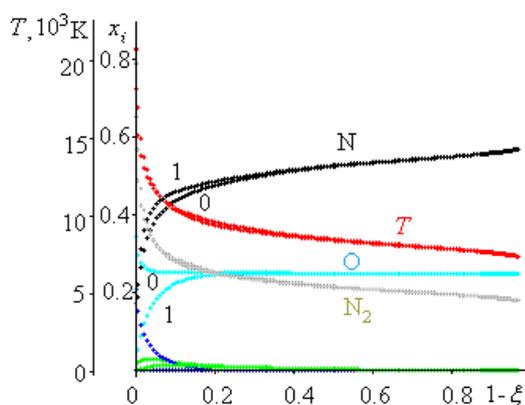
Конвективные тепловые потоки, вычисленные по формуле Фей и Ридделла (Фей Дж., Ридделл Ф., 1959), отличаются незначительно, т.к. рассчитываются по траекторным параметрам в набегающем потоке, которые слабо зависят от характера протекания химических реакций в ударном слое. Концентрация молекул азота в точке торможения заметно отличается по всей траектории вплоть до момента времени $t=23$ с, когда реакция диссоциации азота прекращается. При $t > 23$ с неравновесные кривые сближаются с равновесными, и затем эти кривые сливаются.

Таким образом, если предположить, что при переходе через ударную волну в смеси газов протекают химические реакции, то начальные условия для концентраций могут изменяться в пределах от значений в набегающем потоке до равновесных величин.

2 Влияние начального условия для O_2 на структуру потока

В равновесном газе молекулы O_2 на участке траектории СА от входа до момента времени $t=20$ с отсутствуют, и наличие их в неравновесном случае связано с условием постоянства состава смеси при переходе через ударную волну. Далее проведено исследование влияния концентрации O_2 за ударной волной на газодинамические и термодинамические функции в ударном слое.

На рисунке 4 сравниваются графики распределения неравновесной температуры и концентрации компонентов вдоль оси симметрии течения для двух начальных условий молекулярного кислорода: $x_{O_2}=0$ и $x_{O_2}=0.21$ за ударной волной в точке траектории, соответствующей моменту времени $t=10$ с; скорость входа СА в атмосферу Земли $V_\infty=8$ км/с на высоте $H=100$ км; угол входа $\theta_{вх}=-20^\circ$.



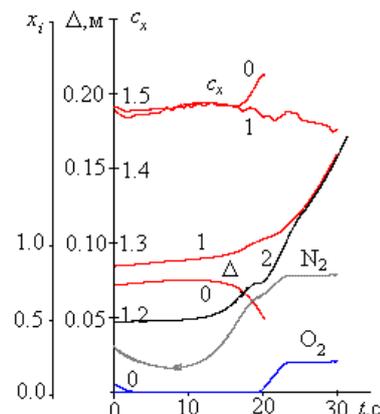
0 – нулевое начальное условие концентрации кислорода ($x_{O_2}=0$); 1 – начальное условие $x_{O_2}=0.21$.

Рисунок 4. Распределение неравновесных температур и концентраций вдоль оси симметрии в момент времени $t=10$ с для двух начальных условий концентрации молекулярного кислорода

Расчеты показывают, что температура за ударной волной понижается от $T_{ne}=20723$ К при $x_{O_2}=0.21$ до $T_{ne}=18189$ К, когда молекулы кислорода полностью диссоциируют при переходе через ударную волну. Концентрация атомарного кислорода составляет $x_O=0.347$ из-за увеличения числа частиц в реакции диссоциации кислорода, и поэтому уменьшается мольная доля молекулярного азота $x_{N_2}=0.653$. Но все отличия наблюдаются до координаты в ударном слое $\xi=0.8$, а далее кривые сливаются для всех величин вплоть до поверхности СА ($\xi=0$). Уменьшается также отход ударной волны Δ от значения 8.91 до 7.55 см.

На рисунке 5 для сравнения приведены значения коэффициента сопротивления c_x СА, толщины ударного слоя Δ и концентраций компонентов молекул

O_2 и N_2 в точке торможения в зависимости от времени спуска СА при торможении в атмосфере Земли с начальной скоростью $V_\infty=8$ км/с на высоте $H=100$ км и с углом входа $\theta_{вх}=-20^\circ$ для двух начальных условий концентрации молекулярного кислорода $x_{O_2}=0$ и $x_{O_2}=0.21$.



0 – нулевое начальное условие концентрации кислорода ($x_{O_2}=0$); 1 – начальное условие $x_{O_2}=0.21$; 2 – отход ударной волны при равновесном протекании химических реакций.

Рисунок 5. Изменение коэффициента сопротивления c_x СА, толщины ударного слоя Δ и концентраций в точке торможения для двух начальных условий концентрации молекулярного кислорода

Рисунок 5 иллюстрирует, что концентрации компонентов N_2 и O_2 в точке торможения совпадают вплоть до 20-й секунды полета СА, за исключением его начального участка (0-3 с), когда в ударном слое присутствует концентрация O_2 . Коэффициенты сопротивления c_x СА практически совпадают от начала входа до $t=15$ с. Отходы ударной волны Δ существенно различны по всей траектории, причем кривая 0 лежит ближе к равновесному значению отхода (черная линия 2 на рисунке 5) и приближается к ней. Но при $t>15$ с значение отхода Δ для начального условия $x_{O_2}=0$ уходит от кривых 1 и 2, в то время как эти кривые сближаются. Это расхождение кривых под индексом 0 с неравновесными значениями вполне закономерно, т.к. при $t=15$ с условия в набегающем потоке: $V_\infty=6.5$ км/с, $p_\infty=22$ Па, $T_\infty=244$ К соответствуют равновесному течению.

На рисунке 6 приведено распределение неравновесных температур и концентраций компонентов вдоль оси симметрии для двух начальных условий $x_{O_2}=0$ и 0.21 за ударной волной в точке траектории $t=15$ с. Видно, что кривые изменения соответствующих функций практически не отличаются по всей толщине ударного слоя, за исключением величин на ударной волне. Так, температура на ударной волне составляет $T=12475$ К и 14927 К соответственно.

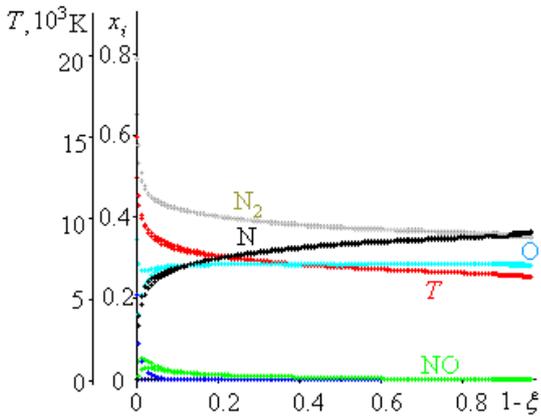


Рисунок 6. Распределение неравновесных температуры и концентраций вдоль оси симметрии для двух начальных условий $x_{O_2}=0$ и 0.21 за ударной волной в точке траектории $t=15$ с

Таким образом, замена условия для концентрации O_2 не приводит к существенным изменениям распределения термодинамических функций, и условие $x_{O_2}=0$ является вполне оправданным.

На рисунке 7 сравниваются равновесные функции в ударном слое с неравновесными в момент $t=10$ с при одинаковых условиях в набегающем потоке $V_\infty=7.75$ км/с, $p_\infty=3.68$ Па, $T_\infty=213$ К. Концентрации за ударной волной $x_{O_2}=0$ и $x_{N_2}=0.28$, соответствуют равновесному случаю для прямого скачка уплотнения. Здесь температура за ударной волной $T_{ne}=10106$ К и $T_{eq}=6188$ К, давление $p_{ne}=3420$ Па и $p_{eq}=3381$ Па, что связано с расхождением данных по концентрации компонентов в равновесном и неравновесном случаях на других лучах.

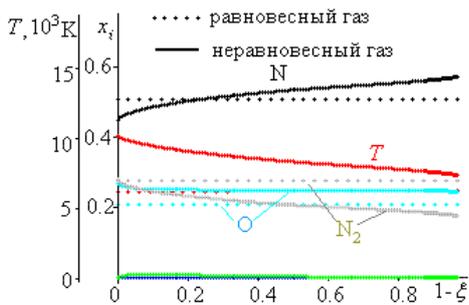


Рисунок 7. Распределение температуры и концентраций вдоль нулевой линии тока для равновесного и неравновесного течения в ударном слое

Снижение величины концентрации N_2 за ударной волной приводит к понижению температуры и концентрации N_2 в ударном слое, которые приближаются к равновесным значениям. Так, уменьшение концентрации N_2 в два раза понижает и неравновесную температуру от значения 18189 К до 9224 К, в то время как равновесная температура $T_{eq}=6188$ К. В точке торможения $T_{ne}=7884$ К, а $T_{eq}=6206$ К.

Таким образом, начальное условие для концентрации N_2 может находиться в пределах от $x_{N_2}=0.79$ до равновесных значений. Поэтому на участке траектории для высоты полета $H>73$ км можно ставить начальные условия $x_{O_2}=0$ и $x_{N_2}=0.79$, а при $H<73$ км расчеты нужно проводить в предположении равновесных физико-химических процессов за ударной волной.

3 Влияние баллистических параметров при входе аппарата в атмосферу Земли

Характер протекания физико-химических процессов в ударном слое зависит от соотношения характерного времени течения и времени релаксации. Так как в стационарном случае характерное аэродинамическое время $t_{хар}=l_{хар}/V_\infty$, то определяющими параметрами являются характерный размер СА $l_{хар}$, а также скорость его входа в атмосферу и угол наклона траектории, которые влияют на значение скорости по траектории. Поэтому далее оценивается влияние этих параметров на структуру течения и распределение температуры и концентраций компонентов в ударном слое.

На рисунке 8 приведены высота H , дальность L и скорость полета V_∞ СА в зависимости от времени для двух характерных его размеров СА – $D=1$ м (черные линии) и $D=2$ м (красные линии) при торможении в атмосфере земли с начальной скоростью $V_\infty=8$ км/с на высоте $H=100$ км и углом входа $\theta_{вх}=-20^\circ$.

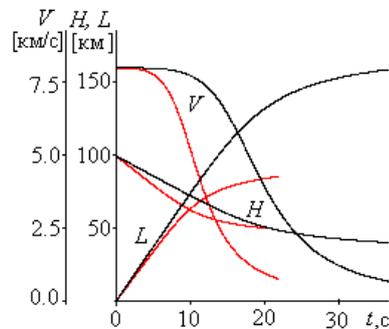
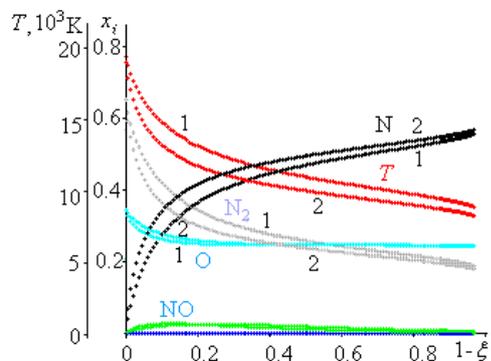


Рисунок 8. Высота H , дальность L и скорость полета V_∞ СА с характерными размерами $D=1$ и 2 м

Из рисунка 8 видно, что при возрастании характерного размера СА его скорость и высота падают более интенсивно из-за увеличения лобового сопротивления, что приводит к изменению условий в набегающем потоке. Так, скорость уже к 5-й секунде спуска уменьшается от $V_\infty=7990$ м/с для $D=1$ м до $V_\infty=7914$ м/с для $D=2$ м, а высота – от $H=86.32$ км до $H=76.36$ км. Изменение характерного размера также приводит к различным значениям температуры и концентраций на ударной волне и в поле течения.

На рисунке 9 приводятся результаты расчета распределения температуры и концентраций вдоль оси

симметрии для $D=1$ м (кривые 1) и $D=2$ м (кривые 2) в точке траектории $t=5$ с. Видно, что температура T и концентрации N_2 и N для СА большего диаметра изменяются сразу же за ударной волной и приближаются к равновесным значениям более интенсивно, чем для СА, имеющего диаметр $D=1$ м.



1 – диаметр СА $D=1$ м; 2 – диаметр СА $D=2$ м.

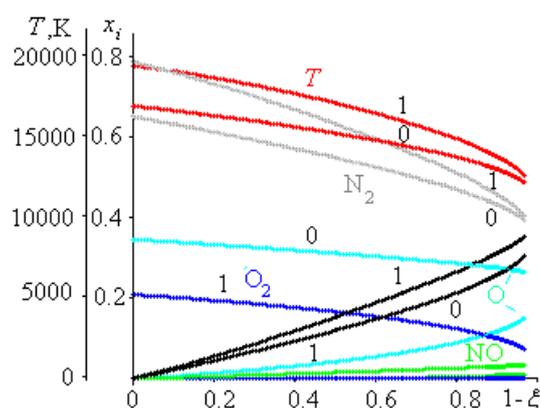
Рисунок 9. Распределение температуры и концентраций вдоль оси симметрии для СА разного диаметра в момент времени $t=5$ с

Для равновесных течений характерный размер является параметром подобия. В неравновесном случае $l_{хар}$ определяет интенсивность протекания химических реакций в поле течения за ударной волной.

На рисунке 10 приводится рассчитанное распределение неравновесных температуры и концентраций компонентов вдоль оси симметрии течения около СА для двух начальных условий концентрации молекулярного кислорода $x_{O_2}=0$ и $x_{O_2}=0.21$ между ударной волной и поверхностью СА в точке траектории $t=0$ на высоте $H=100$ км при скорости входа $V_\infty=7.5$ км/с. Видно, что температура за ударной волной при $x_{O_2}=0.21$ стала равной $T_{ne}=19498$ К, а при $x_{O_2}=0$ снизилась до $T_{ne}=16980$ К. Уменьшился также и отход ударной волны Δ от величины 8.58 до 7.17 см.

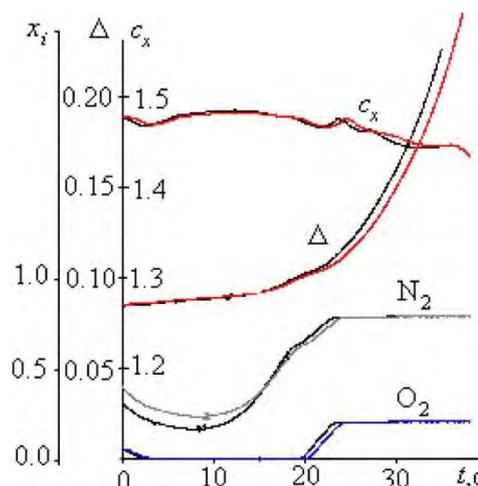
На рисунке 11 приведены изменения по траектории спуска СА величин его коэффициента сопротивления c_x , толщины ударного слоя Δ и концентраций компонентов молекул O_2 и N_2 в точке торможения в зависимости от времени спуска по траектории сегментального аппарата при торможении в атмосфере Земли с начальными скоростями $V_\infty=8$ км/с и $V_\infty=7.5$ км/с на высоте $H=100$ км с углом входа $\theta_{вх}=-20^\circ$.

Коэффициенты сопротивления c_x , отход ударной волны Δ и концентрации O_2 в точке торможения практически совпадают от начала входа до момента времени $t=20$ с, и только концентрации N_2 в точке торможения на этом интервале времени значительно различаются. При $t>20$ с графики всех функций сдвинуты по времени относительно друг друга для различных скоростей входа при сохранении диапазона и характера изменения величин.



0 – нулевое начальное условие концентрации кислорода ($x_{O_2}=0$); 1 – начальное условие $x_{O_2}=0.21$.

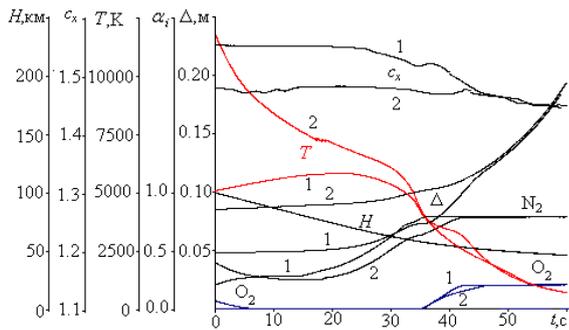
Рисунок 10. Распределение неравновесных температуры и концентраций вдоль оси симметрии для двух начальных условий концентраций молекулярного кислорода в момент времени $t=0$ с, $V_\infty=7.5$ км/с



цветные линии – 7.5 км/с; черные линии – 8.0 км/с.

