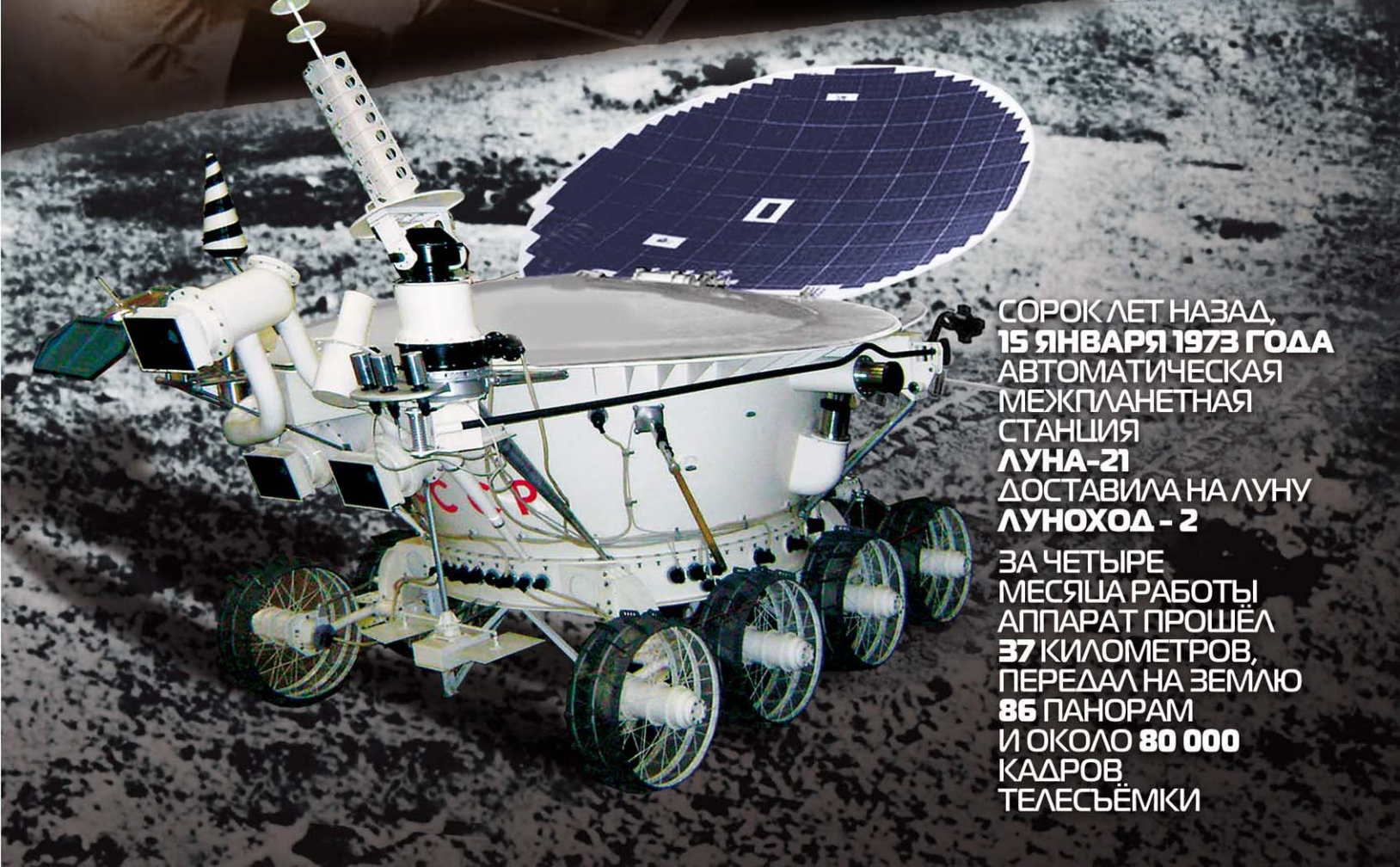


«Луноход-2»: В предгорном районе массива Тавр

ЦЕНТР ДАЛЬНЕЙ КОСМИЧЕСКОЙ СВЯЗИ, 19 февраля (ТАСС). 18 и 19 февраля состоялся сеанс радио- и телевизионной связи с «Луноходом-2». В ночь на 18 февраля автоматический аппарат приблизился к кратеру диаметром около двух километров, расположенному в предгорном районе массива Тавр. В сеансе связи, проводившемся сегодня с 2 до 6 часов по московскому времени, луноход обошел кратер по внешнему склону его вала с юго-западной стороны. При этом были выполнены детальный химический анализ грунта, измерена намагниченности пород, а также панорамная съемка склона кратера и прибрежных районов залива Лемонье.

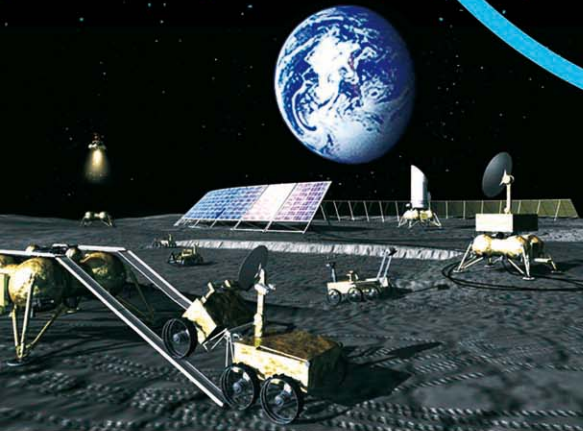
Условия движения в проводившихся сеансах были крайне тяжелыми: крутизна склонов на отдельных участках достигала 25 градусов, пробуксовка колес лунохода — 80 процентов. Для сеанса связи использовался аппарат пропускной мощностью 100 ватт. По данным Центральной космической информации, в течение сеанса связи передано около 100 килобайт информации.



СОРОК ЛЕТ НАЗАД,
15 ЯНВАРЯ 1973 ГОДА
АВТОМАТИЧЕСКАЯ
МЕЖПЛАНЕТНАЯ
СТАНЦИЯ
ЛУНА-21
ДОСТАВИЛА НА ЛУНУ
ЛУНОХОД - 2

ЗА ЧЕТЫРЕ
МЕСЯЦА РАБОТЫ
АППАРАТ ПРОШЕЛ
37 КИЛОМЕТРОВ,
ПЕРЕДАЛ НА ЗЕМЛЮ
86 ПАНОРАМ
И ОКОЛО **80 000**
КАДРОВ,
ТЕЛЕСЪЕМКИ

ЛУННЫЙ ПОЛИГОН



ЛУННЫЙ ПОЛИГОН

ОСНОВНЫМИ ЗАДАЧАМИ ПРОЕКТА ЯВЛЯЮТСЯ:

- СОЗДАНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ ПЕРЕРАБОТКИ ИМЕЮЩИХСЯ НА ЛУНЕ ПОЛЕЗНЫХ ИСКОПАЕМЫХ, ПРИГОДНЫХ В ПЕРСПЕКТИВЕ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАБОТЫ ЛУННЫХ ПРОМЫШЛЕННЫХ КОМПЛЕКСОВ;
- ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЕРЕЧНЯ, ЗАПАСОВ, ТЕХНОЛОГИЙ ПЕРЕРАБОТКИ И ДОСТАВКИ НА ЗЕМЛЮ ТАК НАЗЫВАЕМЫХ «РАССЕЯННЫХ ХИМИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ» (РУБИДИЙ, ГАФНИЙ, ГЕРМАНИЙ И ДРУГИЕ РЕДКОЗЕМЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ);
- ВЫПОЛНЕНИЕ ШИРОКОГО СПЕКТРА НАУЧНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ В ИНТЕРЕСАХ ФУНДАМЕНТАЛЬНОЙ И ПРИКЛАДНОЙ НАУКИ

ДЛЯ СОЗДАНИЯ ПОЛИГОНА ПРЕДЛАГАЕТСЯ ИСПОЛЬЗОВАТЬ СЛЕДУЮЩИЕ ЧЕТЫРЕ ТИПА ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ:

- БАЗОВЫЕ СРЕДСТВА ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ТРАНСПОРТНЫХ ОПЕРАЦИЙ ЗЕМЛЯ-ЛУНА, ЛУНА-ЗЕМЛЯ И НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ;
- ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ ЛУНЫ;
- ЛУННЫЕ СЛУЖЕБНЫЕ МОДУЛИ;
- НАУЧНЫЕ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ МОДУЛИ

ЛУННЫЙ ПОЛИГОН БУДЕТ УСЛОВНО РАЗДЕЛЕН НА НАУЧНУЮ, СЛУЖЕБНУЮ, ТЕХНОЛОГИЧЕСКУЮ И ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНУЮ ЗОНЫ

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНАЯ
НАУЧНАЯ СТАНЦИЯ

ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЛУНОХОД
С БОЛЬШИМ РАДИУСОМ ДЕЙСТВИЯ

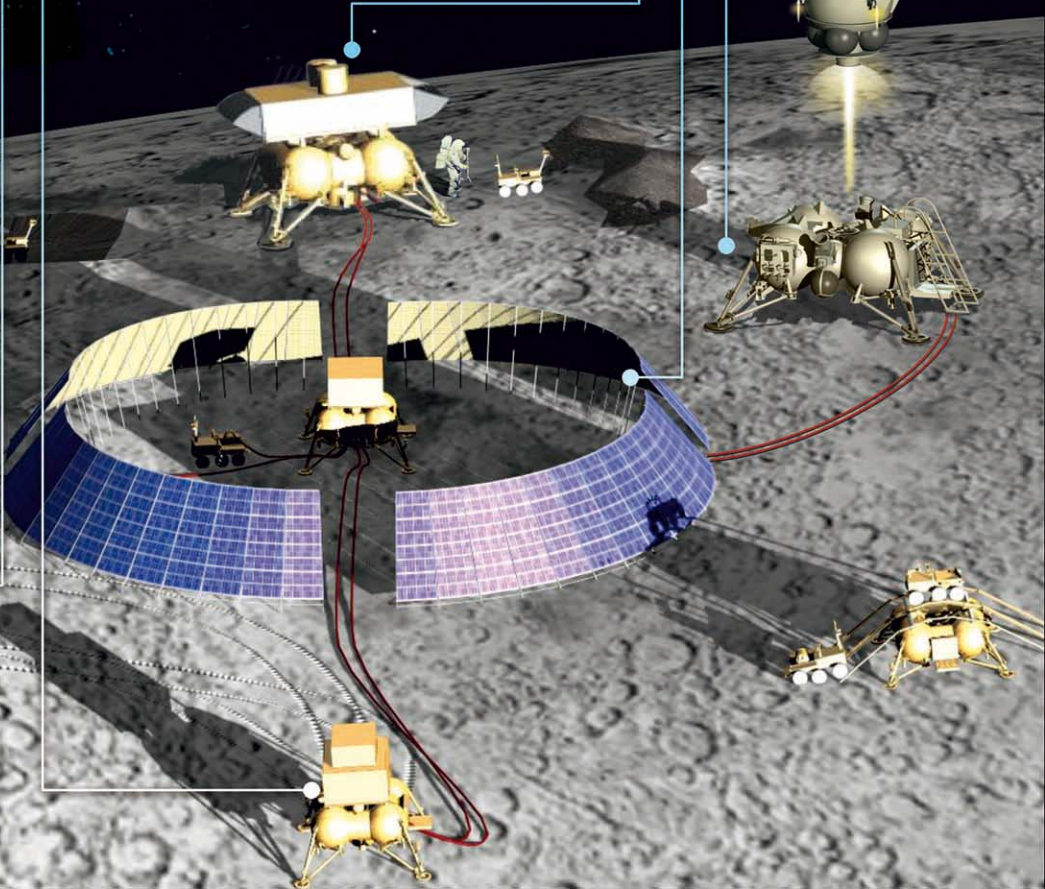
ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННАЯ
СТАНЦИЯ

ЛУННЫЙ СПУТНИК

ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ
СТАНЦИЯ

ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ
СТАНЦИЯ

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНАЯ
ЗОНА



с о д е р ж а н и е

Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П.
Заключительные этапы торможения и методика расчета параметров управления движением КА, совершающего мягкую посадку на Луну.....3

Каминский В.В., Степанов Н.Н., Володин Н.М., Мишин Ю.Н.
Барорезистивный эффект и полупроводниковые тонкопленочные барорезисторы на основе сульфида самария для аэрокосмических аппаратов.....11

Застенкер Г.Н.
Исследования по солнечно-земной физике, выполненные с помощью КА, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина. Часть 2. Проект «ИНТЕРШОК» (окончание).....17

Буслаев С.П.
Разработка бортовой системы автономного технического зрения марсохода.....24

Латышев К.А., Стрельцов А.И.
Инженерный метод расчета некомпланарных перелетов космических аппаратов с низкой околоземной орбиты на геостационарную орбиту с малой тягой.....29

Сабиров Т.Р.
Излучающий элемент АФАР L-диапазона на основе полосковых структур сложной формы для космического аппарата.....34

Резник С.В., Просунцов П.В., Агеева Т.Г.
Оптимальное проектирование крыла суборбитального многоразового космического аппарата из гибридного полимерного композиционного материала.....38

Новалов А.А., Кирюнин С.В., Павлова А.Н.
Методы расчёта параметров управления манипуляторами.....44

Маленков М.И.
90 лет со дня рождения А.Л. Кемурджиана: вспоминая главного конструктора самоходного шасси «Лунохода-1».....52

Макаров В.П., Маркачев Н.А., Захаров Ю.В., Гришин С.А., Голиков Г.В.
Создание и совершенствование стенда бросковых испытаний автоматических космических аппаратов.....56

Кудрявцев С.В., Примаков П.В., Соколова А.Л., Трофимова Т.Ю., Кудрявцев М.С.
Оценка конкурентоспособности предприятий ракетно-космической отрасли на основе теории нечетких множеств.....63

Улыбышев С.Ю.
Оценка минимального количества районов приведения пилотируемого возвращаемого аппарата при аварии ракеты-носителя.....66

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включен в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
- журнал включен в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несет ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- плата с аспирантов за публикацию статей не взимается
- статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала: <http://www.vestnik.laspace.ru>
- подписной индекс 37156 в каталоге «ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ» (РОСПЕЧАТЬ)

© ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года

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@LASPACE.RU
адрес в интернете: <http://VESTNIK.LASPACE.RU>

главный редактор –
д.т.н., профессор
К.М. Пичхадзе
заместитель главного редактора –
д.т.н., профессор
В.В. Ефанов

редакционная коллегия

к.т.н. **П.А. Грешилов**
В.М. Давыдов
д.т.н. **К.А. Занин**
к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**
к.т.н. **М.Б. Мартынов**
к.т.н. **А.А. Моисеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
к.э.н. **В.М. Романов**
А.В. Савченко
С.Н. Солодовников

редакционный совет

председатель –
д.т.н. **В.В. Хартов**
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

журнал является рецензируемым изданием

у ч р е д и т е л ь

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.

ISSN 2075-6941



13001



9 772075 694002 >

chief editor –

d.eng., professor

K.M. Pichkhadze

deputy chief editor –

d.eng., professor

V.V. Efanov

editorial board

c.sc. (ec.) **P.A. Greshilov**

V.M. Davidov

d.eng. **K.A. Zanin**

c.sc. (ec.) **K.Z. Karchayev**

c.sc. (eng.) **M.B. Martynov**

c.sc. (eng.) **A.A. Moiseev**

d.eng. **A.E. Nazarov**

c.sc. (ec.) **V.M. Romanov**

A.V. Savchenko

S.N. Solodovnikov

editorial council

chairman –

d.eng. **V.V. Khartov**

corresponding member RAN

O.M. Alifanov

doctor of physical and mathematical sciences

V.V. Asmus

academician RAN

A.A. Boyarchuk

d.eng. **B.I. Glazov**

academician RAN

L.M. Zelenyi

d.eng. **A.A. Lyubomudrov**

academician RAN

M.Y. Marov

d.eng. **Y.A. Matveev**

d.eng. **V.Y. Meleshko**

d.eng. **G.M. Polishchuk**

academician RAN

G.A. Popov

d.eng. **V.E. Usachev**

d.eng. **V.S. Finchenko**

d.eng. **E.N. Khokhlachev**

corresponding member RAN

B.M. Shustov

**the journal is
a reviewed publication**

f o u n d e r

FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
the journal is registered in
Federal Service for telecommunications
and mass media oversight.
certificate ПИ № ФС77-35385
dated february 18, 2009

t a b l e o f c o n t e n t s

Likhachev V.N., Sikharulidze Yu.G., Fedotov V.P.

Final breaking phases and guidance methodology
for SC soft landing on the Moon.....3

Kaminskiy V.V., Stepanov N.N., Volodin N.M., Mishin Yu.N.

Barorezistor effect and semi-conductor thin-film barorezistors based on
samarium sulfide intended for spacecraft applications.....11

Zastenker G.N.

The investigations of solar-terrestrial relations performed onboard
the spacecraft developed by NPO named S.A. Lavochnik.
Part 2. «INTERSHOCK» project (completion).....17

Buslaev S.P.

Development of onboard system of automous machine vision
of «Marsokhod».....24

Latyshev K.A., Streltsov A.I.

Engineering approach to calculation of noncomplanar
low-thrust transfers of spacecraft from the low Earth orbit
into the geostationary orbit.....29

Sabirov T.R.

L-band AESA radiation element based on complex-shaped
stripline structures for SC.....34

Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Ageeva T.G.

Optimal design of the suborbital reusable spacecraft
wing made of polymer composite.....38

Novalov A.A., Kiryunin S.V., Pavlova A.N.

Calculation methods of mechanical arms control parameters.....44

Malenkov M.I.

90 years from the date of A.L. Kemurdjian's birth:
remembering the chief designer of self-propelled chassis «Lunokhod-1».....52

Makarov V.P., Markachev N.A., Zakharov Y.V.,

Grishin S.A., Golikov G.V.

Development of drop test bench for automated spacecraft testing.....56

Kudryavtsev S.V., Primakov P.V., Sokolova A.L.,

Trofimova T.Yu., Kudryavtsev M.S.

Assessment of competitiveness of the enterprises
of aerospace industry basing on fuzzy sets theory.....63

Ulybyshev S.Y.

