



**С НОВЫМ, 2011 ГОДОМ -
ГОДОМ КОСМОНАВТИКИ!**

20 января 2011 года запущен геостационарный метеорологический спутник нового поколения **«ЭЛЕКТРО-Л»**. Запуск осуществлен с космодрома «БАЙКОНУР» ракетой космического назначения **«ЗЕНИТ-2СБ»** ЮЖМАШ с новым разгонным блоком повышенной энерговооруженности **«ФРЕГАТ-СБ»**.

ГЕОСТАЦИОНАРНЫЙ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ

«ЭЛЕКТРО-Л»

Международное наименование GOMS №2
(ГОМС - Геостационарный Оперативный
Метеорологический Спутник).

Космический аппарат «Электро-Л»
разработан и изготовлен
НПО им. С.А. Лавочкина

в соответствии с Федеральной космической
программой России на 2006-2015 гг.



Подготовка к запуску
космического аппарата «ЭЛЕКТРО-Л»
на космодроме БАЙКОНУР
декабрь 2010 года



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

Члены редакционной коллегии

к.э.н. *Х.Ж. Карчаев*
Т.М. Коростина
Ю.В. Костеренко
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

Бабышкин В.Е. Инновационный гидрометеорологический космический комплекс «Электро» нового поколения	3
Асюшкин В.А., Ишин С.В. Универсальный разгонный блок повышенной энерговооруженности «Фрегат-СБ»	9
Маленков М.И. Создание «Лунохода-1» - выдающееся научно-техническое достижение XX века.....	13
Ковалев Е.В., Романов В.М., Яременко Д.Э. Современный подход к управлению стоимостью ракетно-космической техники на примере использования метода критических цепочек Э. Голдратта.....	22
Пригода Б.А. Особенности конструирования зеркальных антенн космических аппаратов.....	27
Буслаев С.П. Применение правила дискриминации для прогнозирования успешной посадки космического аппарата на поверхность небесного тела.....	32
Сысоев В.К., Вятлев П.А., Чирков А.В., Грозин В.А., Конященко Д.А. Концепция двухлазерного термораскалывания стеклянных элементов для космических аппаратов.....	38
Шибалов М.В., Ананьев А.И., Чекулаева А.И. К оценке качества некоторых сварных швов алюминиевого сплава АМгб.....	45
Сидякин В.А., Пономарев К.Е., Хаустов В.С., Арбузов В.М. Некоторые особенности стыковой сварки трубных переходников сталь - титан электрической дугой в инертной среде низкого давления.....	49

Журнал является рецензируемым изданием

Журнал включен в систему Российского индекса научного цитирования и размещен на сайте Научной Электронной Библиотеки. 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. Аннотации статей 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)

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@Laspaces.ru

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



COSMONAUTICS and ROCKET ENGINEERING

Scientific and Technical Quarterly journal published since 2009 year

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

Y.V. Kosterenko

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

A.A. Moisheev, 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

Table of contents

Babyshkin V.E. New generation hydrometeorological space complex «Electro».....	3
Asyushkin V.A., Ishin S.V. Multipurpose upper stage «Fregat-SB» with enhanced power capacity.....	9
Malenkov M.I. Development of «Lunokhod-1» is a scientific and technical breakthrough of XX century.....	13
Kovalev E.V., Romanov V.M., Yaremenko D.E. Modern approach to cost management of rocket and space engineering by example of the E.Goldratt critical chains method.....	22
Prigoda B.A. Features of designing of spacecraft reflector-type antennas	27
Buslaev S.P. Use of discrimination rule for prediction of spacecraft successful landing on celestial body surface.....	32
Sysoev V.K., Vyatlev P.A., Chirkov A.V., Grozin V.A., Konyashchenko D.A. Two-laser thermo cleavage of glass elements for spacecraft conception.....	38
Shibalov M.V., Ananyev A.I., Chekulayeva A.I. On the issue of quality evaluation of AMg6 aluminum alloy welded seams.....	45
Sidyakin V.A., Ponomarev K.E., Khaustov V.S., Arbuzov V.M. Some special features of upset welding of steel-titanium piped adaptors by means of voltaic arc in low-pressure inert atmosphere.....	49

The journal is a reviewed publication

The journal is included in the Russian Science Citation Index system and located at the Scientific e-library website.

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.

Annotations of magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site

<http://www.vestnik.laspacespace.ru>

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@laspacespace.ru

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

УДК 629.784.01 «Электро»

ИННОВАЦИОННЫЙ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС «ЭЛЕКТРО» НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

В.Е. Бабышкин



БАБЫШКИН

Владимир Евгеньевич
директор – главный конструктор
центра информационных систем
объединенной дирекции управления
проектами ФГУП «НПО им.
С.А.Лавочкина»
E-mail: babishkin@laspace.ru

В статье рассказывается о создании в НПО им. С.А. Лавочкина нового геостационарного гидрометеорологического космического комплекса (ГТКК) «Электро».

Ключевые слова: гидрометеорология; искусственный спутник Земли; точка стояния; наземный комплекс приема, обработки и распространения информации (НКПОР).

NEW GENERATION HYDROMETEOROLOGICAL SPACE COMPLEX «ELECTRO». V.E. Babishkin

The article covers development of new GEO hydrometeorological space complex «Electro» at Lavochkin Association.

Key words: hydrometeorology; artificial Earth satellite; stationary point; ground complex for data receipt, processing and distribution.

Своевременный и точный прогноз погоды в наше время невозможен без использования данных, получаемых из космоса. При этом одним из важнейших инструментов космической метеорологии является сеть космических аппаратов на геостационарной орбите (ГСО).

Геостационарные спутники, расположенные над одной точкой над экватором, на высоте 36 тысяч километров, способны круглосуточно и с высокой периодичностью получать изображения всего диска Земли. Это позволяет метеорологам следить за динамикой атмосферы в глобальном масштабе. На рисунке 1 показан КА «Электро» в полете.

С 1977 года на геостационарную орбиту разными странами было запущено более 30 метеорологических КА.

НПО им. С.А. Лавочкина с кооперацией для нужд Росгидромета и Всемирной метеорологической организации создан космический гидрометеорологический комплекс второго поколения. Комплекс сохранил свое старое название - «Электро» (в 1994 году ВНИИЭМ вывел на ГСО спутник первого поколения «Электро»).

На рисунке 2 показан КА «Электро» в сборочном цехе НПО им. С.А. Лавочкина перед отправкой на космодром Байконур.

В январе 2011 года космический комплекс «Электро» (международное обозначение GOMS – ГОМС - геостационарный оперативный метеорологический спутник) стал составной частью международной системы геостационарных метеоспутников.

Эта система действует под эгидой Всемирной метеорологической организации (WMO) и включает спутники: GOES (США), METEOSAT (Европа), GMS, Metsat (Япония). Кроме того, метеорологические КА на ГСО имеют Индия (КА серии INSAT, Калпана) и Китай (КА FengYun-2); ведется разработка корейских КА.

Первая точка стояния космического аппарата, названного «Электро-Л» (Лавочкин), 76° восточной долготы расположена над Индийским океаном. Это позволит наилучшим образом наблюдать территорию России.

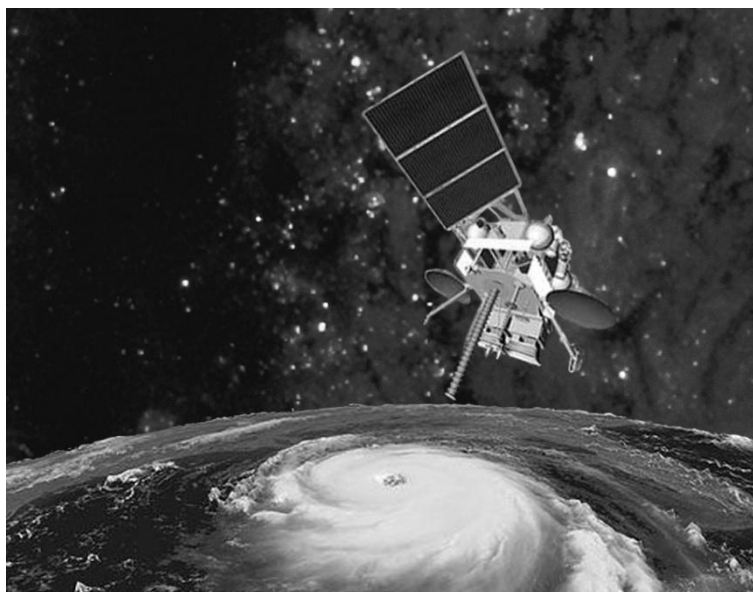


Рисунок 1. КА «Электро» в полете

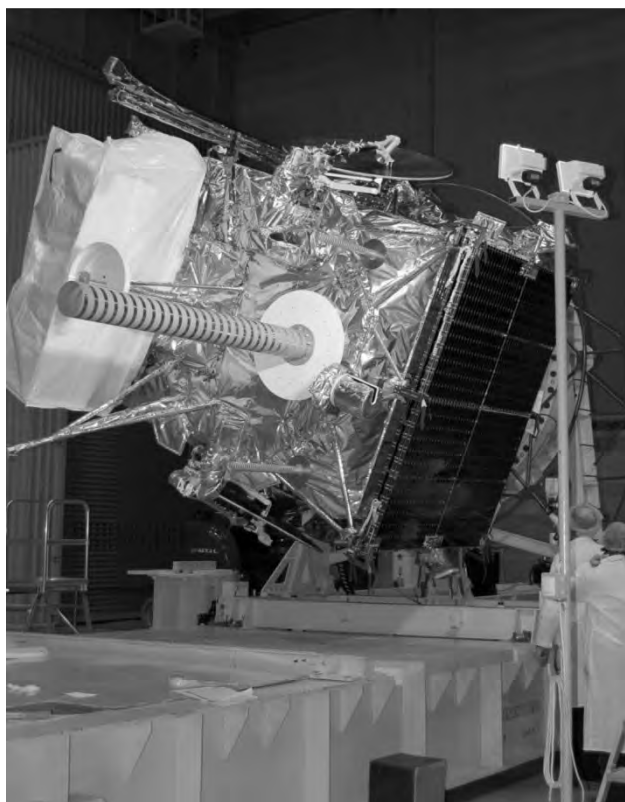


Рисунок 2. КА «Электро-Л» в сборочном цехе НПО им. С.А. Лавочкина перед отправкой на космодром Байконур

Создание ГТКК «Электро» признано Правительством Российской Федерации одним из приоритетных направлений международной деятельности страны.

К настоящему времени утверждена Федеральная космическая программа России на 2006-2015гг., в которой определены запуски двух космических аппаратов «Электро-Л» с КА № 1 и КА № 2 в 2011 году.

Вторая точка стояния КА – по предложению НИЦ «Планета» Росгидромета – 14,5° восточной долготы.

Каждые полчаса, круглосуточно, КА «Электро» передает на наземные станции многоспектральные изображения облачности и подстилающей поверхности всего диска Земли с разрешением 1 км в каналах видимого диапазона и 4 км – в каналах инфракрасного диапазона.

Периодичность съемок по командам с Земли может быть доведена до 10 - 15 минут.

Эти изображения необходимы для анализа и прогноза погоды, состояния акваторий морей и океанов, условий для полетов авиации.

На КА «Электро-Л» возлагаются также задачи ретрансляции и обмена метеоинформацией, а также приема и ретрансляции данных от автономных метеорологических платформ и сигналов аварийных буев системы КОСПАС-SARSAT.

На основании данных о радиационной и магнитной обстановке, получаемых от размещаемых на КА «Электро-Л» датчиков, будут уточняться гелиогеофизические прогнозы для отраслей народного хозяйства.

Космический комплекс «Электро» разработан на базе уникального научно-технического задела, созданного за последние годы НПО им.С.А. Лавочкина с кооперацией, в том числе на универсальной космической платформе «Навигатор».

Базовая платформа космического аппарата «Навигатор» спроектирована в негерметичном исполнении, имеет срок активного существования 10 лет. Она будет базовой для орбитальных и астрономических обсерваторий «Спектр-Р», «Спектр-РГ», «Спектр-УФ», ИСЗ «Арктика», «Электро-М» и др.

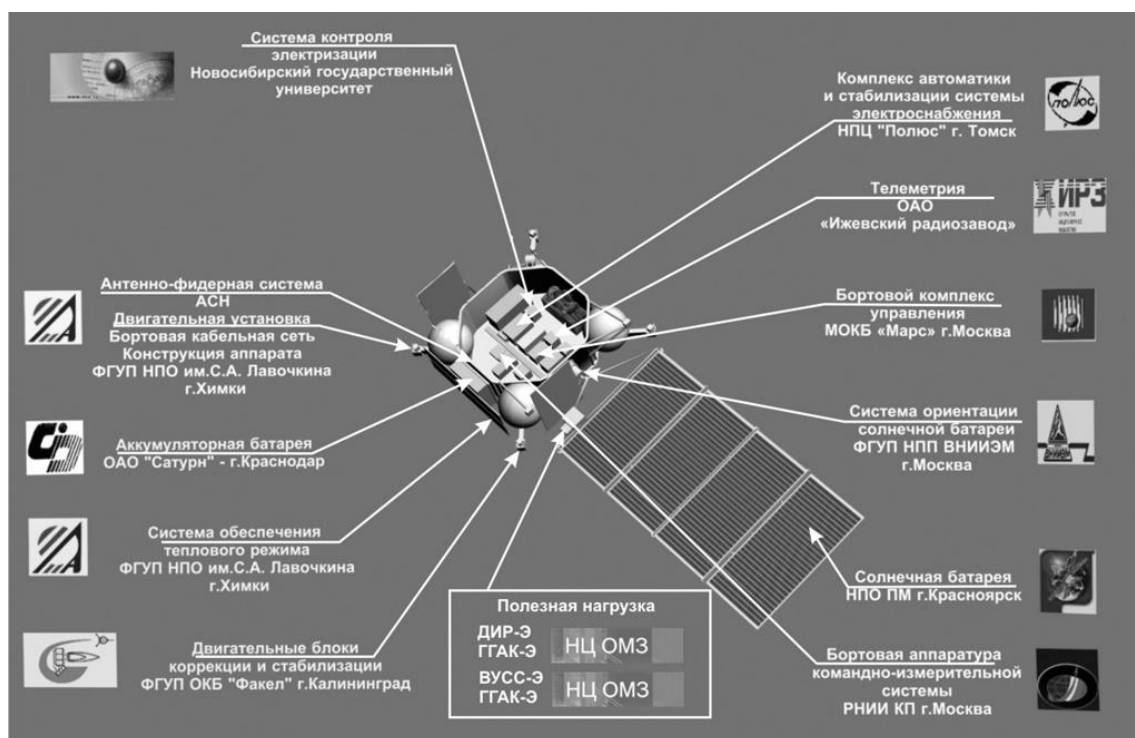


Рисунок 3. Космическая платформа «Навигатор»

Общий вид ее показан на рисунке 3.

Электронная аппаратура размещается на термостабилизированных основаниях – трехслойных сотопанелях со встроенными управляемыми тепловыми трубами, с помощью которых от приборов отводится избыточное тепло.

Аппаратура наблюдения (сканеры), датчики ориентации, устанавливаются на одной термостабили-

зированной платформе в целях обеспечения их точностной привязки к единой системе координат.

Этим достигается высокая точность наведения датчиков и стабилизации углового движения КА при съемке.

Состав целевой аппаратуры представлен на рисунке 4 и в таблице 1.

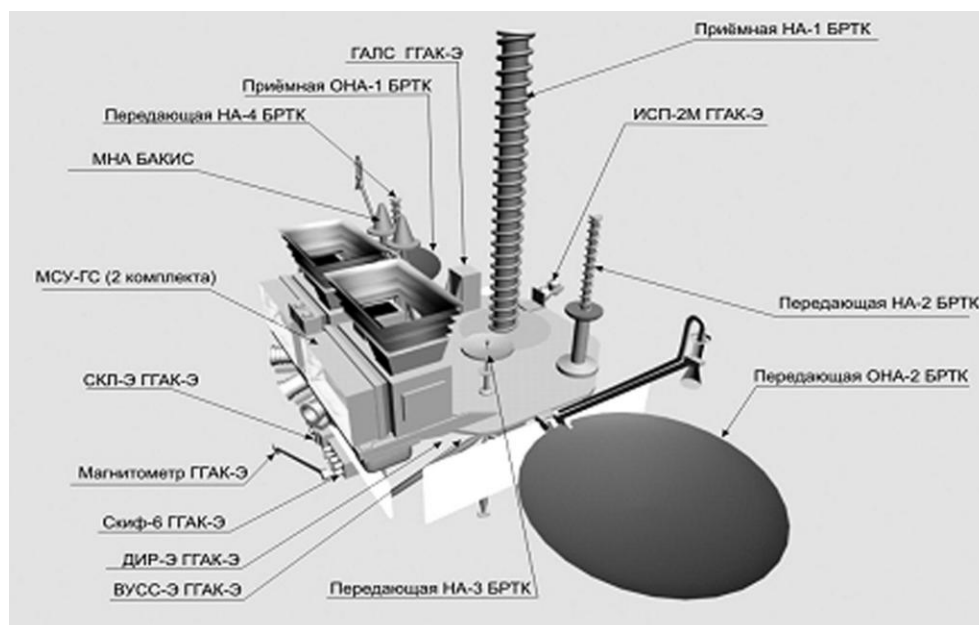


Рисунок 4. Целевая аппаратура КА «Электро-Л»

Таблица 1. СОСТАВ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭЛЕКТРО»

ГГАК-Э - Гелиогеофизический Гидрометеорологический Аппаратный Комплекс	
БРТК - Бортовой РадиоТехнический Комплекс	
ГАЛС ГГАК-Э	Детектор галактических космических лучей
ОНА-1 БРТК	ОстроНаправленная Антенна (приемная)
НА-1 БРТК	Направленная Антенна
МНА БАКИС	МалоНаправленная Антенна
МСУ - ГС	Многозональное Сканирующее Устройство Гидрометеорологического назначения
СКЛ – Э ГГАК-Э	Спектрометр солнечных космических лучей СКЛ-Э
Скиф-6 ГГАК-Э	Спектрометр корпускулярных излучений
ДИР-Э ГГАК-Э	Измеритель рентгеновского излучения Солнца
ВУСС-Э ГГАК-Э	Измеритель потока ультрафиолетового излучения Солнца
ИСП-2М ГГАК-Э	Измеритель солнечной постоянной
НА-2 БРТК	Направленная Антенна
ОНА-2 БРТК	ОстроНаправленная Антенна (передающая)
Магнитометр	Магнитометрическая аппаратура ФМ-Э

Масса КА «Электро-Л» на рабочей орбите составляет 1712 кг, из которых 462 кг приходится на полезную нагрузку.

Система электроснабжения космического аппарата обеспечивает мощность до 1700 Вт к концу срока активного существования при электропотреблении полезной нагрузки до 800 Вт.

Срок активного существования космического аппарата «Электро-Л» должен составить не менее 10 лет, что достигается за счет применения новой элементной базы и необходимой функциональной избыточности бортовой аппаратуры.

Запуск космического аппарата «Электро-Л» на геостационарную орбиту осуществлен с космодрома «Байконур» с помощью ракеты космического назна-

чения (РКН) «Зенит-3СЛБФ» с разгонным блоком «Фрегат-СБ» - разработки НПО им. С.А. Лавочкина.

Ракета космического назначения «Зенит-3СЛБФ» создана Конструкторским бюро «Южное» имени академика М.К. Янгеля.

Первая ступень РКН оснащена четырехкамерным жидкостным ракетным двигателем 11Д520 (РД-170) тягой 806 тонн (в вакууме), разработанным НПО «Энергомаш».

Ракетный блок второй ступени 11С772 оборудован двигательной установкой, состоящей из однокаммерного маршевого ЖРД 11Д123 (РД-120) тягой 85 тонн, разработанного НПО «Энергомаш», и четырехкамерного рулевого ЖРД 11Д513 тягой 8 тонн, разработанного КБ «Южное». Все двигатели работают на жидком кислороде и керосине РГ-1.

На рисунке 5 показана ракета «Зенит» на комплексных испытаниях, включающих «сухой» вывоз ракеты-носителя с РБ «Фрегат-СБ» на космодроме Байконур.



Рисунок 5. Операция «сухой» вывоз ракеты-носителя с РБ «Фрегат-СБ»

В связи с тем, что было принято решение использовать ракету «Зенит», пришлось адаптировать РБ «Фрегат» для выведения спутника на геостационарную орбиту за счет увеличения массы заправляемого топлива.

Задача была решена введением в состав РБ «Фрегат» торового сбрасываемого блока баков, топливо которого используется маршевой ДУ РБ «Фрегат». В результате проделанной работы в НПО им. С.А. Лавочкина в достаточно короткие сроки и при минимальных финансовых затратах был создан разгонный блок «Фрегат-СБ».

Эффективность (РКН) в большой степени определяется эффективностью разгонного блока: точность выведения КА определяется точностью выведения разгонного блока; весовая эффективность разгонного блока существенно выше, чем у ракеты-носителя.

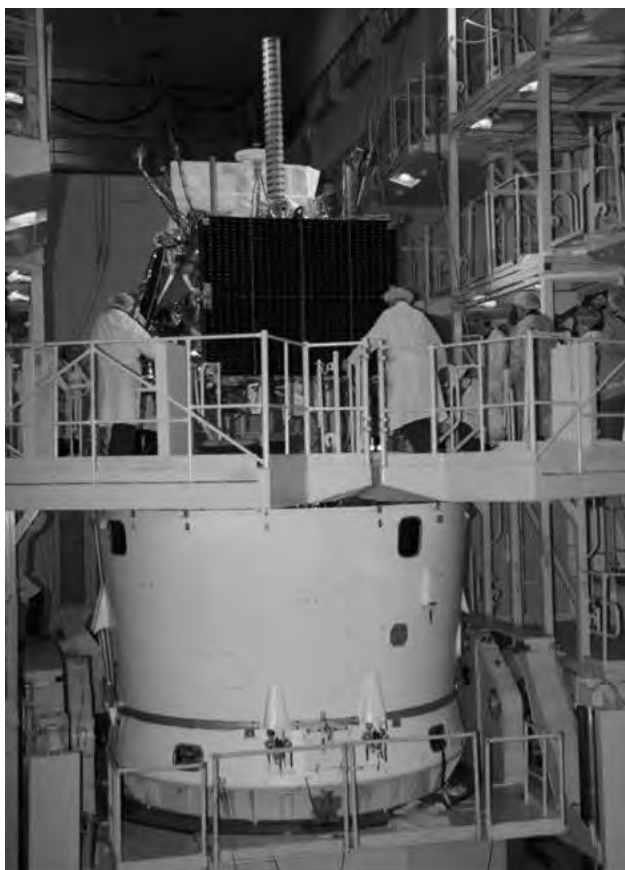


Рисунок 6. Установка «Электро-Л» на разгонный блок «Фрегат-СБ»

Например, при увеличении массы полезного груза, выводимого ракетой-носителем с космодрома «Байконур», на 5 кг масса выводимого на геостационарную орбиту КА увеличится на 1 кг, а при увеличении

массы, выводимой разгонным блоком, на 5 кг масса КА на ГСО увеличится на столько же.

Кроме того, стоимость создания, отработки новых разгонных блоков существенно ниже стоимости создания и отработки новых ракет-носителей.

Именно поэтому в начале 90-х годов в НПО им. С.А. Лавочкина были развернуты работы по созданию разгонного блока, который позже получил наименование «Фрегат». Первый запуск РБ «Фрегат» состоялся 9 февраля 2000 г.

Разгонный блок должен был обеспечить ракетам-носителям типа «Зенит» новые, недоступные ранее качества: выведение на орбиты с многократным включением маршевого двигателя разгонного блока; более высокие массы выводимых полезных нагрузок (по сравнению с блоком «Л», использовавшимся в составе ракет-носителей «Молния»); высокие точности выведения.

Для разгонного блока повышенной энерговооруженности «Фрегат-СБ» это был также первый полет. Процесс установки «Электро-Л» на разгонный блок «Фрегат-СБ» на космодроме Байконур показан на рисунке 6.

Баллистическая схема выведения показана на рисунке 7.

На стадии летных испытаний управление полетом космического комплекса «Электро» осуществляется из специализированного центра управления полетом ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

Общий вид этого ЦУПа показан на рисунке 8.

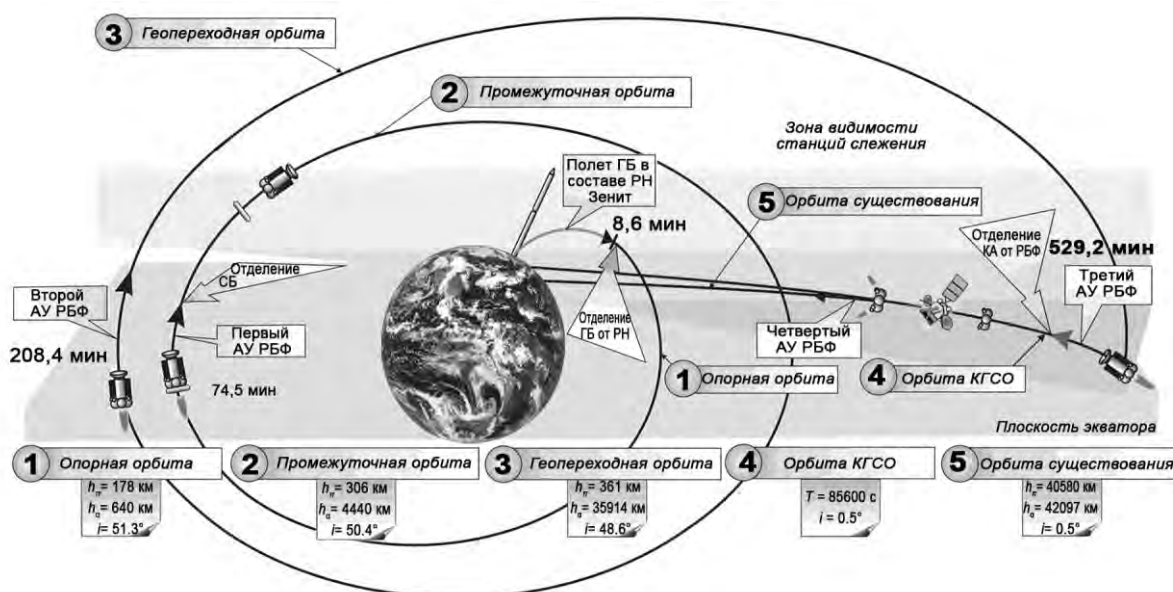


Рисунок 7. Баллистическая схема выведения



Рисунок 8. ЦУП на территории ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина»

Для проведения гидрометеорологических съемок КА «Электро» оснащается уникальным сканером - МСУ-ГС (многозональное сканирующее устройство - геостационар), который разработан в ОАО «РКС» (РНИИ космического приборостроения).

Описание основной полезной нагрузки (целевой аппаратуры) и наземного комплекса управления обработки и распространения целевой информации со-

держится в публикациях из нижеприведенного списка литературы (1,3).

Сборка космической головной части «Электро-Л» на Байконуре показана на рисунке 9.

Успешная эксплуатация КА «Электро-Л» в значительной мере обеспечит России выполнение обязательств в рамках Всемирной метеорологической организации и даст новый импульс для инновационного социально-экономического развития страны.