Рисунок 11. Влияние начальной скорости входа на величины c_x , Δ и концентраций молекул O_2 и N_2 в точке торможения

На рисунке 12 представлены результаты расчета величин коэффициента сопротивления c_x , толщины ударного слоя Δ и температуры и концентраций компонентов молекул O_2 и N_2 в точке торможения в зависимости от времени спуска СА при торможении в атмосфере Земли с начальной скоростью $V_\infty=7.5$ км/с на высоте $H=100$ км с углом входа $\theta_{вх}=-10^\circ$ в предположении равновесности (кривые 1) и неравновесности (кривые 2) химических реакций в ударном слое. Время спуска увеличилось почти в два раза по сравнению с траекторией при угле входа $\theta_{вх}=-20^\circ$ (см. рисунок 4), но характер поведения и различие в равновесных и неравновесных величинах сохранились.



1 – равновесное протекание химических реакций в ударном слое; 2 – неравновесное протекание химических реакций.

Рисунок 12. Изменение по траектории значений коэффициента сопротивления c_x , толщины ударного слоя Δ и температуры и концентраций N_2 и O_2 в точке торможения

На рисунке 13 приведены зависимости высоты полета H , коэффициента сопротивления c_x СА, толщины ударного слоя Δ , а также температуры и концентраций молекул O_2 и N_2 в точке торможения от скорости полета V для углов входа $\theta_{вх} = -10^\circ$ и $\theta_{вх} = -20^\circ$.

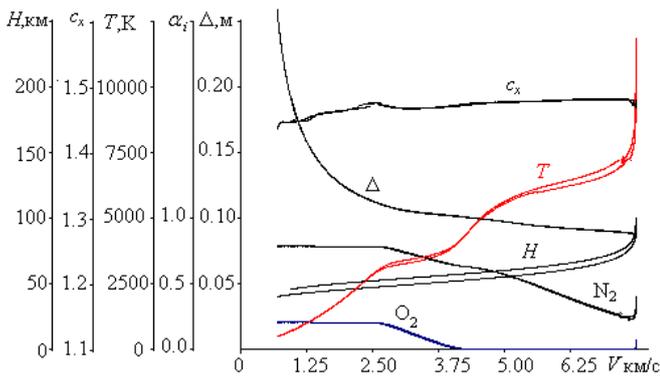
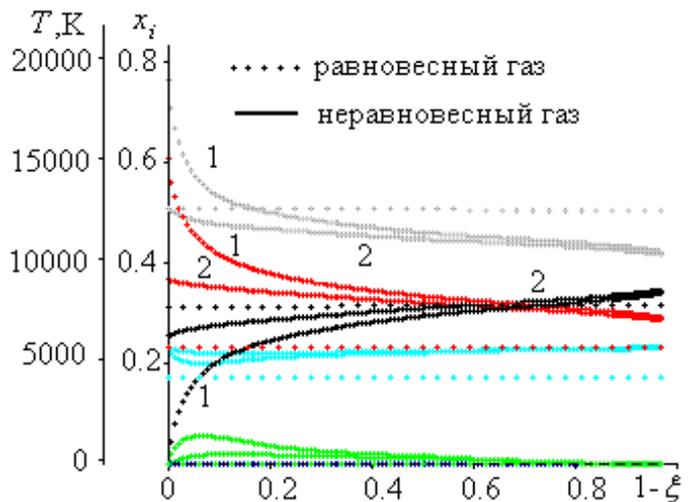


Рисунок 13. Изменение по траектории значений коэффициента сопротивления c_x , толщины ударного слоя Δ и температуры и концентраций N_2 и O_2 в точке торможения для равновесных и неравновесных химических реакций в ударном слое в зависимости от скорости V для углов входа $\theta_{вх} = -10^\circ$ и $\theta_{вх} = -20^\circ$

Высота полета H отличается для этих двух случаев на 4 км по всей траектории, т.е. различие условий в набегающем потоке для одной и той же скорости незначительно, что подтверждается совпадением величин коэффициента сопротивления c_x , толщины ударного слоя Δ и концентраций во всем диапазоне скоростей. Различие в высотах траекторий проявляется в небольшой разнице температуры торможения T на диапазонах скоростей, на которых интенсивно проходят реакции рекомбинации азота и кислорода.

Приведенные примеры расчетов траекторий показывают, что начальные условия входа влияют на длительность характера протекания химических реакций в ударном слое, а граница перехода от неравновесных процессов к равновесным в воздушной атмосфере устанавливается по высоте полета СА $H=75$ км. Для траектории с углом входа $\theta_{вх} = -10^\circ$ эта высота достигается на 20-й секунде.

На рисунке 14 представлены графики распределения температуры и концентраций от ударной волны и концентрации до тела вдоль нулевой линии тока в момент $t=20$ с для неравновесного течения, когда концентрация кислорода O_2 за ударной волной равна нулю, что соответствует равновесному значению. Когда для азота N_2 принимается условие сохранения концентрации на ударной волне (кривые 1), температура T и концентрации N_2 и N резко изменяются сразу за ударной волной на расстоянии 0.1Δ и затем медленно приближаются к значениям, когда для азота N_2 ставятся равновесные условия за ударной волной (кривые 2).



1 – условие сохранения концентраций на ударной волне; 2 – условие равновесных значений за ударной волной.

Рисунок 14. Распределение неравновесных температуры и концентраций вдоль нулевой линии тока

Неравновесные температура и концентрации во втором случае становятся близкими к равновесным величинам по всей толщине ударного слоя. Значения температуры за ударной волной заметно различаются и составляют: $T_1 = 15220$ К, $T_2 = 9205$ К и $T_{eq} = 5813$ К.

На рисунке 15 приведены результаты расчета значений коэффициента сопротивления c_x СА, толщины ударного слоя Δ , температуры T и концентраций компонентов молекул O_2 и N_2 в точке торможения в зависимости от времени спуска СА при торможении в атмосфере Земли с начальной скоростью $V_\infty = 8$ км/с на высоте $H=100$ км с углом входа $\theta_{вх} = -10^\circ$.

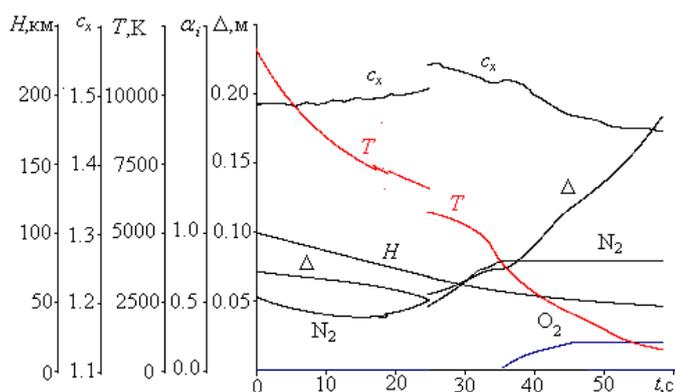


Рисунок 15. Изменение по траектории значений коэффициента сопротивления c_x , СА, толщины ударного слоя Δ , температуры и концентраций N_2 и O_2 в точке торможения для неравновесных химических реакций на участке $0 < t < 25$ с и равновесного течения в ударном слое при $t > 25$ с для угла входа $\vartheta_{вх} = -10^\circ$

В этом случае начальная часть траектории $t=0-25$ с рассчитывалась с учетом неравновесных химических реакций, причем на ударной волне концентрация O_2 полагалась равной нулю. Концентрация N_2 на ударной волне задавалась линейной интерполяцией по t между величинами $\alpha = \alpha_\infty$ при $t=0$ с и равновесным значением концентрации за ударной волной при $t=25$ с. При $t > 25$ с физико-химические процессы рассчитывались в предположении термодинамического равновесия. Небольшой скачок в отходе ударной волны Δ и концентрациях при $t=25$ с объясняется различием скорости V_∞ при расчете неравновесной и равновесной траектории, 6514 м/с и 6500 м/с соответственно. Более заметный скачок наблюдается у температуры торможения и коэффициента сопротивления, но он значительно меньше, чем в равновесном случае и при неравновесном расчете с условием сохранения концентраций на ударной волне (см. рисунок 12). Такой расчет траектории наиболее адекватно отражает реальные процессы, протекающие в ударном слое по всей траектории спуска космического аппарата.

Заключение

Химические реакции в ударном слое перед поверхностью спускающихся в атмосфере Земли аппаратов протекают последовательно в зависимости от величины его скорости, и при температуре газа $T > 5000$ К в составе газа отсутствует молекулярный кислород O_2 . При $V > 6$ км/с температура в смешанной области течения, ограниченной предельной характеристической поверхностью, превышает 5000 К, т.е. реакция диссоциации $O_2 = O + O$ практически не участвует в физико-химическом процессе за ударной

волной. Поэтому при рассмотрении неравновесных химических процессов в ударном слое, задавая начальные условия за ударной волной, величину концентрации молекулярного кислорода можно полагать равной нулю. Понижение температуры в ударном слое в этом случае будет составлять 2000 К, что подтверждено расчетами траектории СА при скорости входа в атмосферу Земли $V_\infty = 7.5$ км/с и 8 км/с для различных траекторных углов.

Расчетами также показано, что значения концентраций азота N и N_2 при расчете неравновесных течений резко изменяются за ударной волной, если давление в набегающем потоке $p_\infty > 3.5$ Па. Это также является следствием условия сохранения концентрации N_2 при переходе через ударную волну, но в этом случае не удается адекватно определить начальную концентрацию N_2 за ударной волной. Диапазон изменения концентрации N_2 лежит между значением в набегающем потоке $x_{N_2} = 0.79$ и равновесным значением x_{N_2} , зависящим от температуры газа, которая, в свою очередь, определяется условиями перехода через скачок уплотнения.

Рассмотрена процедура определения начальных значений для концентраций O_2 и N_2 на ударной волне для расчета траектории, в соответствии с которой выбирается точка траектории $t=t^*$ на высоте, близкой к 75 км. В этой процедуре определяются равновесные концентрации O_2 и N_2 на ударной волне; далее на начальном участке траектории вплоть до выбранной точки проводится расчет неравновесного течения с начальными условиями для массовых концентраций

кислорода $\alpha_{O_2} = 0$

и азота $\alpha_{N_2}(t) = \alpha_{N_2}(t^*) \cdot t + \alpha_{N_{2\infty}} \cdot (t^* - t)$,

а при $t > t^*$ – равновесного газа. При таком расчете слою больших градиентов температуры и концентраций отсутствуют и различие в значениях равновесной и неравновесной температур значительно уменьшается, что наиболее адекватно отражает реальные процессы, протекающие в ударном слое на всей траектории спуска космического аппарата.

Список литературы

Голомазов М.М. Исследование неравновесных химических реакций в ударном слое около спускаемого аппарата при торможении в атмосфере Земли // Физико-химическая кинетика в газовой динамике, 2008. URL: <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-10-23-007.pdf> (дата обращения: 04.11.2011).

Фей Дж., Ридделл Ф. Теоретический анализ теплообмена в лобовой точке, омываемой диссоциированным воздухом. Проблемы движения головной части ракет дальнего действия. М.: ИЛ, 1959. С. 217-256.



УДК 629.78.015:621.382:537.312

РАДИАЦИОННЫЕ ПОТЕНЦИАЛЫ, ГЕНЕРИРУЕМЫЕ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИАЦИЕЙ

А.А. Любомудров

ЛЮБОМУДРОВ

Александр Александрович
профессор, доктор технических наук, Военная академия Ракетных войск стратегического назначения им. Петра Великого
E-mail: lubomudrov31@mail.ru

В статье рассматривается механизм образования электрических потенциалов и токов в проводниках бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов при действии космического излучения. Рассчитываются радиационные потенциалы и токи в системе, состоящей из двух изолированных проводников. Полученные на простейшей модели результаты могут быть распространены на более сложную геометрию взаимного расположения проводников.

Ключевые слова: космическая радиация; генерирование радиационных потенциалов.

RADIATIVE POTENTIALS GENERATED BY SPACE RADIATION A.A. Lyubomudrov

The article covers mechanism of generation of electric potentials and currents in conductors of SC on-board radioelectronic equipment, being effected by space radiation. Calculations are given of radiative potentials and currents in the system consisting of two insulated conductors. The results from simple model can be expanded to more complex geometric relationship of conductors.

Key words: space radiation; generation of radiative potentials.

Введение

Радиационной стойкости бортовой аппаратуры космических аппаратов посвящено большое количество работ, однако, по нашему мнению, недостаточное внимание уделяется электромагнитным помехам, которые вызываются радиационными эффектами ионизирующих излучений при взаимодействии их с материалами элементов радиоэлектронной аппаратуры. В результате таких помех возникает повышенный уровень шумов в радиоэлектронных цепях, а при мощных вспышках радиации возможны временные нарушения работоспособности и отказ аппаратуры (*Радиационные бури в космосе*, (дата обращения: 05.12.2011)).

Сущность механизма возникновения помех, вызванных космической радиацией, состоит в том, что взаимодействие быстрых заряженных частиц, нейтронов, гамма-излучения и рентгеновского излучения с элементной базой радиоэлектронной аппаратуры приводит к частичному поглощению потока этих частиц и квантов и образованию вторичных заряженных частиц.

Энергия протонов, составляющих внутреннюю область радиационного пояса Земли, достигает нескольких сот мегаэлектронвольт. Эта область простирается на расстояние от нескольких сот до нескольких тысяч километров от земной поверхности. Действие протонов и продуктов их реакций с ядрами атомов, входящих в состав оболочки и внутреннего оборудования космического аппарата, может приводить к накоплению зарядов на проводниках из-за неравенства числа заряженных частиц поглощенных в проводнике, и частиц вышедших из него. Столкнувшись с оболочкой корабля, протоны вступают в ядерные взаимодействия с веществом, в результате чего образуются продукты реакций – быстрые ядра. Ядерные реакции часто сопровождаются испусканием гамма-квантов. Гамма-излучение возникает также и при неупругом рассеянии нейтронов. При прохождении электронов высоких энергий через металлы генерируется тормозное рентгеновское излучение, которое, в свою очередь, приводит к возникновению комптоновских и фотоэлектронов. Неоднородность

облучаемого материала изделий элементной базы аппаратуры и различие в характере и масштабах взаимодействия ионизирующих излучений с веществом приводит к появлению в элементах радиоэлектронной аппаратуры нескомпенсированных пространственных электрических зарядов, образованию электрических потенциалов и протеканию выравнивающих плотность заряда токов. Такие потенциалы называются радиационными. Величина и знак разности потенциалов зависит от материала проводников, их формы и взаимного расположения, а также от вида ионизирующего излучения.

Задачей, поставленной в настоящей статье, является оценка радиационных потенциалов, образуемых в радиоэлектронной аппаратуре космических аппаратов под действием космической радиации.

1 Постановка задачи определения радиационных потенциалов

Если мы имеем электрическую систему, состоящую из двух проводников, разделённых диэлектриком и облучаемую ионизирующим излучением, то между ними образуется разность потенциалов (Иванов В.И., 1970). Если проводники имеют электрическое соединение через нагрузку, в системе потечёт ток и возникнет падение напряжения. В случае изолированных проводников ток потечёт через сопротивление изоляции. Такая система из двух облучаемых проводников может рассматриваться как эквивалентный источник радиационного тока $i(t)$, параллельно которому подключены: сопротивление изоляции $R_{из}$, сопротивление нагрузки Z_n , а также ёмкость проводников и связанных с ними цепей C_s (рисунок 1).

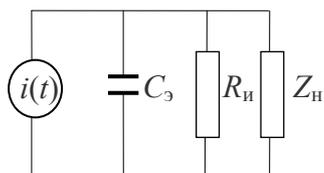


Рисунок 1. Эквивалентная схема облучаемых проводников

Радиационный ток равен скорости накопления избыточного заряда на одном из проводников под действием космической радиации

$$i = \int_S \frac{d(\Delta Q)}{dt} ds,$$

где интегрирование ведётся по облучаемой площади S проводника, ΔQ – избыточный электрический заряд проводника.