Estimation of minimum target area for the crew module an emergency
the launch vehicle.....66

the journal is a reviewed publication

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link: <http://www.e-library.ru>
- the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION to publish the works of those applying for a scientific degree
- the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
- editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
- manuscripts are not returned
- no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
- post-graduates have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspase.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JURNALY» (ROSPECHAT)
© FSUE «Lavochnik Association»
© article writers

**scientific and technical quarterly journal
published since 2009**

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@LSPACE.RU
internet: <http://VESTNIK.LSPACE.RU>

ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ ЭТАПЫ ТОРМОЖЕНИЯ И МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КА, СОВЕРШАЮЩЕГО МЯГКУЮ ПОСАДКУ НА ЛУНУ

FINAL BREAKING PHASES AND GUIDANCE METHODOLOGY FOR SC SOFT LANDING ON THE MOON



В.Н. Лихачев,
кандидат технических
наук*,
fed_vp@laspace.ru;
V.N. Likhachev**



Ю.Г. Сихарулидзе,
доктор технических
наук, Учреждение
РАН «ИПМ
им. М.В. Келдыша»,
Россия, г. Москва,
sikh@kiam1.rssi.ru;
Yu.G. Sikharulidze



В.П. Федотов*,
fed_vp@laspace.ru;
V.P. Fedotov**

Данная статья является продолжением описания исследований управления движением КА, совершающего мягкую посадку на поверхность Луны, представленных в нашей статье «Этап основного торможения для выполнения мягкой посадки на поверхности Луны как один из видов коррекции траектории». Проводится обоснование задач последующих этапов, получены аналитические соотношения для основных характеристик и оценено влияния различных возмущающих факторов. Предлагается методика расчета основных параметров всей схемы торможения, начиная от выбора прицельной высоты окончания этапа основного торможения и заканчивая выбором тяги двигателя торможения и степени её дросселирования.

*Ключевые слова: посадка на Луну;
двигатель торможения;
рельеф поверхности Луны;
управление траекторией;
регулирование тяги;
программное управление.*

1. Основные задачи и характеристики этапа свободного падения

Как указывалось в нашей предыдущей статье (Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П., 2012)

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

The article continues a guidance study for soft landing on the Moon presented in the previous article «Main braking phase for soft Moon landing as a form of trajectory correction». There is justification of the following flight phases. The analytical solutions for main parameters are obtained. Some disturbing factors effect is estimated. The methodology of main parameters calculation for entire braking process is proposed. It initiates by the selection of the target altitude for main braking phase termination and finishes by the choice of the braking engine thrust with its throttle ratio.

*Key words: landing on the Moon;
braking engine;
the Moon surface relief;
trajectory control;
thrust adjustment;
program control.*

управление основным торможением осуществляется на основе прогноза параметров предпосадочной ор-

** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ ЭТАПЫ ТОРМОЖЕНИЯ И МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КА, СОВЕРШАЮЩЕГО МЯГКУЮ ПОСАДКУ НА ЛУНУ

биты по информации гиринерциальных средств с определенными ошибками исполнения. Для уточнения истинных значений параметров движения на последующих этапах полета используется доплеровская аппаратура, представляющая собой четырехлучевую радиолокационную станцию. Измерение частотного сдвига отраженного от поверхности радиолокационного сигнала по каждому из четырех узких лучей позволяет определить соответствующую проекцию скорости перемещения КА относительно поверхности. Однако в силу ограниченной мощности приемопередатчиков доплеровская аппаратура работоспособна в ограниченном диапазоне углов отклонения лучей от нормали к подстилающей поверхности. Величина этого угла зависит от высоты полета и радиоотражающих характеристик поверхности. Для высоты порядка 3000 м предельный угол отклонения продольной оси КА от гравитационной вертикали оценивается величиной порядка 25° . Поэтому первым действием системы управления после завершения основного торможения является переориентация продольной оси КА в направлении гравитационной вертикали. В силу особенностей измерительного контура поступление измерительной информации от доплеровской аппаратуры может задерживаться на 3 с от момента её приведения в зону работоспособности. Кроме того, для снижения горизонтальной скорости, оставшейся после основного торможения, на последующем повторном торможении вектор тяги необходимо отклонять от направления гравитационной вертикали на угол до 20° . Поэтому максимальный угол переориентации продольной оси КА может составить 85° . При максимально допустимой угловой скорости $5^\circ/\text{с}$ с учетом длительности её набора и гашения минимальная длительность участка свободного падения не должна быть меньше $t_{\text{сп}}=18$ с. За это время вертикальная скорость снижения увеличивается на $29,2$ м/с. За счет рассеивания параметров окончания этапа основного торможения остаточная вертикальная составляющая скорости движения может составить $3\sigma_{\text{вр}}=15$ м/с, поэтому минимальная вертикальная скорость снижения в момент повторного включения двигателя торможения не должна быть меньше $44,2$ м/с.

2. Задачи и основные характеристики этапа повторного торможения

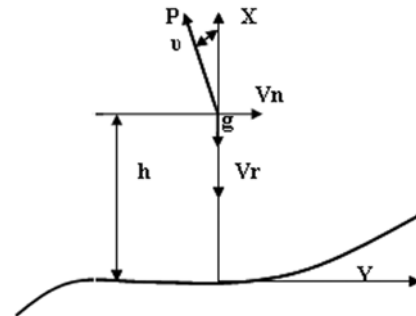
Основными задачами повторного торможения являются:

- снижение высоты полета КА до момента контакта его опор с поверхностью Луны;
- уменьшение вертикальной скорости снижения КА до $2,5 \dots 3$ м/с;
- уменьшение горизонтальной скорости КА до 1 м/с;
- доведение угла отклонения продольной оси КА от гравитационной вертикали до $5 \dots 7^\circ$.

Предполагается, что повторное торможение производится в расчетном районе посадки над относительно ровным участком поверхности, где генеральный уклон не превышает 12° . Кроме того, дальность

полета КА вдоль поверхности на этапе повторного торможения незначительна и на этом этапе можно рассматривать движение КА в плоскопараллельном гравитационном поле, имеющем постоянное значение ускорения свободного падения $g_{\text{л}}=1,623$ м/с².

Рассмотрим схему движения КА, представленную на рисунке 1.



рисунк 1. Схема движения КА на этапе повторного торможения

Здесь h – высота КА над поверхностью Луны;
 V_n – горизонтальная составляющая скорости движения КА;
 V_r – вертикальная составляющая скорости;
 P – тяга двигателя торможения;
 u – угол отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали;
 $g_{\text{л}}$ – ускорение свободного падения на поверхности Луны.

Так как затраты топлива на проведение повторного торможения КА не превышают 5% его начальной массы, то движение КА на этом участке можно рассматривать как движение тела с постоянной массой. Поэтому ускорение, создаваемое двигателем торможения при постоянной тяге, можно считать постоянным и равным $W=P/m_k$, где m_k – масса КА в момент окончания основного торможения.

При таких предположениях уравнения движения КА легко интегрируются, и можно записать соотношения для этапа свободного падения

$$h_{\text{сп}}=h_0+V_{\text{го}}t-0,5g_{\text{л}}t^2,$$

$$V_r=V_{\text{го}}-g_{\text{л}}t$$

и для этапа повторного торможения

$$h=h_{\text{вкл}}+V_{\text{гвкл}}(t-t_{\text{вкл}})+0,5(W-g_{\text{л}})(t-t_{\text{вкл}})^2,$$

$$V_r=V_{\text{гвкл}}+(W-g_{\text{л}})(t-t_{\text{вкл}}).$$

Исключив в этих соотношениях время, получим соотношение между высотой и вертикальной скоростью для любого этапа

$$h_0-h=0,5(V_{\text{го}}^2-V^2)/(W-g_{\text{л}}),$$

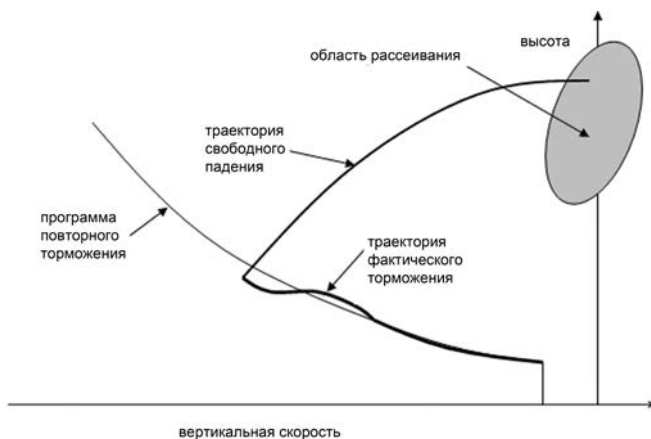
где $W=0$ на этапе свободного падения и $W=P/m_k$ на этапе повторного торможения; $h_0, V_{\text{го}}$ – начальные высота и вертикальная скорость этапа свободного падения; $h_0=h_{\text{вкл}}$, и $V_{\text{го}}=V_{\text{гвкл}}$ – высота и вертикальная скорость в момент начала повторного торможения; h, V – текущие значения высоты и вертикальной скорости этапа.

Обозначим избыточное ускорение (т.е. превышающее

ускорение свободного падения Луны) как $W_{\text{пр}} = W - g_{\text{л}}$ и принимаем его постоянным. Тогда для одновременного приведения в нуль высоты и вертикальной скорости необходимо, чтобы в момент включения и в любой точке процесса повторного торможения выполнялось соотношение $h = 0,5V^2/W_{\text{пр}}$. Это соотношение можно принять в качестве программы движения КА на этапе повторного торможения. В качестве программного параметра принимаем вертикальную скорость КА как функцию измеренного значения высоты $V_{\text{пр}} = -\sqrt{2W_{\text{пр}}h_{\text{изм}}}$, а в качестве отклонения от программы – разность измеренного значения вертикальной скорости ($V_{\text{изм}}$) и её программного значения $\Delta V = V_{\text{изм}} - V_{\text{пр}}$. При положительном значении отклонения ΔV следует понизить тягу двигателя торможения, а при отрицательном – повысить. На рисунке 2 на фазовой «плоскости высота – вертикальная скорость» для такой программы управления показана траектория этапов свободного падения и повторного торможения.

Возникает вопрос, в какой момент следует выдавать команду на повторное включение двигателя? На участке свободного падения измеренное значение вертикальной скорости больше программного. Как видно из рисунка 2, переход от свободного падения к повторному торможению следует производить в момент, когда измеренное и программное значение вертикальной скорости совпадут. Это справедливо для мгновенного выхода двигателя торможения на режим номинальной тяги. Однако длительность выхода двигателя ($t_{\text{вых}}$) существенно ненулевая. Поэтому команду на включение двигателя необходимо выдать заранее, а именно, когда отклонение от программы не снизится до значения $\Delta V = (W_{\text{пр}} + g_{\text{л}})t_{\text{вых}}$. Отклонение длительности выхода от номинального значения приведет к отклонению параметров движения от программы, что, в свою очередь, потребует изменения уровня тяги.

Следует отметить также, что затраты характеристической скорости на повторное торможение при движении КА по программной кривой определяются величиной скорости включения двигателя и программным ускорением: $V_{\text{хар}} = V_{\text{вкл}}(W_{\text{пр}} + g)/W_{\text{пр}}$. Здесь отношение $(W_{\text{пр}} + g_{\text{л}})/W_{\text{пр}}$ есть коэффициент гравитационных потерь на торможение. При $W_{\text{пр}} = 2g_{\text{л}}$ этот коэффициент равен 2, а при $W_{\text{пр}} = 5 \text{ м/с}^2$ – равен 1,32. Вполне есте-



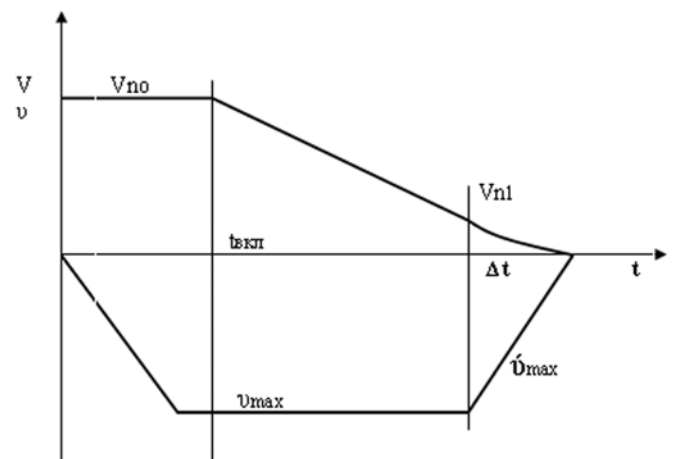
рисунк 2. Фазовая траектория заключительных этапов торможения

ственно, что необходимо стремиться к увеличению программного ускорения, что приводит к снижению затрат характеристической скорости на торможение.

2.1. Управление горизонтальной скоростью движения

Одним из факторов, влияющих на проектный выбор глубины регулирования тяги, является процесс управления горизонтальной скоростью. Основная задача контура управления заключается в обнулении горизонтальной скорости к моменту контакта КА с поверхностью. Собственно снижение горизонтальной составляющей скорости начинается с момента выхода двигателя на режим. За счет отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали появляется составляющая ускорения в горизонтальной плоскости. При идеальном отслеживании программ торможения вертикальная составляющая полного ускорения от двигателя торможения $W_{\text{вер}} = W_{\text{пр}} + g_{\text{л}}$, горизонтальная составляющая $W_{\text{гор}} = (W_{\text{пр}} + g_{\text{л}}) \text{tg} \nu$, а полное ускорение, развиваемое двигателем торможения, $W = (W_{\text{пр}} + g_{\text{л}}) / \cos \nu$.

Оптимальным по быстродействию при гашении горизонтальной составляющей скорости на этапе повторного торможения является процесс, представленный на рисунке 3 и состоящий из участка с постоянным значением угла отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали и участка с постоянной угловой скоростью вращения для возвращения вектора тяги к вертикали.



рисунк 3. Изменение горизонтальной скорости и угла отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали

Как отмечено ранее, максимальное значение угла отклонения принимается равным $\nu_{\text{max}} = 20^\circ$, а максимальная угловая скорость $\dot{\nu}_{\text{max}} = 5^\circ/\text{с}$. Выход на ограничение по углу отклонения осуществляется на этапе свободного падения. Длительность снижения скорости при этом значении угла следует определить, а длительность заключительного участка снижения составляет 4 с. На этом участке величина горизонтальной составляющей ускорения описывается соотношением

$$dV_n/dt = W_{\text{гор}} = (W_{\text{пр}} + g_{\text{л}}) \text{tg}(\nu_{\text{max}} - \dot{\nu}_{\text{max}} t).$$

После интегрирования этого уравнения на интервале 4 с с нулевым значением конечной скорости имеем $V_{n1} = -(W_{np} + g_{д}) \ln(\cos \alpha_{max}) / \dot{\alpha}_{max}$

где V_{n1} – желаемое значение горизонтальной скорости в момент схода с ограничения по углу.

Если для управления горизонтальной скоростью использовать пропорциональный закон управления $v_{np} = k_{vn} V_{n1}$, то при $k_{vn} = v_{max} / V_{n1}$ можно получить процесс, близкий к изображенному на рисунке 3. Можно оценить и общую продолжительность процесса гашения горизонтальной скорости. Заключительная часть процесса составляет 4 с, на нем горизонтальная скорость уменьшается на V_{n1} , а оставшаяся горизонтальная скорость $\Delta V_n = V_{no} - V_{n1}$ уменьшается при максимальном значении угла отклонения за время $\Delta t = (V_{no} - V_{n1}) / (W_{np} + g_{д}) / \text{tg} \alpha_{max}$. Дальность полета по поверхности Луны за время от выдачи команды на повторное включение двигателя торможения до полного гашения горизонтальной скорости в номинальном случае составит $L = V_{no} t_{вкл} + 0,5(V_{no} - V_{n1}) \Delta t + 4V_{n1} / 3$.

Таким образом, парирование горизонтальной скорости:

- снижает на 6% располагаемый диапазон ускорений от двигателя торможения для управления вертикальной скоростью;
- приводит к возможному изменению перепада высоты этапа повторного торможения за счет изменения высоты уклона поверхности $\Delta h = L \text{tg}(\alpha_p)$;
- требует, чтобы длительность повторного торможения была не меньше времени, необходимого для гашения горизонтальной скорости $t_{пт} \geq 4c + \Delta t$, и при этом величина вертикальной скорости в момент включения двигателя торможения должна удовлетворять ограничению $V_{вкл} \geq (4c + \Delta t) W_{np}$.

2.2. Оценка диапазона регулирования тяги на этапе повторного торможения

При использовании жесткой программы управления вертикальной скоростью одним из ключевых вопросов является выбор такого программного ускорения, чтобы при наличии возмущающих факторов потребовалось среднее ускорение, не превышающее максимального располагаемого ускорения от двигателя торможения. Иными словами, программное ускорение должно удовлетворять условию

$$W_{np} \leq \alpha (\beta W_{max} \cos \alpha - g_{д}).$$

Здесь коэффициент $\beta < 1$ должен учитывать потери в ускорении за счет допуска на массу КА в момент окончания основного торможения и допуска на максимальную тягу двигателя торможения. Коэффициент α должен учитывать влияние допусков на параметры, воздействующих на процесс управления траекторией, к которым можно отнести: допуск на запаздывание выхода двигателя на режим номинальной тяги, влияние изменения высоты рельефа поверхности в процессе повторного торможения, влияние погрешности измерения высоты и вертикальной скорости по информации доплеровской аппаратуры, отклонение вектора тяги от гравитационной вертикали для снижения

горизонтальной скорости и динамические ошибки управления угловым движением и регулированием тяги двигателя. В последующих исследованиях полагаем, что система управления работает идеально и динамическими ошибками можно пренебречь.

Допуск на тягу двигателя торможения составляет, как правило, порядка 5...6% от уровня его максимальной тяги.

Допуск на массу в момент начала этапа повторного торможения зависит от всей предыстории полета КА: от проведения или непроведения всех запланированных коррекций на трассе Земля–Луна и на орбите искусственного спутника Луны, от расхода топлива на управление угловым движением, от изменения расхода топлива за счет допуска на удельную тягу двигателя в процессе торможения при переходе с трассы Земля–Луна на орбиту вокруг Луны и в процессе основного торможения. По предварительным оценкам, величина допуска на массу может составлять от 3 до 5%. Поэтому коэффициент β может принимать значения в диапазоне 0,92...0,94.

При идеальном управлении тягой реализуется отслеживание программной зависимости $2h_{изм} \dot{W}_{np} = V_{изм}^2$ или, иначе, $2(1 \pm \delta_h) h \dot{W}_{np} = (1 \pm \delta_v)^2 V^2$. Здесь δ_h и δ_v – относительная ошибка измерений по высоте и вертикальной скорости. Каждая из них по измерениям доплеровской аппаратуры может составлять не более 1%, поэтому истинное избыточное ускорение можно оценить по формуле $\dot{W}_{np} = (1 \pm \delta_h \pm 2\delta_v) W_{np}$. Обозначим как $\delta_i = \dot{W}_{np} / W_{np} - 1$ относительное изменение фактического избыточного ускорения за счет влияния i -го фактора.