Список литературы

1 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.

2 Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.

3 Бабышкин В.Е., Ерошкин В.Н., Яницкий А.А. Геостационарный гидрометеорологический комплекс второго поколения «Электро» // Космонавтика и ракетостроение, 2010. № 2(59). С. 46-53.



Рисунок 9. Накатка головного обтекателя на КА «Электро». Космодром Байконур.

УДК 629.784.01 «Фрегат-СБ»

УНИВЕРСАЛЬНЫЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК ПОВЫШЕННОЙ ЭНЕРГО- ВООРУЖЕННОСТИ «ФРЕГАТ-СБ»

В.А.Асюшкин, С.В.Ишин



АСЮШКИН

Владимир Андреевич заместитель генерального конструктора и генерального директора по средствам выведения ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», кандидат технических наук



ИШИН

Сергей Вячеславович заместитель директора и главного конструктора центра средств выведения ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
E-mail: ishin@laspace.ru

В статье приведено описание универсального разгонного блока повышенной энерговооруженности «Фрегат-СБ». Показаны основные характеристики блока в составе различных ракет-носителей, его преимущества по сравнению с конкурентами.

Ключевые слова: разгонный блок; ракета-носитель; геостационарная орбита; полезный груз.

MULTIPURPOSE UPPER STAGE «FREGAT-SB» WITH ENHANCED POWER CAPACITY.
V.A. Asyushkin, S.V. Ishin

The article deals with description of multipurpose upper stage «Fregat-SB» with enhanced power capacity. Main properties of the upper stage on different launchers are shown, its advantages in comparison with the competitive ones.

Key words: upper stage; launch vehicle; geostationary orbit; payload.

В 2000 году совершил первый полет разгонный блок «Фрегат», созданный в НПО им. С.А. Лавочкина. За истекший период «Фрегат» запускался 20 раз в составе РН типа «Союз» и показал абсолютную надежность [1].

Так как разгонный блок «Фрегат» создавался для РН типа «Союз», которая выводит на опорную орбиту полезный груз массой около 8т, заправляемого в РБ топлива недостаточно для его использования в составе более тяжелых РН, например, «Зенит», имеющей грузоподъемность около 14т. В ходе работ по РБ «Фрегат» было показано, что масса полезного груза, выводимого РН «Союз-2» этапа 1б с РБ на геостационарную орбиту, может быть существенно увеличена за счет введения операции доразгон, выполняемой разгонным блоком, для чего массу топлива РБ необходимо увеличить. Учитывая высокие эксплуатационные характеристики РБ «Фрегат», в НПО им. С.А.Лавочкина было принято решение адаптировать РБ «Фрегат» для выведения на различные высокоэнергетические орбиты в составе РН

«Союз-2» этапа 1б, «Союз-2,-3», «Зенит», «Ангара-А3» за счет увеличения массы заправляемого топлива. Задача была решена введением в состав РБ «Фрегат» сбрасываемого блока баков (СББ). Блок получил наименование «Фрегат-СБ» [2].

При создании РБ «Фрегат-СБ» НПО им. С.А. Лавочкина руководствовалось следующими основными принципами:

- базовый РБ «Фрегат» не должен подвергаться изменениям при его использовании в составе РБ «Фрегат-СБ»;
- сбрасываемый блок баков должен изготавливаться в НПО им.С.А.Лавочкина с использованием отработанных технологических процессов;
- технология подготовки РБ на технических комплексах космодромов по сравнению с технологией подготовки РБ «Фрегат» должна остаться неизменной;
- механический интерфейс РБ «Фрегат-СБ» с переходным отсеком ракеты-носителя должен

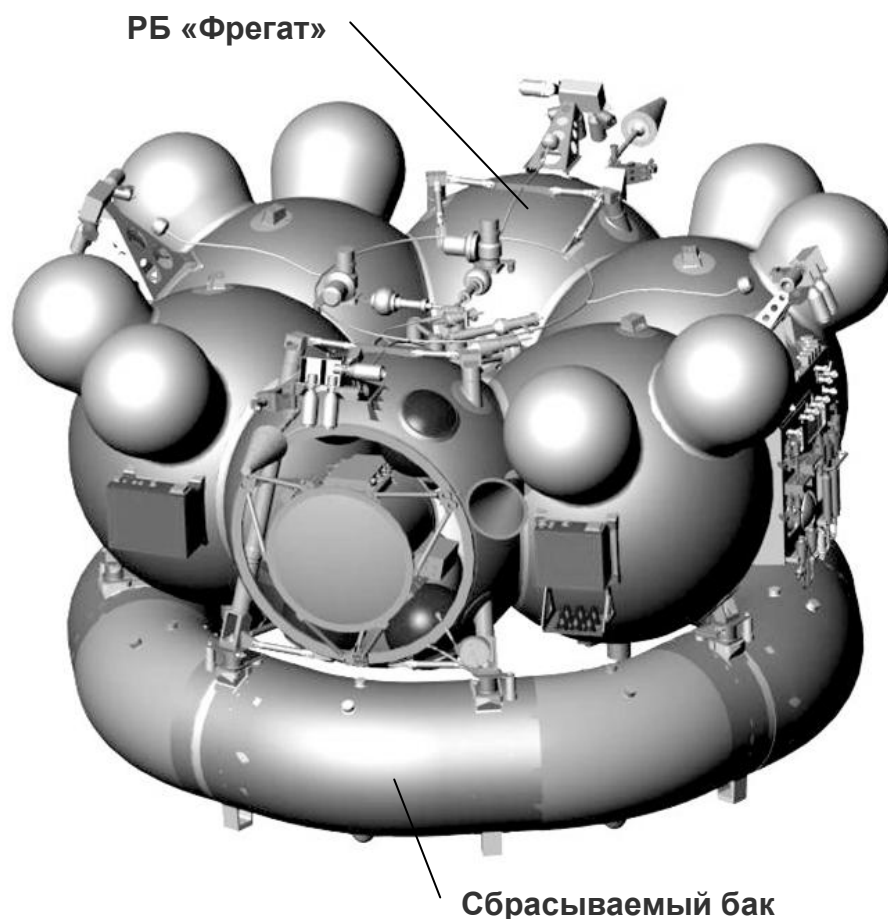


Рисунок 1. Разгонный блок «Фрегат-СБ»

быть аналогичен РБ «Фрегат» с целью возможности их использования на одних носителях.

Сбрасываемый блок баков РБ «Фрегат-СБ» представляет собой сварную конструкцию в виде торовой обечайки, разделенной на четыре бака (два бака горючего и два бака окислителя) сферическими триметаллическими перегородками. Каждый бак состоит из торового и двух цилиндрических участков. Шпангоуты СББ выполняют две функции: во-первых, служат для крепления и передачи нагрузок от основного блока баков и космического аппарата; во-вторых, делят внутренний объем (только четыре шпангоута) на два бака «О» под окислитель и два бака «Г» под горючее. Крепление основного блока баков к сбрасываемому блоку баков осуществляется через восемь кронштейнов, устанавливаемых на специальных площадках шпангоутов СББ.

Пневмогидросхема сбрасываемого блока баков полностью аналогична РБ «Фрегат». Торовые сегменты обечайки заимствованы с блока «Л», который серийно изготавливался НПО им. С.А.Лавочкина с 60-х годов прошлого века. Принципы работы системы отделения сбрасываемого блока баков, включая устройства разделения топливных и газовых магистралей, многократно отработаны в составе различных изделий разработки НПО им. С.А. Лавочкина.

В результате проделанной работы в НПО им. С.А.Лавочкина в достаточно короткие сроки и при минимальных финансовых затратах был создан разгонный блок «Фрегат-СБ». Блок прошел полный цикл наземной экспериментальной отработки и готов к летным испытаниям. Заложенные принципы создания свели объем наземной экспериментальной отработки сбрасываемого блока баков к минимуму. Следует также отметить, что первые запуски РБ «Фрегат-СБ» будут осуществляться в составе РН «Зенит», на которой используется аналогичная с РБ система управления. Это позволило использовать для подготовки РН и РБ на стартовом комплексе существующую единую контрольно-проверочную аппаратуру, что также значительно сократило стоимость введения в эксплуатацию и сроки создания разгонного блока «Фрегат-СБ».

Внешний вид РБ «Фрегат-СБ» показан на рисунке 1.

Основные характеристики РБ «Фрегат-СБ» приведены в таблице 1.

Массы полезного груза, выводимого РБ «Фрегат-СБ» в составе ракет-носителей на различные орбиты, приведены в таблице 2.

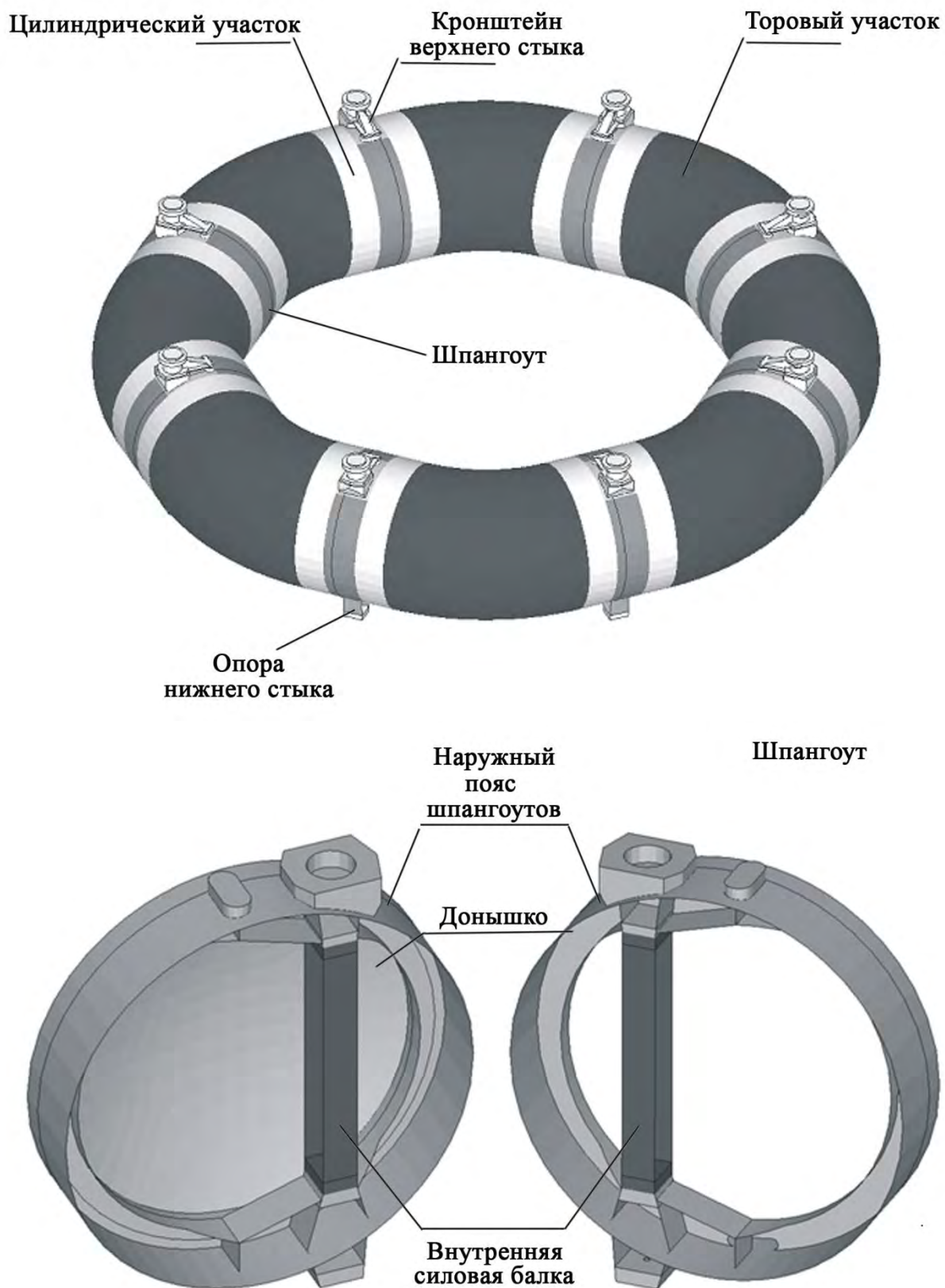


Рисунок 2. Конструктивная схема сбрасываемого блока баков

Таблица 1. Основные характеристики РБ «Фрегат-СБ»

Характеристики	Величина
1. Конечная масса, кг: ➤ основного РБ ➤ сбрасываемого блока баков	1050 360
2. Габаритные размеры, мм: ➤ высота ➤ диаметр (описанный)	~2500 3870
3. Максимальный статический момент на верхний стык РБ, тс × м	15,7
4. Компоненты топлива: ➤ окислитель ➤ горючее	Азотный тетраоксид Несимметричный диметилгидразин
5. Рабочий запас топлива, максимальный, кг: ➤ основного РБ ➤ сбрасываемого блока баков	7100 3050
6. Тяга маршевого двигателя, кгс: ➤ в режиме большой тяги ➤ в режиме малой тяги	~2000 ~1400
7. Удельный импульс двигателя, с	333,2

Таблица 3. Массы полезного груза, выводимого на различные орбиты при использовании РБ «Фрегат-СБ» и РБ ДМ

Орбита	Разгонный блок	
	«Фрегат-СБ»	«ДМ»
Высокоэллиптическая (Т = 12ч)	4900	4300
Высокая круговая (Н _{кр} ≈ 20000км)	3500	3100
Геопереходная, ΔV _{КА} = 1500 м/с	4100	3600
Геостационарная	1900 2100 (с модернизированным РБ)	1600

Таблица 2. Массы полезного груза [кг], выводимого РБ «Фрегат-СБ» в составе ракет-носителей на различные орбиты

РКН	Геопереходная
«Союз-2» 16	-
«Союз-2-3»	2500 / 2000 Байконур / Плесецк
«Зенит-3SLБФ»	4000-4500 Байконур
«Ангара-А3»	4000 / 3150 Байконур / Плесецк
РКН	Геостационарная
«Союз-2» 16	900 / 750 / 1600 Байконур / Плесецк / Куру
«Союз-2-3»	1300 / 1100 / 2100 Байконур / Плесецк / Куру
«Зенит-3SLБФ»	1900-2150 Байконур
«Ангара-А3»	2300 / 1800 Байконур / Плесецк

РН «Союз-2» с разгонным блоком «Фрегат-СБ» при старте с космодрома «Байконур» обеспечит выведение на геостационарную орбиту КА массой до 900кг. Такая комбинация средств выведения позволит впервые в России для выведения КА на геостационарную орбиту использовать РН среднего класса «Союз-2» с разгонным блоком «Фрегат-СБ».

Список литературы

- 1 Асюшкин В.А., Ишин С.В., Пичхадзе К.М., Полищук Г.М., Смирнов А.И.. Разгонный блок «Фрегат» - максимальная эффективность при минимальных затратах //Полет, 2006. №10.
- 2 Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований/ Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.

УДК 629.788:523.3 «Луноход-1»

СОЗДАНИЕ «ЛУНОХОДА-1» - ВЫДАЮЩЕЕСЯ НАУЧНО- ТЕХНИЧЕСКОЕ ДОСТИЖЕНИЕ XX ВЕКА

М. И. Маленков



МАЛЕНКОВ

Михаил Иванович

вице-президент Санкт-Петербургского отделения Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, доктор технических наук, профессор, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского (РАКЦ)
E-mail: m.i.malenkov@gmail.com

В статье рассматриваются история создания и экспериментальной отработки самоходного автоматического шасси «Лунохода-1» и научно-технические проблемы, которые были решены в процессе этой работы. Обсуждается реакция ученых и мирового сообщества на впервые проведенные исследования поверхности Луны с помощью передвижной автоматической лаборатории.

Ключевые слова: луноход; шасси; система; аппаратура; проходимость; колея; грунт; свойства; исследования.

DEVELOPMENT OF «LUNOKHOD-1» IS A SCIENTIFIC AND TECHNICAL BREAKTHROUGH OF XX CENTURY. M.I. Malenkov

The article deals with history of development and experimental testing of «Lunokhod-1» automated chassis, scientific and technical challenges which were solved in the course of the development. The article covers the reaction of world scientific community to studies performed for the first time in the world on the Moon surface by means of mobile automated laboratory.

Key words: Moon rover; chassis; system; equipment; cross-country; wheel track; capacity; soil; properties; studies.

17 ноября 1970 года перечень достижений советской космонавтики мирового значения пополнился еще одной позицией: на поверхности Луны впервые появилась колея от транспортного средства, созданного на Земле. Это была колея советской передвижной лаборатории «Луноход-1», доставленной на Луну автоматической межпланетной станцией «Луна-17». Предшествующая этому событию доставка лунного грунта на Землю автоматической станцией «Луна-16», успешная эксплуатация «Лунохода-1» на поверхности Луны, огромный объем полученной космическими роботами научной информации в какой-то мере компенсировали неудачу СССР в борьбе за главный приз «Лунной гонки» двух великих держав – посещение Луны землянами.

Сам факт работы на Луне послушного человеку подвижного космического аппарата, его «просьпание» после суровых лунных ночей вызывали симпатии людей. Высокие, непревзойденные и до настоящего времени характеристики ресурса работы, проходимости и надежности «Лунохода-1», регулярные комментарии ученых о все новых и новых результатах исследований вызывали в то время чувство восхищения, гордости за великие технические достижения в космосе. В.С. Высоцкий, очень чуткий к душевному настрою соотечественников, пишет в своих стихах о «любимом лунном тракторе».

Мы испытываем чувство глубокого удовлетворения от экспозиции полноразмерного действующего макета «Лунохода-1» в Санкт-Петербурге. Это произошло впервые за истекшие четыре десятилетия существования



Экспозиция макета «Лунохода-1» в бывшем манеже императорских конюшен в Санкт-Петербурге в июле-сентябре 2010 года (Реставрация НПО им. С.А.Лавочкина по заказу ООО «МКЦ «Клиновое оружие»)

космического аппарата нового типа. Макет отреставрирован в НПО им. С.А. Лавочкина, три месяца он экспонировался в музее ретроавтомобилей на Конюшенной площади. От имени всех ветеранов космонавтики нашего города хочется искренне поблагодарить руководство НПО им. С.А. Лавочкина, лично К.М. Пичхадзе и А.А. Моишеева, директора Международного культурного центра (МКЦ) «Клиновое оружие» И.В. Коровина, всех причастных к реализации

давнишнего замысла ленинградских участников создания «Лунохода-1».

1. От юбилея в 2000 году к юбилею в 2010

Сегодня многие ветераны, в той или иной мере причастные к триумфу «Лунохода-1», конечно, вспоминают те счастливые дни 1970 года. Хочется напомнить и о том, как отмечался в Санкт-Петербурге предыдущий 30-летний юбилей в 2000 году.

Большой драматический театр им. Г.А. Товстоногова, торжественное собрание, посвященное юбилею, радушие хозяев во главе с К.Ю. Лавровым, полный зал сотрудников и ветеранов космической деятельности во главе с первыми лицами предприятий, узнавание друг другом давно не встречавшихся партнеров, праздничное настроение. Председательствовал заместитель председателя Законодательного собрания города С.М. Миронов, выступивший в то время координатором всех юбилейных мероприятий.

С основным докладом, посвященным истории создания и результатам исследований «Лунохода-1», выступил А.Л. Кемурджиан. Четкие формулировки, глубокие обобщения, хорошая дикция, внутренняя энергия, передающаяся слушателям. Все как всегда. Даже на зарубежных конференциях, общаясь с участниками с помощью переводчика, Александр Леонович умел говорить так, что его слушали очень внимательно, с невольным желанием еще до перевода понять то главное, важное, новое, что непременно содержалось в его докладах.



Президиум торжественного заседания в БДТ им. Г.А.Товстоногова, посвященного 30-летию «Лунохода-1». Слева направо в первом ряду: В.Г. Довгань, А.Л. Кемурджиан, С.М. Миронов, В.А. Лопота; во втором ряду: А.П.Арцибарский, К.Ю.Лавров, Ю.С.Васильев, М.И.Маленков, Б.А.Абрамов, В.И.Сапожников

Во все периоды своей жизни – во время учебы в МВТУ им. Н.Э. Баумана, на фронтах Великой Отечественной войны, во время работы на различных должностях во ВНИИТрансмаш, А.Л. Кемурджиан активно участвовал в деятельности общественных организаций. С уходом на пенсию в 1998 году общественная работа стала основным делом его жизни. В 2000 году он стал одним из учредителей Санкт-Петербургского отделения Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского - СПбО РАКЦ.

В преддверии нынешнего юбилея «Лунохода-1» и своего десятилетнего юбилея СПбО РАКЦ совместно с ОАО ВНИИТрансмаш 28-29 сентября 2010 года провели VII международную конференцию «Планетоходы, космическая робототехника и наземные роверы», посвященную 40-летию «Лунохода-1». На ней было представлено около 40 докладов. Среди их авторов: академики РАН Б.Е. Черток и М.Я. Маров; участники работ по созданию и эксплуатации космической техники для советских лунных программ В.Г. Довгань, Г.Н. Корепанов, С.В. Викторов, В.Н. Наумов, К.М. Пичхадзе, А.А. Моишеев, Л.Н. Розанов, Ю.А. Хаханов; известные отечественные и зарубежные ученые и специалисты А.С. Кондратьев, Г.В. Носкин, В.Е. Павловский, В.И. Халиманович, А.Б. Железняков, Б.А. Морозов, Л.В. Долгов, В.А. Павлов, А.Н. Тимофеев, Rene Pischel, Michel Maurette, Deng Zongquan и другие.

При поддержке Правительства города, Союза промышленников и предпринимателей, ОАО «ЛЕНЭКСПО», ряда предприятий и вузов Санкт-Петербурга и Москвы конференция прошла в рамках международного форума «Российский Промышленник», а также III Петербургского международного инновационного форума [1].

Центральным экспонатом выставочной части этих форумов стала экспозиция макета «Лунохода-1», которую совместно представляли НПО им. С.А. Лавочкина, ОАО ВНИИТрансмаш и МКЦ «Клиновое оружие».

К этому юбилею наконец-то удалось реализовать решение Федерации Космонавтики (ФК), принятое еще в 2006 году, об учреждении ее награды – медали имени А.Л. Кемурджиана.

Пользуясь случаем, позвольте, от имени СПбО РАКЦ, всех ветеранов космической техники, поблагодарить Президента ФК РФ летчика-космонавта СССР В.В. Коваленка, Председателя Совета Федераций Федерального собрания РФ С.М. Миронова, советников его аппарата - Б.В. Гладких и академика РАН В.М. Бузника, авторов дизайна медали Александра Аровича и Владимира Александровича Кемурджиан, всех, причастных к этому благородному делу официальных и неофициальных лиц, за участие и поддержку.

Здесь же на конференции была проведена презентация новой медали ФК и состоялось первое вручение наград. По поручению президента ФК РФ награды вручали первый вице-президент Северо-Западной межрегиональной организации ФК О.П. Мухин и член экипажа «Лунохода-1» генерал-майор В.Г. Довгань. Около ста медалей получили ветераны советских лунных экспедиций, а также постоянные участники, организаторы и патроны конференции. В числе награжденных были и молодые инженеры, и иностранные авторы содержательных докладов по тематике конференции.



Аверс (слева) и реверс медали ФК РФ имени А.Л. Кемурджиана

Здесь уместно напомнить, что первое заседание российских ученых и специалистов по теме «Планетоходы» состоялось в формате научно-технического семинара в 2003 году во ВНИИТрансмаш, и было посвящено памяти А.Л. Кемурджиана (1921-2003). И уже первый семинар стал международным мероприятием [2].

2. Начало пути

Целый ряд своих выступлений и письменных документов Александр Леонович начинал примерно так: «Создание «Лунохода-1» связано с именами двух замечательных советских ученых – конструкторов – С.П. Королева и Г.Н. Бабакина. Идея этого аппарата родилась в коллективе ОКБ-1 и принадлежит его руководителю С.П. Королеву. В июле 1963 года во ВНИИ-100 прибыл сотрудник ОКБ-1 В.П. Зайцев, который передал директору головного в стране танкового института предложение С.П. Королева создать луноход. Директор В.С. Старовойтов (1919-2001) взял на себя смелость принять это предложение. Организация работ и отстаивание принятых решений перед главком и ведущими специалистами танковой тематики, а также неизменная поддержка



**Основатели космической тематики во ВНИИТрансмаш,
лауреаты Ленинской премии В.С. Старовойтов и А.Л. Кемурджиан**

космической тематики в институте – в этом заслуга директора» [3;4;5].

Сейчас очевидно, что еще одной важной заслугой директора, явилось то, что он сумел правильно определить коллектив, способный решить эту сложную задачу, и его руководителя – начальника отдела новых принципов движения А.Л. Кемурджиана.

Приступая к работе, директор и руководитель работ увидели в ней не частную конъюнктурную, а стратегическую задачу создания нового направления – космическое транспортное машиностроение. Такой подход позволил, несмотря на определенные трудности и даже сопротивление со стороны некоторых московских чиновников, создать в институте новую, самую современную на то время экспериментально-производственную базу, заложить основы проектирования систем передвижения планетоходов и развить в этом направлении теорию транспортных машин.

31 мая 1964 года институт посетил С.П. Королев с группой своих ведущих специалистов: С.С. Крюков, К.Д. Бушуев, М.К. Тихонравов, В.П. Зайцев, А.П. Абрамов, В.В. Молодцов. Ознакомившись с выполненными проектными проработками и экспериментальными исследованиями, по свидетельству А.Л. Кемурджиана, «...Сергей Павлович принял окончательное решение – луноход делать и поручить эту работу ВНИИ-100».

3. В кооперации с НПО им. С.А. Лавочкина

Как известно, в конце 1965 года, незадолго до своей кончины, С.П. Королев передал весь комплекс работ по осуществлению советской лунной программы в ОКБ им. С.А. Лавочкина. Это придало мощный импульс всем звеньям всесоюзной кооперации. Александр Леонович отмечал, что после этого

«... работы развернулись со всей полнотой, необходимой для реализации этого грандиозного замысла». Поэтому основателями космической тематики во ВНИИТрансмаш, основателями нового направления космических разработок в Ленинграде – Санкт-Петербурге наряду с С.П. Королевым, В.С. Старовойтовым, А.Л. Кемурджианом следует считать и Г.Н. Бабакина. Безусловно, все организационные решения принимались с участием Д.Ф. Устинова и С.А. Зверева.

В новой кооперации окончательно определились задачи ВНИИ-100. Институт сосредоточил свои усилия на создании самоходного шасси с комплектом информационных датчиков и блоком автоматики для управления движением, включая автоматическое обеспечение безопасности от опрокидывания. В качестве научной задачи институту было поручено исследование физико-механических свойств лунного грунта по трассе движения лунохода.

Важное значение имели совместно проведенные ОКБ им. С.А. Лавочкина и ВНИИ-100 в 1966 году эксперименты на орбитальных станциях «Луна-11» и «Луна-12» и посадочном блоке станции «Луна-13». Они позволили сотрудникам космической тематики института освоить методы проведения космических исследований, получить информацию о фрикционных характеристиках материалов высоко нагруженных пар трения, о свойствах лунного грунта как опорной поверхности движения транспортной машины. Разработчики и испытатели убедились в корректности методов моделирования лунных условий в наземных лабораториях.