Распределение потенциалов между облучаемыми проводниками, когда радиационные токи каждого из

проводников заданы условиями облучения, определяется взаимными эквивалентными ёмкостями проводников C_s и эквивалентными сопротивлениями R_s , включающими сопротивление нагрузки и сопротивление изоляции. Рассмотрим систему, содержащую m проводников, разделённых диэлектриком. Примером этого могут быть разделённые на m ячеек микросхема или плата печатного монтажа. На рисунке 2 показана система из трёх проводников и, соответственно, трёх ячеек. Чтобы не усложнять рисунок, показаны только ёмкости проводника 1 относительно остальных проводников и соответствующие эквивалентные сопротивления.

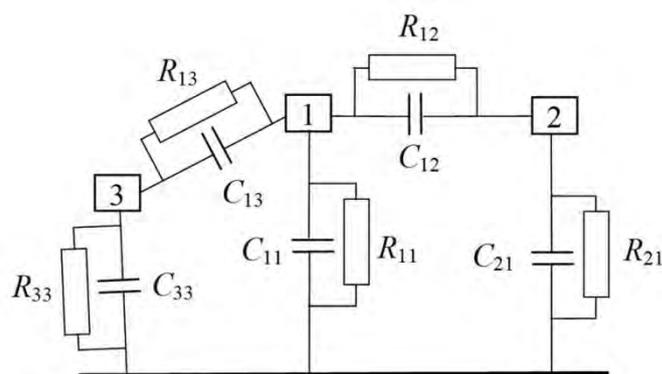


Рисунок 2. Эквивалентная схема трёх облучаемых проводников

Взаимные ёмкости проводников и взаимные сопротивления обозначены парными индексами C_{12} , C_{13} , C_{23} , ..., C_{jk} , R_{12} , R_{13} , R_{23} , ..., R_{jk} , а ёмкость и сопротивление каждого из проводников относительно «земли» обозначены двойным индексом C_{11} , C_{22} , C_{33} , ..., R_{11} , R_{22} , R_{33} ,

Полная система уравнений, описывающая распределение потенциалов между проводниками, содержит уравнения, связывающие разность потенциалов $\varphi_{kj} = \varphi_k - \varphi_j$ между k -м и j -м проводниками с радиационным током i_k k -го проводника. Эти уравнения имеют вид (Любомудров А.А., 1996).

$$i_k(t) = \sum_{j=1}^m \varphi_{kj}(t) R_{kj} + \sum_{j=1}^m C_{kj} \frac{d\varphi_{kj}(t)}{dt}. \quad (1)$$

Система (1) в общем случае является системой обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка с переменными коэффициентами, поскольку сопротивление изоляции изменяется во времени при действии излучения. Однако при тех уровнях космической радиации, которые обычно имеют место, изменением сопротивления изоляции можно пренебречь. Тогда коэффициенты в системе уравнений будут постоянными.

2 Радиационный потенциал между двумя проводниками

Рассмотрим простейшую модель, которая позволит понять механизм возникновения электрических помех при действии частиц высокой энергии на космический аппарат.

Возьмём два проводника, связанных между собой ёмкостью и сопротивлением так, как было показано на рисунке 1. При облучении между проводниками образуется разность потенциалов, начинает течь радиационный ток и возникает падение напряжения. Радиационный ток между проводниками равен

$$i = \Delta q_0 \iint_{(S)} \vec{n} d\vec{s},$$

где Δq_0 – средний избыточный электрический заряд, приобретаемый одним из проводников, рассчитанный на одну частицу;

$d\vec{s}$ – элемент облучаемой поверхности проводника;

\vec{n} – плотность потока частиц, падающих нормально на поверхность проводника.

Изменение потенциала проводника при облучении описывается уравнением

$$C_3 \frac{d\varphi}{dt} = i(t) - \frac{\varphi(t)}{R_3}. \quad (2)$$

Из уравнения (2) следует, что в стационарном режиме облучения ток утечки равен радиационному току.

Решение уравнения при нулевых начальных условиях имеет вид

$$\varphi(t) = e^{-\frac{t}{R_3 C_3}} \cdot \frac{1}{C_3} \int_0^t i(\tau) e^{\frac{\tau}{R_3 C_3}} d\tau.$$

Рассмотрим два предельных случая изменения во времени интенсивности космической радиации – в форме ступенчатой функции и в форме импульсной функции. Форма радиационного тока в этих случаях будет иметь вид:

– для ступенчатого изменения радиации $i(t) = i_m \cdot 1(t)$;

– для импульсного действия радиации $i(t) = \Delta Q \cdot \delta(t)$.

Через ΔQ обозначен избыточный электрический заряд на одном из проводников, образованный в результате действия импульсной вспышки космического излучения.

В первом случае потенциал растёт по экспоненциальному закону

$$\varphi(t) = i_m R_3 (1 - e^{-\frac{t}{\tau_3}}),$$

где $\tau_3 = R_3 C_3$ – постоянная времени эквивалентной нагрузочной цепи.

Установившееся значение потенциала равно

$$\varphi = i_m R_3.$$

Во втором предельном случае

$$\varphi(t) = \frac{\Delta Q}{C_3} e^{-\frac{t}{\tau_3}}$$

Если принять форму импульса ионизирующего излучения длительностью t_p прямоугольной, то и импульс радиационного тока будет прямоугольным вида $i(t) = i_m [1(t) - 1(t - t_p)]$.

Радиационный потенциал в этом случае равен

$$\begin{aligned} \varphi_p(t) &= e^{-\frac{t}{R_3 C_3}} \cdot \frac{1}{C_3} \int_0^{t_p} i_m e^{\frac{\tau}{R_3 C_3}} d\tau = \\ &= i_m R_3 e^{-\frac{t}{R_3 C_3}} (e^{\frac{t_p}{R_3 C_3}} - 1). \end{aligned}$$

3 Количественная оценка радиационного потенциала

Произведём грубую количественную оценку потенциала. Состав космического ионизирующего излучения различен на разных высотах. В радиационном поясе Земли (РПЗ) – это потоки протонов и электронов, захваченных геомагнитным полем и образующих области повышенной радиации. Пространственное распределение электронов РПЗ характеризуется двумя четко выраженными максимумами, первый из которых находится во внутренней области пояса на расстоянии около 3000 км, а второй – во внешней области пояса на расстоянии около 22 000 км от поверхности Земли. Вблизи первого максимума мощность эквивалентной дозы облучения достигает десятков и даже сотен тысяч бэр в сутки (1-10 рад/с), а вблизи второго максимума она примерно на порядок ниже и составляет около 10⁴ бэр в сутки (0,1-1 рад/с) (*Человек на Луне. Ионизирующая радиация в Космосе*, (дата обращения: 05.12.2011)).

Обозначим мощность поглощённой дозы P . Один рад соответствует поглощённой энергии излучения $6,25 \cdot 10^{16}$ эВ/г или $6,25 \cdot 10^{16} \rho$ эВ/см³, где ρ – плотность облучённого вещества. Таким образом в единице объёма в единицу времени под действием космической радиации поглощается энергия, равная $6,25 \cdot 10^{16} \rho \cdot P$ эВ/(см³·с). Значительная часть этой энергии расходуется на ионизацию атомов среды. Пренебрегая переходом поглощённой энергии в тепло, получим концентрацию ионов в облучаемом материале

$\frac{6,25 \cdot 10^{16} \rho P}{e J_i}$ 1/(см³·с), где $e J_i$ – потенциал ионизации атомов в эВ. Количество освобожденного во

всём объёме проводника V заряда составит $e \cdot \frac{6,25 \cdot 10^{16} \rho P}{eJ_i} V$ Кл/с. Часть электронов, выбитых из

атомов, имеют кинетическую энергию, достаточную для того, чтобы покинуть проводник, унося с собой долю заряда α . Тогда избыточный электрический заряд проводника, образующийся в единицу времени, будет равен

$$\Delta Q = \alpha e \frac{6,25 \cdot 10^{16} \rho P}{eJ_i} V \text{ Кл/с.} \quad (3)$$

Пусть система состоит из пары проводников «алюминий-медь». Для алюминия $\rho=2,7 \text{ г/см}^3$, первый потенциал ионизации $eJ_i \cong 6 \text{ эВ}$; для меди $\rho=8,9 \text{ г/см}^3$, первый потенциал ионизации $eJ_i \cong 7,7 \text{ эВ}$.

Примем мощность дозы радиации, характерную для максимума во внутреннем радиационном поясе Земли $P=10^{-2} \text{ рад/с}$ и $\alpha=10^{-2}$. Объём V примем равным 10^{-1} см^3 . Подставив приведённые значения в формулу (3), получим: для алюминия $\Delta Q_{Al}=4,5 \cdot 10^{-8} \text{ Кл/с}$, для меди $\Delta Q_{Cu}=1,2 \cdot 10^{-7} \text{ Кл/с}$. Тогда скорость накопления избыточного заряда одного проводника относительно другого равна радиационному току $i=(\Delta Q_{Cu}-\Delta Q_{Al})=7,5 \cdot 10^{-8} \text{ А}$. В данном примере этот незначительный ток даже при небольшом сопротивлении изоляции 1 МОм создаёт разность потенциалов 70 мВ, что для микроэлектронной элементной базы может стать заметной помехой.

Заключение

В данной работе рассмотрен механизм и предложена модель образования электрических зарядов, потенциалов и токов, вызванных действием космической радиации. Произведена оценка потенциала в простейшем случае – системы из двух проводников, разделённых диэлектриком. Результаты оценки показывают, что разность потенциалов может достигать величины, при которой радиационные потенциалы и токи могут оказывать заметное влияние на функционирование бортовой аппаратуры космических аппаратов.

Список литературы

- Иванов В.И. Курс дозиметрии. М.: Атомиздат, 1970. 392 с.
- Любомудров. А.А. Электромагнитные помехи и помехозащищённость радиоэлектронной аппаратуры. М.: Военная академия им. Ф.Э. Дзержинского, 1996. 208 с.
- Радиационные бури в космосе. URL: <http://nuclphys.sinp.msu.ru/pilgrims/cr16.htm> (дата обращения: 05.12.2011).
- Человек на Луне. Ионизирующая радиация в Космосе. URL: <http://ligaspace.myl.ru/news/2010-01-09-207> (дата обращения: 05.12.2011).

УДК 629.7.018



БЕЛОВА

Виктория Викторовна

аспирант,

Открытое акционерное

общество «Ракетно-

космическая корпорация

«Энергия» им. С.П. Королева»

E-mail: post@rsce.ru

ОПЕРАТИВНЫЙ КОНТРОЛЬ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ТРАНСПОРТНЫХ ГРУЗОВЫХ И ПИЛОТИРУЕМЫХ КОРАБЛЕЙ НА ЭТАПЕ КОМПЛЕКСНЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

В.В. Белова

В работе представлена задача повышения достоверности контроля результатов комплексных электрических испытаний методами визуализации телеметрических данных. Рассматривается система обеспечения теплового режима транспортного грузового корабля «Прогресс М» и транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА-М» новых серий.

Ключевые слова: автоматизированная испытательная система космических аппаратов; комплекс автоматизированной обработки телеметрической информации; визуализация.

ON-LINE CONTROL OF THERMAL CONTROL SYSTEM TELEMETRY PARAMETERS OF TRANSPORT CARGO VEHICLES AND MANNED TRANSPORT VEHICLES DURING INTEGRATED ELECTRICAL TESTS V.V. Belova

The article presents an issue of results control reliability improving for integrated electrical tests by telemetry data visualization methods. Thermal control systems of the new series «Progress M» transport cargo vehicle and «Soyuz TMA-M» manned transport vehicle are considered.

Key words: spacecraft automated test system; telemetry data automated processing complex; visualization.

Введение

В настоящее время не существует общепринятой системы контроля и испытаний летательных аппаратов, а есть лишь большое разнообразие систем, зависящих от общей конструкции объекта контроля (ОК), условий производства, и т.д. Это приводит к необходимости отработки самих систем контроля и испытаний в каждом конкретном случае, проверке их эффективности и достоверности (Александровская Л.Н. и др., 2003). Контроль всегда является заключительной частью испытаний. Различие процедур измерения, контроля и испытаний заключается в том, что качество измерений характеризуется погрешностью получаемого результата, качество контроля – его достоверностью, а качество испытаний – погрешностью и достоверностью результата испытаний. В публикациях по контролю работоспособности изделий принята гипотеза, что изделие с параметрами, находящимися в допуске, работоспособно и на-

дежно, но полностью теряет эти качества при выходе за пределы допуска хотя бы одного из этих параметров. В допусковом контроле не учитывается ни опасное ухудшение работоспособности при подходе параметра к границе допуска, ни остаточная работоспособность непосредственно за допуском (Зверев Г.Я., 2010). Идея допускового контроля является необходимой, но недостаточной основой для решения задачи оценки работоспособности изделий. Поэтому на этапе испытаний целесообразно применение всех технически реализуемых видов контроля работоспособности для оценки достоверности результатов. На практике широкое распространение получили логическая и вероятностная модели оценки достоверности ОК (Шибанов Г.П. и др., 1977). Для контроля работоспособности наиболее эффективна вероятностная модель, которая используется при определении показателей достоверности допускового контроля и расчете ошибок первого и второго рода (Александровская Л.Н. и др., 2003).

В работе (Белова В.В. Контроль надежности системы средств обеспечения теплового режима исследовательского модуля Международной космической станции на этапе комплексных электрических испытаний, 2011) рассматривалась задача контроля единичного показателя надежности (типа вероятность) системы средств обеспечения теплового режима (СОТР) полномасштабного изделия при наземной экспериментальной отработке на этапе комплексных электрических испытаний (КЭИ). Этап КЭИ является одним из заключительных этапов наземных испытаний. На этом этапе актуальны задачи анализа, контроля и оценки технического состояния сложной технической системы (СТС). Задача контроля и управления техническим состоянием изделия средствами автоматизированной испытательной системы (АИС), представленной на рисунке 1, решается с применением статической модели испытаний (с допусковым многопараметрическим контролем).



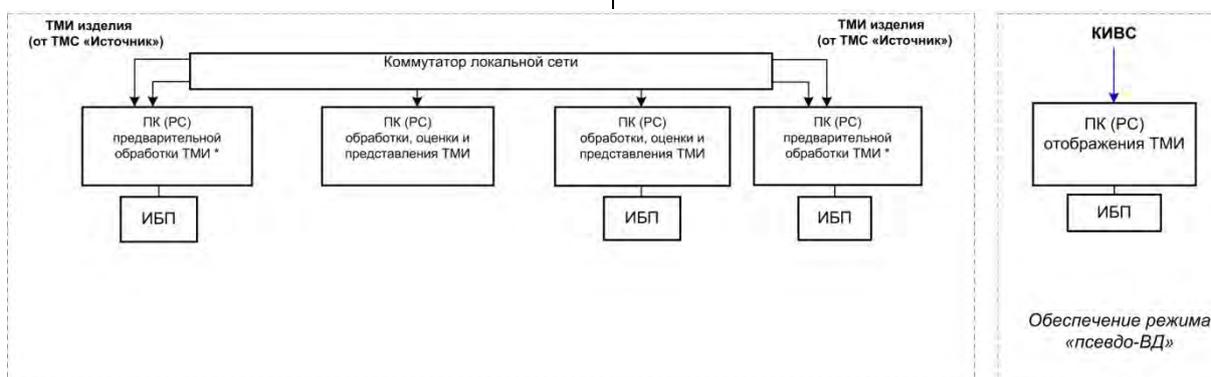
ПК – персональный компьютер; ЦПКУ – центральный ПК управления; ПККИ – персональный компьютер команд и измерений; ВПКУ – вспомогательный ПК управления; НТКСИ – наземный технологический комплекс системы измерений; СС БВС – система связи с бортовой вычислительной системой.
Рисунок 1. Автоматизированная испытательная система

Задачу оценки технического состояния изделия по данным телеметрической информации решает комплекс автоматизированной обработки (КАО) телеметрической информации (ТМИ), входящий в состав наземного технологического комплекса системы измерений (НТКСИ). На рисунке 2 представлена информационная структура КАО ТМИ.

Модель функционирования и контроля работоспособности СТС в составе изделия определяется ее структурной схемой надёжности и уровневой иерархией управляющих воздействий в модели управления ОК.