При номинальной длительности выхода на режим вертикальная скорость и высота в момент выхода будут соответствовать программной траектории. За счет допуска на это время ($\Delta t > 0$) имеют место «просадки» относительно программной траектории по высоте на величину

$$\Delta h = -V_{вк} \Delta t$$

и по вертикальной скорости на величину

$$\Delta V = -g_{д} \Delta t.$$

Для парирования влияния этих возмущений к моменту завершения повторного торможения среднее значение фактического избыточного ускорения должно соответствовать соотношению

$$\dot{W}_{np} = 0,5(V_{вкл} + g_{д} \Delta t)^2 / (h_{вкл} - V_{вкл} \Delta t).$$

Отношение фактического избыточного и программного ускорений для величины вертикальной скорости 45, 80 и 100 м/с при допуске на запаздывание выхода двигателя торможения на режим номинальной тяги $\pm 0,8$ с представлено на рисунке 4.

Чем больше программное ускорение и меньше величина вертикальной скорости включения, тем существеннее фактическое избыточное ускорение отличается от программного; в некоторых случаях различие достигает 50%. Эта разница практически линейно зависит от программного ускорения. При программном ускорении 6 м/с² и допуске $\Delta t = +0,8$ с избыточное ускорение превышает программное на 35%.

В случае более энергичного выхода двигателя на режим (т.е. при отрицательном допуске на запаздыва-

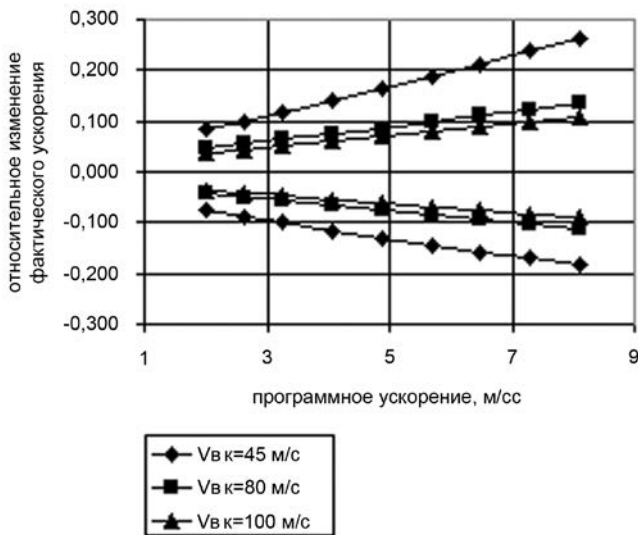


рисунок 4. Изменение фактического избыточного ускорения относительно программного при учете запаздывания $\pm 0,8$ с

ние) высота будет превышать программную кривую. Поэтому для успешного завершения повторного торможения необходимо понижать тягу двигателя торможения. Требуемая степень снижения избыточного ускорения при программном ускорении 6 м/с^2 и допуске $\Delta\tau = -0,8$ с составляет -22% .

Рассмотрим влияние уклона поверхности посадочной площадки. Принимаем величину уклона в пределах $\pm 12^\circ$. Изменение высоты за счет уклона поверхности на этапе свободного падения учитывалось в измерениях доплеровской аппаратуры до момента выдачи команды на включение двигателя, а после включения дальнейшее изменение высоты рельефа должно парироваться управлением тягой двигателя торможения. Если принять, что горизонтальная составляющая скорости не превышает 15 м/с , то изменение высоты в процессе повторного торможения не превысит 20 м . Используя рассмотренную выше процедуру определения фактического ускорения, получим относительное изменение фактического избыточного ускорения для парирования уклона $\pm 12^\circ$ (рисунок 5).

Тенденции в изменении фактического ускорения такие же, как и при учете запаздывания. При ускорении 6 м/с^2 и положительном наклоне поверхности увеличение фактического избыточного ускорения составляет $5,5\%$, а при отрицательном имеем снижение порядка 2% .

С учетом случайного характера всех рассматриваемых выше допусков и наклона поверхности коэффициент

$$\alpha = 1 \pm \sqrt{(2\delta_v)^2 + (\delta_h)^2 + (\delta_\tau)^2 + (\delta_\varphi)^2}$$

и

$$\beta = 1 - \sqrt{(\delta_m)^2 + (\delta_p)^2},$$

где δ_τ – относительное изменение фактического избыточного ускорения относительно программного за счет допуска на запаздывание выхода двигателя тор-

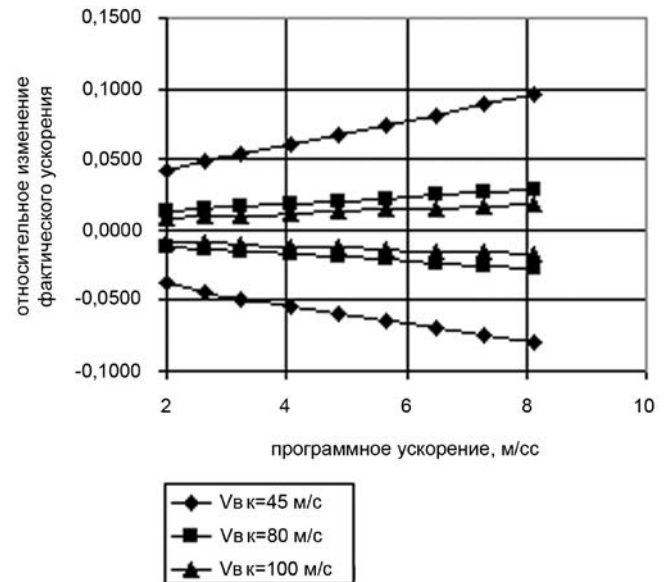


рисунок 5. Изменение фактического ускорения для парирования влияния уклона $\pm 12^\circ$

можения на режим номинальной тяги; δ_φ – относительное изменение фактического ускорения для компенсации изменения высоты рельефа поверхности; δ_m – допуск на массу КА; δ_p – допуск на максимальную тягу двигателя торможения.

При этом в соответствии с рисунками 4 и 5 коэффициент α существенно зависит от самой величины программного ускорения, вертикальной скорости в момент включения двигателя торможения и указанных допусков.

Представим зависимость максимального требуемого ускорения от программного ускорения

$$W_{\max} = (W_{\text{пр}} \alpha + g_d) / (\beta \cos \nu_{\max}),$$

где все возмущающие факторы приводят к величине $\delta_i > 0$ и $\alpha > 1$. Соответственно зависимость минимального требуемого ускорения вычисляется по формуле

$$W_{\min} = W_{\text{пр}} \alpha + g_d,$$

где все возмущающие факторы приводят к величине $\delta_i < 0$ и $\alpha < 1$.

Отношение максимального требуемого ускорения к минимальному требуемому характеризует глубину дросселирования тяги двигателя торможения, необходимую для парирования возмущающих факторов

$$\varepsilon = W_{\max} / W_{\min}.$$

Зависимость максимального и минимального требуемых ускорений и глубины дросселирования тяги двигателя при допуске на запаздывание выхода двигателя на режим $\Delta\tau = \pm 0,8$ с представлена в таблице 1. При её построении принято значение $\beta = 0,932$.

Видно, что требуемая глубина дросселирования тяги на этапе повторного торможения возрастает с увеличением программного ускорения. Для $W_{\text{пр}} = 3,25 \text{ м/с}^2$ глубина дросселирования должна быть не менее $1,5$, а для $W_{\text{пр}} = 6,21 \text{ м/с}^2$ – не менее $2,0$, в то время как для этапа основного торможения она должна составлять $1,2$.

ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ ЭТАПЫ ТОРМОЖЕНИЯ И МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КА, СОВЕРШАЮЩЕГО МЯГКУЮ ПОСАДКУ НА ЛУНУ

таблица 1 – Соотношение между максимальным и минимальным требуемыми ускорениями

$W_{пр}$, м/с ²	W_{max} , м/с ²	W_{min} , м/с ²	ϵ
1,62	5,19	3,36	1,370
2,16	5,68	3,71	1,413
2,71	6,17	4,06	1,456
3,25	6,5	4,34	1,497
4,06	7,98	4,94	1,615
4,87	9,64	5,5	1,752
5,68	11,56	6,04	1,914
6,49	13,83	6,55	2,111
7,30	16,60	7,04	2,357
8,12	20,10	7,51	2,677

3. Спуск с постоянной скоростью

Спуск с постоянной скоростью предназначен для завершения всех переходных процессов и компенсации рассеивания по высоте от предыдущего этапа. Номинальная скорость спуска выбирается такой, чтобы за счет динамических ошибок управления и погрешности измерений доплеровской аппаратуры не превысить величины максимальной допустимой вертикальной скорости в момент контакта опор с поверхностью Луны. На этом этапе, как правило, используются специальные двигатели посадки, которые в среднем уравнивают «лунный вес» КА с регулированием тяги в пределах $\pm 10\%$ от номинала. В случае неработоспособности доплеровской аппаратуры на малых высотах управление осуществляется только на основе гироскопических и акселерометрических средств системы управления движением.

4. Методика расчета параметров схемы торможения

Представленные выше материалы и материалы статьи (Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П., 2012) в обоснование схемы торможения позволяют определить не только все основные параметры каждого этапа торможения, но и ряд проектных параметров, оптимизирующих общие затраты топлива на выполнение схемы торможения. Ниже представлена методика их расчета, включающая ряд последовательных расчетных операций.

1. Определяется возможный диапазон массы КА на момент начала основного торможения m_0 , возможный диапазон номинальной тяги двигателя основного торможения P_1, P_2, \dots, P_n , его удельной тяги и производится расчет возможных значений периода полного сгорания Tr_i . Для каждого из полученного ряда значений Tr назначается прицельная высота окончания этапа основного торможения H_k с учетом опыта проектирования.

2. Для выбранных параметров предпосадочной орбиты и каждого значения Tr из рассматриваемого диапазона производится расчет «краевой задачи» основного торможения при нулевом значении истин-

ной аномалии точки схода с предпосадочной орбиты.
3. Задается значение истинной аномалии, предшествующей перицентру, которое равно угловой дальности по поверхности, полученной из решения «краевой задачи», и вновь производится расчет «краевой задачи».
4. По результатам решения последней «краевой задачи» определяются:

- энергетические затраты на выполнение основного торможения $V_{харот}$;
- длительность основного торможения $t_{от}$;
- конечная масса КА m_k ;
- номинальное ускорение от двигателя торможения в момент его выключения \hat{W} ;
- программные значения начального угла отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали $v_{пр}$ и скорости вращения по тангажу $\dot{v}_{пр}$;
- угол отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали в момент завершения этапа основного торможения v_k .

5. Производится статистический расчет конечных параметров этапа основного торможения и определяется среднеквадратическое отклонение по высоте в конце этого этапа σ_h .

6. Определяется или принимается проектная величина среднеквадратического отклонения по вертикальной (σ_{vr}) и по горизонтальной (σ_{vn}) составляющим скорости движения в момент окончания основного торможения.

7. Определяется уровень максимального ускорения, развиваемого двигателем на участке повторного торможения, $W_{max} = 1,1\hat{W}$.

8. Оценивается величина минимальной длительности этапа свободного падения $t_{свmin}$, исходя из значения угла отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали в момент окончания основного торможения, максимальной угловой скорости движения КА, максимального угла отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали при гашении остаточной горизонтальной скорости на этапе повторного торможения.

9. При значении вертикальной скорости в момент повторного включения двигателя торможения

$$V_{вкmin} = t_{свmin} g_l + 3\sigma_{vr}$$

для диапазона программных ускорений $W_{пр} = 3 \dots 8$ м/с² производится расчет составляющих и самого коэффициента α_+ при запаздывании выхода двигателя на режим номинальной тяги и положительном уклоне поверхности

$$\alpha^+ = 1 + \sqrt{(2\delta_v)^2 + (\delta_h)^2 + (\delta_\tau)^2 + (\delta_\varphi)^2},$$

где $\delta_v = 0,01$; $\delta_h = 0,01$; $\delta_\tau = \hat{W}_{прт} / W_{пр} - 1$;
 $\hat{W}_{прт} = 0,5 (V_{вклmin} + g_l \Delta\tau) / (h_{вклmin} - V_{вклmin} \Delta\tau - h_k)$;
 $\Delta\tau > 0$, $h_{вклmin} = 0,5 (V_{вклmin})^2 / W_{пр} + h_k$; $\delta_\varphi = \hat{W}_{прф} / W_{пр} - 1$;
 $\hat{W}_{прф} = 0,5 (V_{вклmin})^2 / (h_{вклmin} - \Delta h - h_k)$; $\Delta h = [0,5(3\sigma_{vn} - V_{n1}) \times$
 $\times \Delta t + 4V_{n1} / 3] \text{tg}\varphi$; $\varphi > 0$ ($\varphi = 12$ град $= \pi/15$); $V_{n1} = -(W_{пр} +$
 $+ g_l) \ln(\cos v_{max}) / \dot{v}_{max}$; $v_{max} = 20$ град $= \pi/9$; $\dot{v}_{max} = 5$ град/с $=$
 $= 5\pi/180$ 1/с; $\Delta t = (3\sigma_{vn} - V_{n1}) / (W_{пр} + g_l) / \text{tgv}_{max}$; $t_{итmin} =$

$$=V_{\text{вклмин}}/W_{\text{пр}}$$

Если $t_{\text{птмин}} < \Delta t + 4c$, то вновь обратиться к п. 9 и принять значение

$$V_{\text{вклмин}} = (\Delta t + 4c)W_{\text{пр}}$$

10. Для принятых значений $W_{\text{пр}}$ вычисляются соответствующие им значения максимального требуемого ускорения от двигателя торможения

$$W_{\text{max}} = (W_{\text{пр}} \alpha^+ + g_{\text{л}}) / (\beta \cos v_{\text{max}})$$

11. Для тех же значений программного ускорения производится расчет минимального ускорения от двигателя торможения

$$W_{\text{min}} = \alpha^- W_{\text{пр}} + g_{\text{л}}$$

где $\alpha = 1 - \sqrt{(2\delta_v)^2 + (\delta_h)^2 + (\delta_\tau)^2 + (\delta_\phi)^2}$; $\delta_v = -0,01$; $\delta_h = -0,01$; $\delta_\tau = \hat{W}_{\text{прт}}/W_{\text{пр}} - 1$; $\hat{W}_{\text{прт}} = 0,5(V_{\text{вклмин}} + g_{\text{л}}\Delta\tau)^2 / (h_{\text{вклмин}} - V_{\text{вклмин}}\Delta\tau - h_k)$; $\Delta\tau < 0$; $\delta_\phi = \hat{W}_{\text{прф}}/W_{\text{пр}} - 1$; $\hat{W}_{\text{прф}} = 0,5(V_{\text{вклмин}})^2 / (h_{\text{вклмин}} - \Delta h - h_k)$; $\Delta h = [0,5(3\sigma_{\text{vr}} - V_{\text{nl}})\Delta t + 4V_{\text{nl}}/3] \text{tg}(\phi)$; $\phi = -12 \text{ град} = -\pi/15$.

12. Определяется требуемая степень дросселирования тяги двигателя торможения на этапе повторного торможения

$$\varepsilon = W_{\text{max}}/W_{\text{min}}$$

13. Строится график зависимости W_{max} как функция программного ускорения

$$W_{\text{max}} = f(W_{\text{пр}})$$

14. Для выбранных значений периода полного сгорания $T_{\text{р}}$ и величин максимального ускорения согласно п. 7 определяется допустимое значение программного ускорения $W_{\text{пр}}$ с использованием построенного графика.

15. Вычисляется минимальная высота области рассеивания и прицельная высота окончания этапа основного торможения

$$H_{\text{min}} = h_{\text{вклмин}} + 0,5(V_{\text{вклмин}})^2/g_{\text{л}}; \hat{H}_k = H_{\text{min}} + 3\sigma_h$$

16. Проводится сравнение полученной прицельной высоты \hat{H}_k с прицельной высотой, задаваемой в «краевой задаче» H_k . Если они различаются более, чем на 20 м, то принимается

$$H_k = \hat{H}_k$$

и вновь проводятся расчеты по п.п. 3-16.

Примечание: Если значения H_k и \hat{H}_k различаются не более, чем на 200 м, то необязательно проводить уточнение статистических характеристик рассеивания параметров окончания этапа основного торможения по п. 5.

17. Оценивается максимальная высота окончания этапа основного торможения $H_{\text{max}} = \hat{H}_k + 3\sigma_h$.

18. Определяется максимальная высота и величина вертикальной скорости в момент включения двигателя на этапе повторного торможения

$$h_{\text{вклmax}} = 0,5(V_{\text{вклmax}})^2/W_{\text{пр}}$$

$$V_{\text{вклmax}} = \sqrt{2g(H_{\text{max}} - h_k)(1 + W_{\text{пр}}/g_{\text{л}})}$$

19. Вычисляется ускорение от двигателя, определяющее максимальные затраты характеристической скорости на этапе повторного торможения, соответствующие

максимальной скорости включения двигателя, его энергичному выходу на режим номинальной тяги и понижению поверхности в процессе торможения

$$W_{\text{хар}} = \alpha_{\text{хар}} W_{\text{пр}} + g_{\text{л}}$$

где $\alpha_{\text{хар}} = 1 - \sqrt{(2\delta_v)^2 + (\delta_h)^2 + (\delta_\tau)^2 + (\delta_\phi)^2}$; $\delta_v = -0,01$; $\delta_h = -0,01$; $\delta_\tau = \hat{W}_{\text{прт}}/W_{\text{пр}} - 1$; $\hat{W}_{\text{прт}} = 0,5(V_{\text{вклmax}} + g_{\text{л}}\Delta\tau)^2 / (h_{\text{вклmax}} - V_{\text{вклmax}}\Delta\tau - h_k)$; $\Delta\tau < 0$; $\delta_\phi = \hat{W}_{\text{прф}}/W_{\text{пр}} - 1$; $\hat{W}_{\text{прф}} = 0,5(V_{\text{вклmax}})^2 / (h_{\text{вклmax}} - \Delta h - h_k)$; $\Delta h = [0,5(3\sigma_{\text{vr}} - V_{\text{nl}})\Delta t + 4V_{\text{nl}}/3] \text{tg}(\phi)$; $\phi = -12 \text{ град} = -\pi/15$.