В 1968 году самоходное шасси было поставлено в Химки. Таким образом, весь цикл создания занял около пяти лет. Это примерно вдвое больше, чем время

создания американского лунного вездехода LRV. Но в американских источниках отсчет времени ведется от даты начала работы фирмы «Boeing», после того, как она выиграла тендер NASA на создание лунохода. Между тем период выбора концепции, период предварительных проработок, зачастую заканчивавшийся созданием опытных образцов движителей или шасси в целом, в США занял достаточно много времени. При этом над проблемой параллельно работали коллективы крупных фирм. Так что общее время, включающее поиски и целевые разработки в двух странах и двух экономических системах, было примерно одинаковым.

4. А.Л. Кемурджиан и его соратники

Последнее публичное выступление А.Л. Кемурджиана состоялось 16.01.2003 на заседании научно-технического совета ОАО ВНИИТрансмаш, посвященного 30-летию начала работ «Лунохода-2». Чувствовал Александр Леонович себя неважно. Он попросил не поручать ему доклад, но выступил с комментариями, которые позволяют понять, что волновало его накануне кончины. Он очень тепло говорил о своих соратниках, коллегах, размышлял о роли главного конструктора, опираясь на мнение по этому вопросу С.П. Королева. Он даже принес аудиозапись радиопередачи, где прозвучало это выступление Сергея Павловича.

А еще через несколько дней, во дворе собственного дома – этот роковой перелом шейки бедра. Александра Леоновича положили в 20-ю больницу. Неподвижность обострила дремавшие болезни. Мы, вместе с П.С. Сологубом, навестили Александра Леоновича в реанимационном отделении 23.02.2003. Он говорил о том, что к нему здесь очень хорошо относятся, поблагодарил за поздравление с праздником, выглядел умиротворенным, мудрым человеком, готовым принять любое решение судьбы. На следующий день Александра Леоновича не стало.

Мы помним о нем как об основателе российской школы проектирования планетоходов, как о нашем учителе и, конечно, старшем товарище. Острый ум, находчивость и мгновенная реакция в любых, в том числе неожиданных ситуациях; профессионализм, энциклопедическая эрудиция, целеустремленность и трудолюбие, умноженные на неиссякаемую энергию; природные качества лидера любого собрания людей или специалистов, собравшихся волею случая или в силу производственных отношений; обаятельный собеседник, поэт, великолепный рассказчик – все это - А.Л. Кемурджиан, один из тех людей, чьим именем называют звезды.

Он хорошо разбирался в людях, давал возможность своим коллегам и соратникам раскрыть свои способности. Нельзя сказать, что в коллективе вообще не было



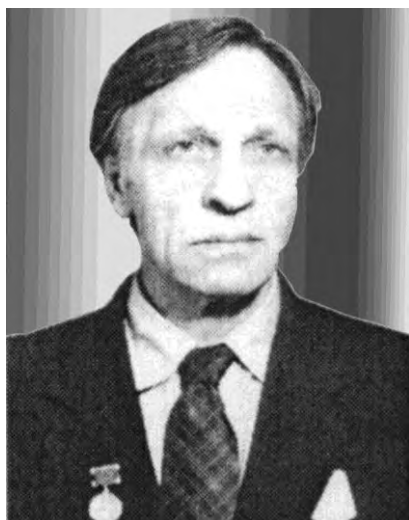
П.С. Сологуб в президиуме VII международной конференции «Планетоходы, космическая робототехника и наземные роверы»

проблем во взаимоотношениях, но можно определенно сказать, что его окружали талантливые люди, сыгравшие большую роль в успехе общего дела. Он постоянно подчеркивал это. Так, в послесловии ко второму изданию книги «Планетоходы» [6] Александр Леонович пишет: «Ведущую роль в создании самоходного шасси лунохода сыграли опытные специалисты П.С. Сологуб, А.Ф. Соловьев, В.И. Комиссаров, В.К. Мишкинюк, Г.Н. Корепанов, А.В. Мицкевич, И.И. Розенцвейг, А.П. Софьян, В.В. Громов, П.Н. Бродский».

К сожалению, назвать здесь всех участников этой работы невозможно, мы надеемся, что истории создания лунохода будет посвящена более полная отдельная публикация».

Напомним в этой связи, что за разработку самоходного шасси «Лунохода-1» и проведение исследований на поверхности Луны Государственных премий СССР в 1972 г. были удостоены П.С. Сологуб, А.Ф. Соловьев и В.И. Комиссаров. В это же время И.И. Розенцвейг получил Государственную премию Украинской ССР в составе группы ученых и специалистов за разработку новых материалов и обеспечение работоспособности высоконагруженных пар трения шасси «Лунохода-1». Список соратников А.Л. Кемурджиана - лауреатов Государственной премии СССР позднее, в 1983 г., после успешной работы на поверхности Венеры автоматических станций серии «Венера», пополнил В.В. Громов (1940-2006).

Только в собственном коллективе А.Л. Кемурджиана по космической тематике были защищены две докторские и 17 кандидатских диссертаций, получено более 200 авторских свидетельств и патентов на изобретения. На исследованиях и разработках, выполненных по техническим заданиям ВНИИТрансмаш, выросли кадры высшей квалификации в смеж-



Лауреаты Государственной премии СССР
А.Ф. Соловьев (1934-1995) и В.И. Комиссаров (1934-2009)

ных предприятиях и организациях, особенно в МГТУ им. Н.Э. Баумана, СПбГПУ, отраслевых НИИ России и Украины.

Специалисты института, главным образом, в тандеме с НПО им. С.А. Лавочкина, участвовали в разработке практически всех последовавших за «Луноходом-1» советских проектах исследования Марса, Фобоса и Венеры, в НИОКР, направленных на отработку новых способов передвижения.

При этом Г.Н. Корепанов стал главным инженером ВНИИТрансмаш, А.В. Мицкевич и А.П. Софиян – начальниками ведущих научно-исследовательских отделов института. В.К. Мишкинюк реализовал свой творческий потенциал при создании трансформируемого самоходного шасси нового поколения для автономного демонстратора планетохода IARES в рамках крупного международного проекта.

Благодаря наработанному научно-техническому заделу по шасси планетоходов, в 1986 году во ВНИИТрансмаш, в кооперации с ИФТП и ВНИИАЭС, менее чем за два месяца были созданы специализированные транспортные роботы СТР-1 высокой проходимости с телеуправлением, которые хорошо зарекомендовали себя при ликвидации последствий аварии на кровлях 3-го энергоблока ЧАЭС.

А.Л. Кемурджиан и П.С. Сологуб стояли и у истоков работы института в рамках международной кооперации в новых политических и экономических условиях. В последние 20 лет, уже в условиях перехода и закрепления рыночной экономики, специалистами ВНИИТрансмаш, а затем и специалистами малых предприятий – ЗАО «Ровер», ООО «АКТРОН», ЗАО «РОКАД», ЗАО «НТЦ «Ровер» им. А.Л. Кемурджиана», образованных на его базе, были выполнены десятки отечественных и международных

проектов, включая поставки за рубеж различного рода демонстраторов, ходовых макетов и физических моделей самоходных шасси и манипуляторов различной конструкции. Все эти проекты объединяет одно свойство – новизна технических решений, направленных на повышение проходимости, маневренности и возможности адаптации к местности. Результаты этих работ частично отражены в трудах семинаров, а затем конференций «Планетоходы, космическая робототехника и наземные роверы для экстремальных условий», а также в трудах зарубежных научно-технических мероприятий подобного рода.

Конечно, жаль, что в отсутствие планетных исследований в России новые технологии использовались за ее пределами. Но международная кооперация обеспечила возможности сохранения части конструкторского потенциала, дальнейшего творческого роста разработчиков. Поэтому и сегодня, пусть и не в едином коллективе, есть специалисты, способные предложить оптимальные технические решения по конструкции систем передвижения роверов различного назначения, учитывающие как свойства опорной поверхности, так и методики проведения научных исследований или технологии выполнения работ с помощью бортового оборудования.

5. Итоги лунных исследований

18 ноября 1970 года все центральные газеты СССР, телевизионные и радиопрограммы передавали и комментировали сообщение ТАСС о начавшейся днем ранее работе «Лунохода-1» на Луне. На протяжении нескольких месяцев информационные и аналитические материалы о новом этапе советских лунных исследований были важнейшей темой мировых СМИ. Издательством «Наука» весьма оперативно,

уже в 1971 году, когда аппарат еще функционировал, под редакцией А.П. Виноградова была издана монография «Передвижная лаборатория на Луне «Луноход-1», том 1, важнейшую часть которой составили материалы НПО им. С.А. Лавочкина и ОАО ВНИИТрансмаш [7]. Большая заслуга в издании материалов ВНИИТрансмаш в этой монографии принадлежит начальнику расчетно-теоретического сектора Ф.П. Шпаку.

Том 2 монографии, в котором был дан более глубокий анализ результатов, полученных с борта «Лунохода-1», был издан только в 1978 году, когда советская лунная программа была уже завершена [8].

Эти издания следует признать исключительно своевременными и полезными. Они зафиксировали отечественные приоритеты и в то же время продемонстрировали мировому сообществу готовность политической и научной элиты СССР сотрудничать в области мирного космоса. Решение о публикации, видимо, принималось на достаточно высоком политическом уровне.

Обе книги, а также монография «Планетоходы» не утратили своей актуальности и в наше время. Их изучали ученые и специалисты в США, в странах, где рассматривается возможность новых лунных проектов. Это страны, входящие в ESA, Япония, Китай, Индия. По мере экономического и научно-технического развития эти труды, несомненно, будут востребованы и в других странах. Это ли не доказательство мирового значения лунных экспериментов нашей страны! К сожалению, по результатам исследований «Лунохода-2» такие монографии не издавались.

Напомним некоторые результаты, приведенные в монографиях и последующих публикациях того времени. «Луноход-1» отработал на Луне 10,5 земных месяцев, сохраняя работоспособность после каждой из его десяти лунных ночей. За десять лунных дней он прошел в северо-западной части Моря Дождей 10,5 км по трассе, где углы подъема при преодолении небольших, трудно различимых кратеров, достигали $15^{\circ} \dots 25^{\circ}$. На крутых подъемах буксование колес достигало 70%, но аппарат ни разу не застрял в рыхлом лунном реголите, толщина слоя которого (до твердого основания) составляла 1...6 м. В среднем по трассе буксование не превышало 10%.

Помимо чисто служебных систем, обеспечивающих движение и нормальное функционирование космического аппарата (КА), на борту «Лунохода-1» была установлена следующая научная аппаратура: газоразрядные счетчики, детекторы заряженных частиц, рентгеновский телескоп, рентгеновский спектрометр «Рифма» для определения элементного состава грунта,

угловый лазерный отражатель для лазерной локации Луны, комплект температурных датчиков. Кроме того, имелись аппаратура и оборудование двойного назначения - служебного и научного. Это относится к панорамным телефотометрам и подсистеме малокадрового телевидения, позволившим не только обеспечить дистанционное управление движением с Земли, но и получить более 200 панорам высокого разрешения и более 20000 снимков лунной поверхности.

Уже первая панорама вертикальной развертки, полученная от телефотометра № 3 (правый борт), еще перед съездом «Лунохода-1», содержала много самой нужной в этот момент информации. Например, на передней половине развертки видно черное пятно шарика оптического датчика лунной вертикали вблизи его центра, что свидетельствовало о малых углах крена и дифферента станции «Луна-17». Как и было заложено в конструкцию «Лунохода-1», в поле зрения телефотометра попадали фрагменты крайних колес, бортовые вымпелы, аппарели. За аппарелями виден спокойный рельеф Луны – место посадки было выбрано исключительно удачно.

К юбилею первой лунной колеи МКЦ «Клиновое оружие» и СПБО РАКЦ изготовили точные копии одного из бортовых вымпелов станции (пятиугольник с изображением герба СССР и «Лунохода-1») и соответствующие сертификаты. Эти ценные реликвии, врученные некоторым предприятиям Ленинграда – Санкт-Петербурга и заслуженным ветеранам - участникам работ по лунным экспедициям, займут достойное место в музеях и методических кабинетах предприятий и в Государственном музее истории Санкт-Петербурга.

Очень тщательно были продуманы компоненты самоходного автоматического шасси, которое в результате выполнило и функции инструмента научных исследований. Наиболее ценная информация была получена с помощью прибора оценки проходимости (ПрОП), входившего в состав самоходного автоматического шасси в качестве одного из компонентов подсистемы безопасности движения. Одновременно этот прибор позволил изучить физико-механические свойства лунного грунта в естественном залегании более чем в 500 точках по трассе движения.

Главные результаты этих исследований, применительно к задаче движения, можно кратко сформулировать следующим образом [6]:

- Основная (и практически невозстановливаемая) деформация происходит во время первого цикла нагружения.
- Вид и характер деформаций зависит от степени уплотнения грунта: по мере уплотнения несущая способность и сцепление увеличиваются.

- Влиянием вакуума на физико-механические свойства грунта можно пренебречь.

- Влияние уменьшенной гравитации сказывается на образовании чрезвычайно рыхлых структур, образованных тонкими фракциями реголита, с предельно низкими механическими показателями.

- В зависимости от пористости несущая способность лунного грунта находится в пределах (5...55) кПа, внутреннее сцепление частиц грунта – в пределах (0,5...2,5) кПа.

Другой компонент самоходного шасси – гироскопический датчик крена и дифферента, обеспечивающий автоматическое отключение питания тяговых приводов мотор-колес на предельных (по устойчивости от опрокидывания) углах, использовался для изучения рельефа местности. Данные измерений скорости вращения свободно катящегося 9-го и приводных колес позволили точно измерять пройденный путь и величину буксования, а телеметрическая информация о токах тяговых электродвигателей позволила оценить реальную загрузку колес, а также коэффициенты сцепления и сопротивления движению.

Более чем в 25 точках с помощью спектрометра «Рифма» были проведены исследования элементного состава грунта. Они оказались очень близки к данным, полученным американскими учеными при анализе на Земле лунного грунта, доставленного экспедицией Apollo-11.

Лазерная локация Луны с использованием французского бортового уголкового отражателя позволила резко повысить точность траекторных измерений естественного спутника. При этом перед каждой, в том числе и перед последней, одиннадцатой, ночевкой «Луноход-1» устанавливался в лучшем для локации с Земли положении. Это позволило обеспечить многолетние измерения уже после прекращения активной фазы существования лунной лаборатории.

Первый американский пилотируемый лунный вездеход – Lunar Roving Vehicle (LRV), входивший в состав оборудования экспедиции Apollo-15, проложил свою первую трассу 31 июля 1971 г. в районе борозды Хэдли, вблизи южной части Моря Дождей. 1-го и 2-го августа астронавты сделали на нем еще две поездки. Вся трасса движения составила 27,9 км. При этом на одном из подъемов астронавтам пришлось на руках выносить застрявшую в рыхлой борозде машину на более удобное место для продолжения движения.

Таким образом, можно отметить и совместный рекорд СССР и США: 2 августа 1971 года на поверхности Луны, сравнительно недалеко друг от друга, одно-

временно работали два лунохода. Правда «Луноход-1» в этот день не двигался, только раскрыл солнечную батарею после своей очередной лунной ночи. Так что пробка на Луне даже теоретически не могла состояться.

Многие ученые, специалисты и средства массовой информации различных стран не без оснований трактовали лунные новости того времени как огромный успех СССР в сознательно выбранном стратегическом направлении – изучении Луны и других небесных тел с помощью непилотируемых КА. Слово «луноход» стало использоваться в мире без перевода, как ранее слово «спутник».

Оценивая результаты советских и американских исследований Луны в период 1959-1976 годы с помощью космических аппаратов, ученые отмечали, во-первых, качественно новый уровень познания: за этот период люди получили информации о Луне больше, чем за все тысячелетние предыдущие астрономические наблюдения; во-вторых, высокую достоверность результатов, полученных на солидной статистической базе в различных районах Луны различными приборами.

Мировое признание качественно новых способов изучения Луны, на наш взгляд, явилось главным политическим итогом одиссеи «Лунохода-1». Что касается научно-технических аспектов, то наиболее важным представляется сам факт успешной практической реализации КА нового типа, способных перемещаться, перевозить оборудование и проводить исследования на поверхности небесных тел. Это означало рождение нового технического направления, которое получило название «Космическое транспортное машиностроение».

Задача состоит в том, чтобы не только сохранить память о былых достижениях, на четыре десятилетия опередивших время, но и обеспечить развитие теории и практики проектирования планетоходов, научного оборудования, необходимых для изучения и освоения Луны, планет и других небесных тел. Обязательным условием выполнения этой задачи, несомненно, является активная космическая политика России.

Список литературы

1 Планетоходы, космическая робототехника и наземные роверы / Под ред. проф. М.И. Маленкова и В.В. Степанова // Материалы VII международной конференции. СПб.: Изд-во ЛЕНЭКСПО, 2010.

2 Планетоходы, космическая робототехника и наземные роверы для экстремальных условий / Под ред. проф. М.И. Маленкова // Материалы первого, второго и третьего международных семинаров. СПб.: Изд-во Политехнического университета, 2006.

3 Создание космической техники: в кн. ВНИИТРАНСМАШ страницы истории / Под ред. проф. Э.К. Потемкина. СПб.: Петровский фонд, 1999. Раздел III.

4 ВНИИТрансмаш – исследованию космоса / Под ред. проф. Э.К. Потемкина. СПб.: Изд-во ВНИИТрансмаш, 2003.

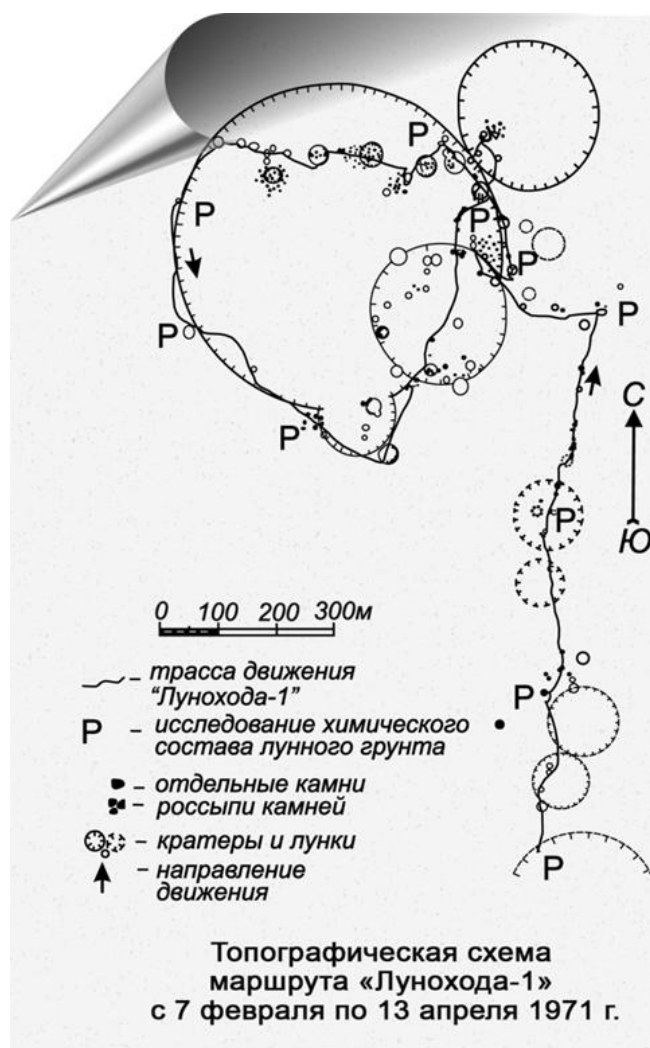
5 Кемурджиан А.Л. От лунохода до марсохода // Полет. 1999. № 5.

6 Планетоходы / Под ред. проф. А.Л. Кемурджиана. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1993.

7 Передвижная лаборатория на Луне «Луноход-1» / Под ред. акад. А.П. Виноградова. М.: Наука, 1971. Т. I.

8 Передвижная лаборатория на Луне «Луноход-1» / Под ред. член-кор. АН СССР В.Л. Барсукова. М.: Наука, 1978. Т II.

Историческая справка



В ходе выполнения экспедиционной программы за 116 сеансов движения «Луноход-1» прошел расстояние 10540 метров, что позволило детально обследовать лунную поверхность на площади 80 000 м².

Пройденный Луноходом-1 путь по лунным дням			
Лунный день	Пройденное расстояние, м	Лунный день	Пройденное расстояние, м
№1 (17-24.11.1970)	197	№7 (06-20.05.1971)	197
№2 (08-23.12.1970)	1522	№8 (04-11.06.1971)	1560
№3 (07-21.01.1971)	1936	№9 (03-17.07.1971)	219
№4 (07-20.02.1971)	1573	№10 (02-16.08.1971)	215
№5 (07-20.03.1971)	2004	№11 (31.08-15.09.1971)	88
№6 (06-20.04.1971)	1029	Завершение миссии Лунохода	

Максимальная скорость движения составляла 2 км/час. За это время на Землю было передано 200 телефотометрических панорам и около 20 тысяч снимков малокадрового телевидения. В ходе съемки получены стереоскопические изображения наиболее интересных особенностей рельефа, позволяющие провести детальное изучение их строения.

УДК 629.78.001.5.003.2(47)

СОВРЕМЕННЫЙ ПОДХОД К УПРАВЛЕНИЮ СТОИМОСТЬЮ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ПРИМЕРЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТОДА КРИТИЧЕСКИХ ЦЕПОЧЕК Э. ГОЛДРАТТА



КОВАЛЕВ

Евгений Викторович
начальник отдела
ФГУП «НПО им. С.А.
Лавочкина»,
E-mail: kev@laspace.ru



РОМАНОВ

Валерий Михайлович
Заместитель генерального
директора по экономике и
финансам ФГУП «НПО
им. С.А. Лавочкина»,
кандидат экономических
наук, E-mail:
romanov@laspace.ru



ЯРЕМЕНКО

Дмитрий Эдуардович
Заместитель руководи-
теля финансово – эко-
номической службы -
главный экономист
ФГУП «НПО им. С.А.
Лавочкина», E-mail:
yaremenko@laspace.ru

*Е.В. Ковалев, В.М. Романов,
Д.Э. Яременко*

В статье рассматривается вопрос об управлении стоимостью ракетно-космической техники в рамках современной области знаний по управлению проектами.

Ключевые слова: управление проектами; управление стоимостью; метод критических цепочек.

MODERN APPROACH TO COST MANAGEMENT OF ROCKET AND SPACE ENGINEERING BY EXAMPLE OF THE E. GOLDRATT CRITICAL CHAINS METHOD. E.V. Kovalev, V.M. Romanov, D.E. Yaremenko

The article deals with the cost management of rocket and space engineering in frame of modern project management science.

Key words: project management; cost management; critical chain method.

Понятие «проект» вошло в обиход практически всех видов деятельности человечества (социальной, экономической, производственной) и представляет временное предприятие, предназначенное для создания уникальных продуктов, услуг и результатов.

Так, проектом, например, может быть создание космического аппарата, развитие московской кольцевой автодороги, совершенствование налоговой системы или проект поддержки молодых семей.

Проект носит целевой характер; его начало связано с определением целей, а окончание – с их достижением.

Одной из основных причин выделения управления проектами в отдельную область знаний является неопределенность, связанная с процессом создания уникальных продуктов, неповторимых в тех или иных аспектах (это могут быть требования, стоимость, финансирование, география проекта, социально-экономические особенности и т.д.).

Отношение к проекту как к явлению требует и особых управленческих подходов для его реализации.

Можно сказать, что управление проектами представляет собой искусство руководства, комплексный

подход к координации усилий людей и использования ресурсов в условиях неопределенности с применением достижений современной науки и современных технологий для успешного осуществления целей проекта по результатам, стоимости, времени и удовлетворения заинтересованных участников проекта.

За методологическую основу, в рамках которой будет освещен вопрос управления стоимостью, авторами данной статьи был принят стандарт США - Руководство к своду знаний по управлению проектами (A Guide to the Project Management Body of Knowledge или Руководство к своду знаний по управлению проектами, далее – Руководство).

Руководство нашло самое широкое распространение в нашей стране и принято многими российскими проектно-ориентированными компаниями в качестве основы для разработки фирменных (корпоративных) стандартов.

Руководство характеризуется полнотой отражения процессов управления проектами, четкостью выстроенных взаимодействий между ними, современными успешно апробированными ведущими миро-

выми специалистами методиками выполнения процессов.

Разработчикам стандарта удалось получить полноценную, адекватную и эффективную концептуальную модель проектного управления.

Кратко рассмотрев поле, в границах которого будет изложена тема статьи, необходимо задаться вопросом, ответ на который является основной целью управления стоимостью - **как реализовать проект с наименьшими затратами, в рамках установленного бюджета с выполнением требований по качеству и сроком реализации проекта?**

Управление стоимостью, согласно Руководству, осуществляется посредством трех следующих друг за другом процессов:

- стоимостная оценка;
- разработка бюджета проекта;
- непосредственно управление стоимостью.

Стоимостная оценка направлена на определение ориентировочной (предварительной) стоимости ресурсов, необходимых для выполнения проекта.

В результате разработки бюджета проекта выполняется суммирование оценок стоимости отдельных операций с целью формирования базового плана по стоимости.

Воздействие на факторы, вызывающие отклонения по стоимости, и управление изменениями бюджета проекта осуществляется за счет процесса управления стоимостью.

Все три процесса выполняются в рамках общего плана управления стоимостью, который является частью плана управления проектом и содержит критерии, по которым будут осуществляться оценки, разрабатываться и управляться бюджет.

План управления стоимостью, как и другие планы (обеспечения качества, управления сроками, управления рисками и т.д.) в составе общего плана управления проектом, разрабатывается на начальной стадии проекта (интеграции проекта).

Например, в плане управления стоимостью могут быть приведены шаблоны отчетности; описан порядок отнесения затрат; определены инструменты и методы выполнения процессов; приведена функциональная модель процессов управления стоимостью и закреплена ответственность за их выполнение; приведено правовое поле, в рамках которого осуществляется деятельность.

Данный документ должен дать участникам проекта, включая заказчика и непосредственных исполнителей работ, полное представление о том, кто и как управляет стоимостью проекта, в рамках каких критериев и правовых норм.

Степень проработки плана не только определяет реперные точки для мониторинга и управления, она позволяет на начальных этапах проекта определить узкие места и принять предупреждающие действия по их избеганию или, если это невозможно, по сглаживанию последствий.

Не останавливаясь на подробностях, отметим, что основным документом, необходимым для стоимостной оценки, является план управления расписанием.

Главной частью определения стоимости является тип и количество ресурсов, а также период времени, необходимый для выполнения работ по проекту. Эти данные представлены в плане управления расписанием, который разрабатывается в рамках процессов управления сроками проекта.

Оценка ресурсов операций определяет доступность и количество персонала, оборудования и материалов, необходимых для выполнения плановых операций.

Оценка длительности операций оказывает существенное влияние на стоимостную оценку любого проекта, в бюджете которого предусмотрен резерв по стоимости.