1 Малогабаритная бортовая информационная телеметрическая система МБИТС-ТК

На транспортном грузовом корабле (ТГК) новой 400-й серии «Прогресс М» и транспортном пилотируемом корабле (ТПК) новой серии «Союз ТМА-М» внедрены современные цифровые системы. Помимо замены бортовой цифровой вычислительной машины, в системе бортовых измерений вместо аналоговой бортовой телеметрической системы используется цифровая малогабаритная бортовая информационная телеметрическая система МБИТС-ТК. Основным средством телеметрических измерений ТГК и ТПК является система МБИТС-ТК, которая структурно состоит из блока обработки информации, блока автоматики, блока приёма команд, модуля сбора сообщений и работает в заданных расчетных режимах. Для обеспечения приема, регистрации, обработки и оценки ТМИ при проведении испытаний на контрольно-испытательной станции и на техническом комплексе используется НТКСИ. Одной из задач НТКСИ является оперативная обработка ТМИ в реальном времени с выдачей результатов на экраны мониторов в виде специальных форматов, содержащих таблицы и графики.



ТМИ – телеметрическая информация; ПК(РС) – персональный компьютер (рабочая станция) из 2-х комплектов (основной и резервный); режим «псевдоВД» – псевдовыдача данных в АИС; КИБС – корпоративная информационно-вычислительная сеть; ИБП – источник бесперебойного питания; ТМС – телеметрическая система.

Рисунок 2. Комплекс автоматизированной обработки телеметрической информации

2 Постановка задачи

Рассматривается задача повышения достоверности результатов КЭИ методами визуального оперативного контроля телеметрических параметров системы СОТР ТГК «Прогресс М» и СОТР ТПК «Союз ТМА-М». Для этого последовательно решаются следующие задачи: построение структурно-параметрической модели визуализации системы; выбор наиболее информативных параметров для контроля; минимизация количества телеметрируемых параметров; разработка форматов отображения; анализ данных визуального контроля.

2.1 Построение структурно-параметрической модели визуализации системы

Реализован подход функциональной и структурной декомпозиции системы. Для СОТР способом разделения на структурные блоки является агрегатный принцип (Малоземов В.В. и др., 1986). Моделью исходных данных является база данных (БД) ТМИ. Состав информации, хранимой в БД: данные, входящие в программу измерений; данные, необходимые для дешифровки параметра при обработке; градуировочные характеристики; адреса параметров в кадре МБИТС-ТК; привязка параметра к определенным алгоритмам дешифровки; данные о структуре испытаний и др. Данными результатов анализа являются значения параметров, сигнализаторы (по заданию логических условий на срабатывание), масштабируемые графики параметров в режиме реального времени. Для СОТР «Союз ТМА-М» реализована визуализация простых признаков диагностики (Биргер И.А., 1978).

2.2 Выбор наиболее информативных параметров для контроля

Контроль осуществляется для трех групп параметров: аналоговые (код, физика, %), дискретные (замкнут / разомкнут) и температурные (°С). Погрешность измерений (% от шкалы, не более): аналоговых параметров – 0,8; температурных – 1,25. При контроле функционирования больших систем выделялись три зоны изменения значений определяющих параметров: рабочая, опасная и аварийная. Рабочая и опасная зоны в совокупности составляют область допустимых значений. Информативность параметров СОТР определялась разработчиками системы для целей оперативного и аварийного контроля. Ценность определяющего параметра для целей оперативного контроля можно идентифицировать показателем, модели расчета которого приведены в (Шибанов Г.П., 1977).

2.3 Минимизация количества телеметрируемых параметров

Задача оптимизации количества контролируемых параметров рассматривалась в (Шибанов Г.П. и др.,

1977). Для решения используется метод ветвей и границ, метод сокращенного перебора и табличный метод. При большом числе параметров задача легко решается средствами вычислительной техники. Для заданного количества телеметрических параметров СОТР решение является тривиальным. Для минимизации количества телеметрируемых параметров применительно к задачам технической диагностики рассматривались методы в работах (Филин В.М. и др., 1999; Филин В.М. и др., 2004).

2.4 Разработка форматов отображения

Программным средством визуализации данных является Визуализатор Render разработки ОАО РКК «Энергия». Визуализатор позволяет конструировать формуляры для отображения ТМИ и включать в схему визуализации стандартные формуляры отображения для каждой контролируемой СТС испытываемого изделия. Формуляры отражают агрегатный состав системы и перечень параметров контроля, являющийся решением задач 2.1, 2.2, 2.3. Скриншот (screenshot) программы Render представлен на рисунке 3. ТМИ отображается сразу после получения от сервера отображения по сетевому протоколу TCP/IP.

2.5 Анализ данных визуального контроля

Использование средств графического представления возможно для исходных данных и результатов анализа. СОТР является самонастраивающейся (адаптивной) системой, и часто один и тот же параметр зависит от функционирования многих систем (Малоземов В.В. и др., 1986). Поэтому изучались взаимосвязи между отдельными частями СОТР и другими бортовыми системами. С целью анализа использовались разработанные форматы оперативного отображения ТМИ по другим бортовым системам ТПК и ТГК.

3 СОТР транспортного грузового корабля «Прогресс М»

В состав системы управления СОТР (СУ СОТР) ТГК «Прогресс М» входят следующие каналы управления агрегатами: регулятора расхода жидкости (РРЖ); электронасосными агрегатами (ЭНА): ЭНА1, ЭНА2, ЭНА3 и газожидкостным агрегатом приборного отсека (ГЖА НПО); вентиляторами приборного отсека (ВПО) и газожидкостным агрегатом бытового отсека (ГЖА БО); жидкостным нагревателем (ЖЭН). В процессе эксплуатации изделия в составе международной космической станции (МКС) из служебного модуля (СМ) переносится в бытовой отсек (БО) доставляемое оборудование, в состав которого входит канал управления вентилятором воздуховода (ВВ) и электроподогревателем (ВН).

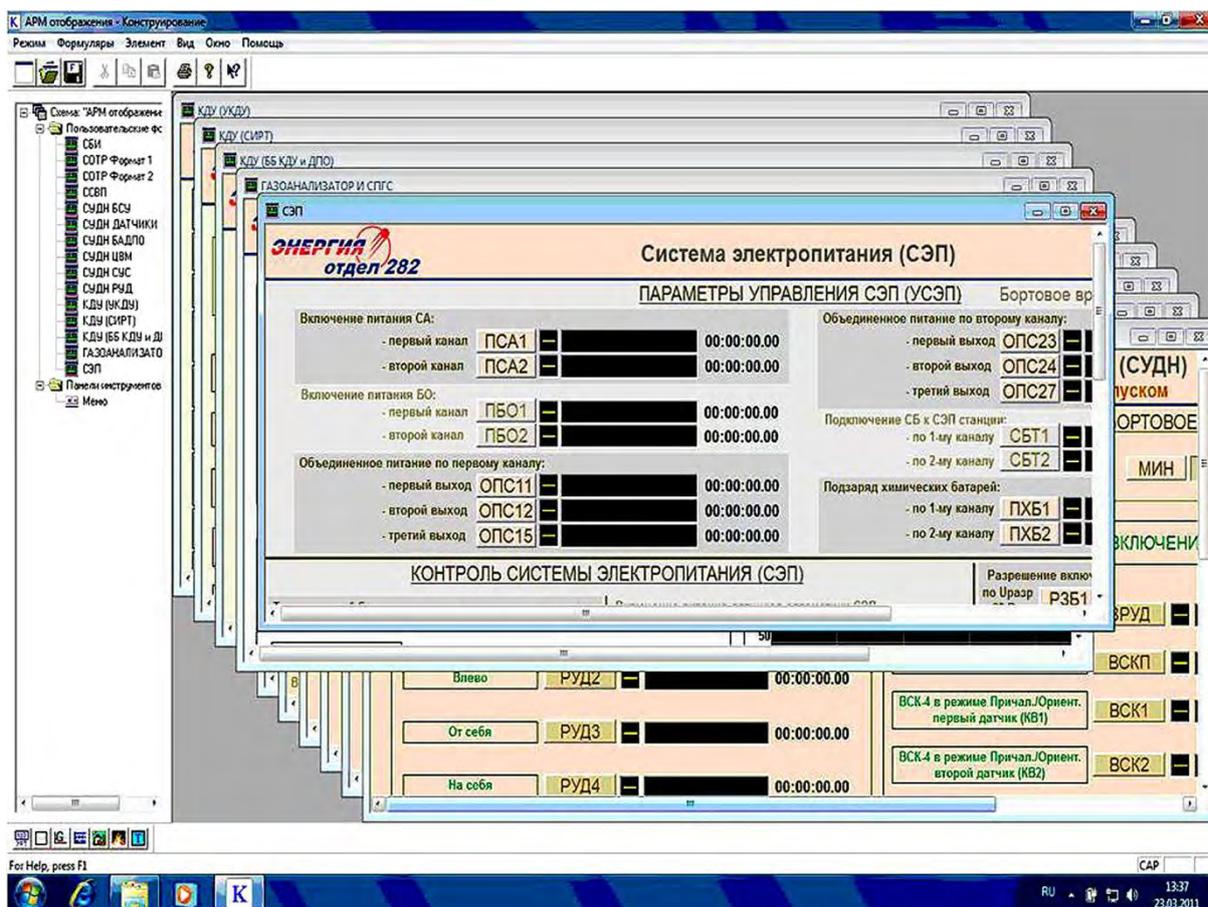


Рисунок 3. Скриншот Render

3.1 Работа СУ СОТР

СОТР состоит из двух гидравлических контуров: контура навесных радиаторов (КНР), расположенного в приборном отсеке (ПО) и агрегатном отсеке (АО), и контура БО (КБО). Теплообмен между этими контурами происходит в жидкостно-жидкостном теплообменнике (ЖЖТ). Для создания равномерного по объему отсека газового состава, влажности, температуры и скорости движения воздуха в БО установлены вентиляторы В1, В2 ГЖА БО, а в ПО – вентиляторы В1, В2 ГЖА НПО. Для обеспечения необходимого воздухообмена между МКС и изделием при их совместной эксплуатации из СМ переносятся и устанавливаются в БО ВВ и ВН с автоматикой управления.

КНР состоит из двух гидравлических магистралей: внутренней и наружной. РРЖ осуществляет перераспределение теплоносителя между этими магистралями в зависимости от температуры теплоносителя, измеряемой датчиком температуры жидкости (ДТЖ1). ЭНА1, ЭНА2, ЭНА3 обеспечивают циркуляцию теплоносителя в магистралях внутренней и наружной КНР и КБО. Теплообмен между газовой средой БО и теплоносителем КБО осуществляется в ГЖА, в состав которого входят два вентилятора одинаковой производительности, работающие в «холод-

ном резерве». Теплообмен между газовой средой ПО и теплоносителем КНР осуществляется в ГЖА, в состав которого входят два вентилятора одинаковой производительности, один обеспечивает необходимый теплообмен в дежурном режиме работы аппаратуры, а второй включается дополнительно в сеансах связи и при проведении динамических операций. Для обогрева отсеков БО, АО используется ЖЭН, включение и выключение которого осуществляется автоматически по сигналу от ДТЖ2 и по отдельным командам.

4 СОТР транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА-М»

Функциональная схема ТПК «Союз ТМА-М» представлена на рисунке 4.

В состав автоматики системы терморегулирования (СТР) ТПК «Союз ТМА-М» входят следующие каналы управления агрегатами: РРЖ; каналы управления ЭНА: ЭНА1, ЭНА2, ЭНА3 и ГЖА; ЖЭН. В процессе эксплуатации изделия в составе МКС из СМ переносятся в БО доставляемое оборудование, в состав которого входит канал управления блока вентилятора с нагревателем, а также вентилятор обдува иллюминатора ВСК-4, который устанавливается в спускаемом аппарате (СА).

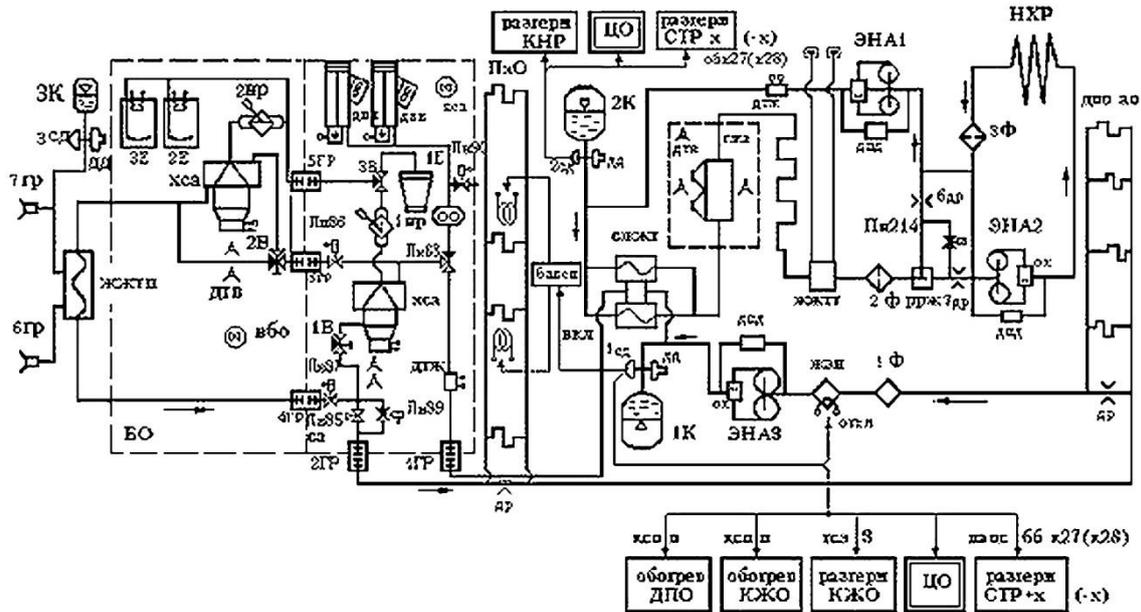


Рисунок 4. Функциональная схема СОТР ТПК «Союз ТМА-М»

4.1 Работа автоматики СТР

СТР состоит из двух гидравлических контуров: КНР, расположенного в ПО и АО, и контура жилых отсеков (КЖО), проходящего через БО и СА. Теплообмен между этими контурами происходит в ЖЖТ. Теплообмен между газовыми средами БО и СА и теплоносителем КЖО происходит в холодильно-сушильных агрегатах (ХСА) БО и ХСА СА, управление которыми осуществляется вручную с помощью кранов КР1 и КР2 соответственно. Для создания равномерного по объему отсека газового состава, влажности, температуры и скорости движения воздуха в БО установлены вентиляторы ВБО, В1 и В2 ХСА БО, в СА – вентиляторы ВСА и В1 и В2 ХСА СА; в ПО – вентиляторы В1, В2 ГЖА. Для обеспечения необходимого воздухообмена между МКС и изделием при их совместной эксплуатации из СМ переносятся и устанавливаются в БО блок вентилятора с нагревателем с автоматикой управления и автоматика управления вентилятором БО.

КНР состоит из двух гидравлических магистралей: внутренней и наружной. РРЖ осуществляет перераспределение теплоносителя между этими магистралями в зависимости от температуры теплоносителя, измеряемой датчиком температуры жидкости (ДТЖ1). ЭНА1, ЭНА2, ЭНА3 обеспечивают циркуляцию теплоносителя в магистралях внутренней и наружной КНР и КЖО. Теплообмен между газовой средой ПО и теплоносителем КНР осуществляется в ГЖА, в состав которого входят два вентилятора одинаковой производительности, один обеспечивает необходимый теплосъем в дежурном режиме работы аппаратуры, а второй включается дополнительно в

сеансах связи и при проведении динамических операций.

Для обогрева отсеков БО, СА, ПАО используется ЖЭН, включение и выключение которого осуществляется автоматически по сигналу от датчика температуры жидкости.

5 Форматы отображения СОТР

На рисунках 5 и 6 представлены формуляры отображения СОТР ТПК «Прогресс М». Формуляр № 1, представленный на рисунке 5, является универсальным и используется для всех типов проверок КЭИ системы СОТР (проверочные испытания, комплексные испытания, заключительные проверки). Он включает контроль следующих параметров: Московское декретное время (час. мин. сек. мсек.); Бортовое время (час. мин. сек.); Шины СОТР (дискретные параметры, (+) замкнут / (-) разомкнут): транспаранты «ПИТАНИЕ СТР 1, 2, 3» – СТР1, СТР2, СТР3; «ПИТАНИЕ СТР 4, 5» – СТР4, СТР5; «ПИТАНИЕ СТР 6, 7» – СТР6, СТР7; Насосы (аналоговые параметры, (%)): транспаранты «ОСНОВНЫЕ НАСОСЫ» – Н11, Н21, Н31; «РЕЗЕРВНЫЕ НАСОСЫ» – Н12, Н22, Н32; Вентиляторы (аналоговые параметры, (%)): транспаранты «ВЕНТИЛЯТОРЫ ВПО» – РВ1, РВ2, «ВЕНТИЛЯТОРЫ ГЖА НПО» – РВ5, РВ6, «ВЕНТИЛЯТОРЫ ГЖА БО» – РВ3, РВ4; Регулятор расхода жидкости: транспаранты «РРЖ ОТКРЫТ», «РРЖ ЗАКРЫТ»; время (час. мин. сек. мсек); аналоговые параметры, (%): РРЖ, РПТ1, РПТ2, РПТ3; графики: РРЖ; РПТ1, РПТ2, РПТ3 (Ось ОХ – время, (сек); Ось ОУ – значение параметра 0-100, (%)).