20. Проводится расчет характеристической скорости этапа повторного торможения

таблица 2 – Итоговые параметры схемы торможения с учетом случайного допуска $\pm 0,8$ с при выходе двигателя на режим номинальной тяги

$T_{\text{р}}$, с	1027	863	640	512	427
$v_{\text{пр}}$, град	-89,4	-92,60	-97,80	-102,19	-106,25
$\dot{v}_{\text{пр}}$, град/с	0,0969	0,1128	0,1526	0,2027	0,2637
$V_{\text{харот}}$, м/с	1774,4	1757,6	1744,5	1743,5	1747,7
$\mu_{\text{от}}$	0,5682	0,5714	0,5738	0,5740	0,5732
$\phi_{\text{от}}$, град	13,06	10,84	8,12	6,51	5,44
$H_{\text{к}}$, м	3100	2650	2200	2000	1800
σ_{H} , м	700	582	456	390	332
$\hat{W}_{\text{от}}$, м/с ²	5,39	6,44	8,55	10,58	12,83
W_{max} , м/с ²	5,93	7,08	9,41	11,75	14,11
α	0,807	0,771	0,699	0,647	0,610
β	0,932	0,932	0,932	0,932	0,932
$W_{\text{пр}}$, м/с ²	2,992	3,725	5,085	6,405	7,724
W_{min} , м/с ²	4,15	4,69	5,63	6,54	7,47
$h_{\text{вклмин}}$, м	358	292	219	198	192
h_{min} , м	982	916	843	821	816
$\hat{H}_{\text{к}}$, м	3092	2672	2220	1992	1812
h_{max} , м	5202	4428	3600	3161	2808
V_{max} , м/с	104,4	99,83	93,84	90,2	86,5
$W_{\text{хар}}$, м/с ²	4,4	5,03	6,16	7,19	8,15
$t_{\text{смин}}$, с	18	18	18	18	18
$t_{\text{сmax}}$, с	73,6	70,8	67,1	64,8	62,5
$t_{\text{птмин}}$, с	11,4	9,6	8,3	7,5	7,0
$t_{\text{птmax}}$, с	37,6	29,3	20,7	16,2	13,2
$t_{\text{смин}}$, с	5	5	5	5	5
$t_{\text{сmax}}$, с	10	10	10	10	10
$t_{\Sigma\text{min}}$, с	476	399	303	248	212
$t_{\Sigma\text{max}}$, с	563	476	371	309	271
$V_{\text{харпт}}$, м/с	165,45	147,34	127,44	116,5	108
$V_{\text{харсес}}$, м/с	16,23	16,23	16,23	16,23	16,23
$V_{\text{хар}\Sigma}$, м/с	1956,4	1938,3	1918,4	1907,4	1898,9
H_{Σ}	0,5362	0,5393	0,5428	0,5447	0,5461
ε не менее	1,43	1,51	1,67	1,80	1,89

ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ ЭТАПЫ ТОРМОЖЕНИЯ И МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КА, СОВЕРШАЮЩЕГО МЯГКУЮ ПОСАДКУ НА ЛУНУ

$$V_{\text{харпт}} = V_{\text{вклmax}} (\alpha_{\text{хар}} W_{\text{пр}} + g_{\text{л}}) / (\alpha_{\text{хар}} W_{\text{пр}}).$$

21. Принимаются затраты характеристической скорости на этапе спуска с постоянной скоростью $V_{\text{харссп}} = 10g_{\text{л}}$.

22. Проводится расчет затрат характеристической скорости на реализацию всей траектории торможения

$$V_{\text{хар}\Sigma} = V_{\text{харот}} + V_{\text{харпт}} + V_{\text{харссп}}$$

23. Проводится расчет отношения массы КА в момент его контакта с поверхностью Луны к начальной массе перед этапом основного торможения

$$\ln(\mu) = -V_{\text{хар}\Sigma} / (P_{\text{уд}} g_{\text{с}}).$$

В таблицах 2 и 3 представлены результаты послед-

таблица 3 – Итоговые параметры схемы торможения с учетом случайного допуска $\pm 0,5$ с при выходе двигателя на режим номинальной тяги

Тр, с	1027	863	640	512	427
$v_{\text{пр}}$, град	-89,4	-92,60	-97,80	-102,19	-106,25
$\dot{v}_{\text{пр}}$, град/с	0,0969	0,1128	0,1526	0,2027	0,2637
$V_{\text{харот}}$, м/с	1774,4	1757,6	1744,5	1743,5	1747,7
$\mu_{\text{от}}$	0,5682	0,5714	0,5738	0,5740	0,5732
$\phi_{\text{от}}$, град	13,06	10,84	8,12	6,51	5,44
$H_{\text{к}}$, м	3100	2650	2200	2000	1800
σ_{H} , м	700	582	456	390	332
$\hat{W}_{\text{от}}$, м/с ²	5,39	6,44	8,55	10,58	12,83
W_{max} , м/с ²	5,93	7,08	9,41	11,75	14,11
α	0,872	0,849	0,803	0,772	0,750
β	0,932	0,932	0,932	0,932	0,932
$W_{\text{пр}}$, м/с ²	3,16	3,98	5,53	7,06	8,58
W_{min} , м/с ²	4,43	5,09	6,29	7,46	8,64
$h_{\text{вклmin}}$, М	340	274,7	203,1	181,2	174,6
h_{min} , М	964	899	827	805	798
$\hat{H}_{\text{к}}$, М	3074	2655	2205	1975	1795
h_{max} , М	5184	4411	3582	3145	2790
V_{max} , м/с	105,25	100,6	94,56	90,82	86,96
$W_{\text{хар}}$, м/с ²	4,63	5,36	6,73	8,02	9,25
$t_{\text{сmin}}$, с	18	18	18	18	18
$t_{\text{сmax}}$, с	74,1	71,2	67,5	65,2	62,8
$t_{\text{птmin}}$, с	10,65	9,4	7,8	6,8	6,0
$t_{\text{птmax}}$, с	35	26,9	18,5	14,2	11,4
$t_{\text{ссmin}}$, с	5	5	5	5	5
$t_{\text{ссmin}}$, с	10	10	10	10	10
$t_{\Sigma\text{min}}$, с	476	398	304	248	211
$t_{\Sigma\text{max}}$, с	561	474	369	308	266
$V_{\text{харпт}}$, м/с	162,11	144,25	124,6	113,85	105,48
$V_{\text{харссп}}$, м/с	16,23	16,23	16,23	16,23	16,23
$V_{\text{хар}\Sigma}$, м/с	1953,0	1935,18	1915,53	1904,78	1896,41
μ_{Σ}	0,5368	0,5394	0,5432	0,5451	0,5466
ε не менее	1,34	1,39	1,50	1,58	1,63

него шага итераций расчета по предложенной методике для двух значений допусков на запаздывание выхода двигателя торможения на режим номинальной тяги $\pm 0,5$ и $\pm 0,8$ с как основного параметра, влияющего на характеристики повторного торможения. При этом рассматривалась предпосадочная орбита с перицентром 18 км и апоцентром 100 км. Рассеивание по вертикальной и горизонтальной скорости окончания этапа основного торможения приняты равными $\sigma_{V_r} = \sigma_{V_n} = 5$ м/с.

Представленные в таблицах материалы в первом приближении дают значения всех основных параметров схемы торможения в зависимости от тяговооруженности и секундного расхода массы. Очевидно, что для выполнения мягкой посадки с максимальной возможной конечной массой КА следует стремиться к меньшим значениям периода полного сгорания, что равносильно увеличению тяговооруженности КА при максимальном возможном удельном импульсе двигателя торможения. В случае увеличения тяговооруженности для повторного торможения необходимо увеличить и глубину дросселирования тяги, что существенно усложняет создание двигателя торможения и требует соответствующего увеличения финансовых затрат. Если же глубина дросселирования тяги ограничена величиной 1,5, то уменьшение конечной массы КА по сравнению с максимальным возможным значением составляет от 0,35% до 0,68% начальной массы в зависимости от допуска на время выхода двигателя торможения на режим номинальной тяги. При этом двигатель торможения должен соответствовать периоду полного сгорания $T_r = 640$ с при допуске на запаздывание $\Delta t = \pm 0,5$ с и $T_r = 865$ с при $\Delta t = \pm 0,8$ с.

заключение

Представленная методика на основе анализа возможных методов управления траекторией торможения КА, предназначенного для выполнения мягкой посадки в приполярные области поверхности Луны, позволяет в первом приближении выбрать основные параметры схемы торможения и сформировать требования к двигательной установке торможения. Окончательные требования к ней следует предъявлять с учетом массы самого двигателя торможения и массы топливных баков. При этом необходимо провести анализ сложности и стоимости разработки двигателя с глубоким дросселированием тяги.

список литературы

- Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П. Этап основного торможения для выполнения мягкой посадки на поверхности Луны как один из видов коррекции траектории // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. № 5.
Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: БИНОМ, 2011. 408 с.

Статья поступила в редакцию 27.06.2012 г.

БАРОРЕЗИСТИВНЫЙ ЭФФЕКТ И ПОЛУПРОВОДНИКОВЫЕ ТОНКОПЛЕНОЧНЫЕ БАРОРЕЗИСТОРЫ НА ОСНОВЕ СУЛЬФИДА САМАРИЯ ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

BAROREZISTOR EFFECT AND SEMI-CONDUCTOR THIN-FILM BAROREZISTORS BASED ON SAMARIUM SULFIDE INTENDED FOR SPACECRAFT APPLICATIONS



В.В. Каминский,
доктор технических
наук*,
vladimir.kaminski@
mail.ioffe.ru;
V.V. Kaminskiy***



Н.Н. Степанов,
кандидат физико-
математических наук*,
stnick@hotmail.ru;
N.N. Stepanov***



Н.М. Володин,**
tenzo@laspace.ru;
N.M. Volodin****



Ю.Н. Мишин,
аспирант**,
tenzo@laspace.ru;
Yu.N. Mishin****

В работе описана зависимость пьезосопротивления гидростатического сжатия барорезистора на основе SmS от механических свойств носителя, на котором сформирована его электрическая часть. Рассмотрены изотропные и анизотропные материалы, которые могут служить носителем барорезистора.

Ключевые слова: моносουλфид самария;
тензорезистор;
барорезистор;
датчик давления;
упругие постоянные;
изотропные материалы;
монокристалл;
поликристаллическая пленка.

ВВЕДЕНИЕ

Полупроводниковый моносουλфид самария (SmS) и твердые растворы на его основе превосходят по своим параметрам все существующие материалы, используемые в тензорезисторных датчиках механических величин (Каминский В.В., Смирнов И.А., 1985). Тензо- и барорезисторы, изготовленные из них, отличаются рекордной чувствительностью, широким диапазоном рабочих температур, высокой радиационной стойкостью и могут использоваться для изготовления датчиков различных механических величин: деформаций, давлений, сил, моментов, пе-

* Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН, Россия, г. Санкт-Петербург.

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

The article covers the dependence of piezoresistance of baroresistor's hydrostatic compression based on SmS on the mechanical properties of the electrical part's carrier. Isotropic and anisotropic materials are considered, which can serve as baroresistor carrier.

Key words: samarium monosulfid;
tensorresistor;
baroresistor;
pressur sensor;
elastic constants;
isotropic materials;
monocrystal;
polycrystalline film.

ремещений, ускорений и т.п. (Каминский В.В., Смирнов И.А., 1985; Каминский В.В., Молодых А.А. и др., 2011).

В предыдущих публикациях (Володин Н.М., Каминский В.В. и др., 2011; Володин Н.М., Мишин Ю.Н. и др., 2012) подробно рассмотрены преимущества редкоземельного полупроводника: показана необходимость его использования в аэрокосмической технике; рассчитан возможный выигрыш в точности измерений, в сокращении веса, экономии электроэнергии; приведены примеры конкретного исполнения тензо-

*** Ioffe Physical Technical Institute RAN, Russia, Saint-Petersburg.

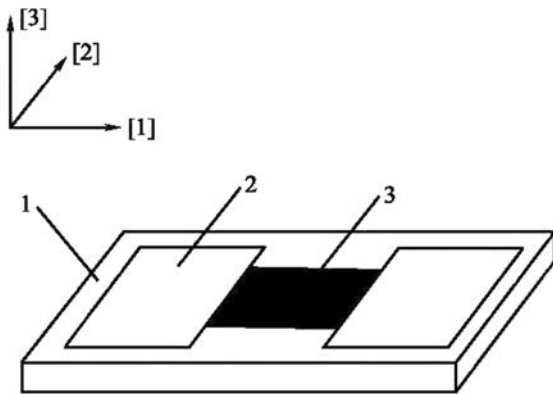
**** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

резисторов и тензорезисторных датчиков давления. В других публикациях показана возможность получения термонеинзависимых тензорезисторов из моносульфидса самария практически для всех конструкционных материалов и возможность получения очень высокого выходного сигнала с тензорезисторного датчика.

1. Конструкция барорезистора

Чем же отличается тензорезистор от барорезистора?

Барорезистор на основе SmS конструктивно представляет собой тонкую поликристаллическую пленку, сформированную на жестком носителе из стекла, сапфира и т.п. (рисунок 1). Если носителем является металл, то он должен быть отделен от чувствительного элемента диэлектрической пленкой. Тензорезистор имеет точно такую же конструкцию. Оба прибора должны возможно точнее повторять деформацию элемента, на котором они сформированы, и, если таким элементом у тензорезистора является конкретная деталь конструкции, которая деформируется под действием сил, вызванных условиями эксплуатации этой конструкции, то у барорезистора таким элементом является носитель, который изменяет свои размеры только под действием гидростатического давления. Другим отличием является роль воздействия давления на измерительный прибор в направлении, нормальном к плоскости (тензо-)барорезистора. Если в первом случае (тензо) это давление является влияющей величиной, от которой надо защищаться или компенсировать ее действие, то во втором случае (баро) воздействие давления по нормали к плоскости барорезистора является полезным, повышающим его чувствительность.



1 – носитель;
2 – металлические контактные площадки;
3 – полупроводниковый тензочувствительный слой.
рисунок 1. Пленочный барорезистор на основе SmS

Одним из параметров, характеризующих чувствительность барорезисторов к изменению давления, является коэффициент пьезосопротивления гидростатического сжатия

$$\Pi_g = -(\partial \sigma / \partial P) / \sigma = -\partial \ln \sigma / \partial P =$$

$$= -(\partial n / \partial P) / n - (\partial u / \partial P) / u = \Pi_{gn} + \Pi_{gu},$$

где σ – удельная проводимость испытываемого полупроводника;

P – давление;

n – концентрация свободных носителей тока;

u – их дрейфовая подвижность;

Π_{gn} и Π_{gu} – концентрационная и подвижностная составляющие указанного параметра (Васильев Л.Н., Каминский В.В., 1999).

Коэффициент пьезосопротивления гидростатического сжатия Π_g барорезистора, изображенного на рисунке 1, должен, очевидно, существенным образом зависеть не только от параметров полупроводниковой пленки, но и от механических свойств носителя: его упругих постоянных и ориентации кристаллографических осей относительно базисных направлений датчика (оси [1], [2], [3]), если носитель вырезается из монокристаллического материала. Представляет практический интерес установить характер зависимости Π_g от упругих характеристик носителя. С этой целью определим деформации, возникающие под действием гидростатического сжатия в полупроводниковом слое барорезистора.

2. Расчет деформаций в пленке SmS

В условиях всестороннего сжатия давлением P компоненты тензора деформации монокристаллического носителя с произвольно ориентированными кристаллографическими осями относительно базисных направлений датчика можно представить в виде

$$\varepsilon_{ij} = s_{ijki} \cdot \Delta_{kl} = -P \cdot (s_{ij11} + s_{ij22} + s_{ij33}), \quad (1)$$

где s_{ijki} – компоненты тензора упругой податливости \hat{s} материала носителя; $\Delta_{kl} = -P \cdot \delta_{ij}$ – компоненты шарового тензора гидростатического сжатия; δ_{ij} – символ Кронекера (единичный шаровой тензор) (Полякова А.Л., 1979).

Индексы i, j, k, l пробегает значения 1, 2, 3; по повторяющимся индексам проведено суммирование. В

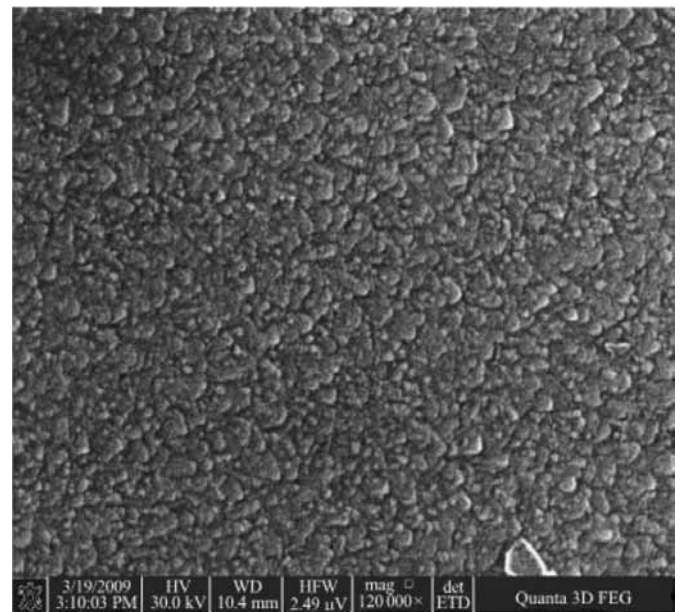


рисунок 2. Изображение поверхности тонкой пленки SmS, полученное во вторичных электронах методом сканирующей электронной микроскопии высокого разрешения с полевой эмиссией. Увеличение $\times 120\,000$

матричной форме записи выражение (1) может быть представлено в виде

$$\varepsilon_i = -P \cdot (s_{i1} + s_{i2} + s_{i3}).$$

Напыленная на носитель барорезистора пленка SmS является изотропным материалом, поскольку представляет собой конгломерат кристаллитов с хаотически ориентированными кристаллографическими осями относительно базисных направлений датчика (рисунок 2).