В данной статье будет рассмотрен пример управления стоимостью в случае, когда расписание проекта разрабатывается посредством метода критических цепочек [1].

Использование метода критических цепочек для планирования и управления стоимостью опытно-конструкторских проектов создания наукоемкой космической продукции, по мнению авторов статьи, является наиболее эффективным и заслуживает особого внимания.

Метод критических цепочек, предложенный Голдраттом в 1997 году, сегодня нашел широкое применение во всем мире и используется крупнейшими транснациональными компаниями (Boeing, Ericsson, Ford Motor, General Motors, IBM и др.), где сроки и стоимость реализации проектов являются ключевыми факторами выживания на высококонкурентном рынке.

Этот методологический подход был включен в Руководство к своду знаний по управлению проектами в 2008 году в 4-й редакции данного документа.

Можно сказать, что метод критических цепочек - это следующий шаг в концепции проектного управления после диаграмм Ганта и метода критического пути.

Основным отличием этого метода от других подобных решений является то, что автор воспринимает неопределенность управления проектом как данность, как его естественную природу.

Голдратт наглядно доказывает, что взаимосвязанные события (работы) совместно с влиянием

флуктуации (случайные отклонения от нормы) определяют природу выполнения проекта как неопределенность, и поэтому он не выстраивает систему борьбы с неопределенностью посредством детально описанных планов с жесткими сроками их выполнения, а предлагает модель управления неопределенностью.

Концепция метода критических цепочек основана на теории ограничений (Theory of Constraints) [1;2].

Формат статьи не позволяет раскрыть в полной мере концепцию теории ограничений Голдратта, поэтому будет рассмотрен только один из ее аспектов – метод планирования длительности операций с учетом влияния на ход выполнения проекта двух эмпирических законов [3]:

1. Работа стремится занять все время, отпущенное на нее (закон Паркинсона).
2. Если какая-нибудь неприятность может произойти – она обязательно случится (закон Мерфи).

Для того чтобы понять влияние этих законов на ход выполнения проекта, рассмотрим классический пример разработки расписания проекта.

Оценка длительности работ (операций) по разработке проектно-конструкторской документации на изделия практически всегда является прерогативой самих исполнителей (разработчиков) в силу специфики каждой работы.

Так, получив задание на выполнение работы, разработчик, опираясь на свой личный опыт выполнения аналогичных работ, при оценке ее длительности учитывает специфику неопределенности и закладывает временной резерв по каждой работе, т.е. рисковую составляющую.

Мотив исполнителя вполне понятен. Он стремится заложить всевозможные риски, с которыми сталкивался ранее при выполнении работ [3]. Риски могут быть обусловлены потенциальной возможностью выполнять нескольких работ параллельно по ряду проектов, сложностью и новизной работы, неопытностью в данной области, возможностью командировок, плохого самочувствия и просто, что называется «на всякий случай». То есть в чистом виде в своих оценках исполнитель руководствуется законом Мерфи.

Руководитель проекта или менеджер расписания, получив от исполнителей оценки длительности работ, стремится их сократить, но так же, как и исполнитель, является заложником неопределенности и чаще всего действует по принципу «ему виднее». В результате мы получаем расписание (график), где в каждой операции заложен резерв по времени.

Расписание составлено, приступаем к выполнению. На данном этапе в полную силу включается

еще один ненаучный закон – закон Паркинсона. Исполнитель, понимая свой резерв, начинает заполнять определенную им же длительность работы. А в данном вопросе многие достигли высокого искусства. Заполнение длительности операции условно можно разделить на два вида:

1. Отсутствие деятельности и простой. Исполнитель, зная о своем резерве, откладывает работу «на потом». Такой подход контрпродуктивен, поскольку может оказаться причиной срыва сроков. Срыв сроков по операциям, лежащим на критическом пути, сдвигает сроки окончания проекта в целом, т.к. дата последней операции совпадает с датой окончания всего проекта.

Поэтому подобное планирование всегда характеризуется агрессивным контролем руководителя проекта сроков по каждой операции и конфликтами с исполнителями.

2. Отклонение от цели. Практически полностью выполнив работу или получив осведомленность (представление) о путях ее выполнения (путь решения задачи), в остаток времени исполнитель начинает «наводить красоту».

Можно сделать вывод, что использование приведенного в качестве примера подхода управления длительностью отдельных операций и сроками проекта в целом полностью экономически нецелесообразно по двум причинам.

Во-первых, такой подход характеризуется завышенной реальной стоимостью проекта в связи с низкой производительностью труда, а также отсутствием резервных фондов, которые могут быть использованы руководителем проекта для управления рисками срыва сроков отдельных операций и проекта в целом, а также для использования систем мотивации исполнителей.

Во-вторых, многократно увеличивается риск неисполнения срока завершения проекта и, как следствие, убытки в виде превышения бюджета проекта и штрафных санкций заказчика, что не может не сказаться на формировании негативного имиджа компании.

Одним из основных преимуществ метода критических цепочек является устранение влияния ненаучных законов Мерфи и Паркинсона и соответственно исключение или значительное уменьшение времени простоев и задержек [3].

Автор методики решает эту проблему за счет исключения временных резервов исполнителей (рисков покрытия исполнителя) из каждого процесса, лежащего на критическом пути проекта и создания общего буфера в конце проекта (управляющий буфер).

Методика критических цепочек, в общем, описывается достаточно кратко и просто:

1. Разрабатывается модель сетевой диаграммы взаимосвязей процессов выполнения проекта.
2. Определяются связанные задачи, которые влияют на дату окончания проекта, т.е. выявляется критическая цепочка (критический путь).
3. Выполняется перестройка плана под эту цепочку с учетом ограничений, накладываемых ресурсами («узкими местами»).
4. Организовывается единый буфер для критического пути, который помещается в конец проекта; для некритических задач выделяются отдельные буферы.

Общий буфер времени служит серьезной защитой для каждой работы критического пути проекта, устраняет простои и задержки и используется руководителем проекта по мере необходимости.

Определение размера временного резерва носит эмпирический характер и, как правило, основано на корпоративном опыте.

По мнению специалистов-практиков, в продолжительности операций исполнители учитывают приблизительно 50-70% покрытия своих рисков.

Согласно опыту использования метода критических цепочек суммарный буфер времени (управляющий буфер) должен быть меньше составляющих его отрезков времени на 30-50%.

Учитывая то, что мы закладываем неопределенность в дату окончания сроков операций и создаем в обеспечение этого риска временной буфер, проблема агрессивного контроля над сроками снимается, как и напряжение между исполнителями и руководителем проекта. Руководитель проекта сознательно идет на риск срыва сроков операций и использует временной резерв с целью управления единственно важной датой – датой завершения проекта.

Общий резерв времени и ресурсов на критическом пути является одним из основных инструментов руководителя проекта для управления сроками завершения проекта и его стоимостью.

По сути, руководитель проекта выявляет скрытые резервы организации для их использования в целях увеличения общей продуктивности системы и объема чистой прибыли.

Еще одним основным неоспоримым преимуществом метода является возможность моделирования взаимосвязей процессов во времени с учетом раз-

личных ограничений, накладываемых на систему (организацию) и мешающих полностью реализовать свой потенциал [1].

Таковыми ограничениями могут быть ресурсы, рынок, финансирование и даже профсоюз.

Рассматривая организацию как систему или как цепочки взаимосвязанных процессов, Голдратт видит основной задачей руководства этой организации последовательное снятие этих ограничений (слабых звеньев в цепочке).

Особой эффективности данного управленческого подхода удастся достичь при выполнении сразу нескольких проектов, когда необходимо синхронизировать работу всех участников проекта с учетом выявленных ограничений на ресурсы.

Таким образом, метод критических цепочек и теория ограничений в его основе – интересные и эффективные решения для управления проектами и их стоимостью, которые позволяют в первую очередь полностью реализовывать потенциал организаций при имеющихся ресурсах посредством действий, направленных на увеличение продуктивности организации [1].

Выводы

Как было отмечено в начале статьи, основная задача проектного управления – достижение осуществления целей проекта по результатам, стоимости, времени и удовлетворению заинтересованных участников проекта.

Наше предприятие, к сожалению, не может похвастаться стабильным достижением этих критериев, характеризующих успешность завершения проекта или его фазы (стадии).

По мнению авторов, комплексное проектное управление является пока неиспользованным ресурсом для ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

Отдельные элементы проектного управления присутствуют, но они не дают такого эффекта, который удастся достичь с помощью системного и комплексного подхода с применением современного методологического портфеля.

Можно сказать, что в отсутствие такого инструмента руководители вынуждены управлять проектами, опираясь в большей степени на свой личный опыт, нежели руководствуясь научными моделями и показателями эффективности выполнения проектов.

Проектное управление нацелено на создание творческой и упорядоченной деятельности участников проекта, что не может не сказаться на эффективности и качестве работ.

Подводя итоги, отметим, что развитие и поддержание знаний в области проектного управления с учетом особенностей отрасли – объемная, комплексная и стратегическая задача, решать которую необходимо общими усилиями научных институтов и организаций космической отрасли, иначе существующая серьезная проблема в долгосрочном аспекте может привести к еще большему научно-техническому отставанию на международном поле космической деятельности.

Хочется также, чтобы ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» стало одной из первых организаций космической отрасли, которая твердо вступила бы на путь комплексного современного проектного управления и пришла к достижению своих целей.

Список литературы

- 1 Голдратт У., Кокс Д. Цель: Процесс непрерывного совершенствования. М.: Попурри, 2010. 432 с.
- 2 Детмер У. Теория ограничений Голдратта. Системный подход к непрерывному совершенствованию. М.: Альпина Паблишерз, 2010. 444 с.
- 3 Методология проектного управления/ портал Iteam (технологии корпоративного управления), Дата обновления: 01.11.2010 // URL: http://www.iteam.ru/publications/project/section_35/article_3448 (дата обращения: 03.11.2010).

Историческая справка (к 45-летию полета АМС «Луна-9»)

Фрагмент панорамы лунного ландшафта

Программа экспедиции входило: получение положительного результата в отрабатываемом практическом космическом полете – неразрушающий исследовательский зонд его контакт с поверхностью другого небесного тела при отсутствии полноценной информации о природных условиях, в которых будет осуществлен этот контакт (осуществление мягкой посадки АЛС);

- передача на Землю ТВ-изображений фрагментов панорамы лунной поверхности в месте контакта;
- проведение научных исследований, в том числе исследования интенсивности и спектрального состава гамма-излучения лунной поверхности, характеризующего тип лунных пород, в также регистрации корпускулярного излучения;
- получение информации для разработки способов и средств адаптации исследовательского зонда для работы в климатических условиях на поверхности Луны.



area hidden from camera

Luna 9

area hidden from camera

Схема первой съемки на поверхности Луны



5 m

Программа полета (ЛКИ) выполнена в полном объеме.

Программа научных наблюдений и измерений станцией «Луна-9» была выполнена за исключением исследований с помощью гамма-спектрометра вследствие его неисправности, обнаруженной на стартовой позиции перед пуском.

Значительная часть знаний о природе Луны, которыми ныне располагает наука, была получена через исследование поверхностного слоя лунного шара – реголита, и возможность прямых исследований лунного реголита в естественных условиях открылась исторической первой мягкой посадкой на Луну автоматической станции «Луна-9».

Технология нашла дальнейшее применение:

- полностью - в экспедиции автоматического космического аппарата «Луна-13» (СССР, 1966 г);
- частично – в экспедициях к Марсу для защиты десантируемых на поверхность Марса исследовательских зондов МАС - проект «Марс-96» (СССР) и ПА «Пасфайндер» - экспедиция «Марс-Пасфайндер» (США), 1996 г.

УДК 629.781:621.396.6

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУИРОВАНИЯ ЗЕРКАЛЬНЫХ АНТЕНН КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Б.А. Пригода



ПРИГОДА

Борис Алексеевич

доктор технических наук, главный специалист ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Рассмотрены варианты построения бортовых остронаправленных зеркальных антенн, используемых на космических аппаратах. Отмечены особенности их построения с целью обеспечения заданных характеристик излучения.

Ключевые слова: зеркальные антенны; коэффициент использования поверхности; коэффициент усиления антенны.

FEATURES OF DESIGNING OF SPACECRAFT REFLECTOR-TYPE ANTENNAS. B.A. Prigoda

The article considers options for on-board high-gain reflector-type antennas structures used for spacecraft. There are given some special features of the structures in order to provide target antennas parameters.

Key words: reflector-type antennas; surface utilization factor; antenna gain.

Как известно, большинство зеркальных антенн (ЗА) однозеркальных, двухзеркальных, отличаются высокой степенью подавления перекрестной поляризации в главном луче, т.е. в направлении оси антенны. Интенсивность перекрестного излучения достигает максимума вблизи 3 дБ уровня от главного максимума луча основной поляризации. Это, к примеру, важно учитывать при проектировании спутниковых антенн, т.к. земные станции обычно распределены внутри области, соответствующей ширине диаграммы направленности (ДН) спутниковой антенны. Поэтому следует уменьшать перекрестную поляризацию, вносимую антенной в направлении оси, и вне ее.

Методы уменьшения перекрестной поляризации, которые можно условно разделить на две группы, основаны на использовании как специальных конструкций первичных облучателей, так и зеркал с большим отношением фокусного расстояния f к диаметру зеркала

$$D(f/D).$$

В целом, при проектировании ЗА необходимо максимальным образом учитывать особенности их

конструкций и степени свободы, заложенные в них. Это выбор:

- оптической схемы построения зеркальной системы (однозеркальная прямофокусная, двухзеркальная и др.);
- типа облучателя;
- геометрии кромки зеркал;
- количества и схемы расположения крепежных штанг;
- материала и технологии изготовления антенной системы, а также средств защиты от внешних воздействий.

Антенная система при этом должна обеспечивать не только максимальный коэффициент использования поверхности (КИП), но и пониженный уровень боковых лепестков диаграммы направленности. Это обуславливается требованием высокой совместимости радиосредств, обслуживаемых данной антенной.

Дальнее боковое излучение ЗА во многом определяется точностью выполнения рабочих поверхностей антенны, рассеянием поля на затеняющих раскрыв антенны устройствах, излучением облучающей системы и другими причинами. Для уменьшения

уровня дальнего бокового излучения достаточно обеспечить слабое возбуждение периферической части раскрыва антенны. При этом задача формулируется следующим образом: необходимо реализовать такое распределение поля в раскрыве антенны, при котором обеспечивается требуемый уровень первых боковых лепестков при высоком апертурном коэффициенте использования раскрыва.

Вопросы конструирования зеркальных антенн, учитывающих специфику работы в космическом пространстве

При создании ЗА космических аппаратов (КА) наряду с требованием повышения точности изготовления большое внимание уделяется вопросам снижения воздействия внешней среды.

Так, для борьбы с тепловыми деформациями элементов конструкции используются: наружная теплоизоляция, теплозащитные покрытия и материалы с низким коэффициентом теплового расширения. Нерабочая (тыльная) часть поверхности зеркала используется для размещения теплоносителя системы терморегулирования, что позволяет снизить градиент распределения температуры по поверхности зеркала. В настоящее время за норму массы антенны, включая использование теплозащитных покрытий и теплозащитной экранировки, принята величина не более 5 кг на квадратный метр поверхности раскрыва антенны.

Ввиду жестких требований к стабильности параметров антенн КА в процессе эксплуатации, а также требований по минимизации габаритно-массовых показателей в ряде фирм был осуществлен переход от металлических бортовых конструкций зеркал к антеннам, выполненным из волокон пластика на основе стеклянных, графитовых, керамических и других материалов. Разработаны технологические процессы подгонки профиля таких зеркал после их изготовления.

Эффективность направленных свойств ЗА может быть улучшена не только за счет точного изготовления и доводки рефлекторов, но также за счет компенсации фазовых искажений в раскрыве путем выбора соответствующей облучающей системы, конфигурации кромок основного и вспомогательных зеркал, введением дополнительных компенсирующих отражателей. При сравнительно умеренных затратах удается достичь величины отношения отклонения профиля зеркала от теоретического порядка менее одной сотой процента.

Как известно, оптимизация конструкции ЗА сводится к обеспечению максимального приближения реального профиля к теоретическому. Технологические и конструктивные факторы, связанные с возможным искажением

профиля зеркала, носят квазистатистический характер и приводят к фазовым искажениям в раскрыве. Поэтому для ЗА существует предельно достижимое значение коэффициента усиления (КУ). Желание получить большее значение КУ за счет увеличения раскрыва зеркала не приводит к положительному результату, т.к. при этом растут потери за счет увеличения мощности излучения, заложенной в боковых лепестках ДН.

Существует несколько способов контроля точности изготовления зеркальных антенн:

- инструментальный и лазерный контроль;
- измерение электрического и магнитного поля в ближней зоне антенны;
- измерение с использованием СВЧ-голограмм.

Последний способ обладает повышенной разрешающей способностью, позволяющей различать неровности поверхности зеркала до 0,2 мм с помощью фазовых голограмм и изменение напряженности поля на оси антенн с точностью порядка 1% на основе амплитудных голограмм, при стоимости таких измерений в несколько раз ниже проводимых иными способами.

В двухзеркальных системах потери усиления определяются выражением

$$L_{\text{дБ}} = \exp \left[\left(\frac{4\pi}{\lambda} \right)^2 (-\varepsilon_1^2 A - \varepsilon_2^2 B) \right],$$

где $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ - среднеквадратические отклонения поверхностей зеркал от теоретической;

A, B - постоянные коэффициенты, характеризующие геометрию зеркал.

Анализ последнего выражения показывает, что при равных допусках на изготовление потери в системе, построенной по схеме Кассегрена, меньше, чем в системе Грегори, т.е. первая предпочтительна с данной точки зрения. Кроме того, система Кассегрена более компактна конструктивно в осевом направлении.

Система Грегори с вторичным зеркалом эллиптического сечения рекомендуется к применению в тех случаях, когда требуется получить низкий уровень кроссполаризационного излучения, например, в земных станциях типа VSAT для развязки сигналов в каналах с двойным преобразованием частоты.

Применение ЗА с круглым раскрывом обусловлено простотой реализации и симметрией ДН в различных сечениях. Недостатком подобных конструкций как в однозеркальном, так и в двухзеркальном вариантах является наличие эффекта затенения излучающего раскрыва, который сопровождается появ-

лением осесимметричных фазовых искажений четных порядков, приводящих к снижению коэффициента направленного действия (КНД) в осевом направлении, заплыванию провалов между соседними лепестками ДН. Подобные искажения проявляются также при расфокусировке системы за счет осевого смещения облучателя или вторичного зеркала. Это наводит на мысль о том, что эффекты затенения и расфокусировки могут быть взаимно скомпенсированы в определенных пределах, что и используется на практике.

Меры повышения качества зеркальных антенн

Для повышения точности выполнения отражающей поверхности антенн зонтичного и ферменного типов обычно увеличивают количество конструктивных элементов каркаса, к которым крепится материал отражающей поверхности зеркала.

Наряду с осесимметричными ЗА широкое применение в качестве разворачиваемых антенн получили конструкции, рефлектор которых представляет собой несимметричную вырезку из параболоида вращения.

Одновременно с повышением точности изготовления ЗА большое внимание уделяется уменьшению воздействий факторов окружающей среды. Так, для борьбы с тепловыми деформациями ЗА используют теплоизоляция, а также теплозащитные покрытия.

У разворачиваемых антенн, используемых в космосе, тепловые искажения сводят к минимуму за счет:

- использования новых термопластичных композиционных материалов с низким коэффициентом температурного расширения;
- применения менее жестких сеток, в частности вязаной трикотажной сетки.

Среди известных методов компенсации фазовых ошибок в ЗА наибольшее распространение получили следующие:

- компенсация фазовых ошибок с помощью облучающей системы;
- применение контррефлектора с модифицированной поверхностью;
- выбор оптимального положения облучающей системы.

Возможность применения первого метода основана на существовании неравной нулю вероятности увеличения КУ антенны, у которой имеются отклонения профиля поверхности при наличии собственных фазовых ошибок облучателя. Рост усиления при этом наблюдается тогда, когда фазовые ошибки поверхности зеркала полностью или частично компенсируют фазовые ошибки, вызванные облучателем.

Идея второго метода заключается в том, что для компенсации ошибок изготовления главного зеркала

подбирают соответствующим образом форму поверхности вспомогательного зеркала антенны.

Следует заметить, что возможности компенсации искажений, вносимых большим зеркалом с помощью контррефлектора с модифицированной поверхностью, ограничены. Несмотря на то, что применение «компенсационного зеркала» обеспечивает улучшение характеристик антенны (КУ может быть увеличен на 3 дБ), при диаметрах зеркал менее 2 м улучшения эффективности ЗА проще добиться за счет более точного изготовления поверхности зеркала.

Третий метод компенсации разработан применительно к складным антеннам зонтичного типа. Полагают, что поверхность клиньев, образованная эластичным отражающим материалом, натянутым между ребрами, образующими параболическую антенну, является поверхностью вырезки из параболического цилиндра с облучателями в виде линейной решетки щелевых, или вибраторных излучателей, а также в виде сегментной параболы.

Фокусное расстояние f такой антенны может быть определено, к примеру, с использованием следующего выражения [1]:

$$\Gamma = \frac{G}{2\pi} \sqrt{\frac{\lambda}{f}},$$

где Γ - коэффициент отражения в питающей линии (облучателе) за счет волны, отраженной от параболического цилиндра;

G - коэффициент усиления облучателя;

λ - рабочая длина волны.

В подобной зонтичной антенне уровень бокового излучения оказывается выше, чем в аналогичной антенне с параболическим рефлектором.

Эффективность таких ЗА можно повысить за счет использования многозеркальных антенн, введением в конструкцию ЗА компенсирующего отражателя, использованием иных конструктивных решений, приводящих к увеличению коэффициента использования раскрыва.

В связи с этим по отношению к зеркальным антеннам зонтичного типа КА можно выделить следующие условия необходимого обеспечения:

- плотности упаковки на этапах транспортировки, предстартовой проверки и вывода на орбиту;
- надежного перехода из исходного состояния в рабочее на участке перелета по трассе «Земля-планета» (срабатывание механизмов расчеховки и раскрытия, разворачивание и фиксация в конечном положении рабочих поверхностей и элементов антенного устройства);

- требуемого усиления антенны в рабочем секторе углов в сеансах связи при минимальном затенении ее конструкцией «полей зрения» оптических систем и другой научной и специальной аппаратуры борта КА.

При создании остронаправленной антенны большое внимание уделяется параметрам ДН облучающей систе-

мы. Также необходимо учитывать потери, которые обусловлены рядом причин и в той или иной степени присутствующие в системе «зеркало-облучатель» [2].

Ниже, в таблице 1, в качестве примера приведены потери в двухзеркальной антенной системе «Аполло» на волне $\lambda=15$ см.

Таблица 1. Потери в ЗА, вызванные различными факторами

Источники потерь в антенне	Потери (дБ)
Омические потери в облучателе и тракте питания	0,5
Снижение апертурного КИП при облучении по закону $(1-x^2)$ с уровнем на краях зеркала -10дБ	0,4
Затенение апертуры вторичного зеркала	0,1
Фазовые ошибки в раскрыве антенны	0,3
Затекание тока на теневую сторону зеркала	1,0
Поляризационные потери	0,1
Общие потери	2,4

Таким образом, искажение формы рефлектора и, соответственно ДН, появление угловых ошибок при функционировании и паразитная модуляция сигнала возникают вследствие технологических погрешностей и упругих деформаций.

Принятие осесимметричной схемы построения зеркальной антенны связано с возможной фокусировкой солнечной энергии на элементах облучателя и его перегревом. Это требует дополнительного расхода массы на теплозащиту. Кроме того, такая схема построения антенной системы приводит к затенению части раскрыва, снижению КИП и, следовательно, в целом к дополнительным затратам по габаритам и массе.

Для устранения затенения применяются системы с вынесенными облучателями. Казалось бы, обе проблемы: перегрев облучателя и затенение раскрыва снижаются. Однако такая антенная система более восприимчива к деформациям, связанным с влиянием температурных градиентов. «Уходы» ДН и расфокусировка для таких систем могут быть на порядок выше, чем у осесимметричных антенн.

Из теории допусков зеркальных антенн [3] следует выражение максимального значения коэффициента направленного действия, соответствующее длине волны $\lambda_{\min} = 4\pi\delta$:

$$\text{КНД} = \frac{\text{КИП}}{43} \left(\frac{D}{\delta} \right)^2$$

где D - диаметр зеркала;

δ - случайное отклонение профиля зеркала от параболической формы.

Критерием качества рефлектора можно считать отношение

$$\frac{\delta}{D} = 10^{-5}$$

Отклонение от теоретического контура ЗА связано с фазовыми ошибками в раскрыве. При этом допустимая деформация зеркала выражается как

$$\delta_{\text{доп}} \leq \frac{\lambda \Delta \varphi_{\text{доп}}}{2\pi(1 + \cos \psi)},$$

где λ - рабочая длина волны;

$\Delta \varphi_{\text{доп}}$ - допустимые фазовые искажения в раскрыве;

ψ - угловое расстояние данной точки на поверхности зеркала от геометрической оси зеркала.

Так, к примеру, при $\Delta \varphi_{\text{доп}} = \pi/4$, $\psi \approx \pi/2$ имеем $\delta_{\text{доп}} \leq \lambda/16$.

Таким образом, случайные погрешности выполнения профиля зеркала ограничивают КНД параболической антенны и определяют минимально применимую рабочую длину волны λ_{\min} [3].

Среди проблем, связанных с применением зеркальных антенн, представляет интерес оценка влия-

ния ошибки наведения бортовой антенны на пункт связи. Эта ошибка влияет на эффективность системы, выражающейся в снижении КУ

$$G_{\text{эфф}} = G - L_{\text{пот}},$$

здесь $L_{\text{пот}} = 3(2\Delta\theta/\theta_{0,5})^2$ - потери за счет ошибок наведения;

$\Delta\theta$ - ошибка наведения, обусловленная приводом системы управления;

$\theta_{0,5}$ - ширина ДН по уровню - 3 дБ.

Оценка воздействия вибраций на зеркальную антенну

В одно- и двухзеркальных антеннах при их эксплуатации возможно возникновение резонансных колебаний. Резонанс зеркала наступает, когда частота его собственных колебаний совпадает с частотой возмущающего воздействия. Частота собственных колебаний зеркала зависит от его формы, размеров, толщины материала конструкции поддерживающего устройства и других конструктивных особенностей, определяющих жесткость антенной системы.

При проектировании сложно определить диапазон частот, в котором возможно возникновение вибрации. Поэтому для оценки опасности возникновения резонанса зеркала необходимо экспериментально определить частоту его собственных колебаний, наглядно построить искаженную колебаниями поверхность зеркала и оценить влияние искажений зеркала на характеристики направленности антенны. В связи с этим проблемы случайных колебаний рассматриваются как часть комплекса вопросов, которые необходимо решать для обеспечения надежности работы конструкций и оборудования в сложных реальных условиях. Однако в литературе этот вопрос еще достаточно не освещен.

При действии случайных вибраций происходит отклик системы (антенного устройства) на это действие. Так, из результатов анализа колебаний облучателя и зеркал четырех типичных конструкций двухзеркальных антенн следует, что колебание поверхностей зеркал и облучателя приводит к искажениям характеристик направленности. Поэтому при конструировании увеличивают жесткость поддерживающих зеркало элементов (подзеркальники), применяют средства гашения колебаний и др.