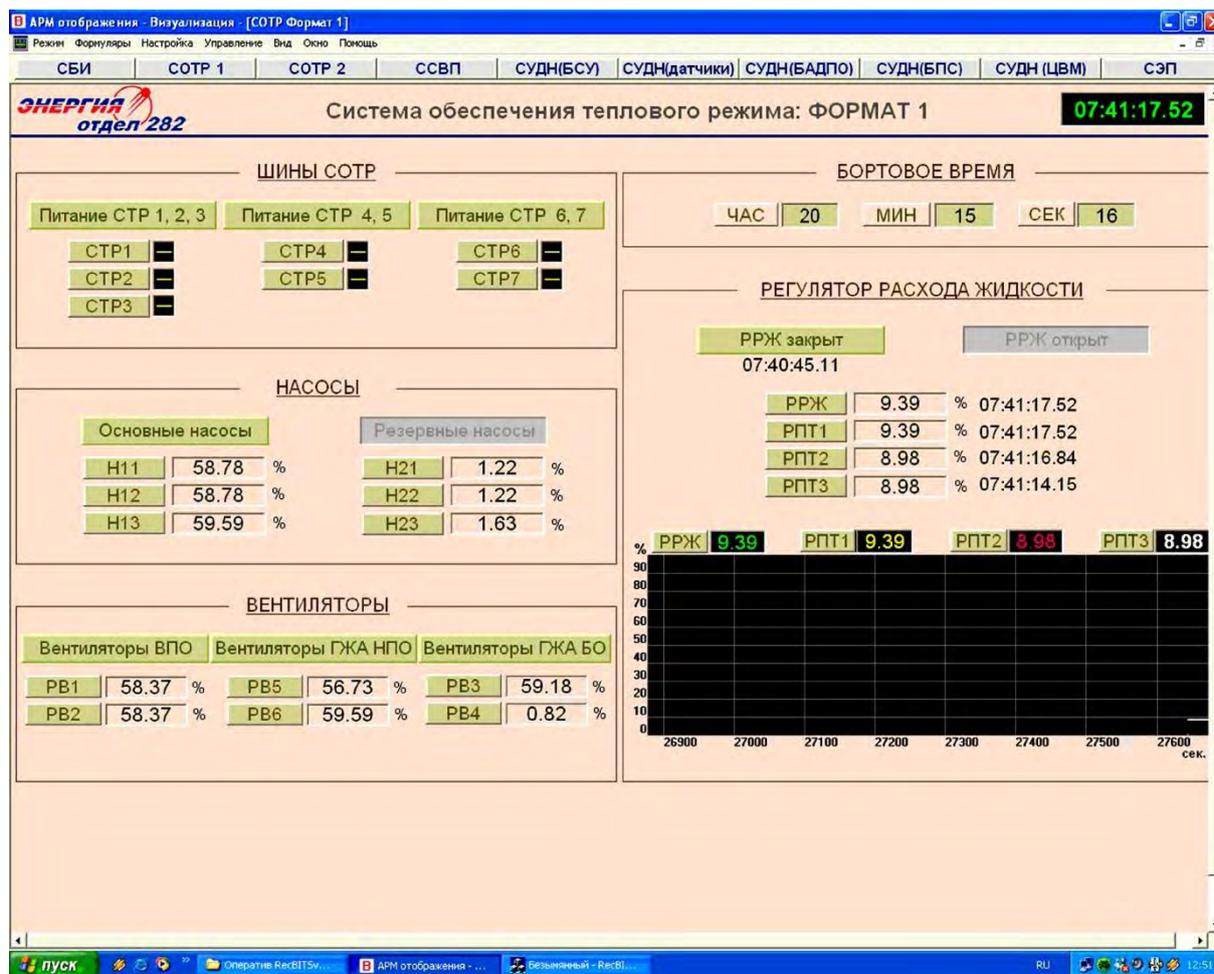


Рисунок 5. СОТР ТГК «Прогресс М-01М». Формуляр № 1 (Универсальный)

Формуляр № 2, представленный на рисунке 6, используется для проверки «Прокрутка-Обкатка» системы СОТР по специальной методике (на заключительных операциях). Он включает контроль следующих параметров: Московское декретное время (час. мин. сек. мсек.); Бортовое время (час. мин. сек.); Насосы (аналоговые параметры, (%)): транспаранты «ОСНОВНЫЕ НАСОСЫ» – Н11, Н21, Н31; «РЕЗЕРВНЫЕ НАСОСЫ» – Н12, Н22, Н32; Регулятор расхода жидкости: транспаранты «РРЖ ОТКРЫТ», «РРЖ ЗАКРЫТ»; время (час. мин. сек. мсек); аналоговые параметры, (%): РРЖ; аналоговые параметры (физика), графики (Ось ОХ – время, (сек); Ось ОУ – значение параметра 800-1400, (мм.рт.ст.): ДМТ11 – давление теплоносителя в магистралях КНР (1 выход); ДМТ21 – давление теплоносителя в магистралях КГО (1 выход); аналоговые параметры (физика), графики (Ось ОХ – время, (сек); Ось ОУ – значение параметра 0.0-0.6, (кгс/см²): ПНТ1 – перепад давления на ЭНА1 (КНР – внутренняя магистраль); ПНТ2 – перепад давления на ЭНА2 (КНР – наружная магистраль); ПНТ3 – перепад давления на ЭНА3 (КГО); температурные параметры, графики

(Ось ОХ – время, (сек); Ось ОУ – значение параметра 0-30, (°C): Т212 – температура поверхности гидромагистралей КНР (на входе в ГЖА ПО); Т208 – температура поверхности гидромагистралей КГО (на входе в змеевик термостатирования ОКД).

На рисунках 7 и 8 представлены формуляры отображения системы СОТР ТПК «Союз ТМА-М». Формуляр № 1, представленный на рисунке 7, является универсальным и используется для всех типов проверок КЭИ системы СОТР (проверочные испытания, комплексные испытания, заключительные проверки). Он включает контроль следующих параметров: Московское декретное время (час. мин. сек. мсек); Бортовое время (час. мин. сек.); Параметры управления СОТР (дискретные параметры, (+) замкнут / (-) разомкнут): Питание В1 ХСА СА – ВВ1ХС, Питание В2 ХСА СА – ВВ2ХС; Питание В1 ХСА БО – ВВ1ХБ, Питание В2 ХСА БО – ВВ2ХБ; Включение автоматики БА ВЭН БО – ВАН; Обогрев кронштейнов ДПО М1 – ОДПОМ1; Обогрев кронштейнов ДПО М2 – ОДПОМ2; Срабатывание сигнализатора давления КЖО – СКЖО; Срабатывание сигнализатора давления КНР – СКНР; Опрос сигнализатора

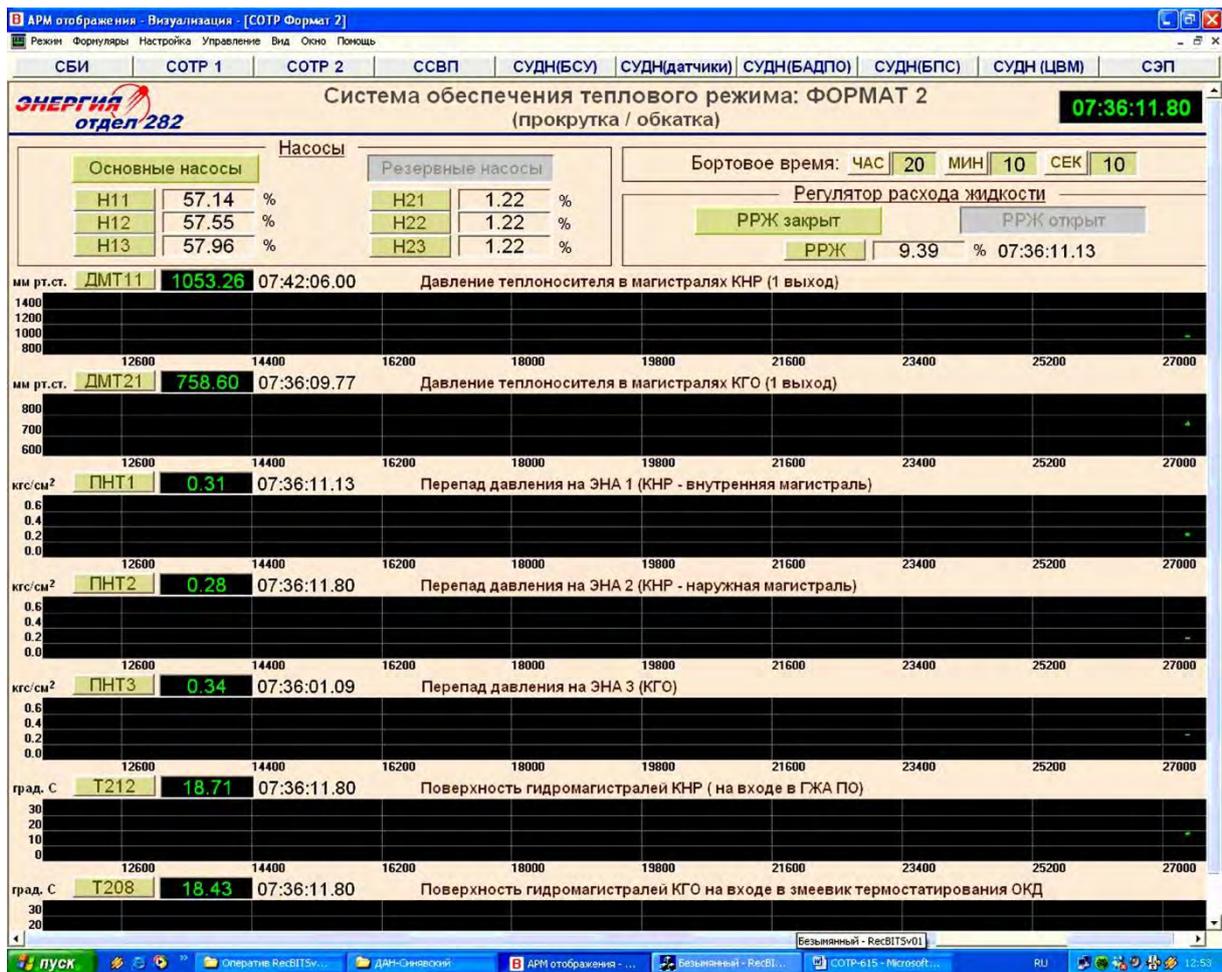


Рисунок 6. СОРТ ТК «Прогресс М-01М». Формуляр № 2 (Прокрутка-Обкатка)

разгерметизации КЖО – ОСКЖО; Опрос сигнализатора разгерметизации КНР – ОСКНР; Опрос сигнализатора разгерметизации ПО – ОСПО; Обогрев контура жилых отсеков – ОКЖО; Насосы (аналоговые параметры, (%)), графики (Ось ОХ – время, (сек); Ось ОУ – значение параметра 0-100, (%)): Электронасосный агрегат № 1: основной – Н11, резервный – Н21; Электронасосный агрегат № 2: основной – Н12, резервный – Н22; Электронасосный агрегат № 3: основной – Н13, резервный – Н23; Регулятор расхода жидкости: аналоговые параметры, (%): РРЖ, РПТ1, РПТ2, РПТ3; графики: РРЖ, РПТ1, РПТ2, РПТ3 (Ось ОХ – время, (сек); Ось ОУ – значение параметра 0-100, (%)); Блокировка автоматики управления (дискретные параметры, (+) замкнут / (-) разомкнут): Электронасосного Агрегата № 1 – БЭНА1, Электронасосного Агрегата № 2 – БЭНА2; Электронасосного Агрегата № 3 – БЭНА3; Вентилляторы (аналоговые параметры, (%)) : ХСА БО– РВ1, РВ2; ХСА СА – РВ5, РВ6, ГЖА – РВ3, РВ4; Настройка каналов управления РРЖ (дискретные параметры, (+) замкнут / (-) разомкнут): 1 канала – НРЖ11, НРЖ12; 2 канала – НРЖ21, НРЖ22; 3 кана-

ла – НРЖ31, НРЖ32; БН БО (дискретные параметры, (+) замкнут / (-) разомкнут): ВНВН; ВВН; ЖЭН – (аналоговые параметры, (%)): ПКУЖЭН – питание канала управления ЖЭН; 1СЖЭН – 1 секция ЖЭН; 2СЖЭН – 2 секция ЖЭН; 3СЖЭН – 3 секция ЖЭН; Положение распределительных кранов (дискретные параметры, (+) замкнут / (-) разомкнут): БО – КР11, КР12; СА – КР21, КР22.

Формуляр № 2, представленный на рисунке 8, используется для проверки «Прокрутка-Обкатка» системы СОРТ по специальной методике (на заключительных операциях). Он включает контроль следующих параметров: Московское декретное время (час. мин. сек. мсек.); Бортное время (час. мин. сек.); Насосы (аналоговые параметры, (%)): Электронасосный агрегат № 1: основной – Н11, резервный – Н21; Электронасосный агрегат № 2: основной – Н12, резервный – Н22; Электронасосный агрегат № 3: основной – Н13, резервный – Н23; Регулятор расхода жидкости: время (час. мин. сек. мсек.); аналоговые параметры, (%): РРЖ; аналоговые параметры (физика), графики (Ось ОХ – время, (сек); Ось ОУ – значение параметра 800-1400, (мм.рт.ст.): ДМТ11 –

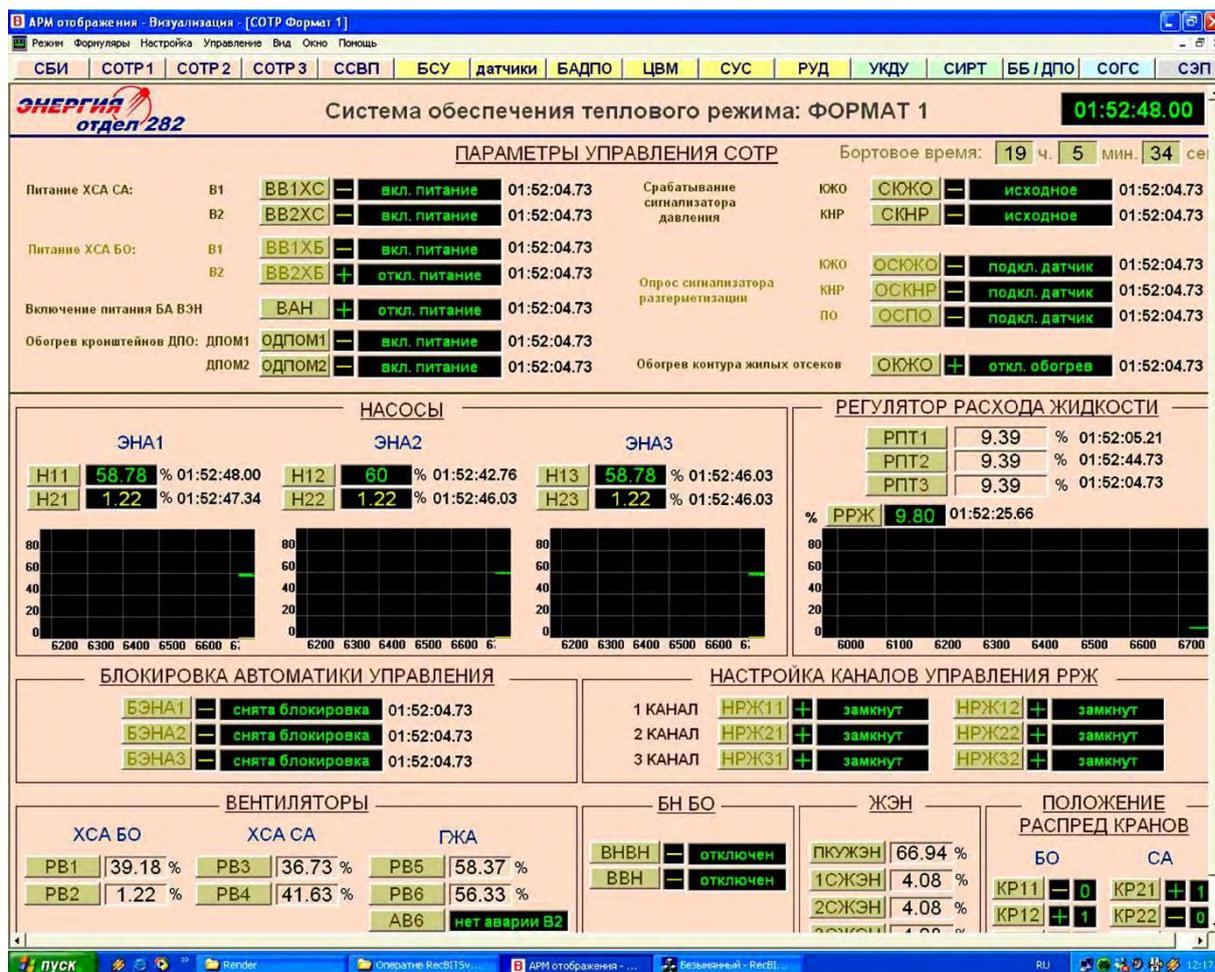


Рисунок 7. СОТР ТПК «Союз ТМА-М». Формуляр № 1 (Универсальный)