Для изотропной пленки тензор модулей упругой податливости имеет всего две независимые компоненты: \bar{s}_{1111}^{SmS} и \bar{s}_{1122}^{SmS} (в матричной форме записи \bar{s}_{11}^{SmS} и \bar{s}_{12}^{SmS} , соответственно). Эти компоненты удобнее записать через технические характеристики материала (Полякова А.Л., 1979)

$$\bar{s}_{11}^{SmS} = 1/\bar{E}_{SmS}^{i0}; \quad -\bar{s}_{12}^{SmS} / \bar{s}_{11}^{SmS} = \bar{\nu}_{SmS};$$

$$\bar{s}_{44}^{SmS} = 2 \cdot (\bar{s}_{11}^{SmS} - \bar{s}_{12}^{SmS}) = 1/\bar{G}_{SmS},$$

где \bar{E}_{SmS}^{i0} , $\bar{\nu}_{SmS}$ и \bar{G}_{SmS} – усредненные по всем неэквивалентным кристаллографическим направлениям модуль Юнга пленки, коэффициент Пуассона и модуль сдвига соответственно.

С учетом изложенного компоненты тензора деформации ε тонкой поликристаллической пленки SmS можно представить в виде матрицы

$$\varepsilon_{ij} = \begin{pmatrix} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{12} & \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{21} & \varepsilon_{22} & \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} & \varepsilon_{32} & -\frac{P}{E_{SmS}^{i0}}(1-2\bar{\nu}_{SmS}) \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Основанием для определения компонент тензора ε через компоненты тензора деформации носителя ε_{ij} , модуль Юнга и коэффициент Пуассона пленки в виде (2) служат следующие соображения: тонкая пленка жестко связана с носителем, и деформация последнего вносит вклад в деформацию пленки по всем направлениям; на пленку в направлении [3] (рисунок 1) дополнительно действует сжимающее напряжение $-P$, которое односторонне деформирует пленку.

В монокристаллах E^{i0} , ν_n и G анизотропны, и их величины существенным образом зависят как от направления действия приложенных к кристаллу сил, так и от выбранных в нем кристаллографических осей. Для кубической сингонии, к которой относится кристаллическая структура SmS

$$\begin{aligned} (E_i^{i0})^{-1} &= s_{11} - 2 \cdot \left(s_{11} - s_{12} - \frac{1}{2}s_{44} \right) \cdot Q = \\ &= \frac{c_{11} + c_{12}}{(c_{11} - c_{12})(c_{11} + 2c_{12})} + \frac{(c_{11} - c_{12} - 2c_{44})}{c_{44}(c_{11} - c_{12})} \cdot Q, \end{aligned} \quad (3)$$

где $Q = (l_1^2 l_2^2 + l_2^2 l_3^2 + l_3^2 l_1^2)$; l_1, l_2, l_3 – направляющие косинусы между кристаллографическими осями и произвольным направлением в кристалле, задаваемым единичным вектором l ; c_{11} и c_{12} – компоненты тензора модулей упругости \hat{c} , записанные в матричной форме; тензоры \hat{s} и \hat{c} взаимно обратны, т. е. $s_{ij} c_{jk} = c_{ij} s_{jk} = \delta_{ik}$, или в тензорной форме записи $s_{ijpq} \cdot c_{pqkl} =$

$$= 0,5 \cdot (\delta_{ik} \delta_{jl} + \delta_{il} \delta_{jk}).$$

Коэффициент Пуассона определяется следующим выражением (Полякова А.Л., 1979)

$$\nu_{\Pi\Pi} = (1 - E_i^{i0} / 3K) / 2,$$

где $K = (c_{11} + 2c_{12})/3$ – модуль всестороннего сжатия.

Вычислим усредненный по всем неэквивалентным направлениям в кристалле SmS модуль Юнга. С этой целью направляющие косинусы единичного вектора l , задающего произвольное направление в кристалле, выразим через тригонометрические функции углов в выбранных кристаллографических осях кристаллита (рисунок 3). На рисунке представлены проекции вектора l на кристаллографические оси – $l_1 = l \cdot \cos \alpha = l \cdot \sin \Psi \cdot \cos \varphi$; $l_2 = l \cdot \cos \beta = l \cdot \sin \Psi \cdot \sin \varphi$; $l_3 = l \cdot \cos \psi$.

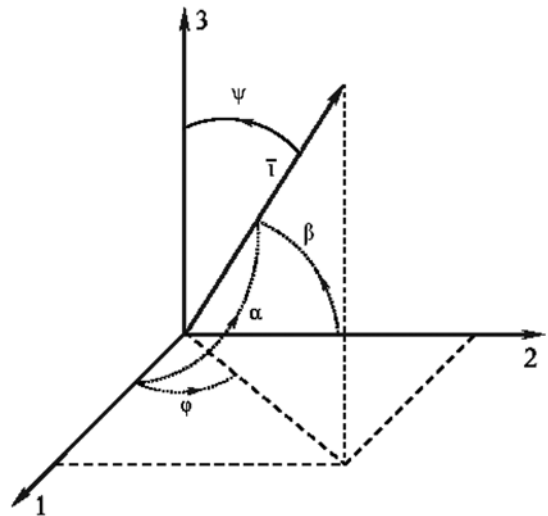


рисунок 3. Ориентация единичного вектора произвольного направления в кристаллографических осях SmS

Тогда

$$\begin{aligned} Q &= \begin{pmatrix} \sin^4 \psi \cdot \cos^2 \varphi \cdot \sin^2 \varphi + \\ + \sin^2 \psi \cdot \sin^2 \varphi \cdot \cos^2 \psi + \\ + \cos^2 \psi \cdot \sin^2 \psi \cdot \cos^2 \varphi \end{pmatrix} = \\ &= \frac{1}{4} \cdot (\sin^4 \psi \cdot \sin^2(2\varphi) + \sin^2(2\psi)). \end{aligned}$$

Отсюда

$$\bar{Q}(\phi, \psi) = \frac{I}{8\pi^2} \cdot \left[\int_0^\pi \sin^4 \psi d\psi + \int_0^\pi d\phi \right] = \frac{11}{64},$$

где $I = \int_0^{2\pi} \sin^2 x dx$ и, следовательно

$$\begin{aligned} (\bar{E}^{i0})^{-1} &= \frac{\tilde{n}_{11} + \tilde{n}_{12}}{(\tilde{n}_{11} - \tilde{n}_{12})(\tilde{n}_{11} + 2\tilde{n}_{12})} + \\ &+ \frac{11(\tilde{n}_{11} - \tilde{n}_{12} - 2\tilde{n}_{44})}{64 \tilde{n}_{44}(\tilde{n}_{11} - \tilde{n}_{12})}, \end{aligned}$$

$$\bar{\nu} = (1 - \bar{E}^{i0} / 3K) / 2.$$

Константы упругой податливости пленки SmS

БАРОРЕЗИСТИВНЫЙ ЭФФЕКТ И ПОЛУПРОВОДНИКОВЫЕ ТОНКОПЛЕНОЧНЫЕ БАРОРЕЗИСТОРЫ НА ОСНОВЕ СУЛЬФИДА САМАРИЯ ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

можно представить в виде

$$s_{11}^{-SmS} = \frac{1}{\bar{E}_{SmS}^{i0}} = s_{12}^{SmS} + \frac{1}{2} \cdot s_{44}^{SmS},$$

$$s_{12}^{-SmS} = -\frac{1}{2} \cdot s_{12}^{SmS} \cdot (s_{12}^{SmS} + \frac{1}{2} \cdot s_{44}^{SmS}) \times$$

$$\times [1 - (s_{12}^{SmS} + \frac{1}{2} \cdot s_{44}^{SmS}) \cdot (s_{11}^{SmS} + 2 \cdot s_{12}^{SmS})],$$

$$s_{44}^{-SmS} = 2 \cdot (s_{11}^{-SmS} - s_{12}^{-SmS}).$$

Упругие модули SmS c_{11} , c_{12} и c_{44} согласно (Васильев Л.Н., Каминский В.В., 1999) равны соответственно $1,2 \cdot 10^{11}$ Па, $0,11 \cdot 10^{11}$ Па и $0,25 \cdot 10^{11}$ Па. На основании этих данных для пленки находим $s_{12}^{-SmS} = 1/\bar{E}_{SmS}^{i0} = 1,2 \cdot 10^{-11}$ Па⁻¹ или $\bar{E}_{SmS}^{i0} = 0,83 \cdot 10^{11}$ Па, а $\bar{\nu}_{SmS} = 0,21$.

3. Методика расчета деформаций пленки SmS для различных типов носителей

Сдвиговые компоненты деформации не влияют на величину пьезо(тензо)резистивного эффекта в SmS, поскольку этот эффект носит концентрационный характер и зависит, главным образом, от изменения удельного объема. Изменение концентрации свободных носителей тока в пленке SmS вследствие изменений ее объема под действием деформации будет определяться шпуром матрицы тензора ϵ , инвариантного относительно любых линейных

преобразований координат. В силу инвариантности компонент тензора упругой податливости \hat{s} (а также $\hat{\epsilon}$) относительно перестановок индексов как попарно, так и внутри каждой пары ($s_{ijkl} = s_{jikl} = s_{ijlk} = s_{klij}$) имеем

$$Sp(\epsilon_{ij}) = \epsilon_{ii} = (-P) \times$$

$$\times [s_{11} + 2s_{12} + s_{13} + s_{22} + s_{23} + (1 - 2\bar{\nu}_{SmS})/\bar{E}_{SmS}^{i0}]. \quad (5)$$

Дальнейший анализ барорезистивного эффекта в тонких пленках SmS требует конкретного учета группы симметрии кристалла носителя и выбора направлений, вдоль которых носитель будет вырезаться.

Прежде чем перейти к рассмотрению ряда возможных вариантов исполнения барорезисторов на различным образом ориентированных носителях из различных материалов, представим формулу (5) в несколько ином виде, выразив упругие константы s_{ij} носителя через ее модуль Юнга и коэффициент Пуассона. Это возможно, ввиду того, что технические характеристики большинства как изотропных, так и монокристаллических материалов (с учетом их зависимости от кристаллографических направлений) известны (Полякова А.Л., 1979). Принимая во внимание соотношения (3) и (4), выражение (5) можно привести к виду

$$Sp(\epsilon_{ij}) = \Delta V/V =$$

$$= -\frac{P}{E_T^{i0}} \cdot \left(2 + \frac{E_T^{i0}}{E_{SmS}^{i0}} - 4\nu_T - 2\bar{\nu}_{SmS} \right), \quad (6)$$

таблица – Упругие константы материалов, применяемых для изготовления подложек

материал подложки	упругие модули и постоянные упругой податливости $c_{ij} \cdot 10^{-11}$ Па / $s_{ij} \cdot 10^{12}$ Па ⁻¹			$E_{II}^{i0} \cdot 10^{-11}$, Па			ν_{II}			
изотропные материалы										
стекло				0,60			0,25			
сталь нерж.				2,06			0,27			
сплав Д16				0,69			0,31			
монокристаллические материалы кубической сингонии										
	c_{11}	c_{12}	c_{44}	направления в кристалле						
				[100]	[110]	[111]	\perp [100]	\perp [110]	\perp [111]	
кремний (Si)	1,657	0,639	0,796							
германий (Ge)	1,292	0,479	0,670							
арсенид галлия (GaAs)	1,188	0,538	0,594	0,847	1,20	1,41	0,313	0,235	0,189	
монокристаллический материал тригональной сингонии (пространственная группа R3c)										
							направления в кристалле относительно главной оптической оси с ([001])			
							при усилении с-оси в плоскости симметрии m			
лейкосапфир (α -Al ₂ O ₃)	s_{11}	s_{12}	s_{113}	s_{33}	s_{44}	s_{14}	\parallel с-оси	\perp с-оси	\parallel с-оси	\perp с-оси
	2,3	-0,7	-0,4	2,2	6,8	0,8	462,6	426,4	0,157	0,170
									при усилении \parallel с-оси	
								0,309		

где $\Delta V/V$ – относительное изменение объема пленки SmS;

E_{II}^{no} – модуль Юнга носителя;

ν_{II} – коэффициент Пуассона носителя.

Рассмотрим эффект влияния гидростатического сжатия на изменение удельного объема пленок SmS, напыленных на различные подложки. В таблице приведены упругие константы некоторых материалов, которые широко применяются для изготовления носителей. Табличные данные могут быть использованы в расчетах изменения удельного объема пленок SmS на различных носителях под давлением.

Для пленок SmS, сформированных на носителях, изготовленных из изотропных материалов, формула (6) принимает вид

$$Sp(\varepsilon_{ij}) = \varepsilon_{ii} = \Delta V / V = -\frac{P}{E_I^{no}} \cdot \left(2 + \frac{E_I^{no}}{E_{SmS}^{no}} - 4\nu_I - 2\bar{\nu}_{SmS} \right).$$

Расчет изменения удельного объема пленки на изотропном носителе из нормализованного стекла под давлением дает следующую величину $\partial(\Delta V/V)/\partial P = -1,57 \cdot 10^{-11} \text{ Па}^{-1}$.

В том случае, если носитель вырезается из монокристалла кубической сингонии вдоль направлений [100], [010] или [001], исходная формула (5) преобразуется к виду

$$Sp(\varepsilon_{ij}) = \varepsilon_{ii} = \Delta V / V = (-P) \times \left[2(s_{11} + 2s_{12}) + (1 - 2\bar{\nu}_{SmS}) / \bar{E}_{SmS}^{no} \right]. \quad (7)$$

Для кубических кристаллов справедливы соотношения

$$s_{11} = \frac{\tilde{n}_{11} + \tilde{n}_{12}}{(\tilde{n}_{12} - \tilde{n}_{12})(\tilde{n}_{11} + 2\tilde{n}_{12})};$$

$$s_{12} = \frac{-\tilde{n}_{12}}{(\tilde{n}_{11} - \tilde{n}_{12})(\tilde{n}_{11} + 2\tilde{n}_{12})};$$

$$s_{44} = 1/c_{44}.$$

Для пленки SmS на носителе из монокристалла Si, вырезанной вдоль направлений [100], согласно (7) получаем $\partial(\Delta V/V)/\partial P = -1,16 \cdot 10^{-11} \text{ Па}^{-1}$.

В том случае, если носитель вырезается из монокристалла лейкосапфира ($\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$) таким образом, что базисная ось [1] датчика совпадает с главной оптической осью [001] кристалла, а две другие оси параллельны плоскости симметрии m , тензор \hat{s} (и тензор \hat{c}) будет иметь шесть независимых компонент. В соответствии с (12) в этом случае получаем

$$Sp(\varepsilon_{ij}) = \Delta V / V = -P \cdot \left[2(s_{11} + s_{12} + s_{13}) + (1 - 2\bar{\nu}_{SmS}) / \bar{E}_{SmS}^{no} \right]. \quad (8)$$

Расчет по формуле (8) для пленки SmS на носителе из лейкосапфира, вырезанной указанным выше образом, дает значение $\partial(\Delta V/V)/\partial P = -0,72 \cdot 10^{-11} \text{ Па}^{-1}$.

В общем случае произвольно выбранных базисных осей носителя количество независимых компонент

каждого из тензоров упругих констант \hat{s} и \hat{c} равно 21. Их можно найти по известным формулам преобразования, для чего необходимо, во-первых, произвести переход от матричной двухиндексной формы записи компонент тензоров к основной – четырехиндексной и, во-вторых, определить компоненты тензора \hat{s} (или \hat{c}) в новом базисе

$$S_{i'j'k'l'} = \mathcal{Y}_{i'p} \mathcal{Y}_{j'q} \mathcal{Y}_{k'r} \mathcal{Y}_{l's} S_{pqrs},$$

где $\mathcal{Y}_{i'p}, \mathcal{Y}_{j'q}, \mathcal{Y}_{k'r}, \mathcal{Y}_{l's}$ – косинусы углов между «старыми» неиндексированными осями координат, в которых компоненты тензора \hat{s} (или \hat{c}) известны, и «новыми» – индексированными, в которых компоненты тензора предстоит определить.

Концентрационную составляющую коэффициента пьезосопротивления всестороннего сжатия Π_{gn} SmS можно определить в приближении однозонной модели с квадратичным законом дисперсии, двумя типами донорных уровней с энергиями $E_d = -0,045 \text{ eV}$ и $E_{f0} = -0,23 \text{ eV}$ относительно дна зоны проводимости и некоторого количества свободных носителей тока в зоне проводимости n_0 (Васильев Л.Н., Каминский В.В., 1999).

Кроме того, помимо основного состояния 4f-уровней (E_{f0}), учтем также наличие у них возбужденных состояний: триплета $E_{f1} = -0,194 \text{ eV}$ и расщепленного в кристаллическом поле решетки квинтета с энергиями $E_{f2}^1 = -0,116 \text{ eV}$; $E_{f2}^2 = -0,113 \text{ eV}$; $E_{f2}^3 = -0,105 \text{ eV}$; $E_{f2}^4 = -0,102 \text{ eV}$; $E_{f2}^5 = -0,091 \text{ eV}$ соответственно.

Запишем уравнение электронейтральности

$$n = n_d + n_f + n_0, \quad (9)$$

где $n = N_c \cdot \int_0^\infty \frac{x^{1/2} dx}{1 + \exp(x - \mu^*)}$ – концентрация электронов проводимости; $N_c = 4\pi \cdot (2m^*kT^{3/2})/h^3$ – плотность состояний в зоне проводимости; μ – химический потенциал; $\mu^* = \mu/k_0T$ – приведенный химический потенциал; m^* – эффективная масса электронов проводимости; $m^* \approx m_0$, $m = 9,1091 \cdot 10^{-31} \text{ кг}$ – масса свободного электрона; $k = 1,38 \cdot 10^{-23} \text{ Дж/К}$ – постоянная Больцмана; T – абсолютная температура; $h = 6,63 \cdot 10^{-34} \text{ Дж} \cdot \text{с}$ –

постоянная Планка; $F_\gamma(\mu^*) = \int_0^\infty \frac{x^\gamma dx}{1 + \exp(x - \mu^*)}$ – интеграл Ферми степени γ , $\gamma = 1/2$; $f_0 = [1 + \exp(x - \mu^*)]^{-1}$ – функция распределения Ферми-Дирака; $x = E/kT$, N_d – концентрация примесных донорных уровней с энергией E_d ; $N_f = 1,8 \cdot 10^{28} \text{ м}^{-3}$ – концентрация ионов Sm, находящихся в регулярных узлах кристаллической решетки SmS с энергиями E_{f0}, E_{f1}, E_{f2} ; $n_d = Nd/[1 + 2 \cdot \exp(\mu^* - Ed/kT)]$ – концентрация электронов, эмитированных в зону проводимости с E_d -уровней; $n_0 \sim 10^{25} \text{ м}^{-3}$; $n_f = N_f/R$ – концентрация электронов, эмитированных в зону проводимости с 4f-уровней; R находится по формуле

$$R = 1 + 2[\exp(\mu^* - E_{f0}/kT) + 3\exp(\mu^* - E_{f1}/kT) + \sum_{j=1}^5 \exp(\mu^* - E_{f2}^j/kT)].$$

Дифференцируем обе части уравнения (9) по давлению, определяем $\partial\mu^*/\partial P$ и далее, используя (9), находим выражение для концентрационной составляющей Π_{gn}

$$\Pi_{gn} = \frac{1}{n} \frac{\partial n}{\partial P} = \frac{1}{kT} \frac{\Theta_{1/2}(\mu^*)}{F_{1/2}(\mu^*)} \times$$

$$\frac{2N_d \exp(\mu^* - \frac{E_d}{kT}) \frac{\partial E_d}{\partial P} + N_f(R-1) \frac{\partial E_f}{\partial P}}{[1 + 2 \exp(\mu^* - \frac{E_d}{kT})]^2} + \frac{N_f(R-1)}{R^2} \quad (10)$$

$$\times \left[N_c F_{1/2}(\mu^*) + \frac{2N_d \exp(\mu^* - \frac{E_d}{kT})}{[1 + 2 \exp(\mu^* - \frac{E_d}{kT})]^2} + \frac{N_f(R-1)}{R^2} \right]$$

где $\Theta_\gamma(\mu^*) = \int_0^\infty (-\frac{\partial f_0}{\partial x}) x^\gamma dx = F_\gamma(\mu^*) / \Gamma(\gamma+1)$;
 $\Gamma(\gamma+1)$ – гамма-функция, $\gamma=1/2$.