Сегодняшнее состояние теории вибраций позволяет рассматривать данные вопросы как в динамике (в зависимости от частоты и времени), так и в статике при максимальных амплитудах колебаний.

При разработке РЛС, где используются зеркальные антенны, рекомендуется испытывать макет зеркал для выявления сложных форм их колебаний и собственных частот. При возбуждении колебаний зеркала перпендикулярно оси вращения типичными формами колебаний являются кососимметричные относительно диаметра.

Выявлено, что частоты собственных колебаний зеркал лежат в диапазоне частот вибраций, действующих в условиях эксплуатации. При этом на амплитуду и собственные частоты колебаний существенное влияние оказывают особенности конструкции зеркала [4].

Список литературы

- 1 Айзенберг Г.З. Антенны ультракоротких волн. М.: Гос. изд-во литературы по вопросам связи и радио, 1957. 699 с.
- 2 Hansen R.C. Power Pattern the Microwave Antennas // Microwave Scanning Antennas, 1980. Vol. 1. P. 71.
- 3 Сазонов Д.М. Антенны и устройства СВЧ: учебник для вузов. М.: Высшая школа, 1988. 432 с.
- 4 De Silva C.N., Tersteeg G.E. Axisymmetric vibration of then elastic shells // Acoust. Soc.American, 1964. № 4. P. 31-32.

УДК 629.78

ПРИМЕНЕНИЕ ПРАВИЛА ДИСКРИМИНАЦИИ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ УСПЕШНОЙ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ НЕБЕСНОГО ТЕЛА

С.П.Буслаев



БУСЛАЕВ

Сергей Петрович

начальник отдела
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», кандидат технических наук, E-mail:
s_bouslaev@rambler.ru

Рассматривается оценка возможности успешной посадки космического аппарата (КА) на поверхность небесного тела со сложным рельефом при случайных начальных условиях посадки. Оценка проводится по значениям этих начальных условий, которыми являются ориентация КА, линейная и угловая скорость аппарата перед ударом о грунт, а также рельеф поверхности и характеристики грунта в точке посадки. Для обучающей выборки, состоящей из случайных ситуаций посадки, решаются уравнения движения КА, по результатам решения которых формируется правило дискриминации П. В дальнейшем успешная посадка прогнозируется с помощью правила П и без решения уравнений движения КА при посадке.

Ключевые слова: посадочный аппарат; посадка на грунт; возможность успешной посадки; прогноз успешной посадки; выбор места посадки; посадочное устройство.

USE OF DISCRIMINATION RULE FOR PREDICTION OF SPACECRAFT SUCCESSFUL LANDING ON CELESTIAL BODY SURFACE. S.P. Buslaev

The estimation of possibility of the spacecraft successful landing on the complex relief of the celestial body with accidental initial landing conditions is considered. The estimation is performed according to values of these initial conditions, which are: landing orientation, linear and angular velocity of the lander, performance of the relief, behavior of the ground and others. The discrimination П-rule is formed based on the solution of the equations of the lander motion for the learning sample, which consists of the accidental landing situations. The successful landing is predicted later by means of the П-rule and without the solution of the equations of the lander motion.

Key words: lander; landing on ground; possibility of successful landing; prediction of successful landing; choice of landing area; landing gear.

При выборе районов для посадки космического аппарата большое значение имеет анализ поверхности небесного тела с точки зрения возможности успешной посадки. Отдельные районы, представляющие интерес для учёных и предлагающиеся учёными для места посадки КА, могут иметь сложный рельеф и поэтому представляют опасность при посадке, так как аппарат может перевернуться или разрушиться. При этом возникает проблема оценки возможности успешной посадки в таких районах.

Обычно в подобных случаях вероятность успешной посадки оценивается методом Монте-Карло после статистических испытаний с имитационным моделированием посадок КА на ЭВМ. При этом математическое моделирование посадок сопровождается большим количеством расчётов и значительными затратами машинного времени ЭВМ, что неприемлемо во многих случаях, в частности, при выборе места посадки на борту КА в реальном режиме времени. Этих недостатков лишён следующий метод анализа возможных ситуаций посадки.

Будем считать, что посадочному аппарату в момент удара о поверхность грунта можно поставить в соответствие вектор параметров состояния

$\mathbf{S} = (s_1, \dots, s_j, \dots, s_m)^T$, составляющими которого могут быть, например, устойчивость КА при посадке, перегрузки, нагрузки, действующие на конструкцию КА, другие параметры [1]. Посадку можно считать успешной (удачной), если при посадке ни один из параметров состояния s_j не выйдет за границу области допустимых значений Λ_d , т.е. не будет

$$s_j \geq [s_j], \quad j=1, \dots, m, \quad (1)$$

где $[s_j]$ - допустимое значение параметра состояния.

Вектор \mathbf{S} определяется после решения уравнений движения центра масс КА и уравнений, описывающих вращательное движение аппарата относительно центра инерции [2]. Рассматриваются системы координат: неинерциальная система координат $O_x y z$, связанная с конструкцией ПА, инерциальные системы координат $O_{x_{\Pi} y_{\Pi} z_{\Pi}}$ и $O_{x_{H} y_{H} z_{H}}$, связанные соответственно с гравитационной вертикалью и с поверхностью небесного тела в районе посадки. Начальными условиями, определяющими движение КА при посадке, являются параметры движения (координаты $x_{\Pi}, y_{\Pi}, z_{\Pi}$ и составляющие скорости центра масс $\dot{x}_{\Pi}, \dot{y}_{\Pi}, \dot{z}_{\Pi}$ в системе координат $O_{x_{\Pi} y_{\Pi} z_{\Pi}}$, угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, углы тангажа \mathcal{G} , рыскания Ψ , крена \mathcal{Y} КА перед ударом о грунт) и характеристики геометрической структуры поверхности грунта в районе посадки. Отдельные элементы этой структуры весьма разнообразны, среди них могут быть кратеры, углубления, камни, плитовидные выходы горных пород, холмы и т.п. Элементы рельефа могут иметь и более тонкую структуру. Так, например, кратеры могут иметь вал, центральную горку, они могут пересекаться между собой. Эти случайные начальные условия образуют вектор

$\mathbf{U} = (u_1, \dots, u_l)^T$, составляющие которого распределены в соответствии с заданными законами. Вероятность успешной посадки будем оценивать методом Монте-Карло. На ЭВМ имитируются посадки КА со случайными значениями начальных условий. После решения уравнений движения по вычисленным значениям вектора параметров состояния \mathbf{S}_i , $i=1, \dots, n$, где n - объём выборки, определяется количество неудачных a и удачных $n-a$ посадок и делается статистическая оценка вероятности успешной посадки

$$P \left\{ (s_1 < [s_1]) \cup \dots \cup (s_m < [s_m]) \right\} \geq P_{\text{уп}}$$

где $P_{\text{уп}}$ - вероятность успешной посадки.

Поставим задачу предварительного различения удачных и неудачных посадок и сформулируем её следующим образом: по случайным значениям вектора начальных условий посадки \mathbf{U}_i , $i=1 \dots n$, не проводя решения уравнений движения КА, требуется определить в выборке объёмом n количество неудачных и удачных случаев посадки. Задачу предварительного различения будем решать методом дискриминантного анализа. Будем рассматривать внутри выборки объёмом n совокупность тех случаев посадки, в которых происходит нарушение ограничений (1). Обозначим эту совокупность π_1 , а совокупность оставшихся удачных случаев посадки обозначим π_2 . Пусть $\mathbf{S}_1^{(1)}, \dots, \mathbf{S}_n^{(1)}$ - выборка векторов параметров состояния из совокупности случаев посадки π_1 и пусть $\mathbf{r}_j^{(1)} = (r_{j1}^{(1)}, \dots, r_{jq}^{(1)})^T$ - вектор признаков различения j -го случая посадки из этой совокупности, где q - число признаков. Для дополнительного произвольно взятого случая посадки с вектором признаков $\mathbf{r}_d = (r_{d1}, \dots, r_{dq})^T$ требуется установить правило П, согласно которому по значению вектора \mathbf{r}_d посадка приписывается к π_1 либо к π_2 .

Понятие вектора признаков различения \mathbf{r} и возможность применения дискриминантного анализа для задачи предварительного различения неудачных случаев посадки можно объяснить следующим образом. Каждому случаю посадки и каждому вектору параметров состояния $\mathbf{S}_i = (s_{i1}, \dots, s_{im})^T$, $i=1, \dots, n$, соответствует вектор $\mathbf{U}_i = (u_{i1}, \dots, u_{il})^T$, $i=1, \dots, n$, в l -мерного пространства случайных начальных условий посадки. Компоненты вектора \mathbf{U}_i однозначно определяют каждое будущее значение вектора \mathbf{S}_i , но вследствие сложности нелинейных дифференциальных уравнений движения КА при ударе о грунт [2] значение \mathbf{S}_i можно определить только после решения этих уравнений. Однако по компонентам u_{i1}, \dots, u_{il} можно сделать и предварительное суждение о возможной величине составляющих s_{i1}, \dots, s_{im} вектора параметров состояния \mathbf{S}_i . Так, например, величина вектора скорости центра масс КА перед ударом о грунт V характеризует кинетическую энергию аппарата E_k , а, значит, и возможную степень деформации амортизаторов $h_{\text{ам}}$, величину клиренса $h_{\text{кл}}$ между корпусом КА и грунтом, значения

перегрузок $n_{\text{п}}$ и нагрузок в конструкции КА во время контактного взаимодействия с грунтом. По ориентации КА (по значениям углов ψ, ϑ, γ) можно сделать предположение о порядке соударения опор посадочного устройства с грунтом, о возможном перевороте КА и др.

Ещё более полную информацию о предполагаемом характере S_i можно получить, если в дополнение к компонентам вектора U_i рассматривать и некоторые функции $\varphi_r(u_{i1}, \dots, u_{im})$, образованные от этих компонентов. Например, по ориентации опор посадочного устройства относительно склона можно в ряде случаев оценить опасность посадки с точки зрения переворота АМС. В этом случае в качестве признака различения рассматриваются функции $\varphi_r(\psi, \vartheta, \gamma, \alpha_n)$, где α_n – угол склона. По начальной ориентации КА относительно кратеров, камней или других образований рельефа можно судить о возможных нагрузках в элементах посадочного устройства.

Следует отметить сложный характер зависимости $P_{\text{уп}} = f(\mathbf{U})$, например, увеличение вертикальной скорости КА $V_{\text{в}}$ не обязательно приведёт к увеличению перегрузки $V_{\text{в}}$ в центре масс КА. Величина перегрузки $n_{\text{п}}$ будет зависеть также от горизонтальной скорости КА $V_{\text{г}}$, от ориентации КА, от угла склона, на который совершается посадка. Увеличение угла склона может уменьшить $n_{\text{п}}$, но при этом может увеличиться опасность переворота КА.

Таким образом, пространство признаков различения Λ_r состоит из начальных условий $u_k, k=1, \dots, l$ и образованных от них функций $\varphi_r, r=1, 2, \dots$. В q -мерном пространстве Λ_r каждому j -му случаю посадки соответствует точка с вектором признаков \mathbf{r}_j . Задача предварительного различения неудачных случаев посадки сводится к построению в пространстве Λ_r такой границы, чтобы по разные стороны границы лежало как можно больше точек совокупностей π_1 и π_2 . В зависимости от вида распределения векторов признаков применяется либо метод дискриминации, основанный на нормальном распределении признаков, либо метод дискриминации, свободный от распределения [3]. В первом случае при нормальном и непрерывном распределении q -мерная случайная величина (вектор признаков $\mathbf{r}^{(1)}$ или $\mathbf{r}^{(2)}$) имеет плотность распределения:

$$f(r_1, \dots, r_q) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^q \det[\lambda_{ji}]}} \exp \left[-\frac{1}{2} \sum_{j=1}^q \sum_{i=1}^q \Lambda_{ji} (r_j - M_j)(r_i - M_i) \right],$$

где M_1, \dots, M_q – центр нормального распределения признаков; $\lambda_{ji} = \lambda_{ij}, [\lambda_{ji}]$ – ковариационная матрица, $\Lambda_{ji} = [\lambda_{ji}]^{-1}$.

Граница между совокупностями π_1 и π_2 проводится таким образом, чтобы вероятности ошибок классификаций посадок КА (случаев отнесения $\mathbf{r}^{(1)}$ к π_2 или $\mathbf{r}^{(2)}$ к π_1) были равны и минимальны. При векторах средних \mathbf{M}_1 и \mathbf{M}_2 у совокупностей π_1 и π_2 и при одной и той же ковариационной матрице $[\lambda_{ji}]$ правило дискриминации П имеет вид [3]

$$\ln \frac{f_1(r)}{f_2(r)} = \sum_{ji} \Lambda_{ji} (M_{1j} - M_{2j}) r_i - \frac{1}{2} \sum_{ji} \Lambda_{ji} (M_{1j} M_{1i} - M_{2j} M_{2i}) = 0,$$

и в случае выборки со средними \mathbf{M}_1^* и \mathbf{M}_2^* и ковариационной матрицей $[\lambda_{ji}^*]$ уравнение границы будет

$$\sum_{ji} \Lambda_{ji}^* (M_{1j}^* - M_{2j}^*) r_i = \text{const}.$$

Приведём содержание некоторых признаков различения $r_i (i=1, \dots, 13)$ для КА с рычажной схемой посадочного устройства, которое имеется у посадочных аппаратов «Луна-16, -17, -20, -21, -24», «Сервейер», «Викинг» и «Фобос-Грунт». В рычажном посадочном устройстве энергопоглотителями снабжён центральный стержень $A_i C_i$ (рисунок 1), а стержни $C_i E_i$ и $C_i D_i$ являются жёсткими. В точке C_i стержни соединены между собой, а в точках A_i, D_i, E_i шарнирно крепятся к корпусу аппарата. Здесь $i=1, \dots, n_{\text{оп}}$, где $n_{\text{оп}}$ – число опор КА.

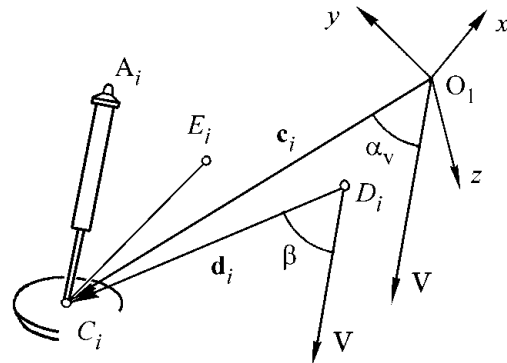


Рисунок 1. Рычажная схема посадочного устройства КА «Луна-16, -17, -20, -21, -24», «Сервейер», «Викинг» и «Фобос-Грунт»

К признакам различения относятся уже перечисленные $r_1 = V_B$, $r_2 = V_r$, $r_3 = E_K$. Угол отклонения $r_4 = \tau$ продольной оси КА от нормали к плоскости грунта $Ox_H z_H$ перед ударом свидетельствует о возможности переворота аппарата, о неравномерности рассеивания кинетической энергии в опорах посадочного устройства, а, значит, и о нагрузках в опорах. Поскольку аварийные ситуации при посадке возникают в результате взаимодействия КА с поверхностью грунта, то основную группу признаков различения составляют функции $\varphi_n(\mu_1, \dots, \mu_m)$, $n=1, 2, \dots$, от геометрических характеристик поверхности грунта и от параметров движения КА. Например, угол α_v между вектором скорости центра масс аппарата \mathbf{V} и вектором \mathbf{c}_i , совпадающим с направлением из центра масс на пяту C_i (см. рисунок 1), может свидетельствовать о том, большая (при малых значениях α_v) или малая (при больших значениях α_v) доля кинетической энергии КА будет поглощена в амортизаторах опоры, на которую придётся первый удар о грунт. Соответствующий признак различения имеет вид

$$r_5 = \alpha_v = \arccos \left[\frac{\mathbf{c}_i \cdot \mathbf{V}}{|\mathbf{c}_i| \cdot |\mathbf{V}|} \right].$$

Здесь i соответствует номеру опоры, первой касающейся грунта. Применение этого признака можно распространить и на другие опоры, если рассматривать $r_6 = \min r_5$ для всех $i = 1, \dots, n_{\text{оп}}$.

Нагрузки, возникающие в недеформируемых подкосах $C_i D_i$ и $C_i E_i$, зависят от направления удара опорой о грунт, которое можно характеризовать углом β между вектором \mathbf{V} и векторами \mathbf{d}_i (или \mathbf{e}_i). При углах β , близких к нулю, происходит удар вдоль стержня $C_i D_i$ (или $C_i E_i$) и могут наблюдаться большие нагрузки в подкосах и большие перегрузки в центре масс КА. Соответствующий признак различения будет

$$r_7 = \beta = \min \left\{ \arccos \left[\frac{\mathbf{e}_i \cdot \mathbf{V}}{|\mathbf{e}_i| \cdot |\mathbf{V}|} \right], \arccos \left[\frac{\mathbf{d}_i \cdot \mathbf{V}}{|\mathbf{d}_i| \cdot |\mathbf{V}|} \right], \arccos \left[\frac{\mathbf{e}_i \cdot \mathbf{V}}{|\mathbf{e}_i| \cdot |\mathbf{V}|} \right], \arccos \left[\frac{\mathbf{d}_i \cdot \mathbf{V}}{|\mathbf{d}_i| \cdot |\mathbf{V}|} \right] \right\}, \quad i = 1, \dots, n_{\text{оп}}.$$

Этот же случай нагружения характеризуется признаком r_8 , равным углу между вектором \mathbf{V} и плоскостью π_C , проходящей через точки C_i , D_i , E_i . При малых значениях этого угла может произойти разрушение стержня $C_i D_i$ (или $C_i E_i$). В признаках различения вводится учёт рельефа грунта под опорой,

которая первой ударяется о грунт. Соответствующий признак различения r_9 будет

$$r_9 = \alpha_v = |\mathbf{V}_{ci}| \cos \xi_1 \cdot \cos \xi_2,$$

где ξ_1 – угол между плоскостью π_C и нормалью \mathbf{n}_i к поверхности грунта, проведённой из точки контакта опоры с грунтом (рисунок 2);

ξ_2 – угол между плоскостью π_C и \mathbf{V}_{ci} , \mathbf{V}_{ci} – вектор скорости движения пяты посадочного устройства, номер i соответствует опоре, которая первой ударяется о грунт.

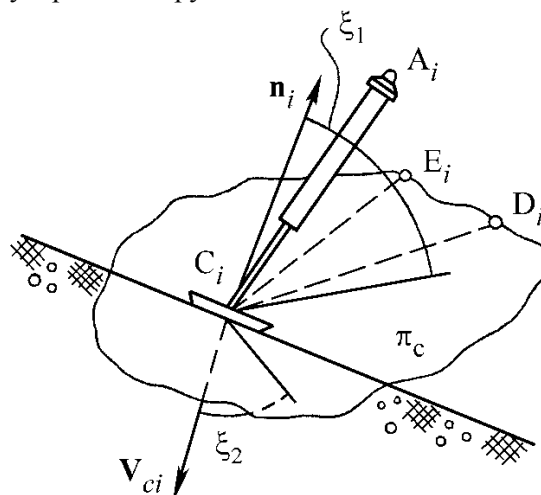


Рисунок 2. Признаки различения опасных случаев посадки при рассмотрении одной опоры посадочного устройства

Сложность геометрической структуры поверхности небесного тела в районе посадки характеризуется также признаками (рисунок 3):

$$r_{10} = \min h_{\text{кл},j}, \quad j = 1, \dots, n_{\text{кт}},$$

$$r_{11} = \max (C_i C_i^*), \quad i = 1, \dots, n_{\text{оп}},$$

$$r_{12} = \frac{1}{n_{\text{оп}}} \sum_{i=1}^{n_{\text{оп}}} (C_i C_i^*), \quad i = 1, \dots, n_{\text{оп}},$$

$$\left[\frac{1}{n_{\text{оп}}} \sum_{i=1}^{n_{\text{оп}}} \chi_i \right], \quad i = 1, \dots, n_{\text{оп}}.$$

Здесь r_{10} соответствует минимальному клиренсу $h_{\text{кл},j}$, определяемому в заданном числе контрольных точек $n_{\text{кт}}$ на поверхности КА; r_{11} равен наибольшему расстоянию опор от поверхности грунта; r_{12} определяет среднее расстояние опор от грунта; r_{13} характеризует наклон КА и неровность рельефа под космическим аппаратом (рисунок 3). Векторы \mathbf{n}_1 и \mathbf{n}_2 на рисунке соответствуют местным нормальям к

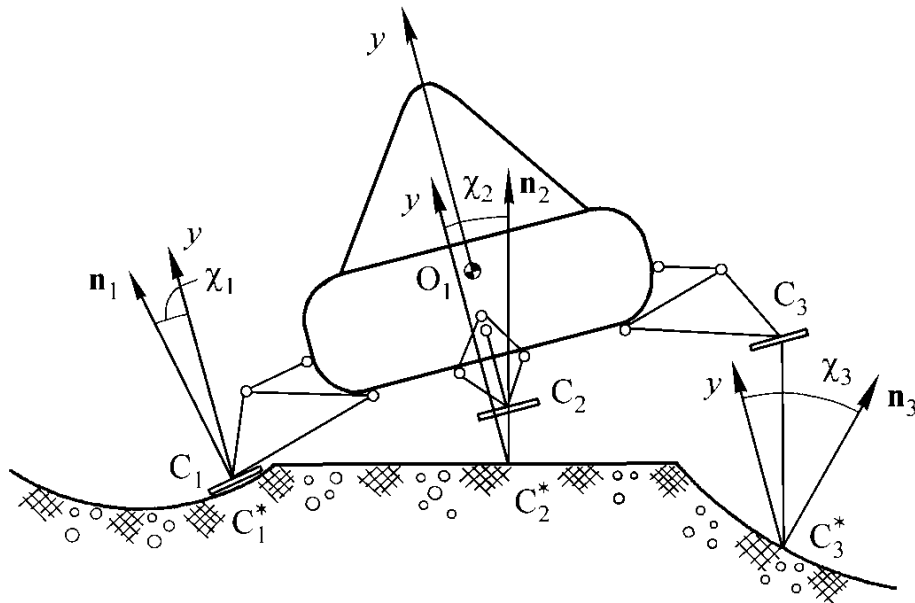


Рисунок 3. Признаки различия опасных случаев посадки для сложного рельефа

поверхности грунта в точках C_i^* , которые являются проекциями точек опор C_i на сложную поверхность грунта. В точках C_i^* измеряются углы χ_i между продольной осью КА O_1y и нормальными к поверхности грунта \mathbf{n}_i .

Разделение совокупности случайных ситуаций посадки на две совокупности – совокупность опасных и неопасных ситуаций – проводилось для КА с рычажной схемой посадочного устройства. Рассматривалось пространственное движение КА в системе координат $Ox_{\text{п}}y_{\text{п}}z_{\text{п}}$ и считалось, что рельеф грунта в районе посадки образован кратерами, форма которых близка к сферическим сегментам. Расположение кратеров, их размеры и морфологические классы принимают случайные значения в соответствии с рассматриваемой моделью поверхности небесного тела. Случайные значения принимают также вектор линейной скорости центра масс КА \mathbf{V} и вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$, углы ориентации аппарата в пространстве ψ, ϑ, γ . Полная размерность вектора случайных начальных условий равна 26. Для формирования правила дискриминации бралась обучающая выборка, состоящая из 80 случайных реализаций посадки вектора \mathbf{U} . Для этих значений \mathbf{U} решались уравнения движения КА при посадке и определялись значения вектора $\mathbf{S} = (s_1, \dots, s_j, \dots, s_m)^T$, компонентами которого были: вертикальная и горизонтальная скорость центра масс КА $s_1 = V_{\text{в}}, s_2 = V_{\text{г}}$,

кинетическая энергия аппарата $s_3 = E_{\text{к}}$, максимальная перегрузка в центре масс $s_4 = n_{\text{п, max}}$, минимальный клиренс $s_5 = h_{\text{кл, min}}$. Значения s_1, s_2, s_3 определялись в момент окончания посадки.

Для построения правила дискриминации из вышеперечисленных в работе признаков различия были отобраны признаки r_2, r_3, r_5, r_6 , при этом дискриминантная функция $D(r_i)$, $i = 2, 3, 5, 6$, имеет вид

$$D(r_i) = -1,939r_2 - 5,002 \cdot 10^{-3}r_3 + 8,466 \cdot 10^{-3}r_5 - 3,728 \cdot 10^{-6}r_6 \quad (2)$$

Здесь в $D(r_i)$ подставляются значения r_2 в м·с⁻¹, r_3 в кг·м·с⁻², r_5 и r_6 в градусах.

В полученной дискриминантной функции (2) коэффициенты при r_2 и r_3 показывают, что вероятность неудачной посадки КА, как и следовало ожидать, возрастает с увеличением вертикальной скорости посадки и с увеличением кинетической энергии КА перед посадкой. Коэффициенты у признаков r_5 и r_6 различаются не только по величине, но и по знаку. По-видимому, это объясняется тем, что признак r_5 характеризует первый удар опорой посадочного устройства о грунт. Признак же r_6 учитывает накопленную статистическую информацию о последующих ударах другими опорами, когда направление

горизонтальной скорости КА $s_2 = V_r$ зачастую изменяется на противоположное. Окончательно правило дискриминации, сформированное на базе обучающей выборки, делит пространство признаков Λ_r на две совокупности следующим образом:

$$\pi_1 = \{r_j : D(r_i) \leq -4,017\}, \quad i = 2, 3, 5, 6, \quad (3)$$

$$\pi_2 = \{r_j : D(r_i) > -4,017\}, \quad i = 2, 3, 5, 6.$$

Работоспособность правила П проверялась для 20 вновь случайно выбранных ситуаций посадки. По значениям признаков r_i ($i = 2, 3, 5, 6$) в соответствии с (2) и (3) посадки были предварительно разделены на опасные (было получено 6 случаев) и неопасные (14 случаев). Это разделение сравнивалось с окончательным разделением по результатам решения уравнений движения КА при посадке. При этом неудачными оказались четыре случая. Все они совпадали с предварительно выделенными опасными случаями в совокупности из шести случаев.

Окончательно процедура оценки ожидаемого успеха посадки КА на поверхность небесного тела в условиях неопределённости представляется следующим образом: по фотоснимкам фрагментов поверхности небесного тела определяются законы распределения рельефных образований (кратеров, камней и т.п.) на поверхности. В соответствии с этими законами проводится статистическое моделирование различных ситуаций посадки, для которых решаются уравнения движения аппарата и формируется правило дискриминации П. При рассмотрении новых районов поверхности вновь моделируются случайные значения вектора \mathbf{U} и в соответствии с правилом П посадки делятся на опасные и неопасные без решения уравнений движения КА. По коли-

честву выделенных таким образом опасных случаев делается статистическая оценка успеха посадки в новых районах. Правило дискриминации П может формироваться как предварительно на Земле, так и автономно на борту КА.