давление теплоносителя в магистралях КНР (1 выход); ДМТ21 – давление теплоносителя в магистралях КГО (1 выход); аналоговые параметры (физика), графики (Ось ОХ – время, (сек); Ось ОУ – значение параметра 0.0-0.6, (кгс/см²): ПНТ1 – перепад давления на ЭНА1 (КНР – внутренняя магистраль); ПНТ2 – перепад давления на ЭНА2 (КНР – наружная магистраль); ПНТ3 – перепад давления на ЭНА3 (КГО); температурные параметры, графики (Ось ОХ – время, (сек.); Ось ОУ – значение параметра 0-30, (°C): Т121 – температура на входе в РРЖ; Т123 – температура БУС 101-1; Т70 – температура на входе в СА; Т115 – температура на выходе из змеевика ДПО АО.

Заключение

В ходе решения сформулированной задачи повышения достоверности контроля КЭИ были получены следующие результаты:

1. Разработаны форматы отображения бортовых систем ТКГ «Прогресс М» и ТПК «Союз ТМА-М», что позволяет осуществлять анализ переходных процессов по неконтролируемым на АИС параметрам и, в случае сбоя, идентифицировать состояние бортовой аппаратуры для дальнейшего управления КЭИ.

2. Форматы позволяют осуществлять параметрический контроль надежности СТС по данным ТМИ КЭИ в режиме реального времени. Разработанное программное обеспечение визуализации используется для автоматизации КЭИ серийных изделий ТКГ «Прогресс М» и ТПК «Союз ТМА-М».

3. Для форматов отображения СОТР ТКГ «Прогресс М» и ТПК «Союз ТМА-М» проведен статистический анализ достоверности на соответствие методике испытаний системы и модели работоспособности.

4. Визуальный контроль является обязательным этапом для статистической обработки данных. В связи с началом внедрения в ОАО РКК «Энергия» программного обеспечения Relex (Relex software Corporation, США), представленного на российском рынке компанией РТС (Parametric Technology Corporation) (*Общие ресурсы РТС. Сайт Parametric Technology Corporation, 2011*) для управления качеством, надёжностью и рисками на протяжении всего жизненного цикла информационной поддержки изделий корпорации на основе предложенного подхода возможно развитие методики оценки надежности СТС на этапе КЭИ и визуализации реальной функ-

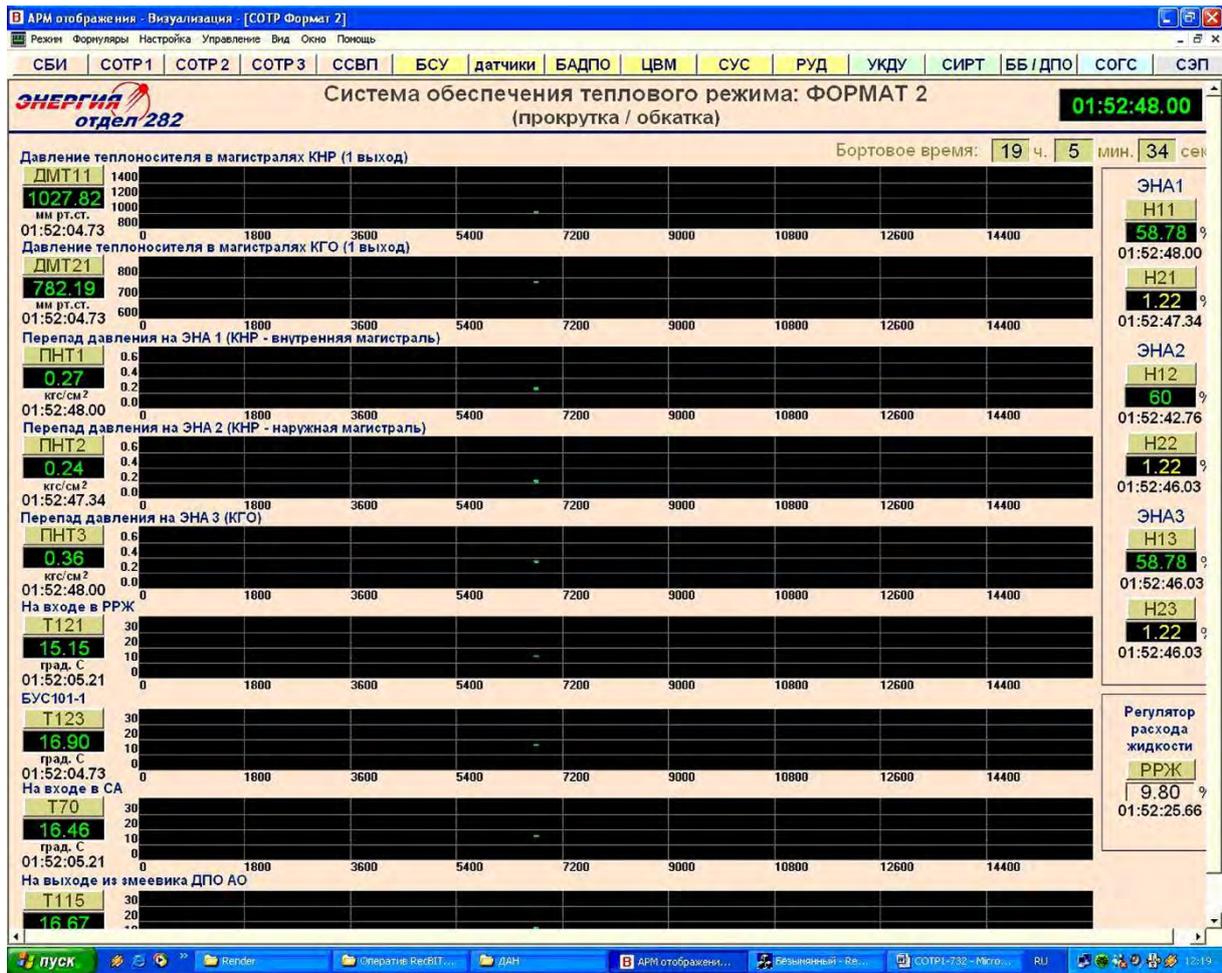


Рисунок 8. СОТР ТПК «Союз ТМА-М». Формуляр № 2 (Прокрутка-Обкатка)

ции надежности в форматах оперативного отображения ТМИ (Белова В.В. Совершенствование методов анализа и контроля надежности изделий ракетно-космической техники на этапе комплексных электрических испытаний, 2011).

Список литературы

Александровская Л.Н., Круглов В.И., Кузнецов А.Г. и др. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем. М.: Логос, 2003. 736 с.

Белова В.В. Контроль надежности системы средств обеспечения теплового режима исследовательского модуля Международной космической станции на этапе комплексных электрических испытаний // Известия РАН. Энергетика, 2011. № 3. С. 42-52.

Белова В.В. Совершенствование методов анализа и контроля надежности изделий ракетно-космической техники на этапе комплексных электрических испытаний // Актуальные проблемы ракетно-космической техники (II Козловские чтения): материалы II Всероссийской научно-технической конференции. Самара: СамНЦ РАН, 2011. С. 514-517.

Биргер И.А. Техническая диагностика. М.: Машиностроение, 1978. 240 с.

Зверев Г.Я. Оценка надежности изделия в процессе эксплуатации. М.: Едиториал УРСС, 2010. 96 с.

Малоземов В.В., Рожнов В.Ф., Правецкий В.Н. и др. Системы жизнеобеспечения экипажей летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 584 с.

Общие ресурсы РТС // Сайт Parametric Technology Corporation. 2011. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.relex.com> (дата обращения 06.07.2011).

Филин В.М., Клиппа В.П., Пчелинцев Л.А. и др. Методы минимизации количества телеметрируемых параметров разгонного блока. М.: Издательство СИП РИА, 1999. 308 с.

Филин В.М., Пчелинцев Л.А., Денчик В.Н. и др. Оптимизация диагностики космического разгонного блока. М.: Едиториал УРСС, 2004. 184 с.

Шибанов Г.П., Артеменко А.Е., Метешкин А.А. Контроль функционирования больших систем. М.: Машиностроение, 1977. 360 с.

УДК 629.7.016

АЛГОРИТМ ОЦЕНИВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК БАЛЛИ- СТИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА МЕТОДОМ СКОЛЬЗЯЩЕЙ ОБЛАСТИ ОЦЕНОК

А.А. Кобзарь, К.М. Пичхадзе



КОБЗАРЬ

Александр Антонович
доцент, кандидат техниче-
ских наук, 4 Государствен-
ный межвидовой полигон
Министерства обороны
Российской Федерации
E-mail: kobzar.alexant@
yandex.ru



ПИЧХАДЗЕ

Константин Михайлович
профессор, доктор
технических наук
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
E-mail: pichkhadze@laspace.ru

В статье предложен нестандартный подход к решению задачи определения оценок характеристик баллистических объектов. Приведены примеры использования разработанного метода скользящей области оценок в задачах оценивания различных характеристик баллистического объекта по измерительной информации. По результатам практического применения подтверждены достоинства разработанного алгоритма в части комплексного учёта выявленных особенностей измерительной информации.

Ключевые слова: баллистический объект; измерительная информация; алгоритм оценивания; погрешности измерений.

THE BALLISTIC OBJECT'S ESTIMATION ALGORITHM BY THE SLIDING FIELD EVALUATIONS METHOD A.A. Kobzar, K.M. Pichkhadze

The article covers the non-standard approach to defining of ballistic objects' characteristics, which has several advantages as against the evaluation algorithms currently in use. There are examples of application of the assessments' sliding field method for the evaluating of various characteristics of ballistic object by measurements' data. According to the results of practical application the advantages of the developed method are confirmed subject to an integrated evaluation of identified measuring information characteristics.

Key words: Ballistic object; measuring information; estimation algorithm; measurement errors.

Обеспечение достоверного анализа летно-технических характеристик баллистических объектов (БО) является одной из наиболее важных задач при проведении полигонной летной отработки новых образцов ракетно-космической техники. Основой для решения задач анализа являются результаты измерений.

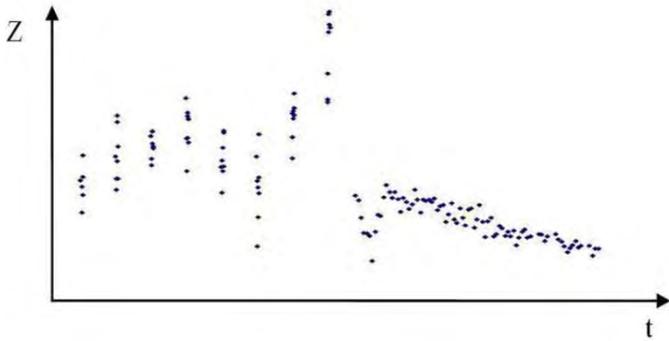
Измерительная информация, получаемая при проведении испытаний отечественных БО или при оценке возможностей зарубежных БО, характеризуется рядом особенностей:

– при определении одной характеристики БО используются значения других параметров (измеряемые характеристики БО, параметры среды и действующих возмущений), которые сами являются случайными величинами. В связи с этим появляются

дополнительные погрешности оценивания;

- модель изменения характеристик БО во времени и в пространстве часто неизвестна (обычно характеристики являются реализациями случайных функций или полей), что требует принятия дополнительных ограничений и допущений при обработке измерений;
- априорные данные о погрешностях измерений и оцениваемых характеристиках БО (законы распределения, возможные диапазоны изменения) часто неизвестны или неточны;
- на интервале получения измерительной информации имеются длительные участки сбоя;
- результаты измерений имеют значительный разброс, что существенно затрудняет получение досто-

верных оценок. В качестве примера на рисунке 1 приведены результаты измерений поперечной перегрузки БО на атмосферной части пассивного участка траектории (ПУТ), полученные при проведении испытаний.



t – время; Z – результаты измерений.

Рисунок 1. Вид измерительной информации

Используемая в работе модель измерений аналогична модели, принимаемой в классической постановке задачи оценивания (Жданюк Б.Ф., 1978; Мудров В.И., Кушко В.Л., 1976; Эльясберг П.Е., 1983)

$$z(t_i) = x(t_i) + \Delta(t_i),$$

$$t_i \in [t_0; t_k], i = 1, \dots, n,$$

где $z(t_i)$ – вектор результатов измерений;

$x(t_i)$ – вектор оцениваемого параметра;

$\Delta(t_i)$ – вектор погрешностей измерений.

n – количество измерений.

При решении задачи принято, что априорная информация о вероятностных характеристиках погрешностей измерений и оцениваемых параметров отсутствует.

В ряде работ (Кобзарь А.А., 2008; Сухорученков Б.И., 1989; Сухорученков Б.И., Меньшиков В.А., 1995) предложены способы выбора математической модели характеристик БО, проведен их подробный сравнительный анализ, отмечены преимущества формальных многочленных моделей и даются практические рекомендации по использованию локально-сплайновой модели (ЛСМ) для решения задач оценивания летно-технических характеристик БО по результатам измерений. При этом аппроксимирующая функция исследуемого параметра представляется в следующем виде

$$L(t) = \sum_{j=1}^J \varphi_j(t)x_j, t \in [t_0, t_k], \quad (1)$$

где $\varphi_j(t)$ – значения базисных функций ЛСМ в узлах $t_j, j = 1, \dots, J$; x_j – значения характеристики

$x(t)$ в дискретные моменты $t_j \in [t_0; t_k]$.

В результате решения задачи необходимо определить оценки $\hat{x}(t)$ в любой момент $t \in [t_0, t_k]$, при которых обеспечивается минимум суммы методической $W_i(t)$ и случайной $W_{\tilde{n}}(t)$ погрешностей оценивания

$$\hat{x}(t) = \arg_{x \in X} \min(W_i(t) + W_{\tilde{n}}(t)).$$

Известные алгоритмы определения оценок характеристик БО с использованием ЛСМ (Сухорученков Б.И., 1989; Сухорученков Б.И., Меньшиков В.А., 1995) предполагают сглаживание и сжатие измерительной информации и не всегда позволяют учесть указанные выше особенности измерительной информации в комплексе.

Особенностью ЛСМ является то, что оценки характеристики \hat{x}_j определяются на локальном отрезке области значений аргумента Ω_j , где базисные функции ЛСМ-моделей отличны от нуля. То есть для определения одной точечной оценки при фиксированной структуре и параметрах ЛСМ необходимо строго ограниченное количество измерений.