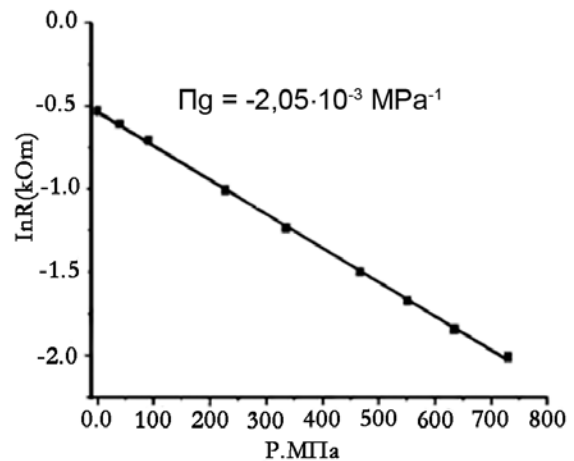
4. Барический коэффициент сопротивления барорезистора на стеклянном носителе

Проведем оценку величины концентрационной составляющей пьезорезистивного эффекта в пленках SmS для двух концентраций свободных носителей тока: $5 \cdot 10^{25} \text{ м}^{-3}$ и 10^{26} м^{-3} . Воспользуемся тем обстоятельством, что упругие константы поликристаллической пленки SmS и носителя из нормализованного стекла близки по величине, и в этом случае можно использовать значения барических производных $\partial E_d / \partial P$ и $\partial E_f / \partial P$ монокристаллов SmS. В работе (Быховский А.Д., Каминский В.В. и др., 1987) приведены величины барических производных E_d - и E_f -уровней при одноосном сжатии. Их перерасчет для условий гидростатического давления дает следующие значения барических сдвигов уровней E_d и E_f : $\partial E_d / \partial P = -10,5 \cdot 10^{-5} \text{ eV/MPa}$ и $\partial E_f / \partial P = -16,2 \cdot 10^{-5} \text{ eV/MPa}$. Указанные величины подставляем в уравнение (10) и, варьируя величину n_0 в пределах порядка (эта процедура необходима для того, чтобы величина N_d оставалась $\ll N_f$), получаем оптимальные значения Π_{gn} . Для концентрации свободных носителей $5 \cdot 10^{25} \text{ м}^{-3}$ это $\Pi_{gn} = -2,03 \cdot 10^{-3} \text{ МПа}^{-1}$, для концентрации 10^{26} м^{-3} – $-1,8 \cdot 10^{-3} \text{ МПа}^{-1}$. На рисунке 4 приведена барическая зависимость логарифма электросопротивления тонкопленочного барорезистора на основе SmS. Здесь наблюдается практически полное совпадение результатов расчета с экспериментом.

заключение

На основании вышеизложенного можно прийти к заключению, что барорезистивный эффект в тонких пленках SmS носит концентрационный характер, а его величина определяется исходной концентрацией свободных носителей тока в тензочувствительном полупроводниковом слое и упругими свойствами носителя.

Масса и размеры барорезисторов настолько малы, что их использование в космических аппаратах в качестве датчиков давления принесло бы существенную



рисунк 4. Барическая зависимость логарифма электросопротивления тонкопленочного барорезистора на основе SmS

пользу для снижения веса последних. Условимся считать тензорезисторным датчиком давления измерительные приборы, имеющие в своем составе как минимум четыре тензорезистора установленных на воспринимающем давление упругом элементе и имеющем зоны сжатия и зоны растяжения, при этом тензорезисторы, установленные в этих зонах, включены в противоположные плечи моста Уитстона. Эта сложная и дорогая конструкция может быть успешно заменена невесомым температурнезависимым барорезистором.

список литературы

- Каминский В.В., Смирнов И.А. Редкоземельные полупроводники в датчиках механических величин // Приборы и системы управления, 1985. № 8. С. 22-24.
- Каминский В.В., Молодых А.А., Степанов Н.Н., Соловьев С.М. и др. Особенности применения полупроводниковых тензо- и барорезисторов на основе моносulfида самария // Научное приборостроение, 2011. Т. 21, № 2. С. 120-126.
- Володин Н.М., Каминский В.В., Мишин Ю.Н. Тензометрия на основе редкоземельных полупроводников в космических аппаратах (КА) // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 5. С. 51-56.
- Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В., Захаров Ю.В. Полупроводниковые тензорезисторы на основе моносulfида самария для космических аппаратов. Преобразование деформации // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. № 2. С. 33-37.
- Васильев Л.Н., Каминский В.В. Вклад от изменения подвижности носителей тока в пьезорезистивный эффект в SmS // ФТТ, 1999. Т. 41, вып. 11. С. 1963-1964.
- Полякова А.Л. Деформация полупроводников и полупроводниковых приборов. М.: Энергия, 1979. 168 с.
- Быховский А.Д., Каминский В.В., Романова М.В. Пьезосопротивление SmS при комнатной температуре // ФТТ, 1987. Т. 29, вып. 7. С. 2172-2174.
- Статья поступила в редакцию 16.05.2012 г.

**ИССЛЕДОВАНИЯ
ПО СОЛНЕЧНО-ЗЕМНОЙ ФИЗИКЕ,
ВЫПОЛНЕННЫЕ С ПОМОЩЬЮ КА,
СОЗДАННЫХ В НПО
ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА.
ЧАСТЬ 2*.
ПРОЕКТ «ИНТЕРШОК» (ОКОНЧАНИЕ)**



*Г.Н. Застенкер,
профессор,
доктор физико-
математических наук,
Учреждение Российской
Академии наук.
Институт космических
исследований
(ИКИ РАН),
Россия, г. Москва,
gzastenk@iki.rssi.ru;
G.N. Zastenker*

В статье кратко описываются основные научные результаты в области солнечно-земной физики, полученные при осуществлении международного исследовательского проекта «ИНТЕРШОК» по изучению околоземной ударной волны.

*Ключевые слова: солнечный ветер;
ударная волна;
плазма;
магнитное поле;
энергичные частицы;
магнитосфера Земли.*

введение

В 1986 году усилиями СССР и ЧССР был проведен успешный комплексный широкомасштабный проект «ИНТЕРШОК», посвященный различным исследованиям в области солнечно-земной физики.

В разделах 1-4 статьи (см. предыдущий выпуск журнала) описана методика и аппаратура этого эксперимента и изложены результаты работы по изучению тонкой структуры околоземной ударной волны (Галеев А.А., Бумба В. и др., 1986).

В представляемых ниже разделах статьи приведены результаты целого ряда экспериментов, выполненных в рамках проекта «ИНТЕРШОК» на спутнике «Прогноз-10–Интеркосмос»:

- определение массово-энергетического состава солнечного ветра;
- изучение рентгеновских всплесков и радиовсплесков, связанных с солнечной активностью, а также регистрация (АКР-излучения) в магнитосфере Земли;
- статистическое изучение динамики положения

* Часть 1 см. в журнале «Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2012. № 4. С. 24-38.

**THE INVESTIGATIONS OF SOLAR-
TERRESTRIAL RELATIONS
PERFORMED ONBOARD THE
SPACECRAFT DEVELOPED BY NPO
NAMED S.A. LAVOCHKIN.
PART 2**. «INTERSHOCK» PROJECT
(COMPLETION)**

In this paper there are described the main scientific results in the field of solar-terrestrial relations that were obtained by international scientific mission «Intershock», devoted to investigation of the Earth's bow shock.

*Key words: Solar Wind;
bow shock;
plasma;
magnetic field;
energetic particles;
Earth's magnetosphere.*

- околоземной ударной волны;
- разработка и экспериментальная проверка адаптивного принципа управления экспериментами на борту по признаку прохождения ударной волны.

5. Определение ионного состава солнечного ветра

К моменту осуществления проекта «ИНТЕРШОК» был получен лишь ограниченный объем сведений об ионном составе солнечного ветра, главным образом в части определения содержания дважды ионизованных ионов гелия – альфа-частиц. При том, что это направление исследований является очень важным, так как позволяет, во-первых, по оценке сравнительной динамики легких ионных компонент (протонов и альфа-частиц) определять роль различных процессов на фронтах ударных волн и, во-вторых, по оценке свойств различных компонент более тяже-

** Part 1 in «Vestnik FGUP «NPO im. S.A. Lavochkina», 2012. № 4. P. 24-38.

лых ионов определять условия в области зарождения потоков солнечного ветра в солнечной короне.

Известно, что состояние ионизации различных элементов в солнечном ветре определяется ионизационным равновесием в нижней короне и не изменяется при движении ионов в межпланетном пространстве. Поэтому измерение ионного состава солнечного ветра дает информацию как об элементном и изотопном составе Солнца, так и о температуре и плотности электронов в его короне.

До осуществления проекта «ИНТЕРШОК» измерения ионного состава были обставлены существенными ограничениями (предположение о равенстве переносных скоростей, условие низких кинетических температур и т.д.).

С целью продвижения в этом направлении в проекте «ИНТЕРШОК» были разработаны и использованы специальные масс-энергоанализаторы в составе комплекса БИФРАМ, с помощью которых была создана возможность одновременного измерения энергетических и массовых спектров ионов солнечного ветра (Ермолаев Ю.И., Застенкер Г.Н. и др., 1986).

Для таких измерений использовались два типа датчиков – анализатор с селекцией по массе типа фильтра Вина (т.е. селектор ионов в скрещенных электрическом и магнитном полях), рисунок 10, и оригинальный масс-энергоанализатор с раздельным последовательным анализом в магнитном и электростатическом полях. Детальное описание всех методических вопросов, калибровочных характеристик и возможностей этих приборов приведено в (Ермолаев Ю.И., Застенкер Г.Н. и др., 1986).

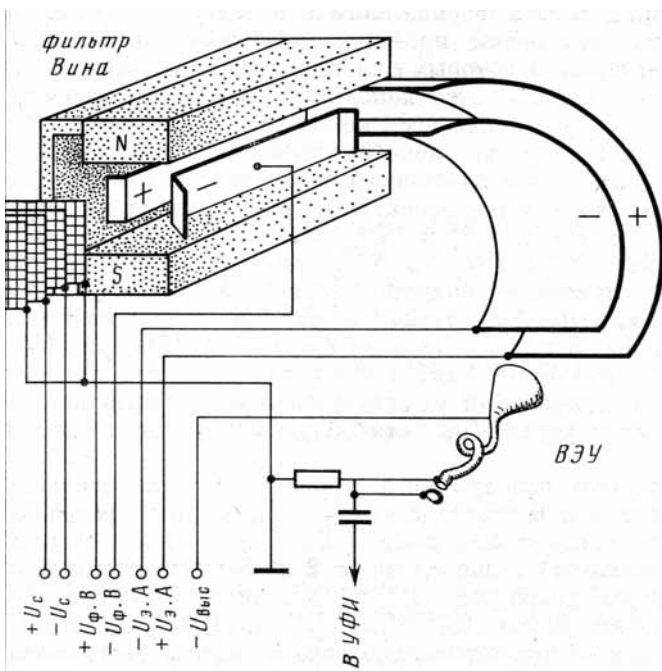


рисунок 10. Схематическое изображение масс-анализатора с фильтром Вина (ВЭУ – вторичный электронный умножитель; УФИ – усилитель-формирователь импульсов; приведены наименования напряжений на электродах)

Пример измеренного 07.05.85 с помощью описанных приборов суммарного спектра энергий и масс ионов солнечного ветра приведен на рисунке 11. В это время все анализаторы работали в быстром режиме, что позволило сделать привязку скоростей тяжелых ионов к скорости протонов и альфа-частиц. На рисунке по оси абсцисс отмечены значения E/Z (т.е. энергии на заряд), а по наклонной оси – величины A/Z (т.е. массы на заряд). По оси ординат указаны значения скорости счета, полученные с учетом всех калибровочных характеристик. Подчеркнем уникально широкий диапазон скоростей счета – 7 порядков величины.

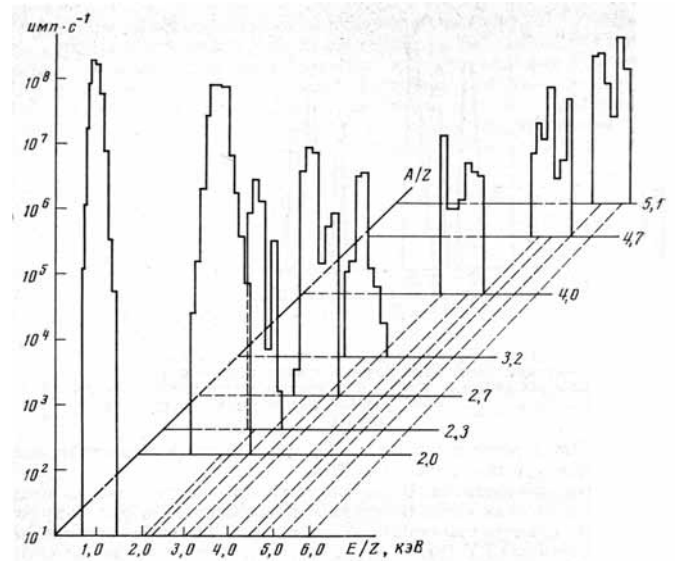


рисунок 11. Пример энергомассового спектра ионов солнечного ветра. Значения энергий (E/Z) и масс (A/Z) указаны у осей

На рисунке 11 отметим прежде всего четкие пики протонов ($A/Z=1$) и альфа-частиц ($A/Z=2.0$), измеренные за 8 с. Видно, что энергетические распределения этих ионов близки к максвелловским и высокоэнергетический «хвост» распределения альфа-частиц практически отсутствует, это облегчает регистрацию тяжелых ионов. Кинетические параметры легких ионов составляют $V_p=432$ км/с, $V_a=430$ км/с, $T_p=4.0$ эВ, $T_a=13.6$ эВ, т.е. соотношения между скоростями и температурами протонов и альфа-частиц близко к обычному для спокойного солнечного ветра.

Далее на спектре видны четкие пики ионов кислорода $O+7$ ($A/Z=2.3$) и $O+6$ ($A/Z=2.7$). Следующие пики ($A/Z=3.2$) и ($A/Z=4.0$) скорее всего принадлежат ионам кремния и серы. Весьма существенно, что в конце приведенного спектра уверенно идентифицируются ионы железа $Fe+12$ ($A/Z=4.7$) и $Fe+11$ ($A/Z=5.1$), по которым в 80-е годы была очень скудная информация.

В данном примере содержание альфа-частиц относительно протонов составляло 5.5%, а относительные содержания кислорода и железа составля-

ли 2×10^{-4} и 3×10^{-5} , что близко к средним значениям их обилия.

Сопоставление положений максимумов энергетических спектров всех ионов показывает, что в данном случае переносная скорость всех ионов, включая ионы железа, совпадает со скоростью альфа-частиц с точностью около 10 км/с.

Измеренная ширина энергетического спектра ионов железа дает оценку их кинетической температуры около 200 эВ, что неплохо соответствует выводу о пропорциональности температуры массе ионов.

Проведенные оценки показывают, что температура электронов в короне, определенная по отношению амплитуд пиков ионов O+7 и O+6, составляет 2.1×10^6 К, а средняя температура электронов, определенная по отношению амплитуд пиков ионов железа, равна 1.4×10^6 К, что позволяет сделать вывод о значительном градиенте температуры электронов короны в области зарождения наблюдавшегося потока солнечного ветра.

Таким образом, разработанные и испытанные в полете масс-энергетические анализаторы прибора БИФРАМ показали возможность надежного определения элементного состава солнечного ветра вплоть до высокоионизованных ионов железа. При этом были определены кинетические параметры и содержание различных компонент, а также дана оценка температуры электронов на разных уровнях солнечной короны.

6. Статистика положений околоземной ударной волны по данным измерений в проекте «ИНТЕРШОК»

Основные требования, которые предъявлялись к орбите спутника типа «Прогноз» для осуществления проекта «ИНТЕРШОК», были такими:

- получить максимальное число проходов спутника через фронт околоземной ударной волны (ОЗУВ);
- обеспечить достаточно долгое (не менее 50-70% от длительности витка) пребывание спутника в солнечном ветре для проведения регулярных измерений параметров межпланетной среды;
- в течение первых шести месяцев полета провести регистрацию положения ОЗУВ как в подсолнечной области, так и на обоих (утреннем и вечернем) флангах магнитосферы.

Соответствующая орбита была выбрана, и спутник «Прогноз-10-Интеркосмос» был выведен 26.04.85 на рабочую орбиту с апогеем 206 тыс. км, перигеем 6.8 тыс. км и наклоном 65 град.

Детальное описание всех баллистических вопросов проекта «ИНТЕРШОК» приведено в статье (Боярский М.Н., Застенкер Г.Н. и др., 1986).

Помимо ряда других технических вопросов, для проекта «ИНТЕРШОК» было важно надежное

знание орбиты спутника, так как одним из двух методов обеспечения высокого временного разрешения измерений при прохождении ОЗУВ было проведение специальных сеансов связи в режиме непосредственной передачи данных (режим НП) в заранее намеченный момент времени, как можно ближе совпадающий с моментом ожидаемого прохождения спутником фронта ОЗУВ.