Применение подобной процедуры хорошо сочетается с использованием на борту КА интеллектуального измерителя [4], когда с помощью бортовых стереотелекамер строится 3D-цифровая карта поверхности грунта. Система с подобной структурой позволяет проводить автономный выбор места безопасной посадки собственными средствами космического аппарата, что особенно ценно при полётах к дальним небесным телам Солнечной системы, когда задержка во времени прохождения радиосигнала делает неэффективным командное управление с Земли.

Список литературы

- 1 Буслаев С.П. Прогнозирование успешной посадки автоматической межпланетной станции на поверхность небесного тела в условиях неопределённости // Космические исследования, 1987. Т. 25. Вып. 2. С. 186 – 192.
- 2 Буслаев С.П., Стулов В.А., Григорьев Е.И. Математическое моделирование и экспериментальное исследование посадки межпланетных станций «Венера 9-14» на деформируемые грунты // Космические исследования, 1983. Т. 21. Вып. 4. С. 540-544.
- 3 Кендалл М., Стьюарт А. Многомерный статистический анализ и временные ряды. М.: Наука, 1976.
- 4 Буслаев С. П., Житченко Л. Л. Интеллектуальный измеритель на основе стереотелекамер для определения положения, скорости и выбора места посадки космического аппарата // Тезисы докладов 10-й международной конференции. Системный анализ, управление и навигация. М.: Изд-во МАИ, 2005. С. 68-69.

УДК 629.78:621.375.826

КОНЦЕПЦИЯ ДВУХЛАЗЕРНОГО ТЕРМОРАСКАЛЫВАНИЯ СТЕКЛЯННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

СЫСОЕВ

Валентин Константинович

доктор технических наук, заместитель директора центра ФГУП «НПО им.С.А.Лавочкина»

E-mail: sysoev@laspace.ru

ВЯТЛЕВ

Павел Александрович

кандидат технических наук, начальник отдела ФГУП «НПО им.С.А.Лавочкина»

ЧИРКОВ

Андрей Викторович

аспирант, инженер ФГУП «НПО им.С.А.Лавочкина»

ГРОЗИН

Владимир Александрович

инженер ФГУП «НПО им.С.А.Лавочкина»

КОНЯЩЕНКО

Денис Александрович

ведущий специалист ООО «Авеста-Проект», E-mail: fs@avesta.ru

Качество элементов, применяемых в космической технике, зависит от технологии их изготовления. Одной из таких современных технологий является управляемое лазерное термораскалывание, в которой существенную роль имеет методика создания первоначального микродефекта.

Установлено, что микродефект, получаемый в результате термоупругого разрушения из-за воздействия импульсного излучения на стекло, наиболее успешно развивается непрерывным лазерным излучением в высокопрецизионную управляемую трещину, разделяющую стекло на необходимые изделия, что позволяет получить высокопрочные стеклянные элементы термооптического покрытия для космических аппаратов.

Такой микродефект получается по механизму термоупругих напряжений или путем абляции при локальном облучении стекла лазерным излучением с длительностью импульса в пико-фемтосекундном диапазоне.

Ключевые слова: лазерная технология; управляемое термораскалывание; термооптические элементы.

TWO-LASER THERMO CLEAVAGE OF GLASS ELEMENTS FOR SPACECRAFT CONCEPTION.

V.K. Sysoev, P.A. Vyatlev, A.V. Chirkov, V.A. Grozin, D.A. Konyashchenko.

Quality of space applicable technique elements depends on their manufacturing technology. One of these advanced technologies is controlled laser thermocleavage in which the major role is given to the initial microdefect creation method.

It is determined that microdefect received as a result of thermoresilient destruction because of impulse radiation influence on glass develops better by continuous laser radiation into high precision controlled crack which divide a glass on necessary items that allows receive high-strength glass elements of thermooptical covering for spacecraft.

Such microdefect is come out by mechanism of thermoresilient tensions or by force of ablation during local illumination of glass by laser radiation with impulse duration in pico-femtosecond range.

Key words: laser technology; controlled thermocleavage; thermooptical elements.

В настоящее время успешно развиваются лазерные методы высокоточного разделения хрупких неметаллических материалов, таких, как стекло, сапфир и керамика [1-7]. Лазерные технологии позволяют производить высокоточное разделение как миниатюрных изделий, например чипов на основе сапфировых подложек, так и большего размера плоских дисплеев, а также стеклянных заготовок на высокопрочные элементы для термооптических покрытий космических аппаратов.

Применяемые лазерные технологии разделяются на две группы:

- метод лазерного скрайбирования различными типами лазеров с длиной волны от УФ до ИК диапазона и длительностью импульса излучения от микросекундного до фемтосекундного диапазона;
- метод управляемого лазерного термораскалывания. Может быть реализован как в виде поверхностной разделяющей несквозной микротрещины, так и в виде сквозной трещины.

Лазерное скрайбирование достигло впечатляющих успехов по применению коротковолнового лазерного излучения (до 200 нм) с использованием импульсов излучения длительностью в наносекундном диапазоне. Однако данная технология имеет ряд трудно разрешимых проблем:

- наличие зоны термовоздействия, которая не позволяет создавать линии разделения чипов минимальной величины;
- необходимость разделения изделий в два этапа: сначала методом испарения (абляции) создается канавка, а затем методом механического воздействия по этой канавке происходит разделение изделий;
- в случае воздействия импульсного лазерного излучения на материал появляются поверхностные дефекты на краях такой канавки, что приводит к понижению прочности получаемых изделий.

Технология управляемого лазерного термораскалывания с начала 80-х годов [1] прошла путь от получения физического эффекта до выпуска промышленных установок. Основные преимущества данной технологии заключаются в следующем:

- «нулевая» ширина разделения материала, что предопределяет высокую точность изготавливаемых изделий;
- отсутствие дефектов на границе разделяемого материала, что предопределяет высокую прочность получаемых изделий;
- высокая скорость разделения материала;
- низкая энергоемкость технологии;
- низкая температура процесса и узкая зона термовоздействия;

- чистота процесса (отсутствие продуктов разложения материала).

Перечень достоинств управляемого лазерного термораскалывания показывает его преимущество перед лазерным скрайбированием. Однако широкое использование данной технологии ограничивается наличием ряда физико-технических проблем, и самая главная проблема проявляется в двух аспектах:

- неопределенность места начала развития микротрещины, которая приводит к искривлению линии раздела материалов, что значительно снижает точность разделения и самих изделий;
- высокое качество кромки материала, получаемое в результате его разделения лазерным термораскалыванием и делающее невозможным разделение материала во взаимно пересекающихся направлениях.

1. Анализ процесса управляемого лазерного термораскалывания

Процесс зарождения и развития разделяющей трещины при управляемом термораскалывании стекла рассматривается в рамках теории термоупругости и теории трещин (теория разрушения хрупких тел с дефектами – теория Гриффитса).

Процесс термораскалывания происходит в такой последовательности (рисунок 1):

- создается (или используется) микродефект, имеющий характер механической микротрещины;
- производится лазерное облучение зоны микродефекта, которое осуществляет локальный нагрев данной зоны. Рост температуры данной зоны приводит к появлению растягивающих напряжений, которые, концентрируясь на микродефекте, развивают его в непрерывную микротрещину. Величина растягивающих напряжений увеличивается за счет подачи хладагента в зону облучения.

Совместное воздействие лазерного излучения и хладагента в стекле приводит к формированию зоны сжимающих напряжений, которые огибают спереди лазерный луч и зону растягивающих напряжений, расположенную позади движущегося лазерного луча, в основном, в области интенсивного охлаждения из-за хладагента.

Факторы, имеющие значение для процесса лазерного управляемого термораскалывания:

- характеристики лазерного излучателя, количество и условия подачи хладагента в зону нагрева;
- теплофизические и механические свойства разделяемого материала, его толщина и состояние поверхности.

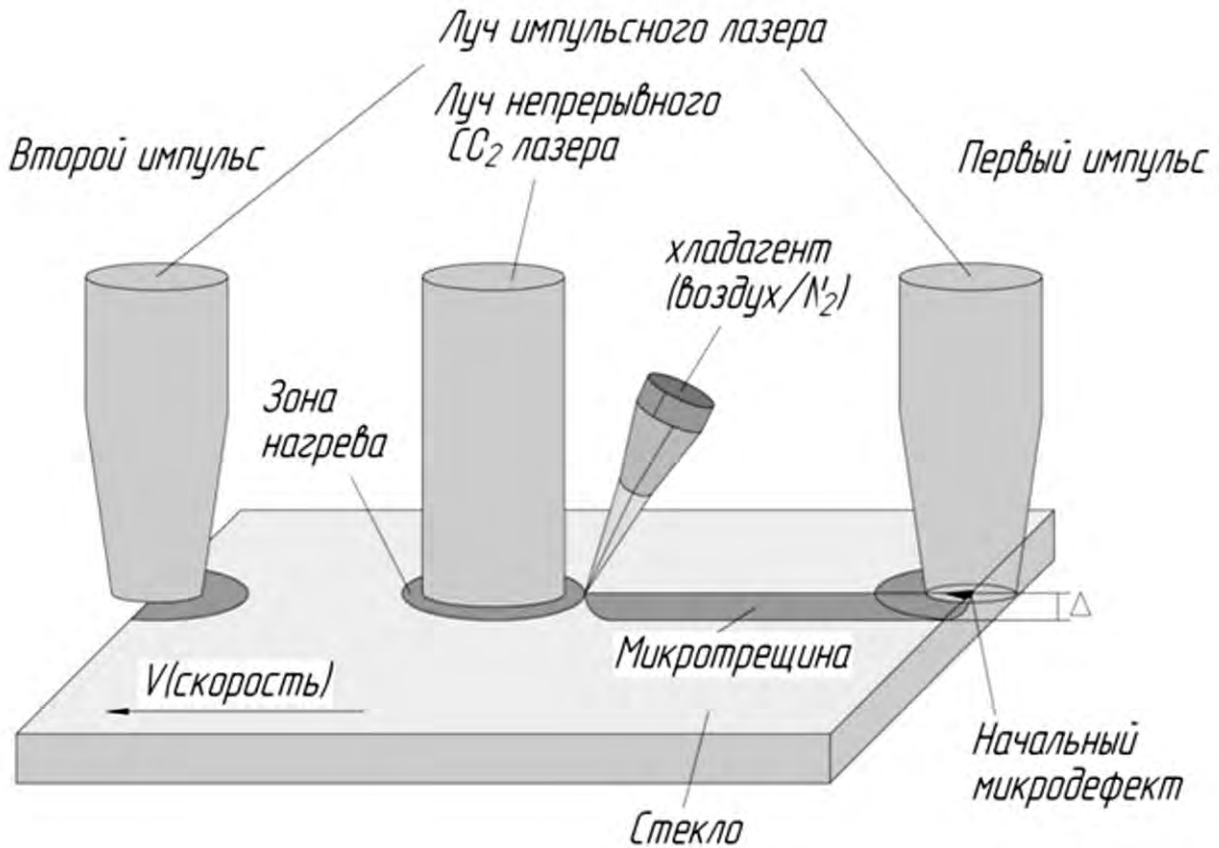


Рисунок 1. Схема двухлучевого лазерного термораскалывания стекол

В механике разрушений используется такой параметр, как коэффициент интенсивности напряжений KL , который при определенных значениях растягивающих напряжений в вершине микродефекта приводит к росту трещины. При этом необходимое условие роста микродефекта в трещину такое: напряжение должно быть растягивающим, а коэффициент KL в вершине микродефекта должен превышать критическую величину.

Созданные математические модели процесса лазерного управляемого термораскалывания строятся на основе теории термоупругих напряжений.

Такая модель может создаваться по двум противоположным направлениям, как показано на рисунке 2.

Первое направление – это цепочка:

- параметры материала (стекла) и параметры лазерного излучения на материале $P(x,y,z,\tau)$;
- расчет термополя в координатах $T(x,y,z,\tau)$;
- расчет поля напряжения в стекле в координатах $\sigma(x,y,z,\tau)$;
- расчет размеров микродефекта в координатах $L(\sigma)$.

Такая цепочка расчетов позволяет в конечном результате рассчитать (оценить) зависимость размеров

необходимого микродефекта для развития его в микротрещину от мощности лазерного излучения.

Второе направление таких расчетов:

- создание определенных размеров микродефекта L (чаще всего в виде клина), расчет коэффициента интенсивности KL в вершине трещины, который приводит к развитию трещины;
- из коэффициента интенсивности напряжений рассчитывается величина поля необходимых напряжений $\sigma(x,y,z,\tau)$;
- из величины поля напряжений рассчитывается поле распределения температур $T(x,y,z,\tau)$;
- рассчитываются необходимая мощность лазерного излучения и его распределение $P(x,y,z,\tau)$ (с учетом параметров стекла, скорости процесса термораскалывания).

Второй путь более технологичен, он позволяет полностью управлять процессом – от создания микродефекта до выбора скорости термораскалывания.

Данный подход подчеркивает главную суть управляемого лазерного термораскалывания – создание микродефекта и развитие его в управляемую микротрещину.

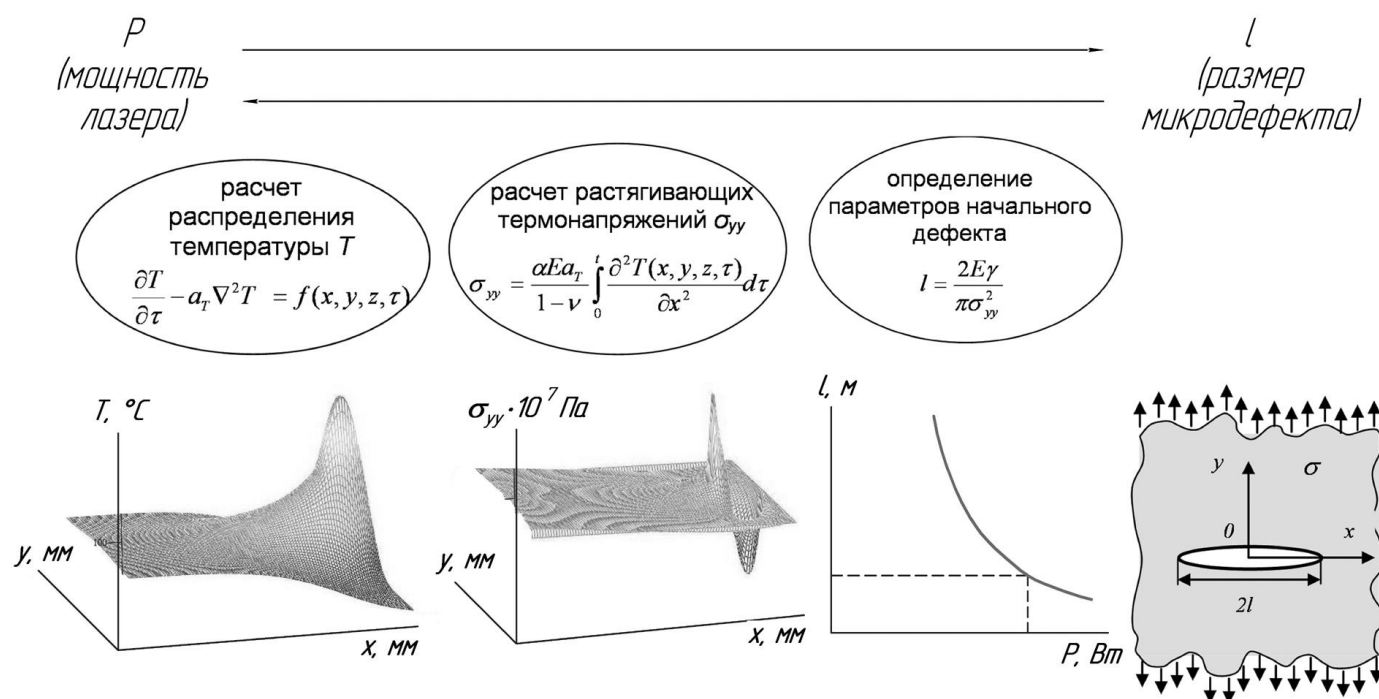


Рисунок 2. Схема построения математической модели лазерного термораскалывания стекол [7;8]

Построить математическую модель процесса лазерного термораскалывания весьма сложно, т.к. трудно математически описать условия инициализации развития микродефекта, приводящего к развитию микротрещины из-за статического характера получения этого микродефекта.

Технология создания необходимого микродефекта должна быть бесконтактной (чтобы не было загрязнений и механического воздействия на изделие).

Созданный микродефект должен носить характер механического разрушения без оплавлений; необходимо наличие возможности регулирования размерных параметров микродефекта.

Наиболее простой и проверенный способ получения микродефекта – нанесение его с помощью алмазного скрепера.

Эксперименты авторов данной работы с электро-механическими (или пневмомеханическими) движителями с алмазным скрепером показали высокую повторяемость зарождения микротрещины от нанесенного скрепером механического дефекта.

Однако у данного способа при всей его простоте есть следующие недостатки:

- трудно достичь повторяемости размеров механического дефекта, а на тонких стеклах (менее 200 мкм) происходит растрескивание изделий;
- при изготовлении миниатюрных изделий (менее 1000 мкм) при работе с достаточно большой ско-

ростью необходима высокая частота работы электромагнитного исполнительного механизма, а при этом происходит излишнее механическое воздействие на стекло (к тому же трудно высокоточно отрегулировать силу механического воздействия).

Конечно, для изготовления ряда крупногабаритных изделий такая технология востребована в силу своей простоты.

По мнению авторов, оптимальной технологией создания микродефекта является воздействие импульсного лазерного излучения.

2. Создание микродефекта импульсным лазерным излучением

Необходим анализ двух проблем:

- какой нужен микродефект (его параметры);
- физические процессы, происходящие при воздействии импульсного лазерного излучения, и характер микродефекта в зависимости от параметров этих лазеров.

А. Гриффитсом было отмечено, что интерес представляет не столько критическое напряжение σ_k , сколько максимальное напряжение у вершины микродефекта. Это напряжение можно оценить, если будет определен радиус закругления в конце микродефекта. Тогда максимальное напряжение определяется следующим выражением:

$$\sigma_{\max} = 2\sigma \sqrt{\frac{L}{p}},$$

где $2\sqrt{\frac{L}{p}}$ - коэффициент концентрации напряженности;

p - радиус закругления в вершине эллиптической трещины длиной L .

Таким образом, геометрические параметры микродефекта должны быть в виде вытянутого элемента, т.е. эллипса. Размерные параметры такого микродефекта, устойчиво развиваемого в трещину, зависят, как показано на рисунке 2, от плотности мощности лазерного излучения и, как показали экспериментальные работы для применяемых мощностей CO₂-лазеров (10,6 мкм) в диапазоне 10-200 Вт, лежат в пределах (L) 10-300 мкм.

Однако другое, более значимое, требование к этому микродефекту – его фазовое состояние, т.е. характер микродефекта, должен носить характер механического слома и не должно быть температурных перегревов, приводящих к проплавлению стенок микродефекта.

Исследовано довольно много работ по воздействию импульсного лазерного излучения на стекло и другие прозрачные материалы (например, сапфир), показывающих большую зависимость характера повреждения (микродефекта) от следующих параметров лазерного излучения:

- длины волны излучения;
- длительности импульса излучения;
- энергии импульса излучения;
- частоты повторения импульсов излучения.

Точный расчет параметров процесса получения необходимого микродефекта для лазерного термораскалывания на сегодняшний день весьма затруднен. Поэтому нами был избран экспериментальный путь. Вначале производится анализ существующих экспериментальных работ и выбирается тип лазера. Следующий шаг – экспериментальные работы. Эксперименты проводились по следующей методике: разнообразными импульсными лазерами производилось облучение стекла для получения микродефекта с различными его размерами, затем непрерывным CO₂-лазером этот микродефект развивался в устойчивую микротрещину.

Эксперименты показали, что наиболее существенную роль в создании необходимого микродефек-

та играет длительность импульса лазерного излучения и его энергия.

Характер повреждения можно систематизировать следующим образом:

- Выплавление отверстия (т.е. два процесса – испарение и кипение материала) происходит при достаточно длинных длительностях импульсного лазерного излучения (1мсек – 1 мсек). Характер такого отверстия – каверна с выплавленной стенкой и неупорядоченными трещинами на ее стенках. Развитие такого дефекта в микротрещину происходит с низкой вероятностью (max 50%), и ее геометрия носит нелинейный характер ($\Delta L=1000$ мкм).

Тип лазеров, используемых для этой цели, – это CO₂-лазеры (10,6 мкм) в виде ТЕА-CO₂, CO₂-лазеры с модулируемой добротностью и Nd-лазеры (1,06 мкм).

- Получение микродефекта методом абляции с помощью лазерных импульсов с более короткой длительностью (1мсек÷1нсек).

Характер такого микродефекта имеет вид каверны без сетки неупорядоченных микротрещин. Развитие такого микродефекта в микротрещину проходит со средней вероятностью (max 75%), и ее геометрия носит более линейный характер ($\Delta L=500$ мкм).

Лазеры, использованные для этой цели: Nd-лазеры (1,06 мкм), эксимерные лазеры (0,24-0,36 мкм) и Ег-лазер (2,94 мкм).

- Получение методом ионизационного пробоя с помощью пикосекундных Nd-лазеров. Экспериментальные работы показали, что при небольшой энергии импульса (до 1 Дж) получаемый микродефект имеет вид конусного канала и довольно устойчиво развивается в управляемую микротрещину (со средней вероятностью до 90 %). Геометрия раскалывания также носит линейный характер ($\Delta L \sim 100$ мкм).
- Получение микродефекта фемтосекундного лазерного излучения (Ti-лазер, $\lambda=0,8$ мкм, $\tau=50$ фсек, $\varepsilon=50$ нДж). Не обсуждая механизм взаимодействия данного излучения со стеклом [9-11] (а он, вероятно, будет являться предметом многих исследований), отметим главное: создаваемый микродефект позволяет с вероятностью более 95% получать устойчивую линейную микротрещину ($\Delta L=20$ мкм).

Обобщенные результаты данных экспериментальных результатов показаны на рисунке 3.

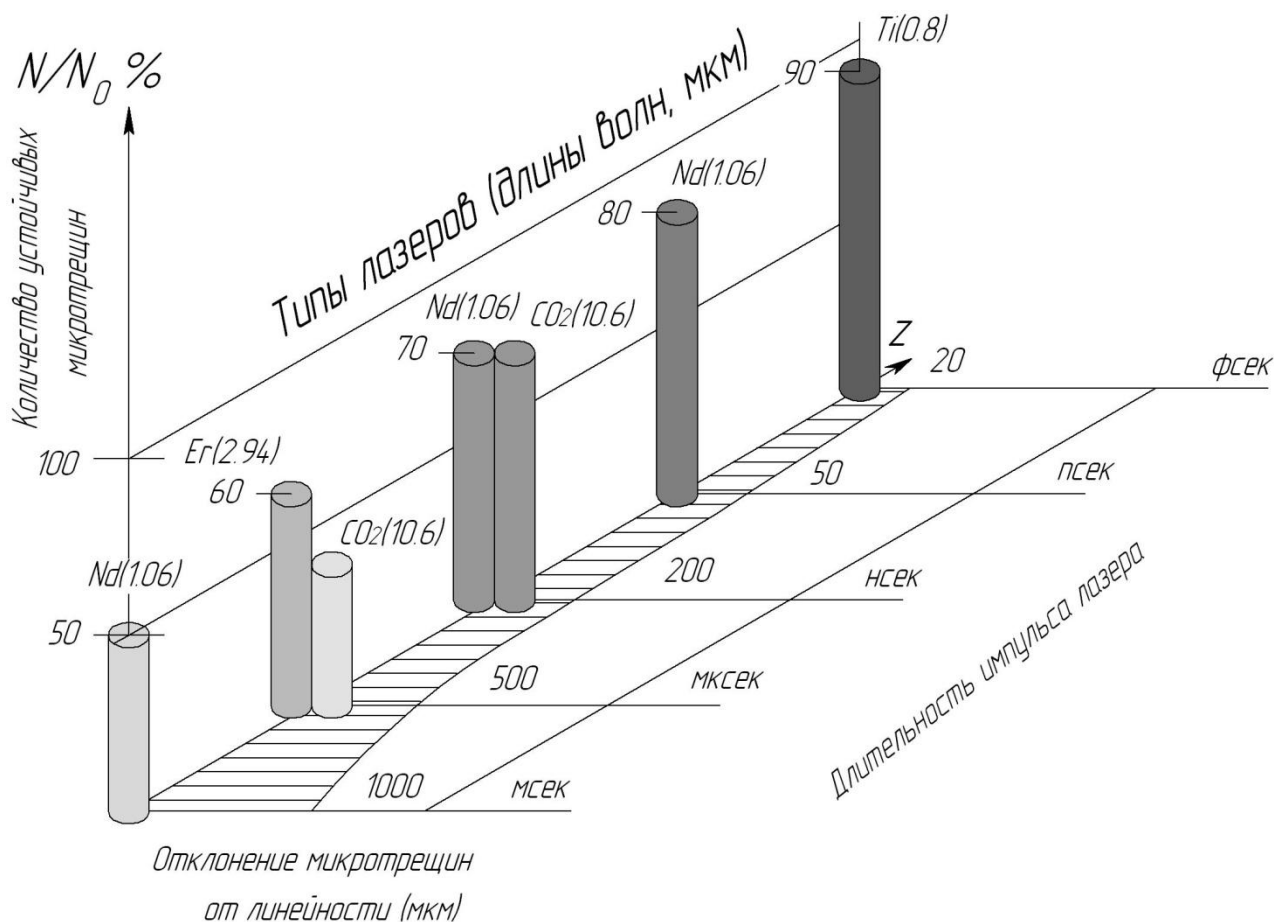


Рисунок 3. Схема экспериментальных работ по созданию микродефектов лазерным излучением различной длительности

Из этих данных видно, что для устойчивого получения прямолинейной микротрещины необходимо применение весьма короткоимпульсных лазеров (пико-фемтосекундных диапазонов).

Высокая вероятность создания приемлемого микродефекта для развития его в устойчивую с высокой линейностью микротрещину с помощью фемтосекундного Ti-лазера (0,8 мкм) обусловлено также тем, что первоначальный микродефект образуется за счет большого количества воздействующих лазерных импульсов небольшой энергии.

Такая зависимость была обнаружена и при исследовании создания первоначального микродефекта с помощью пикосекундного Nd (1,06 мкм)–лазера (рисунок 4).

Вид одного из создаваемых фемтосекундным лазерным излучением микродефектов, а также его развитие в микротрещину стеклянного элемента показаны на рисунке 5.