Рассмотрим фиксированную локальную область Ω_j (см. рисунок 2) с объемом выборки n_j результатов измерений

$$z^j(t_i) = x^j(t_i) + \Delta^j(t_i), i = \overline{1, n_j}.$$

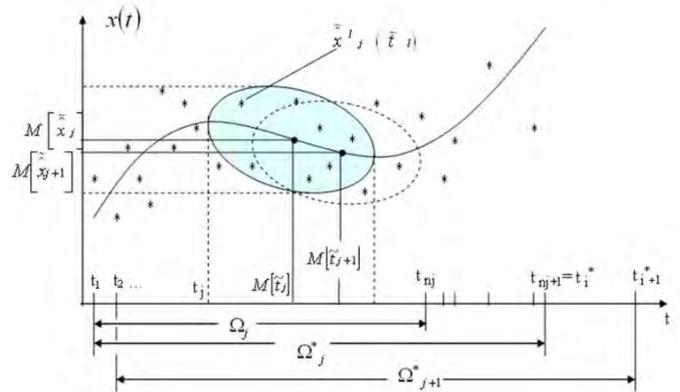


Рисунок 2. Схема определения двойной точечной оценки

Определим структуру и параметры ЛСМ и будем считать их постоянными в рамках решаемой задачи.

Оценки \hat{x}_j , сглаживающие результаты измерений, определяются методом наименьших квадратов (МНК) (Жданюк Б.Ф., 1978; Мудров В.И., Кушко В.Л., 1976; Сухорученков Б.И., 1989; Сухорученков

Б.И., Меньшиков В.А., 1995; Эльясберг П.Е., 1983)

для всех $j = \overline{1, J}$.

Увеличим объем выборки на шаг сетки ЛСМ $h_j = t_{j+1} - t_j$

$$\Omega_j^* = \Omega_j + h_j.$$

Рассмотрим задачу определения оценки параметра БО при многократном проведении испытаний. При одинаковых условиях проводится серия из m независимых испытаний. В каждом l -м ($l = \overline{1, m}$) испытании количество полученных результатов измерений n_j постоянно, область возможных значений результатов измерений Ω_j^* увеличенная. На основе МНК m - раз определяется оценка \hat{x}_j^l по n_j результатам измерений.

Требуется определить оценку \hat{x}_j характеристики БО в области значений Ω_j^* аргумента t .

В силу того, что в общем случае интервал между измерениями $[t_i, t_{i+1}]$ случаен, оценки $\tilde{x}_j^l(\tilde{t}_j)$, получаемые в случайные моменты времени \tilde{t}_j , тоже имеют случайный характер.

Известно (Вентцель Е.С., 1969), что для получения несмещенных и состоятельных оценок математических ожиданий системы двух случайных величин $(\tilde{x}_j^l, \tilde{t}_j)$ по результатам m независимых опытов необходимо определить их средние арифметические значения. Следовательно, искомые оценки определяются из выражений

$$\hat{x}_j = M[\tilde{x}_j] = \frac{\sum_{l=1}^m \hat{x}_j^l}{m} \quad (2)$$

$$\hat{t}_j = M[\tilde{t}_j] = \frac{\sum_{l=1}^m \tilde{t}_j^l}{m} \quad (3)$$

а для элементов корреляционной матрицы – дисперсий и корреляционного момента

$$D_{\tilde{x}_j} = \frac{\sum_{l=1}^m (\hat{x}_j^l - \hat{x}_j)^2}{m-1}; \quad (4)$$

$$D_{\tilde{t}_j} = \frac{\sum_{l=1}^m (t_j^l - \hat{t}_j)^2}{m-1}; \quad (5)$$

$$K_{\tilde{x}_j \tilde{t}_j} = \frac{\sum_{l=1}^m (\hat{x}_j^l - \hat{x}_j)(t_j^l - \hat{t}_j)}{m-1}. \quad (6)$$

Нетрудно показать, что при увеличении числа испытаний m полученные двойные оценки \hat{x}_j в моменты \hat{t}_j удовлетворяют заданному условию

$$\hat{x}_j = \arg_{\tilde{x} \in \Omega_j^*} W_{\tilde{n}}.$$

Смещаясь на одно измерение (см. рисунок 2), повторяем алгоритм определения двойной точечной оценки \hat{x}_{j+1} уже на области значений Ω_{j+1}^* . И так далее по всей выборке результатов измерений.

В итоге получаем вектор двойных точечных оценок следующего вида

$$\hat{X} = \{\hat{x}_{j^*}\}, j^* = \overline{1, J^*}, \quad (7)$$

причем его размерность J^* практически равна общему количеству результатов измерений n , за исключением нескольких измерений на границах всего интервала $[t_1, t_n]$

$$J^* \approx n.$$

Объем начальной выборки результатов измерений n сохранен, что позволяет применить методы математической статистики для дальнейшей обработки измерительной информации.

Необходимо также отметить, что шаг между соседними полученными точечными оценками $h_{j^*} = [t_{j^*}, t_{j^*+1}]$ минимален на всей возможной области своих значений и приблизительно равен среднему шагу между измерениями

$$h_{j^*} \approx \frac{t_n - t_1}{n}.$$

Таким образом, требования минимизации методических погрешностей при построении аппроксимирующей функции характеристики БО

$$\hat{L}(t) = \sum_{j^*=1}^{J^*} \varphi_{j^*}(t) \hat{x}_{j^*}, J^* \approx n \quad (8)$$

тоже выполнены.

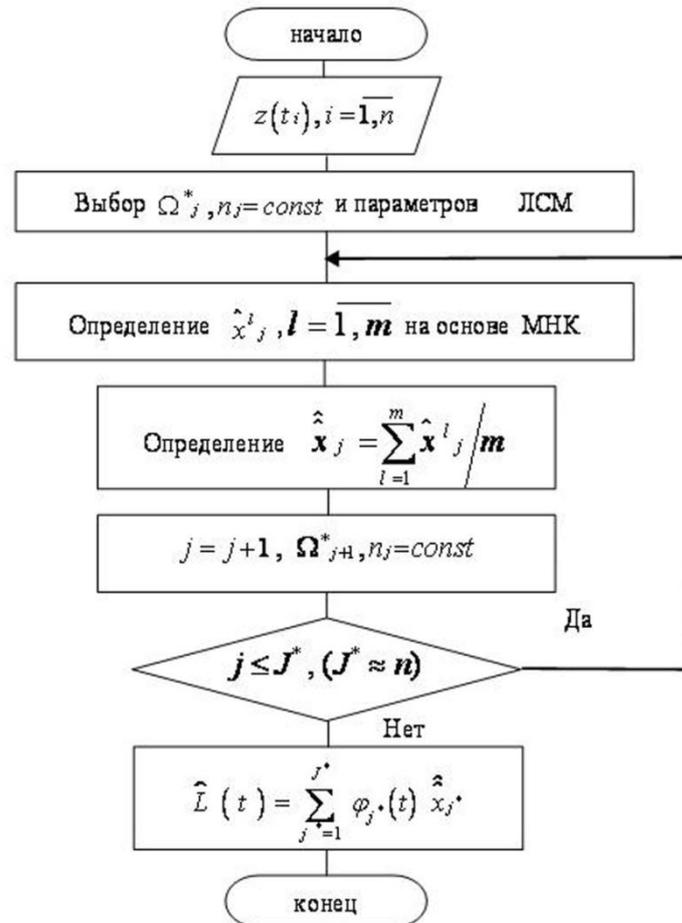


Рисунок 3. Блок-схема разработанного алгоритма оценивания характеристик БО

Блок-схема разработанного алгоритма оценивания характеристик БО приведена на рисунке 3.

Используя полученные по формулам (2)-(6) числовые характеристики случайных величин $M[\hat{x}_j]$, $D[\hat{x}_j]$ и зависимости распределения Стьюдента, определяются границы доверительного интервала и сам интервал

$$I_\beta = (\hat{x} - t_\beta \sqrt{D_{\hat{x}}/n}; \hat{x} + t_\beta \sqrt{D_{\hat{x}}/n}),$$

где n – число независимых испытаний;

t_β – значение, удовлетворяющее равенству

$$2 \int_0^{t_\beta} S_{n-1}(t) dt = \beta,$$

и определяемое по известной таблице в зависимости от доверительной вероятности β и числа степеней свободы $n - 1$.

На рисунках 4-7 приведены примеры использования разработанного алгоритма в задачах оценивания различных характеристик БО по измерительной информации, где СЛСМ – стационарная ЛСМ; НЛСМ – нестационарная ЛСМ.

Таким образом, разработан метод статистического оценивания ЛТХ БО, который обладает рядом

следующих преимуществ по сравнению с известными алгоритмами оценивания.

1. При решении задачи восстановления непрерывных характеристик БО с использованием ЛСМ в ее известной постановке (Сухорученков Б.И., 1989; Сухорученков Б.И., Меньшиков В.А., 1995) существует ограничение на выбор шага модели. А именно шаг между узлами $h = t_{j+1} - t_j$ должен превышать длительность максимального сбоя $h = t_{j+1} - t_j \geq \Delta c_0$, а

при $h \leq \Delta c_0 / k$ (k – степень гладкости модели) задача восстановления характеристики БО на участке сбоя становится некорректной.

При использовании разработанного алгоритма, так как оценка аргумента \hat{t}_j ищется в классе средних по заданной области Ω_j^* , то значения точечных оценок характеристики БО \hat{x}_j определяются (восстанавливаются) и на значительных участках отсутствия измерительной информации

$$h = t_{j+1} - t_j \ll \Delta c_0.$$

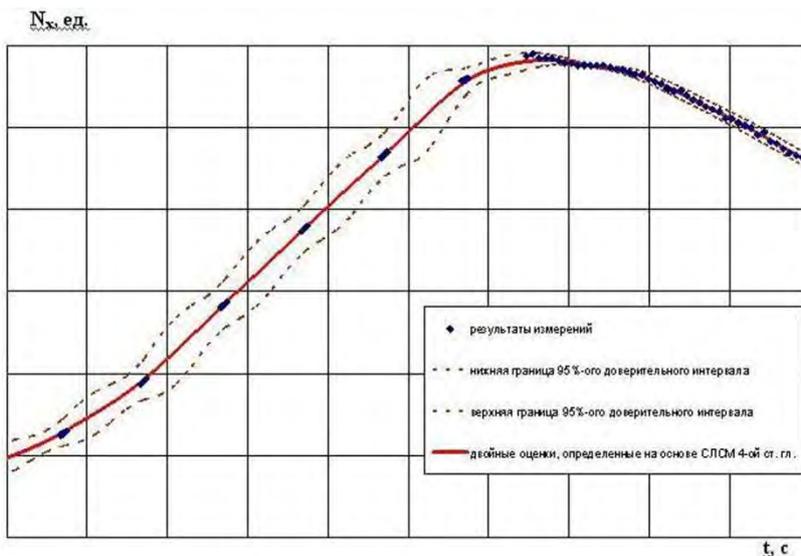


Рисунок 4. Результаты оценивания продольной перегрузки БО

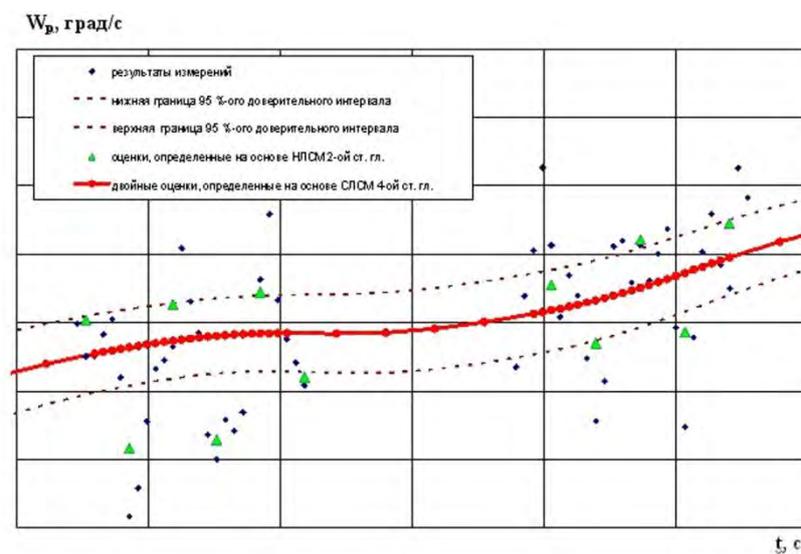


Рисунок 5. Результаты оценивания поперечной угловой скорости вращения БО

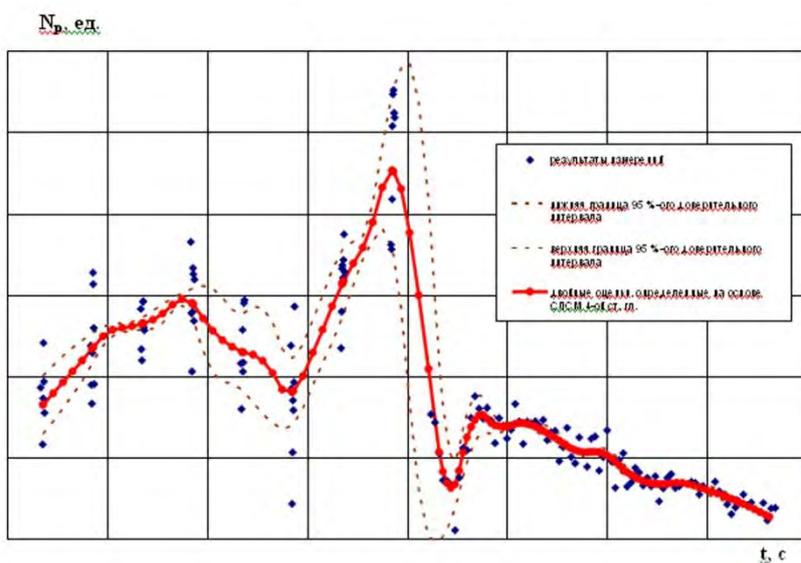


Рисунок 6. Результаты оценивания поперечной перегрузки БО, приведенной на рисунке 1

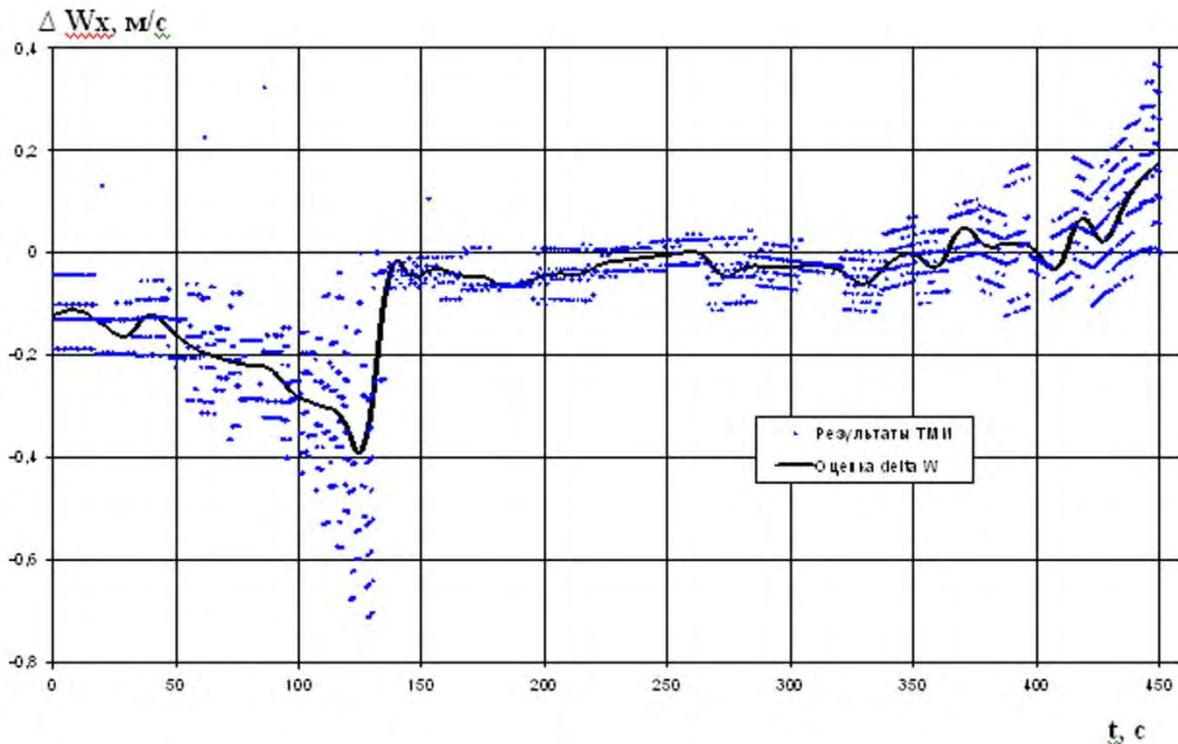


Рисунок 7. Результаты оценивания рассогласования между программными и фактическими значениями продольной составляющей вектора кажущейся скорости по результатам телеметрических измерений (ТМИ), полученных при запуске КА «Орбкомм»

2. Сохраняется объем выборки, что позволяет, используя модель (8) или значения полученного вектора двойных точечных оценок (7), конструировать модели характеристики БО высших степеней гладкости, а также значительно расширяет возможности последующего анализа результатов испытаний. Отсутствие разрывов производных высших порядков дает основание говорить о близости модели (8) реальному физическому процессу, что подтверждается результатами обработки реальной измерительной информации.