Для этого положение ОЗУВ на орбите спутника прогнозировалось за месяц вперед на основе общепринятой эмпирической модели (Formisano V., 1979) и соответствующие сеансы связи центрировались (в пределах 2-3 часов) на ожидаемое пересечение поверхности ударной волны. Хотя погрешность вычисления момента прихода спутника в заданную точку была не более 5 мин, реальное запаздывание или упреждение пересечения ударной волны могло отличаться от расчетного на несколько часов, что связано с движением ударной волны из-за изменения условий в солнечном ветре.

Всего за шесть месяцев работы проекта «ИНТЕРШОК» было проведено 30 сеансов НП, из которых в 18 случаях действительно было зарегистрировано с высоким разрешением пересечение ударной волны.

За время с апреля по ноябрь 1985 года спутник пересекал ОЗУВ 47 раз, но большинство этих пересечений из-за больших колебаний ее положения были многократными, так что всего было зафиксировано около 440 пересечений. Полученный достаточно обширный материал по координатам этих пересечений позволил авторам (Боярский М.Н., Застенкер Г.Н. и др., 1986) провести оценку среднего положения ОЗУВ и ее отклонения от модели (Formisano V., 1979).

На рисунке 12 представлено точками положение всех зарегистрированных положений ОЗУВ (в радиусах Земли R_e) в цилиндрических координатах X' , $((Y')^2 + (Z')^2)^{1/2}$, полученных из обычных координат SE путем поворота вокруг оси Zse на 4 град (угол аберрации).

Прежде всего, обращает на себя внимание большой разброс этих положений, отражающий динамику условий в солнечном ветре.

Действительно, размеры магнитосферы Земли и, в частности, расстояние до ударной волны, связаны главным образом с динамическим давлением солнечного ветра $\rho \times V^2$, где ρ – плотность; V – переносная скорость солнечного ветра. Как видно из рисунка, в отдельные моменты рассматриваемого периода наблюдались положения ударной волны, удаленные даже на 9 R_e от среднего, т.е. соответствующие весьма значительному уменьшению давления солнечного ветра. С другой стороны, в нескольких событиях наблюдались значительно приближенные к Земле положения ударной волны, соответствующие сжатию магнитосферы при возрастании динамического давления ветра в 5-10 раз

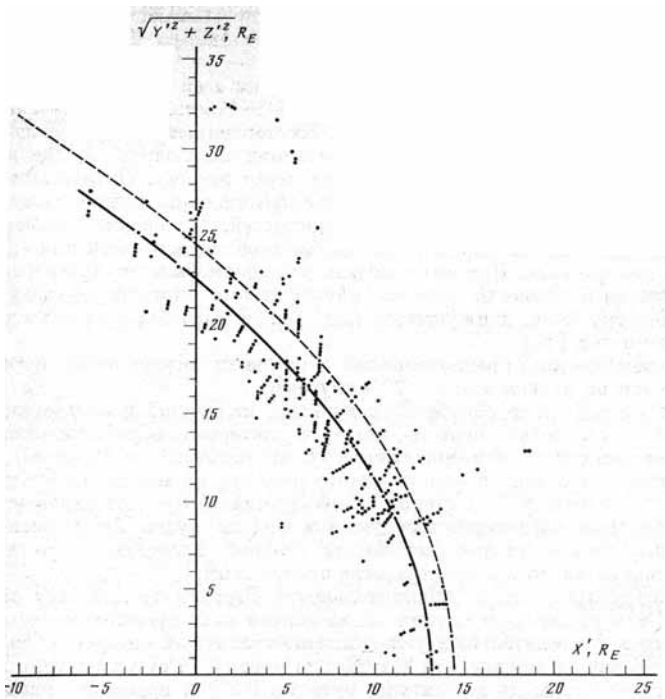


рисунок 12. Положение фронта околоземной ударной волны (точки) по измерениям на спутнике «Прогноз-10–Интеркосмос» (штриховая линия – модельное положение по данным (Formisano V., 1979); сплошная линия – среднее положение по данным спутника «Прогноз-10–Интеркосмос»)

по сравнению с его средним значением.

На рисунке 12 представлены также: штриховой линией – модельное положение ОЗУВ по данным работы (Formisano V., 1979); сплошной линией – среднее положение ОЗУВ по измерениям на спутнике «Прогноз-10–Интеркосмос», вычисленное путем аппроксимации измерений гиперболой.

Видно, что в рассматриваемый период среднее положение ударной волны заметно ближе к Земле, чем модельное – в подсолнечной области примерно на $1 R_E$, а на флангах – примерно на $2 R_E$. Это обстоятельство свидетельствует, очевидно, о повышении в рассматриваемый период среднего давления солнечного ветра в 1.6-1.8 раза по сравнению с принятым в (Formisano V., 1979), что хорошо согласуется с гипотезой о том, что в период минимума солнечной активности (а именно этому соответствует апрель-ноябрь 1985 г.) средняя плотность солнечного ветра примерно в два раза выше, чем в период максимума, к которому относятся данные, использованные в работе (Formisano V., 1979).

Найденное по измерениям на спутнике «Прогноз-10–Интеркосмос» среднее положение ОЗУВ характеризуется его подсолнечным расстоянием примерно $13.2 R_E$ и фланговым расстоянием при $X'=0$ примерно $23.3 R_E$, что близко к данным, полученным на других спутниках серии «Прогноз». Однако, как видно из рисунка 12, фланговые положения ОЗУВ довольно часто регистрируются заметно дальше от Земли, чем средние

положения.

В заключение подчеркнем, что проведенные в рамках проекта «ИНТЕРШОК» регулярные измерения положения околоземной ударной волны во всей подсолнечной полусфере позволили получить систематические данные о ее положении и показали заметное изменение среднего положения ОЗУВ относительно его модельного положения.

Этот вывод представляется весьма важным как с научной, так и с практической точек зрения.

7. Наблюдения солнечного рентгеновского излучения и длинноволнового радиоизлучения (АКР) в проекте «ИНТЕРШОК»

Помимо изложенных выше локальных наблюдений, в проекте «ИНТЕРШОК» проводились исследования солнечных и магнитосферных явлений. Эти работы описаны в статье (Григорьева В.П., Курильчик В.Н. и др., 1986).

Всплески солнечного рентгеновского излучения регистрировались с помощью 6-канального рентгеновского фотометра РФ-2П с набором отдельных детекторов в диапазоне энергий от 2 до 200 кэВ. Детальное описание этого прибора см. в (Grigorjeva V.P., Pinter C. et al., 1985).

Всплески длинноволнового солнечного радиоизлучения и радиоизлучения в магнитосфере Земли регистрировались с помощью 6-канального радиометра с рамочной антенной АКР-2М в диапазонах от 0.1 до 1.5 МГц. Детальное описание этого прибора см. в (Grigorjeva V.P., Pinter C. et al., 1985).

В качестве примера регистрации событий солнечного происхождения рассмотрим данные наблюдений прибором РФ-2П событий 13.09.85 и 15.09.85, представленные на левой панели рисунка 13.

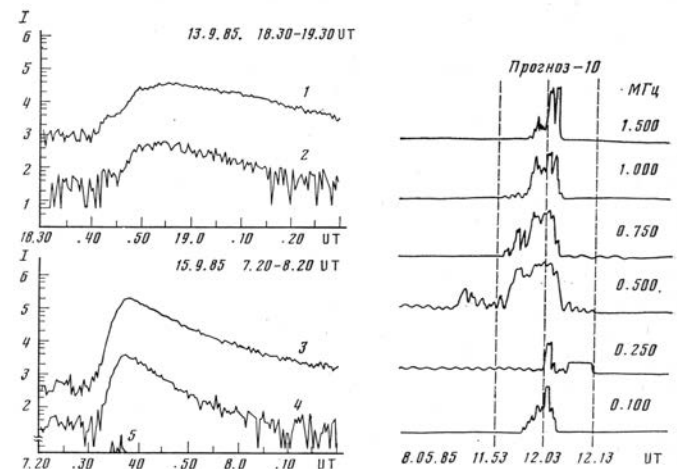


рисунок 13. Всплески интенсивности мягкого рентгеновского излучения Солнца (левая панель) в событиях 13.09 и 15.09.85 (диапазоны энергий от 2-4 до 4-7 кэВ и аврорального километрового радиоизлучения (правая панель) в событии 08.05.85 в 6-ти диапазонах частот (от 0.1 до 1.5 МГц)

По оптическим данным, 13.09.85 на Солнце наблюдался целый ряд слабых вспышечных явлений. В соответствии с чем, по показаниям прибора РФ-2П, в каналах с энергиями 2-4 кэВ (кривая 1) и 4-7 кэВ (кривая 2) 13.09.85 в 16.40 UT началось нарастание мягкого рентгеновского излучения, достигшее максимума к 18.55 UT с величиной энерговыделения около 1.3×10^{22} эрг/с.

Второй, более интенсивный всплеск мягкого рентгеновского излучения наблюдался 15.09.85 в интервале 07.20-08.20 UT (см. кривые 3 и 4 на рисунке 13) с величиной энерговыделения около 2×10^{24} эрг/с. Отмечен также небольшой всплеск излучения в канале 10-20 кэВ (кривая 5), который скорее всего имеет тепловую природу и может быть объяснен «хвостом» распределения по скоростям нагретой плазмы. Температура разогретой плазмы в обоих случаях около 9×10^6 К.

В длинноволновом радиоизлучении этих событий зарегистрированы радиовсплески со сложной структурой на частотах 250 и 500 кГц. Уровни генерации этих всплесков, согласно корональной модели Файнберга–Стоуна (*Cane H.V., Stone R.G. et al., 1981*) предполагаемые на 2-й гармонике плазменной частоты, находятся на расстояниях около $40 R_s$ и $70 R_s$ (R_s – радиус Солнца).

Всплески радиоизлучения запаздывают относительно максимума рентгеновского излучения, что можно интерпретировать как выброс вещества или движение ударной волны с ускорением электронов на ее фронте («shock accelerated»).

Средняя скорость движения этой ударной волны около Солнца составляет около 1490 км/с, тогда как средняя скорость ее движения к Земле всего лишь 755 км/с, т.е. ударная волна существенно замедляется при движении в межпланетной среде. Приход этой ударной волны к Земле вызвал магнитную бурю, начавшуюся 15.09.85 и окончившуюся только 17.09.85. Детальный анализ всех этих событий приведен в работе (*Григорьева В.П., Курильчик В.Н. и др., 1986*).

Помимо наблюдения солнечных радиовсплесков, с помощью прибора АКР-2М проекта «ИНТЕРШОК» было зарегистрировано множество всплесков аврорального километрового радиоизлучения, возникающего в магнитосфере Земли. Пример такого излучения, наблюдавшегося во всех частотных каналах прибора, приведен на правой панели рисунка 13. Эти излучения регулярно регистрировались на каждом витке орбиты на высотах порядка $1.5-3 R_s$ (т.е. в районе авроральной области), и поток радиоизлучения имел интенсивность $10^{-11}-10^{-13}$ Вт/м²×Гц.

В работе (*Григорьева В.П., Курильчик В.Н. и др., 1986*) приведено много примеров и дано подробное описание статистики этих наблюдений, особенностей их частотного и временного распределений и локализации областей их генерации. Сечение областей генерации АКР носит сложный характер и свидетельствует как о переменности

самого излучения, так и о сложной пространственной структуре его источников.

По данным наблюдений была сделана оценка физических размеров источников излучения, которая дает величины от 500 км до 2000 км.

Весьма важным результатом исследования АКР в магнитосфере Земли на спутнике «Прогноз-10–Интеркосмос» является обнаружение гектометрового (на частотах 750-2100 кГц) продолжения этого излучения.

Таким образом, исследования рентгеновского излучения Солнца и радиоизлучения в диапазоне АКР (как солнечного, так и магнитосферного) в проекте «ИНТЕРШОК» принесли много важных и приоритетных новых научных результатов.

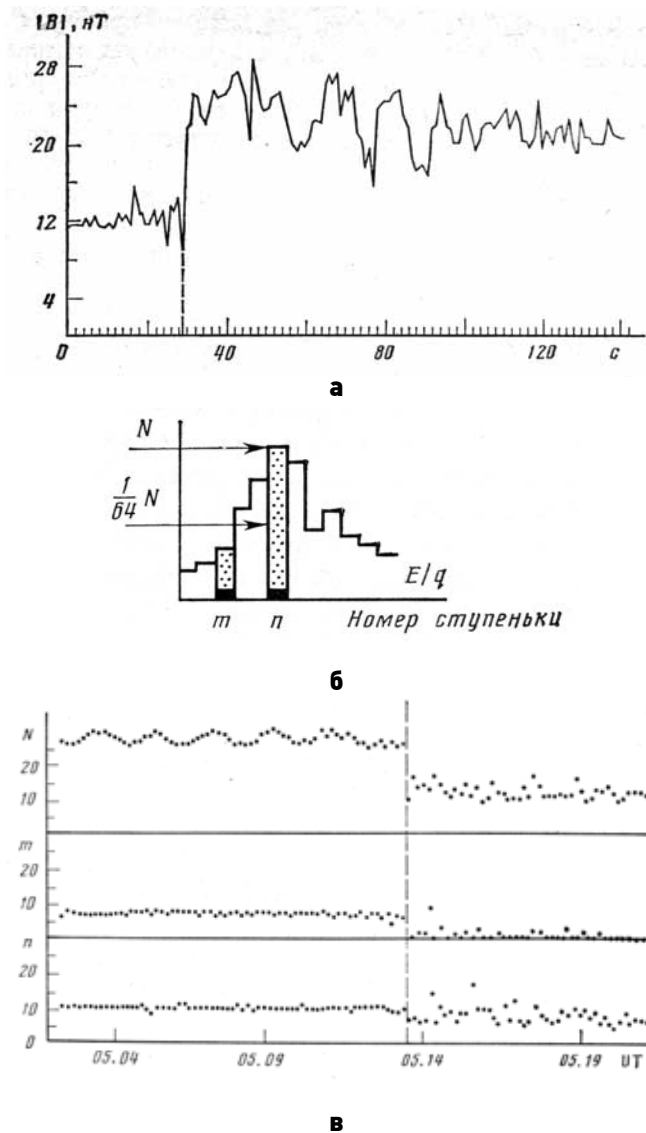
8. Адаптивный принцип регистрации данных в проекте «ИНТЕРШОК»

Помимо изложенных выше научных результатов проекта «ИНТЕРШОК», представляют значительный интерес и методические новшества этого проекта. Одним из таких новых методов является адаптивный принцип регистрации данных (*Бабкин В.Ф., Ермолаев Ю.И. и др., 1986*).

В соответствии с основной задачей проекта – изучением тонкой структуры ударных волн – необходимо было обеспечить высокую скорость опроса (значительно выше, чем средняя скорость дежурного режима телеметрической системы) всех измеряемых физических параметров в окрестности ударной волны. Одним из путей достижения такой скорости, как описано в разделе 6, было включение режима прямой передачи данных в ожидаемый момент пересечения околоземной ударной волны. Однако эффективность этого метода оказалась не очень велика из-за большого размаха перемещений ударной волны при изменении параметров солнечного ветра. Поэтому в работе (*Бабкин В.Ф., Ермолаев Ю.И. и др., 1986*) была рассмотрена возможность построения адаптивного управления скоростью записи измерений по признаку пересечения ударной волны.

Важнейшей проблемой при этом является выбор критериев идентификации околоземной ударной волны. В качестве таких критериев рассматривались вариации различных характеристик плазмы и магнитного поля. На рисунке 14 показаны примеры изменения этих характеристик при наблюдавшихся на КА «Прогноз-8» пересечениях ударных волн – модуля магнитного поля и мониторинжных параметров – «высоты», «скорости» и «ширины» энергетического спектра ионной компоненты солнечного ветра.

В качестве первого приближения изменение этого набора из четырех физических параметров было выбрано для выработки бортовой ЭВМ в реальном времени сигнала о пересечении околозем-



а – модуль магнитного поля;
б – схема определения мониторинговых параметров по энергетическому спектру ионов солнечного ветра (N – высота спектра, p – положение максимума спектра, m – положение левой границы);

в – пример изменения параметров N , m , p при реальном пересечении ударной волны.

рисунк 14. Примеры поведения физических параметров при пересечении ударных волн. Штриховыми линиями отмечены моменты пересечения УВ

ной ударной волны.

После получения такого сигнала система записи данных БРОД-ОРИОН должна была переходить в режим усиленного опроса всех измеряемых параметров.

Ясно, что такая задача весьма непростая, ибо при ограниченности бортовых ресурсов памяти главным вопросом является максимально возможное устранение ложных срабатываний, которые будут забивать всю имеющуюся память. Такие ложные срабатывания могут иметь место при различных вариациях параметров плазмы и магнитного поля, постоянно присутствующих в солнечном ветре и, особенно, в магнитослое, но вовсе не являющихся фронтами ОЗУВ.

В работе (Бабкин и др., 1986) детально описываются многочисленные требования к алгоритму обнаружения ОЗУВ, учитывающие временные и амплитудные характеристики вариаций используемых в алгоритме параметров. Разработанный алгоритм состоял из нескольких независимых критериев и заключался в сравнении двух наборов статистических характеристик измерений – до предполагаемой границы и после нее. В качестве статистик использовались скользящие значения выборочных средних и дисперсии измерений.

В связи с весьма широким диапазоном возможных вариаций используемых параметров все критерии формулировались в относительном виде и обставлялись определенными ограничениями.

Имелась возможность по команде с Земли менять программу управления – только по магнитным данным, или только по плазменным данным или по одновременному (с некоторым допуском) срабатыванию обеих групп критериев.

Следует отметить наличие в ЭВМ БРОД режима записи предыстории данных, полученных перед переходом в усиленный режим опроса измерений. Без записи такой предыстории нельзя было бы получить сведения о начальных участках развития ударной волны.

Для осуществления такого режима в приборе БРОД имелась кольцевая память, на которую непрерывно записывались все измерения на интервале в несколько десятков секунд. При поступлении сигнала о переходе системы в усиленный режим записи эта кольцевая память замораживалась, и ее содержимое переписывалось в выходной кадр в режиме быстрых измерений.

Рассмотрим теперь результаты эксперимента. При проведении эксперимента «ИНТЕРШОК» работа адаптивной системы существенно образом корректировалась с помощью перепрограммирования ЭВМ БРОД в соответствии с получаемыми результатами.