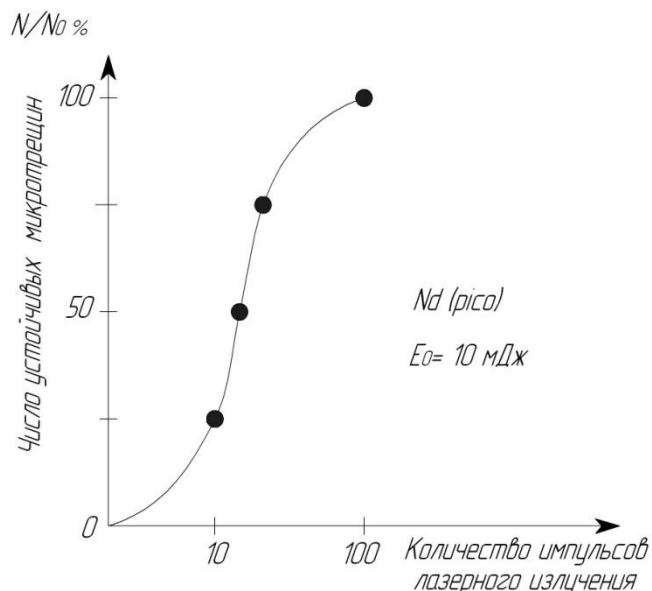


Рисунок 4. Зависимость вероятности создания микродефекта для развития его в устойчивую микротрещину от числа импульсов, воздействующих на стекло

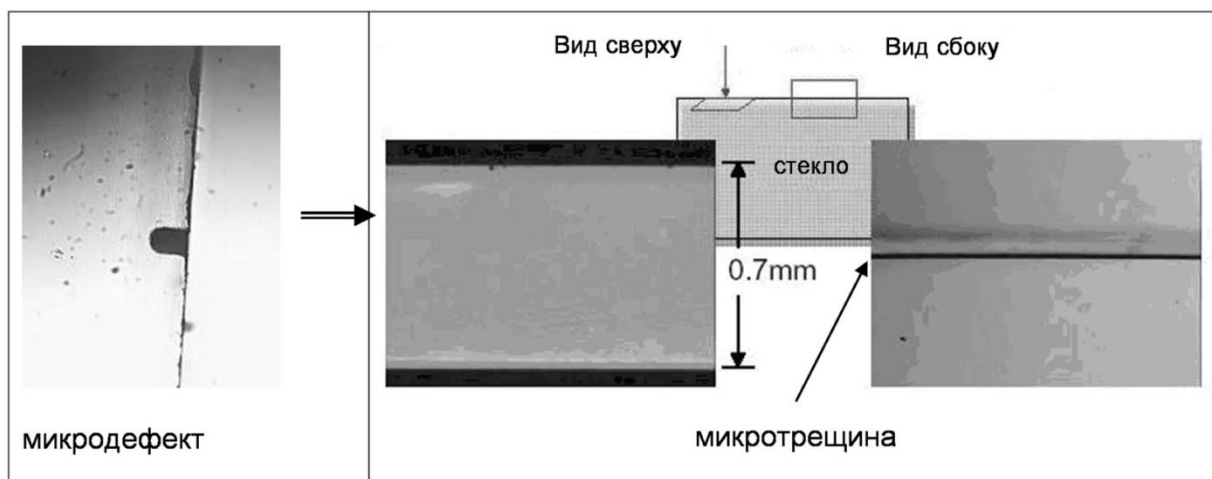


Рисунок 5. Фото микродфекта, развиваемого в устойчивую микротрещину ($\delta > 99\%$), получаемую излучением фемтосекундного лазера

Заключение

Таким образом, данный анализ и экспериментальные результаты показали, что при использовании пико-фемтосекундных лазерных импульсов создаются микродфекты, устойчиво развивающиеся непрерывным излучением СО- или СО₂- лазера в линейную микротрещину.

Данная работа выполнена в рамках ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013гг.» № Р388.

Список литературы

- 1 Мачулка Г.А. Лазерная обработка стекла. М.: Радио и связь, 1979. 136 с.
- 2 Сысоев В.К., Вятлев П.А., Полушкина Е.В. Получение наноперехностей широкозонных полупроводников методом лазерного термораскалывания // Исследовано в России, 2009. № 002. С. 11-15.
- 3 Управляемое гибридное светолазерное термораскалывание стекла / В.К. Сысоев [и др.] // Письма в ЖТФ, 2007. Т. 33, № 1. С. 54-60.
- 4 Увеличение эффективности управляемого лазерного термораскалывания диэлектрических материалов / В.К. Сысоев [и др.] // Оптический журнал, 2004. Т. 71, № 2. С. 41-45.
- 5 Лазерная вырезка сквозных микроотверстий в прозрачных пьезоматериалах / Е. Артаномова [и др.] // Фотоника, 2008. № 4. С. 34-37.

- 6 Стригин М.Б., Чудинов А.Н. Лазерная обработка стекла пикосекундными импульсами // Квантовая электроника, 1994. Т. 21, № 8. С. 787-790.
- 7 Двухлучевое лазерное термораскалывание хрупких неметаллических материалов / С.В. Шалупаев [и др.] // Оптический журнал, 2006. Т. 73, № 5. С. 62-66.
- 8 Лазерная резка флоат-стекла в процессе его выработки / А.Б. Жималов [и др.] // Стекло и керамика, 2006. № 10. С. 1-8.
- 9 Локтионов Е.Ю., Овчинников А.В., Протасов Ю.Ю. Экспериментальные исследования оптомеханических характеристик лазерной абляции полимеров в атмосферных и вакуумных условиях // Письма в ЖТФ, 2010. Т. 36, № 13. С.8-15.
- 10 Фемтосекундные лазеры на титан-сапфире// Сайт компании ООО «Авеста-Проект», 2009. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.avesta.ru/pagesrus/femtosecond-laser-systems/13-.htm> (дата обращения: 11.08.2010).
- 11 Кондунов М.В., Моненков А.А., Покатило И.Л. Механическое разрушение прозрачных твердых тел импульсами разной длительности // Квантовая электроника, 2002. Т. 32, № 4. С. 335-340.

УДК 621.791.053

К ОЦЕНКЕ КАЧЕСТВА НЕКОТОРЫХ СВАРНЫХ ШВОВ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА АМГ6

*М.В. Шибалов, А.И. Ананьев,
А.И. Чекулаева*



ШИБАЛОВ

Михаил Васильевич
ведущий инженер
ФГУП «НПО им. С.А.
Лавочкина», член-
корреспондент Акаде-
мии наук авиации и
воздухоплавания, кан-
дидат технических наук
E-mail: bonch38@mail.ru



АНАНЬЕВ

Анатолий Иванович
главный металлург
ФГУП «НПО им. С.А.
Лавочкина», кандидат
технических наук



ЧЕКУЛАЕВА

Александра Игоревна
инженер-технолог
ФГУП «НПО им. С.А.
Лавочкина»

Структуру сварных швов исследовали с помощью микрорентгенографии. Полосы на рентгеновских снимках представляют собой проекцию структурных аномалий плоскостного типа. Применена оригинальная методика микрорентгенографии, позволяющая наблюдать вариации структуры сварного шва в зависимости от погонной энергии сварки.

Ключевые слова: сварка; рентгеновское просвечивание; ликвационные полосы; структурные аномалии; микрорентгенография.

ON THE ISSUE OF QUALITY EVALUATION OF AMG6 ALUMINUM ALLOY WELDED SEAMS. M.V. Shibalov, A.I. Ananyev, A.I. Chekulayeva

The welded seams structure was studied by means of microradiography. Stripes in the X-ray images represent the projection of two-dimensional structural anomalies. An original microradiography methodology was used, enabling to observe welded seam structure variations depending on welding rate of energy input.

Key words: welding, X-ray, liquating strips, structural anomalies, microradiography.

Сварные соединения конструкционного алюминиевого сплава АМГ6 широко используют при изготовлении РБ «ФРЕГАТ» и других космических аппаратов. Основным видом контроля качества сварки является рентгеновское просвечивание. В настоящее время поставлена задача и сформулирована концепция повышения надежности конструкций летательных аппаратов [1]. Для этого предлагается ввести дополнительные методы контроля качества исходных материалов с таким расчетом, чтобы уменьшить поле допуска показателей прочности исходных материалов (повысить нижний предел). Это позволит повысить верхнюю границу поля допуска эксплуатационной нагрузки и таким образом повысить вероятность безотказной работы конструкции. Очевидно, что сказанное можно отнести и к «исходным» технологиям, например, сварки.

По ряду соображений, сварку алюминиевых сплавов ведут на повышенной погонной энергии (для более полного удаления окисной пленки и растворенного в сварочной ванне водорода). При этом иногда на рентгенограммах появляются т.н. ликвационные полосы, вытянутые вдоль сварного шва и зачастую затрудняющие расшифровку снимков. С одной стороны, по ОСТу ликвационные полосы не являются браковочным признаком. В то же время в ряде публикаций с осторожностью относятся к данному дефекту, да и сам термин трактуют по-разному.

Вообще, распространенный термин «ликвационная полоса» не является собирательным и не охватывает многообразия причин этого явления при рентгеновском просвечивании. Существуют различные взгляды на механизм появления полос. Например, есть мнение, что появление на рентгенограмме полос

связано с особенностями кристаллизации металла шва [2]. С повышением погонной энергии сварки направление роста кристаллов изменяется. В верхней части наплавленного металла шва дендриты приобретают вид волокон, ориентированных вдоль шва. Изучение рентгеновских пленок с темными и светлыми полосами путем послойной механической разделки металла в месте предполагаемого дефекта показало, что причиной образования полос является взаимодействие рентгеновского излучения с решеткой металла, в результате которого происходит дифракция лучей [2;3]. В другом случае, при изготовлении сварных магистральных трубопроводов имеет место осевая ликвация примеси, которая проектируется в полосу на рентгеновском снимке. Причем ее допустимые размеры, как реального структурного дефекта, регламентируют [4]. В работе [5] наблюдали образование полос на рентгеновских снимках сварных соединений алюминиевого сплава 1201Т, выполненных контактной стыковой сваркой. Указано, что при значительной протяженности они могут стать очагом разрушения. При расшифровке снимков использован более обобщающий термин «контрастная аномалия». Тонкое исследование микроструктуры сварного соединения показало, что появление полос в этом случае не связано с ликвацией. Полосы ликвационного или дифракционного происхождения являются частным проявлением и органично вписываются в более широкое понятие «контрастные аномалии». Терминология – отдельный вопрос. Ограничимся замечанием, что использование корректных терминов облегчает чтение и расшифровку рентгеновских снимков. В данной работе использовали термин «ликвационная полоса» из-за его распространенности.

При металлографическом исследовании литой структуры металла сварных швов [6] и отливок [7] авторы наблюдали образование перьевых кристаллов – рисунок 1 [6]. Характерно, что в [4;5;7] ставится вопрос о границах допустимости наблюдаемого явления в связи с возможным влиянием его на механические свойства. В частности, в [7] исследовали влияние перистой кристаллизации на анизотропию алюминиевого проката. Установлено, что чувствительной характеристикой для определения степени анизотропии является относительное удлинение. В сварных швах отдельные перистые кристаллы представляют собой пластинки, которые могут достигать верхней и нижней кромок шва и распространяться по всей его длине. Считают, что перистые кристаллы состоят из большого количества двойников, а благоприятным условием их образования является автоматическая сварка на повышенной погонной энергии (отношение мощности дуги к скорости сварки) [6].

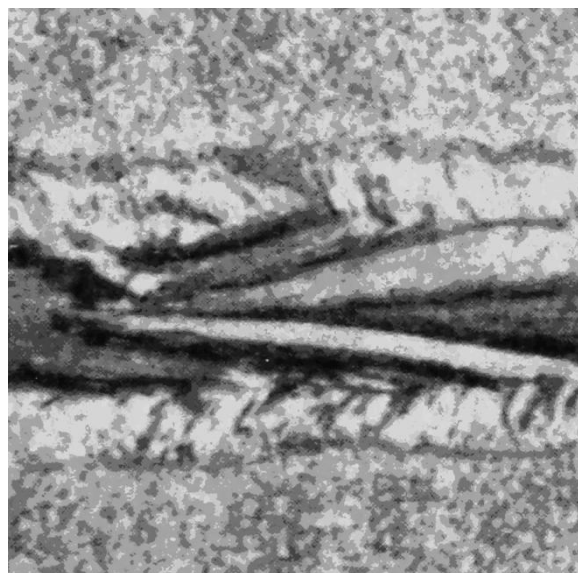


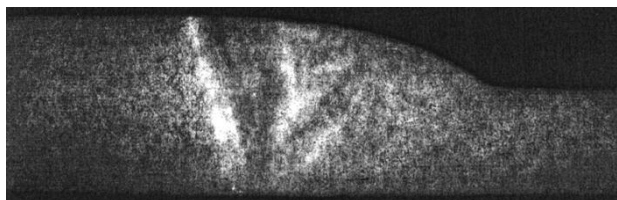
Рисунок 1. Перьевые кристаллы в сварном шве Al-Mg сплава

Анализ литературных данных, а также периодическое появление ликвационных полос на рентгеновских снимках сварных швов сборочных единиц РБ «ФРЕГАТ» и других КА показывает целесообразность детального исследования причин их появления в связи с повторяющимися сведениями о влиянии полос на механические свойства металла. Продольные полосы на рентгеновских снимках могут быть вызваны оптическим эффектом (дифракцией) или структурной аномалией. От понимания механизма может зависеть вывод о качестве сварного соединения, т.к. темную ликвационную полосу, например, в зависимости от ее расположения и очертаний, можно принять за другой дефект.

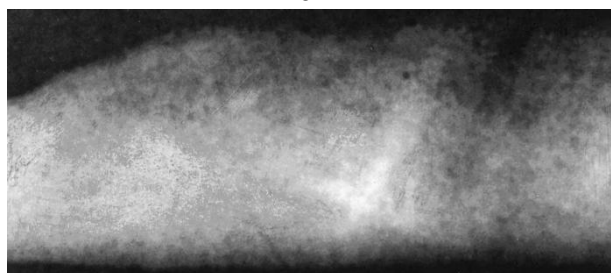
В данной работе рассмотрены особенности формирования микроструктуры сварных швов алюминиевого сплава АМг6 в связи с появлением на стандартных рентгеновских снимках продольных ликвационных полос. В качестве дополнительного метода исследования использовали микрорентгенографию. Образцы сплава АМг6 сваривали встык автоматической аргонодуговой сваркой. Просвечивание производили вдоль оси шва. Для этого из сварного шва вырезали поперечную тонкую пластинку, которую после двухстороннего шлифования просвечивали. Толщина образца составляла порядка миллиметра. Просвечивание выполняли с помощью рентгеновского аппарата Филлипс МG102. Размер фокусного пятна 0,5 мм, ускоряющее напряжение 20 кВ. Пленка Agfa Structurix D5. Полагали, что если на микрорентгенограмме обнаружатся какая-либо плоская макронеоднородность, то это подтвердит, что

выявленная ликвационная полоса представляет собой проекцию данной структурной аномалии. При определенных условиях нагружения такой дефект может отрицательно влиять на механические свойства сварного соединения.

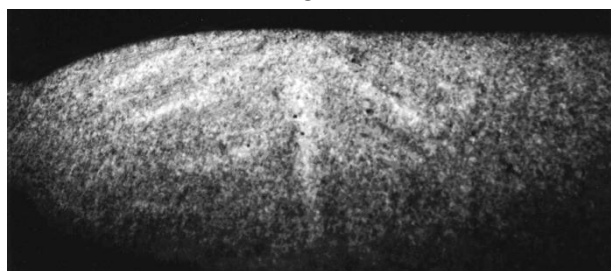
На рисунке 2а показана микрорентгенограмма поперечного сечения сварного шва сплава АМг6 толщиной 2,5 и 3 мм.



а



б



в

а – перьевые кристаллы достигают верхней и нижней кромок шва;

б – дендрит, образовавшийся в зоне переохлаждения сварочной ванны; **в** – перьевые кристаллы, не обнаруженные при рентгеновском просвечивании сварного шва, вследствие разориентировки с направлением просвечивания.

Рисунок 2. Микрорентгенограммы сварных швов сплава АМг6

Видны плоские фазовые образования перьевого типа, иллюстрирующие механизм образования ликвационных полос на рентгенограммах сварных швов. Причиной появления ликвационной полосы является пластинчатая высокотемпературная фаза, богатая алюминием. Темная ликвационная полоса образуется в результате скопления примеси перед плоской преградой в виде пластинки высокотемпературной фазы. Авторы [5] считают, что отдельные перистые кристаллы представляют собой пластинки, состоящие

из большого количества двойников, которые могут достигать верхней и нижней кромок шва и распространяться по всей его длине. Благоприятные условия образования указанных структурных аномалий создаются при автоматической сварке на повышенной погонной энергии. Происхождение их связывают с влиянием концентрационного уплотнения примеси перед фронтом кристаллизации и образованием зоны концентрационного переохлаждения. В результате концентрационного переохлаждения скорость роста замедляется и возможно образование второго фронта кристаллизации в зоне переохлаждения, где вероятно образование и рост зародышей перьевых кристаллов. Очевидно, что если при рентгеновском просвечивании сварных соединений плоскость перьевого кристалла совпадет с направлением излучения, то на рентгенограмме сварного шва появится его проекция в виде ликвационной полосы.

Помимо перьевых кристаллов в структуре сварных швов сплава АМг6 встречаются единичные гипертрофированные дендриты – рисунок 2б. Обнаружить такую фигуру при стандартном рентгеновском просвечивании сварного соединения невозможно. В лучшем случае можно обнаружить только одну плоскость дендрита и, соответственно, одну полосу, возможно, с прилегающей темной полосой от скопления примеси. А при просвечивании образцов вдоль продольной оси шва видны обе главные плоскости (перья) дендрита.

Механизм образования гипертрофированных дендритов аналогичен образованию перьевых кристаллов. На частично оплавленных зернах происходит рост кристаллической решетки с прежней кристаллографической ориентацией. В результате периодического плавления и затвердевания зерен перед фронтом кристаллизации формирующийся слой концентрационного уплотнения периодически разрушается [8]. В зоне концентрационного переохлаждения образуются поперечно ориентированные иглы (боковые ветви проросшего в зону переохлаждения кристалла), которые являются затравкой для продольного роста пластинчатого кристалла по мере перемещения сварочной ванны.

Проведенное микрорентгенографическое исследование сварных швов алюминиевого сплава показало, что образование перьевых или дендритных аномалий в макроструктуре имеет место значительно чаще, чем удастся их наблюдать при рентгеновском просвечивании сварных изделий. Это объясняется несколькими факторами. Во-первых, для обнаружения плоскостных дефектов требуется совпадение плоскости дефекта с направлением излучения. Во-вторых,

высокотемпературная светлая фаза по оптической плотности не сильно отличается от основного фона металла шва. Для того чтобы ее обнаружить, ширина «пера» или плоскости дендрита должна быть соизмерима с высотой сварного шва. А интенсивность темных ликвационных полос может быть недостаточной из-за размытости, связанной распределением и количеством примеси вблизи плоскости первичной фазы. Наконец, в пограничных значениях разориентировки направления излучения и плоскостного дефекта получается размытая картина, неудобная для обнаружения. На рисунке 2в показаны перьевые кристаллы в сварном шве сплава АМгб, не обнаруженные при рентгеновском контроле из-за их разориентировки с направлением излучения.

Таким образом, на основании микрорентгенографического исследования структуры сварных швов установлено, что ликвационные полосы на рентгеновских снимках сварных швов представляют собой проекции перьевых кристаллов или плоскостей гипертрофированных дендритов, ориентированных вдоль шва, плоскость которых совпадает направлением просвечивания. При этом темные полосы представляют собой проекцию слоя ликвидирующей примеси, прилегающей к поверхности перьевого кристалла. Частным случаем образования полосы на снимках является дифракция рентгеновских лучей на волокнистых кристаллах шва. Подобные структурные образования при определенных условиях могут вызвать анизотропию механических свойств. Этим отчасти можно объяснить имеющие место при испытаниях «непонятные» разрушения сварных швов емкостей РБ «ФРЕГАТ» с безупречным качеством рентгенограмм. Целесообразно использовать описанную методику микрорентгенографии для оценки технологичности сварочного процесса, в качестве дополнительного метода контроля.

Список литературы

- 1 Давыдов А.Н. Повышение надежности механических конструкций за счет использования современных методов контроля и проведения наземных испытаний // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2010. № 2. С. 39.
- 2 Структура наплавленного металла некоторых сварных соединений из сплава АМгб/ Н.Б. Кондратьева [и др.] //Алюминиевые сплавы: сб. статей /Под ред. проф. докт. техн. наук И.Н. Фридляндера . Вып.5: Конструкционные сплавы. М.: Изд-во Металлургия, 1968. С. 96.
- 3 Румянцев С.В., Добромислов В.А., Борисов О.И. Типовые методики радиационной дефектоскопии и защиты. М.: Изд-во Атомиздат, 1979. С. 47.
- 4 ГОСТ 20295-85. Трубы стальные сварные для магистральных газонефтепроводов. Введен в действие 01.01.1987.
- 5 Меньшиков Г.А. К вопросу о нормах допустимых дефектов в соединениях из алюминиевого сплава 1201Т, выполненных контактной сваркой// Технология машиностроения, 2009. № 9. С. 46.
- 6 Хорн Ф. Атлас структур сварных соединений. М.: Изд-во Металлургия, 1977. С. 76.
- 7 Бочвар О.С., Эхина Е.В. Зависимость механических свойств листового алюминия (99,4%) от исходной структуры слитков// Алюминиевые сплавы: сб. статей /Под ред. проф. докт. техн. наук И.Н. Фридляндера. Вып. 5: Конструкционные сплавы. М.: Изд-во Металлургия, 1968. С. 26-30.
- 8 Чернышова Т.А. Границы зерен в металле сварных соединений. М.: Изд-во Наука, 1986. С. 12.

**СИДЯКИН**

Виталий Александрович
профессор МАТИ - Российского гуманитарного технологического университета им. К.Э.Циолковского, доктор технических наук
E-mail: sidyakin_va@mail.ru

**ПОНОМАРЕВ**

Константин Ефимович
главный сварщик ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

**ХАУСТОВ**

Вячеслав Сергеевич
начальник сектора ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», кандидат технических наук
E-mail: otdel59@laspace.ru

**АРБУЗОВ**

Владимир Моисеевич
ведущий инженер ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

УДК 621.791.762

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ СТЫКОВОЙ СВАРКИ ТРУБНЫХ ПЕРЕХОДНИКОВ СТАЛЬ - ТИТАН ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ДУГОЙ В ИНЕРТНОЙ СРЕДЕ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

В.А. Сидякин, К.Е. Пономарев, В.С. Хаустов, В.М. Арбузов

Предлагается технология изготовления трубных переходников сталь-титан для трубопроводных систем летательных аппаратов, основанная на применении стыковой сварки дугой низкого давления. Сварка производится через прослойки из бронзы и ниобия. Соединения сталь-бронза, бронза-ниобий и ниобий-титан формируются по схеме сварки-пайки с выдавливанием жидкого металла при осадке. Сварка производится на специальной сварочной установке «СТЫК-3», оснащенной системой компьютерного управления и автоматического контроля параметров процесса.

Ключевые слова: сварка разнородных металлов; нагрев электрической дугой; инертная среда низкого давления; трубный переходник сталь-титан; контроль процесса сварки.

SOME SPECIAL FEATURES OF UPSET WELDING OF STEEL-TITANIUM PIPED ADAPTORS BY MEANS OF VOLTAIC ARC IN LOW-PRESSURE INERT ATMOSPHERE. V.A. Sidyakin, K.E. Ponomarev, V.S. Khaustov, V.M. Arbuzov.

The article proposes a manufacturing technique for steel-titanium piped adaptors for the aircrafts' pipeline systems, based on upset welding by means of low pressure arc. The welding is performed via bronze and niobium streaks. Steel-bronze, bronze-niobium, and niobium-titanium compounds are formed by welding and brazing with extraction of liquid metal during upsetting. Welding is carried out on special welding unit "STYK-3", equipped with computer control and automated process parameters control system.

Key words: dissimilar metals welding; voltaic arc heating; low pressure inert atmosphere; steel-titanium piped adaptor; welding process control.

При изготовлении систем летательных аппаратов для соединения труб и различной арматуры из стали с элементами из титановых сплавов используют трубные биметаллические переходники. Их изготавливают с использованием различных способов сварки.

Получение работоспособных сварных соединений титана и его сплавов с различными сталями является сложной задачей. Основная трудность заключается в том, что титан с компонентами стали - железом, никелем, хромом образует хрупкие интерметаллиды, а с углеродом - карбиды.

Непосредственная сварка стали с титаном не может обеспечить высоких механических свойств и работоспособности сварных соединений из-за образования хрупких интерметаллидных прослоек.

Ввиду этого при сварке между титаном и сталью помещают прослойки или проставки из других металлов, не образующих хрупких фаз при взаимодействии в области высоких температур [1].

Так, при аргонодуговой и электронно-лучевой сварке труб из стали ВНС-2 и титанового сплава ОТ4 можно использовать кольцевую проставку из ванадиевого сплава V8W [2;3]. Однако при выполнении сварных швов как со стороны стали, так и со стороны титана необходимо строго контролировать содержание ванадия в металле шва, что существенно усложняет технологию изготовления сварных конструкций.

Трубные переходники сталь-титан обычно изготавливают из заготовок, полученных сваркой взрывом [4] или прокаткой [5]. При этом используются два промежуточных слоя - из меди со стороны стали и ниобия со стороны титана.

Пары металлов железо-медь, медь-ниобий и ниобий-титан не образуют химических соединений и имеют широкую область твердых растворов, что обеспечивает получение сварных соединений без хрупких интерметаллидных прослоек.

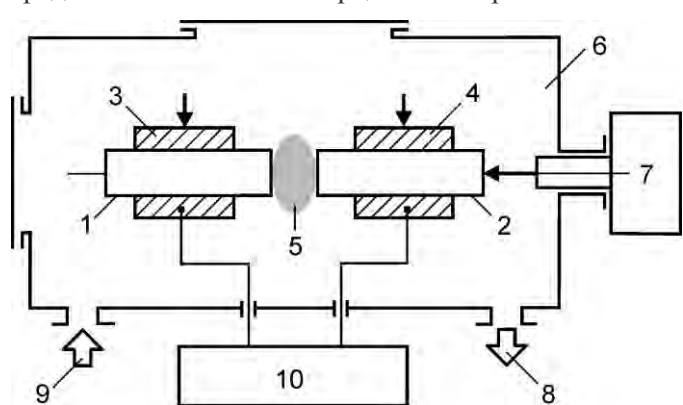
Особенностью этих способов сварки является формирование соединений в процессе значительных пластических деформаций, что исключает возможность сварки непосредственно трубных заготовок переходников. Этими способами сваривают листы, а затем из полученных биметаллических заготовок штамповкой и обработкой резанием изготавливают трубные переходники.

Указанная технология имеет существенные недостатки. Во-первых, формирование соединений происходит в твердой фазе, а в настоящее время нет надежных методов контроля качества таких соединений. Поэтому существует опасность образования в соединениях непровара и потери их герметичности. Во-вторых, такая технология характеризуется низким коэффициентом использования металлов и

большой трудоемкостью операций. При этом получение качественных соединений затрудняется с уменьшением диаметра переходников.

Указанных недостатков лишена технология изготовления трубных переходников сталь-титан через прослойки из меди и ниобия, основанная на использовании стыковой сварки с нагревом торцов деталей электрической дугой в инертной среде низкого давления [6-8]. Она дает возможность изготавливать трубные переходники путем сварки непосредственно трубных заготовок.

Процесс сварки осуществляется в вакуумной камере (рисунок 1) и состоит из двух этапов: нагрева торцов трубных заготовок и их осадки. Для нагрева торцов труб используется электрическая дуга переменного тока, горящая в зазоре между деталями в инертной среде низкого давления и равномерно распределенная по всей их торцовой поверхности.