3. В связи с тем, что в качестве исходных данных для определения соседних двойных оценок \hat{x}_j и \hat{x}_{j+1} используются выборки первичных оценок, различающиеся только первым и последним членами, можно утверждать об их автокорреляционной связи $K_{\hat{x}_j \hat{x}_{j+1}} \approx 1$, что, несмотря на применение формальной модели характеристик БО, свидетельствует о сохранении физики процесса на всем интервале результатов измерений.

4. Оценки определяются при значительном разбросе по амплитуде результатов измерений, что наглядно показано на рисунках 5-7.

5. При решении задачи оценивания не предусматривается наличие априорной информации о статисти-

ческих характеристиках погрешностей измерений и оцениваемых параметров.

6. Так как при решении задачи используется формализованная модель оцениваемого параметра и предполагается наличие минимума априорной информации, предложенный алгоритм оценивания является универсальным:

- оцениваемые параметры могут иметь различную физическую природу;
- алгоритм применим для определения оценок любой изменяющейся по времени характеристики БО;
- обрабатываемая измерительная информация может быть результатом работы измерительных средств различных типов;
- шаг дискретности результатов измерений может варьироваться на обрабатываемом интервале исходных данных;
- для определения первичных точечных оценок может использоваться любой из известных методов статистического оценивания;
- алгоритм применим на этапах и первичной, и вторичной обработки данных измерений.

7. Алгоритм не использует значения параметров расчетной математической модели, т. е. оценки характеристик БО определяются только по измери-

тельной информации, что обеспечивает их адекватность реальному процессу функционирования БО.

8. Алгоритм не содержит итерационных процедур.

9. В ЛС-моделях оцениваемого параметра могут использоваться производные высших порядков, что обеспечивает необходимую гладкость аппроксимирующей функции.

10. Влияние человеческого фактора на конечный результат сведено к минимуму вследствие применения полностью замкнутого алгоритма, не требующего вмешательства оператора.

Список литературы

Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Наука, 1969.

Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки измерений. М.: Сов. радио, 1978.

Кобзарь А.А. Полиномиальная методика комплексного оценивания динамических характеристик БО в условиях неопределенности моделей и измерительной информации: дисс. канд. техн. наук / Военная академия РВСН им. Петра Великого. М., 2008. 172 с.

Мудров В.И., Кушко В.Л. Методы обработки измерений. М.: Сов. радио, 1976. 192 с.

Сухорученков Б.И. Математические модели и методы анализа характеристик летательных аппаратов: учебное пособие. М.: МО СССР, 1989. 225 с.

Сухорученков Б.И., Меньшиков В.А. Методы анализа характеристик летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1995. 368 с.

Эльясберг П.Е. Измерительная информация: сколько ее нужно? как ее обрабатывать? М.: Наука, 1983.

18 января 2012 года исполнилось 90 лет со дня рождения Ивановского Олега Генриховича

На счету Олега Генриховича такое количество достижений, заслуг и подвигов, что невольно начинаешь гордиться и испытывать желание хоть немного быть похожим на этого выдающегося человека. Он стал лауреатом Ленинской и Государственной премий СССР, почетным членом Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского. Участвовал в Великой Отечественной войне и Параде Победы на Красной площади. Ивановский прошел путь от техника до главного конструктора лунных автоматических станций. Он принимал непосредственное участие в подготовке полета первого в мире космонавта Юрия Гагарина, в создании, испытании и руководстве работой луноходов, станций, доставивших на Землю образцы лунного грунта, астрофизической обсерватории «АСТРОН», искусственных спутников Земли «ПРОГНОЗ» и во многих других космических проектах. Также Олег Генрихович является автором семи книг и множества статей по космической тематике, опубликованных в нашей стране и за рубежом.

За боевые и трудовые заслуги Ивановский награжден 7 орденами СССР, многими медалями, Почетными знаками Роскосмоса, Российской академии космонавтики, Федерации космонавтики Российской Федерации, губернатора Московской области.



**Лауреат Ленинской и Государственной премий
Ивановский Олег Генрихович
в музее НПО им. С.А. Лавочкина 2012 год**



**Офицер «Смерша»
февраль 1945 года**



**На переднем плане: космонавт №1 Ю.А.Гагарин и ведущий конструктор корабля «Восток» О.Г. Ивановский
12 апреля 1961 года, космодром «Байконур»**



Дважды КА серии «Луна» доставляли на поверхность Луны самодвижущиеся исследовательские лаборатории «Луноходы»



Трижды с поверхности Луны на Землю доставлялись образцы лунного грунта



Слева направо: Главный конструктор ВНИИ Трансмаша А.Л. Кемурджиан (разработка шасси «Луноходов»), трижды Герой Советского Союза И.Н. Кожедуб, главный конструктор по направлению (лунная тематика) Машиностроительного завода им. С.А. Лавочкина О.Г.Ивановский. Июнь 1974 года.



Более 6 лет проработала на орбите первая отечественная астрофизическая обсерватория «Астрон»

Олег Генрихович является почетным гражданином двух городов в России и на Украине, членом-корреспондентом Географического общества Португалии.

В день юбилея Олега Генриховича поздравили коллеги по работе из НПО им. С.А. Лавочкина, смежных организации, друзья и все, кому посчастливилось иметь знакомство с таким уникальным человеком.

В том числе в адрес Ивановского пришли поздравления и от руководства Федерального Космического Агентства. Руководитель ФКА В.А. Поповкин поздравил конструктора космической техники с 90-летием и пожелал крепкого здоровья, большого счастья и дальнейшей плодотворной деятельности на благо России.

Редакционная коллегия и Редакционный совет журнала также поздравляют Олега Генриховича Ивановского с юбилеем и желают долгих лет жизни, благополучия и творческих успехов в будущем.

(использованы материалы сайта ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, фотографии из личного архива О.Г.Ивановского)

Издатель

Ордена Ленина, дважды орденов Трудового Красного Знамени
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Редактор *В.В. Ефанов*

Технический редактор *И.Л. Шевалев*

Корректоры *М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова*

Оформление обложки: *В.М. Давыдов, А.Н. Захаров, И.Л. Шевалев*

Подписано в печать 1.02.2012. Формат 60x84 /₈.

Бумага офсетная. Печать офсетная. Объем 8.0 печ. л.

Тираж 500 экз.

Отпечатано с готового оригинал-макета

в типографии ООО «Полстар» (МАИ),

Волоколамское ш., д.4, Москва А-80, ГСП-3 125993

МНОГОТИРАЖНОЙ ГАЗЕТЕ НОВАТОР 50 ЛЕТ



ГАЗЕТА ПИШЕТ ИСТОРИЮ НАШЕГО ПРЕДПРИЯТИЯ

ПЕРВЫЙ НОМЕР ГАЗЕТЫ, КАК ОРГАНА ПАРТКОМА, ПРОФКОМА, КОМИТЕТА ВЛКСМ И РУКОВОДСТВА МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОГО ЗАВОДА ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА ВЫШЕЛ В СВЕТ 29 ЯНВАРЯ 1962 ГОДА

ПЕРЕД КОЛЛЕКТИВОМ РЕДАКЦИИ ПОСТАВЛЕНА ЗАДАЧА: ОСВЕЩАТЬ ПРОИЗВОДСТВЕННУЮ И ОБЩЕСТВЕННУЮ ЖИЗНЬ ПРЕДПРИЯТИЯ, ШИРОКО ПРИВЛЕКАЯ К СОТРУДНИЧЕСТВУ РАБОЧИХ КОРРЕСПОНДЕНТОВ - СПЕЦИАЛИСТОВ ИЗ РАЗЛИЧНЫХ ОБЛАСТЕЙ МНОГОПРОФИЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРЕДПРИЯТИЯ, ЛЮДЕЙ ХОРОШО ЗНАЮЩИХ ЗАВОДСКУЮ ЖИЗНЬ, УМЕЮЩИХ НАХОДИТЬ И РАЗРАБАТЫВАТЬ ГОРЯЧИЕ ТЕМЫ, ОСТРО, АРГУМЕНТИРОВАННО И ЭМОЦИОНАЛЬНО ИЗЛАГАТЬ СВОИ РАССУЖДЕНИЯ В ГАЗЕТНЫХ ПУБЛИКАЦИЯХ

ЧЕРЕЗ ТЕРНИИ — К ЗВЕЗДАМ!

НОВАТОР

Орган администрации и профсоюзного комитета ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина»
№ 9 (1908) Ноябрь 2011 года Газета издается с 29 января 1962 года

СОБЫТИЕ

Первый пуск из ГКЦ

21 октября с космодрома во французской Гвиане стартовала ракета-носитель «Союз-СТ» с двумя космическими аппаратами для европейской навигационной спутниковой системы Galileo. Выделение КА на целевые орбиты обеспечено за счет двух включенной маршевой двигательной установки разгонного блока (РБ) «Фрегат-МТ».

Этот первый пуск с территории Южной Америки в рамках международного проекта «Союз» в Гвианском космическом центре (ГКЦ) Роскосмоса-французское межправительственное соглашение о сотрудничестве было подписано в ноябре 2003 года. В апреле 2005 года был подписан контракт между АО «Роскосмос» (Франция) и Роскосмосом о создании комплекса запуска «Союз» на территории ГКЦ. ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» включилось в проект с первых его дней, и сегодняшний успех — хороший повод отпраздновать на протяжении всего этого периода путь. Слово руководителю программы «Юру» С.А. АЛЬМОВУ:

«Какие перспективы открывает пуск в Юру перед нашим предприятием? В данный проект ввели тему, что дал ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» возможность на длительный срок получить качественный объем заказа на изготовление разгонных блоков «Фрегат» и в кратчайшие сроки и в полном объеме выполнить поставленные задачи. Это очень важно для нас, так как мы являемся одним из ведущих космических стран».



Новатор

Орган администрации и профсоюзного комитета ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина»

Новатор

Орган администрации и профсоюзного комитета ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина»

Выше знамя ленинского соревнования

Многие работники предприятия знают, что такое ленинское соревнование. Это форма организации труда, способствующая развитию производительности и качества работы. В настоящее время на предприятии активно проводятся такие мероприятия, что способствует повышению эффективности производства.



Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина»

ГЛАВНЫЕ ГЕРОИ ГАЗЕТНЫХ ПУБЛИКАЦИЙ — ЛЮДИ ТРУДА: ПЕРЕДОВИКИ ПРОИЗВОДСТВА, ПРЕДСТАВИТЕЛИ ТРУДОВЫХ ДИНАСТИЙ, ВЕТЕРАНЫ, ВЫСОКОКЛАССНЫЕ СПЕЦИАЛИСТЫ И МОЛОДЕЖЬ, ВПЕРВЫЕ СТУПИВШАЯ НА ПРОФЕССИОНАЛЬНУЮ СТЕЗЮ.

БЛАГОДАря ПЛОДОТВОРНОМУ СОДРУЖЕСТВУ ШТАТНЫХ И РАБОЧИХ КОРРЕСПОНДЕНТОВ ГАЗЕТА БЫСТРО ПРИОБРЕЛА ПОПУЛЯРНОСТЬ, ЕЁ ПУБЛИКАЦИИ ВСЕГДА БЫЛИ АКТУАЛЬНЫ, ВЫЗЫВАЛИ ЖИВОЙ ЧИТАТЕЛЬСКИЙ ОТКЛИК.

ДВУХПОЛОСКА ФОРМАТОМ А3, ИЛИ ГОРЧИЧНИК, ВЫХОДИЛА РАЗ В НЕДЕЛЮ, ПО ПЯТНИЦАМ И ДОСТАВЛЯЛАСЬ В ПОДРАЗДЕЛЕНИЯ ПО КОЛЬЦЕВОЙ ПОЧТЕ.

С 1998 ГОДА ГАЗЕТА НОВАТОР КАК ОРГАН АДМИНИСТРАЦИИ И ПРОФСОЮЗНОГО КОМИТЕТА ФГУП НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА ВЫХОДИТ ЕЖЕМЕСЯЧНО В ФОРМАТЕ А3 НА ЧЕТЫРЁХ ПОЛОСАХ, С ПРИМЕНЕНИЕМ НА ЭТАПЕ ПОДГОТОВКИ СОВРЕМЕННЫХ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ, И ПЕЧАТАЕТСЯ В ТИПОГРАФИИ Г. КРАСНОГОРСК.

МНОГОТИРАЖНАЯ ГАЗЕТА НОВАТОР — УЧАСТНИК КОНКУРСОВ ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО МАСТЕРСТВА, НАГРАЖДЕНА ЗНАКАМИ ОТЛИЧИЯ АДМИНИСТРАЦИИ ГОРОДСКОГО ОКРУГА ХИМКИ, ЦК ПРОФСОЮЗА РАБОТНИКОВ ОБЩЕГО МАШИНОСТРОЕНИЯ, СОЮЗА ЖУРНАЛИСТОВ РОССИИ



ВЫПУСК ГАЗЕТЫ БЫЛ БЫ НЕВОЗМОЖЕН БЕЗ РАБОТНИКОВ ПЕЧАТНОГО ЦЕХА. В ТЕЧЕНИЕ 35 ЛЕТ НОВАТОР ПЕЧАТАЛСЯ В ТИПОГРАФИИ ПРЕДПРИЯТИЯ (ПОДРАЗДЕЛЕНИЕ №45)



21.10.2011 Г.
ЗАПУЩЕНЫ
2 СПУТНИКА
GALILEO

17.12.2011 Г.
ВЫВЕДЕНА
НА ОРБИТУ ИСЗ
ГРУППИРОВКА
КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ
**ПЛЕЯДЫ/
ЭЛИЗА/
SSoT**



КОСМОДРОМ КУРУ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ
КОМПЛЕКС
РН **СОЮЗ-СТ** - РБ **ФРЕГАТ-МТ**

БЛАГОДАРЯ
БЕЗУПРЕЧНОЙ РАБОТЕ
КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА
ФРЕГАТ,
СТРЁХ КОСМОДРОМОВ,
РАСПОЛОЖЕННЫХ
НА РАЗНЫХ
ГЕОГРАФИЧЕСКИХ ШИРОТАХ
ОСУЩЕСТВЛЕНО ТРИ ДЕСЯТКА
РЕЗУЛЬТАТИВНЫХ ЗАПУСКОВ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ОТЕЧЕСТВЕННОГО
И ЗАРУБЕЖНОГО
ПРОИЗВОДСТВА



КОСМИЧЕСКАЯ
ГОЛОВНАЯ
ЧАСТЬ
РН **СОЮЗ-2**
С КА **МЕРИДИАН**
И РБ **ФРЕГАТ**



1-Й ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ
КОСМОДРОМ ПЛЕСЕЦК
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ
КОМПЛЕКС
РН **СОЮЗ-2** - РБ **ФРЕГАТ**



18.07.2011 Г.
ЗАПУЩЕНА
ОРБИТАЛЬНАЯ
АСТРО-
ФИЗИЧЕСКАЯ
ОБСЕРВАТОРИЯ
СПЕКТР-Р

20.01.2011 Г.
ЗАПУЩЕН
КОСМИЧЕСКИЙ
АППАРАТ
ЭЛЕКТРО-Л



КОСМОДРОМ БАЙКОНУР
ЦЕНТР ЭКСПЛУАТАЦИИ
И ИСПЫТАНИЙ
НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ
КОМПЛЕКС
РН **ЗЕНИТ-2** - РБ **ФРЕГАТ СБ**



28.12.2011 Г.
ВЫВЕДЕНЫ
НА ЦЕЛЕВУЮ ОРБИТУ
ШЕСТЬ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ СВЯЗИ
ГЛОБАЛСТАР-2



КОСМИЧЕСКИЙ БУКСИР
ФРЕГАТ