1, 2 - свариваемые детали; 3, 4 - неподвижный и подвижный зажимы; 5 - сварочная дуга; 6 - вакуумная камера; 7 - механизм осадки; 8 - система вакуумирования камеры; 9 - система газопитания; 10 - источник питания дуги.

Рисунок 1. Схема стыковой сварки дугой низкого давления

Процесс формирования соединений при стыковой сварке дугой низкого давления обладает следующими достоинствами, которые делают его пригодным для сварки многих пар разнородных металлов:

- сварка производится в инертной среде низкого давления, что снижает окисление и позволяет сваривать металлы, активно взаимодействующие с атмосферными газами;
- эффективно решается вопрос удаления поверхностных оксидных пленок с помощью катодной очистки торцов в электрическом дуговом разряде;
- на стадии нагрева детали не контактируют друг с другом и, следовательно, тепловое и диффузионное взаимодействие свариваемых металлов при нагреве не происходит; это позволяет срав-

нительно легко управлять тепловым состоянием торцов и задерживает развитие объемного взаимодействия металлов.

Тепловое состояние торцов свариваемых деталей перед осадкой определяет условия образования межзатомных связей и объемного взаимодействия металлов.

При сварке разнородных металлов с резко различающимися теплофизическими свойствами оптимальной схемой формирования соединений является сварка-пайка. В этом случае детали нагревают до образования расплавленного слоя только на торце детали из более легкоплавкого металла. При осадке формирование межзатомных связей происходит в процессе смачивания расплавленным металлом очищенного от оксидов и нагретого до определенной температуры, превышающей порог смачивания, торца детали из более тугоплавкого металла.

Стыковая сварка дугой низкого давления использована в НПО им. С.А. Лавочкина для сварки трубных переходников алюминий-сталь и алюминий-титан в производстве изделий ВЕГА, ФОБОС, СПЕКТР и др.

Разработана технология изготовления трубных переходников из аустенитной хромоникелевой стали 12Х18Н10Т и титанового сплава ВТ6С с внутренним диаметром 5...19 мм. Сварка трубных заготовок осуществляется через кольцевые проставки из бронзы Бр.Х и ниобиевого сплава (5В2МЦ, Н6Ц).

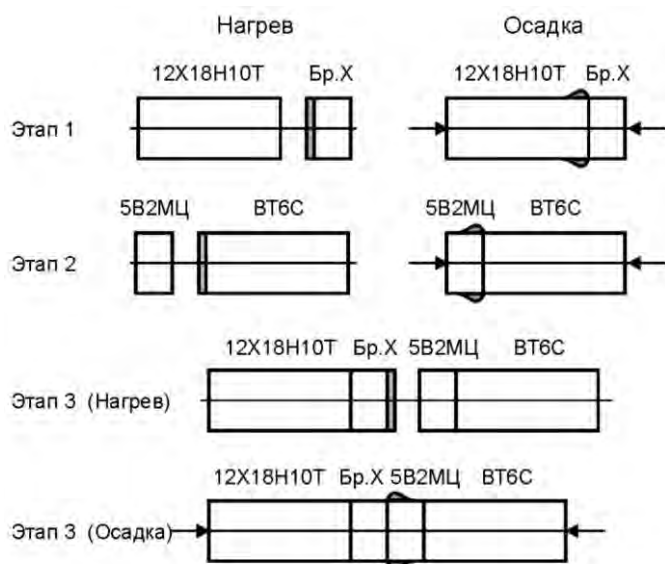


Рисунок 2. Этапы формирования сварного соединения сталь 12Х18Н10Т – титановый сплав ВТ6С через проставки из бронзы Бр.Х и ниобиевого сплава 5В2МЦ

Сварка трубного переходника сталь-титан осуществляется в три этапа (рисунок 2). На первом этапе производится сварка трубной заготовки из стали 12Х18Н10Т с заготовкой из бронзы Бр.Х. При этом на стадии нагрева заготовка из бронзы нагревается до образования на ее торцевой поверхности сплошного тонкого слоя жидкого металла, а заготовка из стали нагревается таким образом, чтобы ее торцевая поверхность надежно смачивалась жидкой бронзой. При осадке формирование межзатомных связей происходит в контакте твердой и жидкой фаз, т.е. по схеме сварки-пайки. В условиях эффективной катодной очистки торцевых поверхностей от оксидных плен и отсутствия существенного их окисления благодаря сварке в инертной среде низкого давления формирование соединений по схеме сварки-пайки практически исключает образование непрочных соединений.

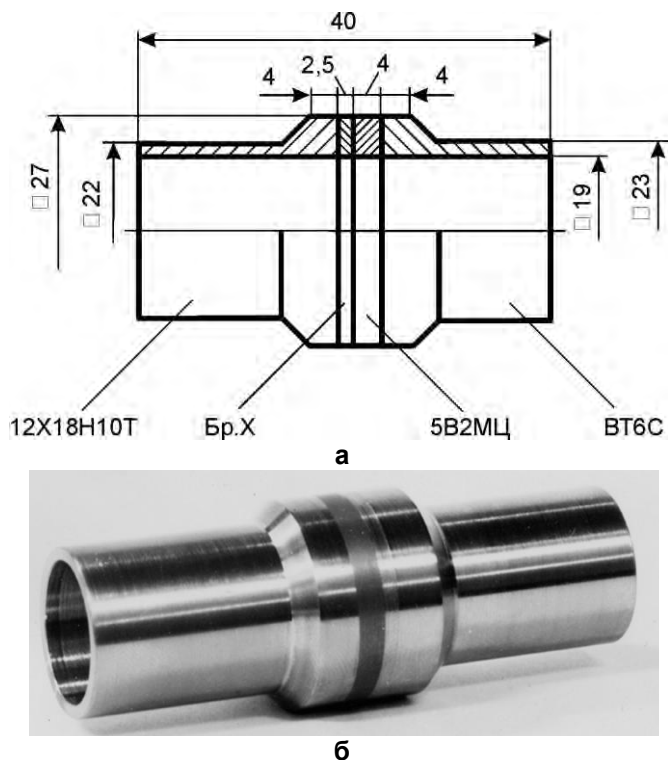
На втором этапе производится сварка трубной заготовки из титанового сплава ВТ6С с заготовкой из ниобиевого сплава. При этом сварное соединение также формируется по схеме сварки-пайки. На стадии нагрева торец трубной заготовки из сплава ВТ6С оплавляется, а торцевая поверхность заготовки из ниобия нагревается до температуры смачивания ее жидким титаном.

На третьем этапе полученные заготовки 12Х18Н10Т + Бр.Х и ВТ6С + 5В2МЦ свариваются между собой торцами из бронзы Бр.Х и ниобиевого сплава 5В2МЦ. Сварное соединение Бр.Х + 5В2МЦ также формируется по схеме сварки-пайки – на стадии нагрева торец из бронзы Бр.Х оплавляется, а торец из сплава 5В2МЦ нагревается до температуры смачивания его жидкой бронзой.

При сварке трубного переходника сталь-титан в качестве заготовок их бронзы Бр.Х и сплава 5В2МЦ используются кольцевые проставки определенной толщины.

При изготовлении трубных переходников сталь-титан с наружным диаметром менее 10 мм в качестве свариваемых заготовок используются заготовки из прутков, и после выполнения сварочных операций трубный переходник получают путем механической обработки сварных заготовок.

Геометрические размеры биметаллического переходника определяются из условия равнопрочности сварного соединения с трубой из стали 12Х18Н10Т при статическом растяжении. Для выполнения этого условия стенка переходника в зоне кольцевых проставок должна иметь утолщение. Например, равнопрочность сварного соединения переходника сталь-титан с трубой из стали 12Х18Н10Т диаметром 22 мм и толщиной стенки 1,5 мм обеспечивается при



а – конструкция; б – внешний вид.

Рисунок 3. Трубный биметаллический переходник из стали 12X18H10T и титанового сплава ВТ6С с использованием кольцевых проставок из бронзы Бр.Х и ниобиевого сплава 5В2МЦ

толщине стенки переходника в зоне кольцевых проставок из бронзы Бр.Х и ниобиевого сплава 5В2МЦ не менее 2,5 мм.

На рисунке 3а приведена конструкция биметаллического переходника сталь 12X18H10T - сплав ВТ6С с кольцевыми проставками из бронзы Бр.Х и ниобиевого сплава 5В2МЦ с внутренним диаметром 19 мм, а на рисунке 3б - внешний вид готового переходника.

Начальная толщина кольцевых проставок из бронзы и ниобиевого сплава принята равной 4 мм. При меньшей толщине усложняется закрепление проставок в зажиме сварочного устройства и возможна нестабильность их нагрева при сварке. Ширина бронзовой проставки в результате ее оплавления и осадки при сварке со сталью и с ниобием уменьшается до 2...2,5 мм в готовом соединении.

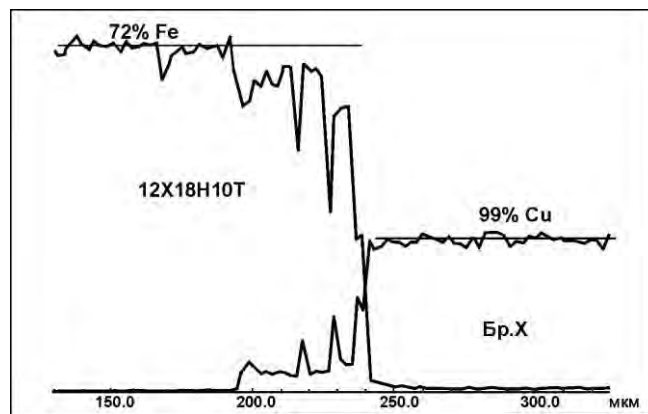
В ходе металлографических исследований изучалась микроструктура различных зон сварного соединения, измерялась микротвердость этих зон и определялось распределение основных компонентов на микрорентгеноспектральном анализаторе.

На микроструктурах сварных соединений наблюдаются ярко выраженные границы раздела сталь-бронза, бронза-ниобий и ниобий-титан без каких-либо промежуточных структур, что находится в со-

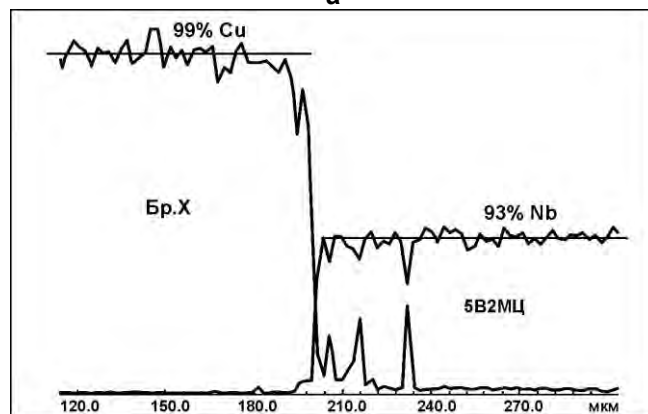
ответствии с диаграммами состояния этих пар металлов. Ширина переходных зон составляет 50-150 мкм.

В зоне контакта бронзы со сталью наблюдаются микротрещины в стали глубиной до 100 мкм. Микротрещины имеют межкристаллитный характер и заполнены бронзой, что свидетельствует о том, что они образуются во время контакта стали с расплавом бронзы. По-видимому, микротрещины имеют адсорбционный механизм образования (эффект Ребиндера). Известно, что образование таких трещин имеет место при пайке аустенитной стали медными припоями и при наплавке меди на сталь. Образование в стыке соединения сталь-бронза со стороны стали микротрещин глубиной порядка 100 мкм, заполненных бронзой, не следует рассматривать как дефекты микроструктуры, так как они не приводят к снижению механических свойств соединений и их герметичности.

В зоне контакта бронзы со сплавом ниобия наблюдаются утолщенные границы зерен в ниобии, заполненные бронзой. Глубина проникновения бронзы составляет 100-150 мкм.



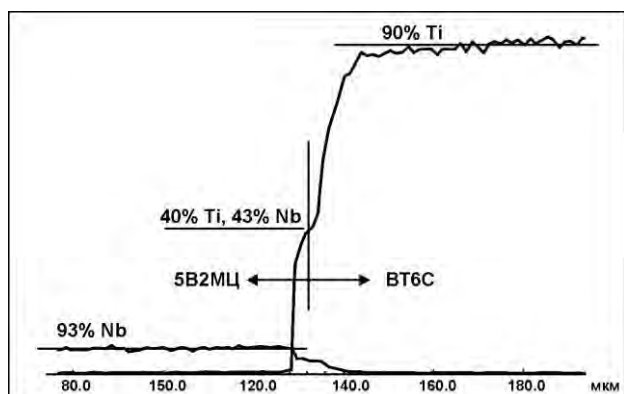
а



б

а - распределение железа и меди в соединении 12X18H10T – Бр.Х;
б - распределение меди и ниобия в соединении Бр.Х – 5В2МЦ.

Рисунок 4. Распределение элементов в сварном соединении сталь 12X18H10T - сплав ВТ6С



в - распределение ниобия и титана в соединении 5B2MЦ – BT6C.

Рисунок 4. Распределение элементов в сварном соединении сталь 12X18H10T- сплав BT6C

На рисунке 4а представлено распределение железа и меди в соединении стали с бронзой. Характер кривых говорит о проникновении бронзы в сталь по границам зерен. Аналогичная картина взаимодействия наблюдается в соединении Бр.Х + 5B2MЦ (рисунок 4б). Принципиально иной характер взаимодействия имеет место при сварке титанового и ниобиевого сплавов (рисунок 4в), что связано с неограниченной взаимной растворимостью титана и ниобия.

Результаты измерения микротвердости представлены на рисунке 5.

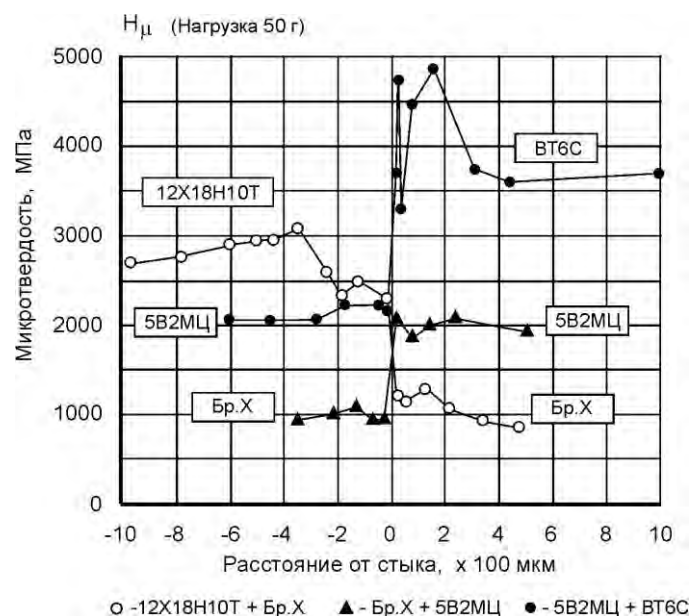


Рисунок 5. Распределение микротвердости в соединении стали 12X18H10T с титановым сплавом BT6C через прокладки из Бр.Х и 5B2MЦ

Измерения производились поперек стыка соединений сталь-бронза, бронза-ниобий и ниобий-титан. Наибольший скачок твердости при переходе через границу раздела наблюдается в паре 5B2MЦ + BT6C. Можно отметить также достаточно большой разброс твердости титанового сплава вблизи границы раздела с ниобием. Каких-либо прослоек, сильно различающихся по твердости, обнаружено не было.

Исследования механических свойств сварных соединений проводились для решения двух задач: а) для выявления и определения свойств наиболее слабого участка соединения; б) для определения механических свойств биметаллического переходника 12X18H10T+Бр.Х+5B2MЦ+BT6C, выполненного в соответствии с разработанной конструкцией и технологией сварки.

Для решения первой задачи проводились механические испытания образцов сечением 4 x 4 мм длиной 60 мм, вырезанных вдоль образующей из сварной трубной заготовки диаметром 27 мм с толщиной стенки 4 мм. Сварные соединения испытывались на статическое растяжение и ударный изгиб.

При статическом растяжении разрушение происходит в средней части проставки из бронзы с образованием шейки. Предел прочности соединений составляет не менее 300 МПа, что соответствует уровню прочности бронзы Бр.Х.

При ударном изгибе разрушение образцов сварных соединений также происходит по Бр.Х вблизи стыка Бр.Х – 5B2MЦ. Характер разрушения вязкий.

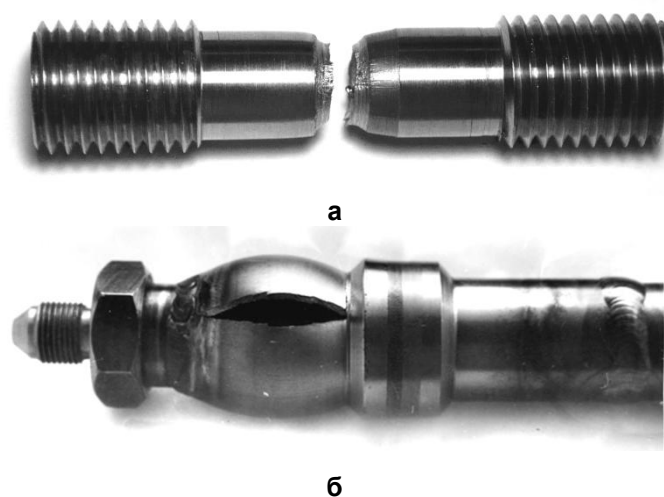


Рисунок 6. Внешний вид сварной заготовки сталь-титан сечением $\varnothing 20 \times 7$ мм после испытания на статическое растяжение (а) и трубного переходника ($d_y = 19$ мм) после испытания на прочность внутренним давлением (б)

Характер разрушения сварных заготовок сталь-титан при статическом растяжении показан на рисунке 6а. При испытании сварных заготовок сечением $\varnothing 20 \times 7$ мм разрушающее усилие составило 105-112 кН.

Механические испытания биметаллических переходников, имеющих утолщение в зоне стыка, показали равнопрочность сварного соединения и трубы из стали. При статическом растяжении биметаллический переходник разрушается по стальной трубе. При испытании переходника на прочность внутренним давлением разрушение происходит по образующей стальной трубы (рисунок 6б) при давлении 1060 атм.

Испытания на герметичность воздушно-гелиевой смесью трубных переходников сталь-титан, полученных стыковой сваркой, показали, что герметичность соединений не хуже 10^{-8} м³·Па/с.

Сварка заготовок трубных переходников производится на установке «СТЫК-3» [9]. С целью расширения технологических возможностей установки, повышения стабильности формирования сварных соединений и надежности трубных переходников проведена ее модернизация. Управление процессом сварки и контроль качества процесса сварки по его параметрам осуществляется с помощью компьютерной системы контроля и управления.

Все этапы процесса сварки – вакуумирование сварочной камеры, наполнение ее аргоном, нагрев торцов свариваемых заготовок электрической дугой, осадка торцов заготовок и наполнение камеры атмосферным воздухом осуществляются автоматически.

Система контроля имеет следующие датчики: а) датчик вакуума в сварочной камере, б) датчик абсолютного давления аргона в сварочной камере, в) датчик силы тока дуги, г) датчик напряжения дуги, е) датчик перемещения подвижного зажима, ж) датчик усилия осадки.

При сварке установочные и контролируемые параметры процесса регистрируются в виде файлов в памяти компьютера, что позволяет осуществить последующий анализ процесса сварки по значениям параметров и осциллограммам, представленным на экране монитора.

Следует подчеркнуть, что важным достоинством стыковой сварки дугой низкого давления труб из стали с титаном через проставки из бронзы и ниобия является возможность надежного контроля качества формирования соединений.

Сварные соединения формируются по схеме сварки-пайки. Поэтому необходимым условием отсутствия непровара в соединениях является оплавление торца из бронзы и титана, смачивание и растекание расплавленного металла по торцу стали и ниобия. Отсутствие этих характерных признаков качественного формирования соединений легко выявляется внешним осмотром. Контроль фактической величины осадки торцов позволяет определить толщину слоя расплавленного металла на торцах, который выдавливается из стыка при осадке, а контроль усилия осадки - исключить возможность появления соединений с дефектами, характерными для литой структуры.

Список литературы

- 1 Сварка разнородных металлов и сплавов/ В.Р. Рябов [и др.]. М.: Машиностроение, 1984. 239 с.
- 2 Особенности сварки плавлением титана со сталью при применении коррозионно-стойких ванадиевых сплавов, легированных хромом / М.Н. Пастух [и др.]. М.: МДНТП, 1978. С. 111-114.
- 3 Электронно-лучевая сварка титанового сплава ОТ4-1 со сталью ВНС-2 / В. Р. Петренко [и др.] // Сварочное производство, 1974. № 10. С. 19-20.
- 4 Белоусов В. П., Седых В. С., Трыков Ю. П. Механические свойства титаностальных соединений (с промежуточными слоями), сваренных взрывом // Сварочное производство, 1971. № 9. С. 19-21.
- 5 Получение прочных соединений титан-сталь прокаткой в вакууме / В. М. Амоненко [и др.] // Цветные металлы, 1967. № 12. С. 38-41.
- 6 Сидякин В.А., Мачнев Е.А. Стыковая сварка дугой низкого давления разнородных металлов // Сварочное производство, 1985. № 2. С. 9-11.
- 7 Стыковая сварка с нагревом дугой низкого давления трубных сталеалюминиевых переходников для криогенных систем и аппаратов / В.А. Веселов [и др.] // Автоматическая сварка, 1990. № 4. С. 50-55.
- 8 Стыковая сварка дугой низкого давления кронштейнов из разнородных сплавов АМг6+ОТ4 / В.А. Сидякин [и др.] // Технология машиностроения, 2001. № 6. С. 29-33.
- 9 Сидякин В.А. Технология и оборудование стыковой сварки дугой низкого давления трубных переходников из разнородных металлов // Технология машиностроения, 2007. № 9. С. 27-32.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие профилю журнала.
 2. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объем статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.
 3. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы.
 4. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности (соответственно требованиям ВАК, ГОСТ Р 7.0.7):
 - индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, ученое звание и ученая степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), название статьи, краткая аннотация (5-7 строк), ключевые слова (5-6 слов) на русском языке и на английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
 5. Рукопись статьи предоставляется в двух экземплярах, напечатанных на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
 6. Набирать текст необходимо в **MS Word**, используя стандартные шрифты **Times New Roman** и **Symbol**, размер - **14**, интервал - **полтора**. Поля со всех сторон - **25 мм**.
 7. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Math Equation** или встраиваемый формульный процессор **Math Type**. Формулы в тексте должны быть напечатаны без дополнительных интервалов между строками текста. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте согласно ГОСТ 2.105.
 8. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
 9. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц. (Согласно ГОСТ Р 7.0.5, ГОСТ 7.82).
 10. Рисунки, таблицы и графики оформляются согласно ГОСТ 7.32.
 11. Графический материал только **в черно-белом изображении** должен быть четким и не требовать перерисовки.
 12. К статье следует приложить диск с файлами:
 - сформированной статьи;
 - рисунков, таблиц, графиков с наименованиями;
 - фотографий авторов (размер фотографий не менее 6x4);
 - иллюстрации (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
 - сведений об авторах.
- В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), ученое звание, ученую степень, аспирант или соискатель ученой степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), сотовый (предпочтительней), адрес электронной почты.

Издатель

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

Редактор *Ефанов В.В.*

Технический редактор *Шевалев И.Л.*

Корректор *Винниченко М.С.*

Дизайн обложки журнала:

разработка шаблона *Бедердинов Р.Ю., Илингин В.М., Меркулов И.Б.*
художественная композиция *Шевалев И.Л., Бедердинов Р.Ю.*

Подписано в печать Формат 60x84 /8.

Бумага офсетная. Печать офсетная. Объем 7.0 печ.л.

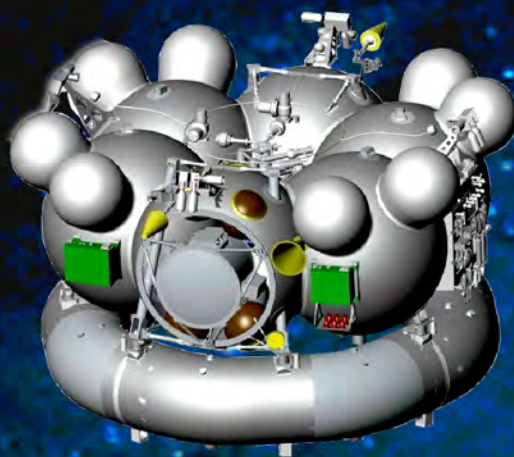
Тираж 500 экз. Зак..

Отпечатано с готового оригинал-макета
в типографии ООО «Полстар» (МАИ),

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

УНИВЕРСАЛЬНЫЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК ПОВЫШЕННОЙ ЭНЕРГОВОООРУЖЕННОСТИ

"ФРЕГАТ-СБ"



Вводимый в эксплуатацию РБ «ФРЕГАТ-СБ», относящийся к успешно зарекомендовавшему себя в работе на протяжении 10 лет (20 пусков) семейству космических буксиров «ФРЕГАТ», предназначен для выведения в составе РН «Союз-2», «Союз-2-3», «Зенит», «Ангара-А3» полезной нагрузки на различные высокоэнергетические, в т.ч. геостационарную, орбиты.

Основные характеристики РБ «Фрегат-СБ»

Характеристики	Величина
1. Конечная масса, кг:	
★ основного РБ	1050
★ сбрасываемого блока баков	360
2. Габаритные размеры, мм:	
★ высота	~2500
★ диаметр (описанный)	3870
3. Максимальный статический момент на верхний стык РБ, тс × м	15,7
4. Компоненты топлива:	
★ окислитель	Азотный тетраоксид
★ горючее	Несимметричный диметилгидразин
5. Рабочий запас топлива, максимальный, кг:	
★ основного РБ	7100
★ сбрасываемого блока баков	3050
6. Тяга маршевого двигателя, кгс:	
★ в режиме большой тяги	~2000
★ в режиме малой тяги	~1400
7. Удельный импульс двигателя, с	333,2



45

лет назад впервые в мировой практике космонавтики осуществлена мягкая посадка исследовательского зонда на внеземную поверхность - 3 февраля 1966 года в 21 час 45 минут 30 секунд автоматическая лунная станция «Луна-9» совершила мягкую посадку на поверхности Луны на западном крае Океана Бурь, западнее кратеров Рейнер и Марий, в точке с координатами $7^{\circ} 8' \text{ с.ш.}$ и $64^{\circ} 32' \text{ з.д.}$

«ЛУНА-9» - космический первенец НПО им.С.А.ЛАВОЧКИНА



Главные результаты полета «Луны-9»:

★ внедрение технологии мягкой посадки исследовательского зонда на небесное тело твердой формации, не имеющее собственной атмосферы и обладающее слабым гравитационным полем, с использованием амортизационных надувных устройств;

- ★ впервые в мировой практике осуществлен прямой телерепортаж с поверхности другого небесного тела;
- ★ положено начало прямым исследованиям лунного реголита в естественных условиях.

ВЫМПЕЛЫ, УСТАНОВЛЕННЫЕ НА БОРТУ
АВТОМАТИЧЕСКОЙ ЛУННОЙ СТАНЦИИ
«ЛУНА-9»