На первых семи витках проводилась настройка алгоритма обнаружения ОЗУВ по мониторинжным плазменным данным. Начиная с восьмого витка, уже происходила регулярная регистрация ОЗУВ, но с низкой частотой – примерно один-два раза за виток – всего восемь пересечений.

Затем, из-за падения чувствительности датчика мониторинговой системы, пришлось на 13-31-м витках перейти на работу только по магнитным данным. При этом за 18 витков было зарегистрировано девять пересечений, но имело место большое число ложных обнаружений.

На третьем этапе эксперимента в качестве исходных данных в алгоритм обнаружения были добавлены интегральный поток плазмы и амплитуда низкочастотных флуктуаций магнитного поля, что вполне входит в рамки физической природы анализируемых признаков. При этом было получено устойчивое и эффективное срабатывание

алгоритма обнаружения с вероятностью в среднем 0.78. Всего за 14 витков этого этапа (за два месяца) было зарегистрировано 26 пересечений ударной волны (а заодно и семь пересечений магнитопазы).

Таким образом, использование адаптивного принципа управления скоростью записи данных научной аппаратуры проекта «ИНТЕРШОК», который для своего времени являлся существенно новым шагом, позволило обеспечить регистрацию с высоким временным разрешением фронта ударной волны. Всего за время эксперимента с помощью адаптивного алгоритма была получена 41 запись усиленного режима.

Подбор наиболее подходящих физических параметров и констант алгоритма обнаружения позволил обеспечить близкую к единице вероятность правильного обнаружения фронтов ударных волн и достаточно низкое (3-10) число ложных срабатываний на каждом четырехсуточном витке орбиты.

Использованные в этом эксперименте алгоритмы имеют более общее значение, чем только идентификация ударной волны. Вообще любое физическое явление, характеризующееся изменением среднего значения и уровня флуктуаций, может быть обнаружено с их помощью. Векторный принцип построения критериев позволяет путем добавления независимых переменных увеличивать надежность такого обнаружения.

заключение

Помимо изучения структуры ударной волны на спутнике «Прогноз-10–Интеркосмос», описанных в разделах 1-4, был проведен еще ряд новых интересных экспериментов по солнечно-земной физике:

- получен энергомассовый спектр ионов солнечного ветра, позволяющий определить их относительное обилие от гелия и вплоть до железа и оценить температуру солнечной короны в месте их выхода в солнечный ветер;
- получены энергетические спектры потоков мягкого рентгеновского излучения и частотные спектры радиовсплесков в событиях, связанных с солнечной активностью; проведена регистрация большого числа всплесков АКР в магнитосфере Земли;
- получена обширная статистика положений околоземной ударной волны в передней полусфере магнитосферы, и проведено их сопоставление с общепринятой моделью;
- разработана и проверена в эксперименте весьма результативная адаптивная методика управления скоростью записи информации научного эксперимента по признаку прохождения фронта ударной волны.

В целом можно заключить, что проект «ИНТЕРШОК», в ходе которого благодаря использованию новой аппаратуры и новых методик было получено множество приоритетных и важных научных результатов в исследованиях по солнечно-земной физике, явился вполне успешным.

В разделах 1-4 (см. предыдущий выпуск журнала), как и разделах 5-8 были описаны, главным образом, первые результаты анализа данных проекта, полученные в 1985-86 гг.

В последующее десятилетие (примерно до запуска проекта «ИНТЕРБОЛ» в 1995 году) продолжался детальный анализ и глубокая разработка данных проекта «ИНТЕРШОК». Результатам этих работ посвящены десятки статей в журналах «Космические исследования», «Ann. Geophys.», «Adv. Space Res.», «J. Geophys. Res.» и др., к которым мы и отсылаем читателя*.

список литературы

Бабкин В.Ф., Ермолаев Ю.И. и др. Оценка эффективности использования адаптивных принципов регистрации данных и управления научной аппаратурой в эксперименте «Интершок» // Космич. исследования, 1986. Т. 24, № 2. С. 217-227.

Боярский М.Н., Застенкер Г.Н. и др. Динамика движения спутника и моделирование ситуаций в проекте «ИНТЕРШОК» // Космич. исследования, 1986. Т. 24, № 2. С. 200-209.

Галеев А.А., Бумба В. и др. Проект «ИНТЕРШОК» – исследование тонкой структуры ударных волн в космической плазме – цели, задачи, методы // Космич. исследования, 1986. Т. 24, № 2. С. 147-150.

Григорьева В.П., Курильчик В.Н. и др. Исследование длинноволнового космического радиоизлучения на ИСЗ «Прогноз-10–Интеркосмос» // Космич. исследования, 1986. Т. 24, № 2. С. 228-234.

Ермолаев Ю.И., Застенкер Г.Н. и др. Эксперимент по определению ионного состава солнечного ветра с помощью масс-энергоанализаторов комплекса БИФРАМ // Космич. исследования, 1986. Т. 24, № 2. С. 192-199.

Cane H.V., Stone R.G. et al. Radio evidence for shock accelerations of electrons in the solar corona // Geophys. Res. Lett., 1981. V. 8, № 12. P. 1285-1289.

Formisano V. Orientation and Shape of the Earth's Bow Shock in three dimensions // Planet Space Sci., 1979. V. 27, № 9. P. 1151-1170.

Grigorjeva V.P., Pinter C. et al. The investigation of long wave length radio emission with 10-channel receiver AKR-2 // Project INTERSHOCK Prague: Publ. Astronomical Institute, 1985. № 60. P. 85-100.

Статья поступила в редакцию 04.09.2012 г.

* Окончание. Начало см. в предыдущем номере журнала.

РАЗРАБОТКА БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ МАРСОХОДА



С.П. Буслаев,
кандидат технических
наук, ФГУП «НПО
им. С.А. Лавочкина»,
Россия, Московская
область, г. Химки,
se.bouslaev@yandex.ru;
S.P. Buslaev

Описываются работы по созданию бортовой системы технического зрения для автономного управления движением российского марсохода, которые проводились в НПО им. С.А. Лавочкина с конца 1980-х по 1998 год в рамках международной марсианской программы. Эта система даёт марсоходу возможность самостоятельно планировать маршрут и затем самостоятельно перемещаться по маршруту. Приводится описание применявшихся методов математического моделирования и испытаний, описывается состав и структура сложившейся международной кооперации. Описанные в статье работы имели приоритетный характер и представляют интерес для будущих исследований.

Ключевые слова: марсоход;
автономное движение;
стереозрение;
цифровая модель местности;
планирование маршрута;
марсодром.

ВВЕДЕНИЕ

В конце 1980-х годов в рамках программы международного сотрудничества по изучению Марса в НПО им. С.А. Лавочкина начались исследовательские работы по проектированию марсохода, которые продолжались длительное время. Схема экспедиции предусматривала доставку на Марс российского марсохода весом около 100 кг (рисунок 1), который имел следующие характеристики: радиус действия до 30-40 км, технический запас хода 100 км, средняя скорость непосредственно движения 0,15 м/с (Полищук Г.М. и др., 2007). Такие требования к марсоходу не позволяли использовать командный метод управления движением, применявшийся ранее на советских аппаратах «Луноход-1,-2», так как большое расстояние между Землёй и Марсом приводит к большим задержкам радиосигнала. По этой причине потребовалась разработка бортового интеллектуального средства – системы автономного технического зрения (САТЗ) для самостоятельного перемещения марсохода по Марсу без учас-

DEVELOPMENT OF ONBOARD SYSTEM OF AUTOMOUS MACHINE VISION OF «MARSOKHOD»

This paper describes the works on creation onboard machine vision system for autonomous control of motion, developed by NPO S.A. Lavochkin for Russian rover Marsokhod within the scope of the international Martian project from the end 1980 yers to 1998.

This system provides the rover with autonomous patch planning and with autonomous motion ability, extending thus its range on the Martian surface. The description of the used methods of the mathematical modeling and tests is resulted, the structure of the international cooperation is described. The developments, presented in this paper, were priority and are of interest for the future works.

Key words: Russian Mars rover;
Marsokhod;
autonomous motion;
stereo vision;
digital terrain model;
patch planning;
Mars-like area.

тия операторов с Земли.

К тому времени во ВНИИТрансмаше было разработано оригинальное трёхосное шестиколёсное шасси с жёсткими цилиндро-коническими колёсами, обладавшее большой проходимостью. На рисунке 1 показана одна из рассматривавшихся компоновочных схем марсохода на этом шасси.

Основными системами марсохода являлись: система управления марсохода, шасси, САТЗ, система терморегулирования, система электропитания, радиосистема, конструкция марсохода. Источниками энергии в системе электропитания марсохода являлись радиоизотопные тепловые электрогенераторы (РИТЭГ).

1. Устройство САТЗ

В общем случае САТЗ включает в себя две стереотелекамеры, датчики марсохода и бортовой спецпроцессор с программно-алгоритмическим обеспечением

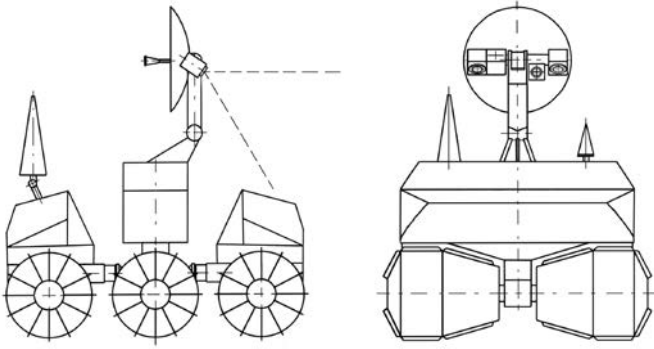


рисунок 1. Компонентная схема марсохода НПО им. С.А. Лавочкина с самоходным шасси ВНИИТрансмаш в рамках марсианской программы. 1994 год

(ПАО). В спецпроцессоре выполняется обработка стереоизображений местности перед марсоходом, строится трёхмерная цифровая модель этой местности (Digital Terrain Model – DTM) и планируется маршрут движения марсохода (Patch planning).

Типичное автономное движение марсохода между точками А и Б с помощью САТЗ показано на рисунке 2. В точке маршрута А производится панорамная или частично панорамная стереосъёмка местности, строится трёхмерная цифровая модель местности перед марсоходом, на которой в бортовом компьютере марсохода планируется маршрут его движения. Затем марсоход проезжает спланированный отрезок пути, и цикл повторяется вновь.

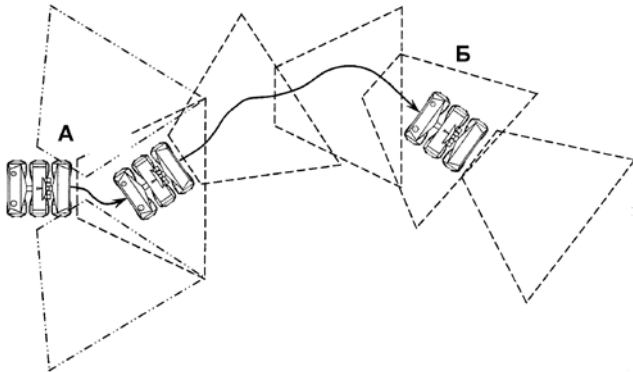


рисунок 2. Схема типичного маршрута автономного движения марсохода

В 1992 году сложилась международная кооперация ряда научных организаций СССР, Франции и Венгрии, участвовавших в реализации системы автономного технического зрения марсохода. Следует заметить, что программно-алгоритмическое обеспечение АСТЗ разрабатывалось независимо французскими учёными, учёными ИКИ РАН и учёными НПО им. С.А. Лавочкина в трёх различных вариантах.

2. Испытания САТЗ на планетодроме «Жеромс» во Франции

Во Франции работами по САТЗ в рамках этого проекта занимались Национальный центр космических

исследований Франции CNES и Лаборатория космической астрономии в Марселе LAS (сейчас это Лаборатория астрофизики в Марселе LAM). На территории CNES в Тулузе в августе 1992 года был создан планетодром GEROMS для испытаний средств управления движением планетоходов (*Lamboley M. et al., 1995*). Планетодром включал в себя грунтовую площадку и помещение, в котором находились рабочие станции SPARC Station для моделирования движения планетоходов. Для определения координат текущего положения планетохода в местной системе координат GEROMS применялись средства лазерного измерения. На рисунке 3 показан фрагмент марсодрома GEROMS во время одного из совместных международных испытаний марсохода.



рисунок 3. Совместные российско-французские испытания французского варианта САТЗ на экспериментальном образце российского марсохода. Планетодром «Жеромс» в Тулузе. Декабрь 1994 года

Основная зона грунтовой площадки состояла из зоны навигации размером 60 на 100 м и зоны меньшего размера для калибровки телекамер. Зона навигации состояла из «лунной» и «марсианской» зон, которые были покрыты породами-аналогами, имевшими соответствующие физико-механические свойства, рельеф и цвет, подобные оригиналам.

На рисунке 4 показан экспериментальный образец марсохода НПО им. С.А. Лавочкина с установленной на нём французской версией системы автономного стереозрения. С левой стороны вертикальной штанги видны две стереотелекамеры, объективы которых направлены влево, в сторону движения марсохода; наверху штанги находится лазерный отражатель для точного измерения текущих координат марсохода на грунтовой площадке в системе координат GEROMS.

В работах по созданию САТЗ участвовал Научно-исследовательский институт атомной энергии Венгерской Академии наук (KFKI). Здесь разрабатывался специальный бортовой компьютер для обработки изображений и управления движением марсохода.

Вычислительные задачи, которые нужно было решать на борту марсохода, можно разбить на две группы. В первую группу входили традиционные задачи космического аппарата: управление научными приборами, сбор данных, их сжатие, хранение и передача на



рисунок 4. Установка французской САТЗ на российском марсоходе НПО им. С.А. Лавочкина, шасси ВНИИТрансмаш. Планетодром «Жером» в Тулузе. Декабрь 1994 года

Землю, выполнение команд с Земли. В самом начале работы над марсоходом для этих целей предполагалось использовать бортовой компьютер с процессором Intel 80C86 с частотой 2 МГц, RAM 64 кб и ROM 64 кб.

Вторая группа задач относилась к системе автономного технического зрения и для её решения требовался бортовой компьютер с гораздо большей производительностью, чем 80C86. Специалисты КФКИ разработали для этих целей бортовой компьютер на основе четырёх (позднее – трёх) транспьютерных модулей Т805 с частотой 20 МГц, из которых два модуля постоянно находились в работе, а два – в холодном резерве. Бортовой компьютер включал также четыре блока памяти по 4 Мб. Каждый транспьютерный модуль в рабочем состоянии потреблял 1,5 Вт, а блок памяти 0,3 Вт.

3. Испытания САТЗ на марсодроме НПО им. С.А. Лавочкина

В НПО им. С.А. Лавочкина создавалась своя САТЗ для автономной навигации и движения марсохода, разработкой её занималась Лаборатория моделирования движения и экспериментальной отработки управления движением планетоходов. Непосредственно разработкой математических алгоритмов и программ для обработки изображений и построения цифровой модели местности руководили учёные из МАИ профессор В.И. Самойленко и доцент Л.Л. Житченко. К этой работе позднее подключились студенты старших курсов МАИ, выбравшие разработку САТЗ марсохода темой своих дипломных работ. После защиты дипломных проектов они пришли работать в эту лабораторию. Созданием аппаратной части стереосистемы на базе двух стереотекамер, их юстировкой и испытаниями руководил молодой способный инженер Д.А. Скрипников.

Помимо разработки и создания САТЗ, в лаборатории решались ещё две задачи – создание пульта управления движением марсохода и создание тренажёра для отработки логики движения марсохода и для тренировки будущего персонала группы управления движением марсохода. Решением этих задач, программированием общей программы управления движением марсохода

для бортового компьютера занимался опытный программист С.А. Гришин, кроме того, он же отвечал за эргономику и дизайн тренажёра и пульта управления движением марсохода.

Для проведения работ по планетоходам в НПО был создан марсодром (рисунок 5), в который входили следующие функциональные зоны (Буслаев С.П., 2005):

- аппаратная зона с измерительно-регистрирующей аппаратурой;
- зона грунтовой площадки размером 6,4 м на 14,6 м;
- зона обслуживания.

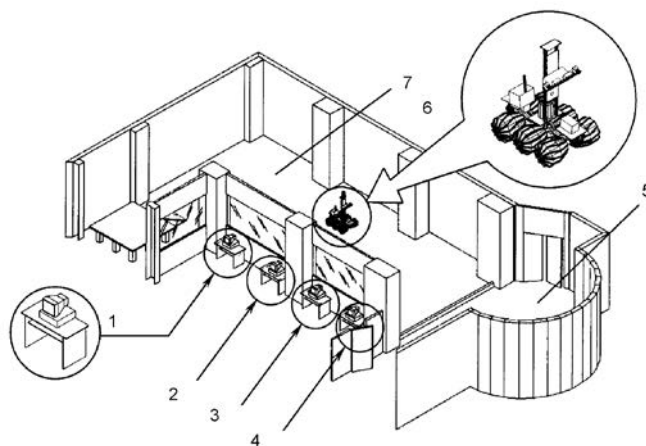


рисунок 5. Математические стенды на марсодроме НПО им. С.А. Лавочкина, которые использовались в 1992-1998 гг.

Для отработки САТЗ на марсодроме были разработаны физические и математические стенды. В аппаратной зоне марсодрома располагались: 1 – компьютер с радиомодемом для связи с марсоходом; 2 – математический стенд для отработки принципов управления движением марсохода; 3 – математический стенд для отработки ПАО автономного стереозрения марсохода; 4 – компьютер с TV-приёмником и видеомагнитофоном для приёма, отображения и регистрации видеосигналов от стереотекамер марсохода в испытаниях. В зоне обслуживания 5 марсоход 6 готовился к испытаниям, затем помещался в зону грунтовой площадки 7, где и проводились испытания. Покрытие грунтовой площадки (мелкозернистый песок и крупные камни) позволяло создавать различные рельефы местности для отработки самостоятельной навигации марсохода с помощью бортового компьютера и стереокамер. В процессе испытаний изучалось влияние характера поверхности грунта и режимов освещения на работу ПАО автономного стереозрения. При этом варьировались и подбирались параметры алгоритмов, наилучшим образом обеспечивавшие работу ПАО.

4. Математическое моделирование работы САТЗ на стендах

Для разработки собственно ПАО автономного стереозрения и для разработки пульта управления движением марсохода применялся математический стенд (рисунок 6), экран которого делился на три функциональных

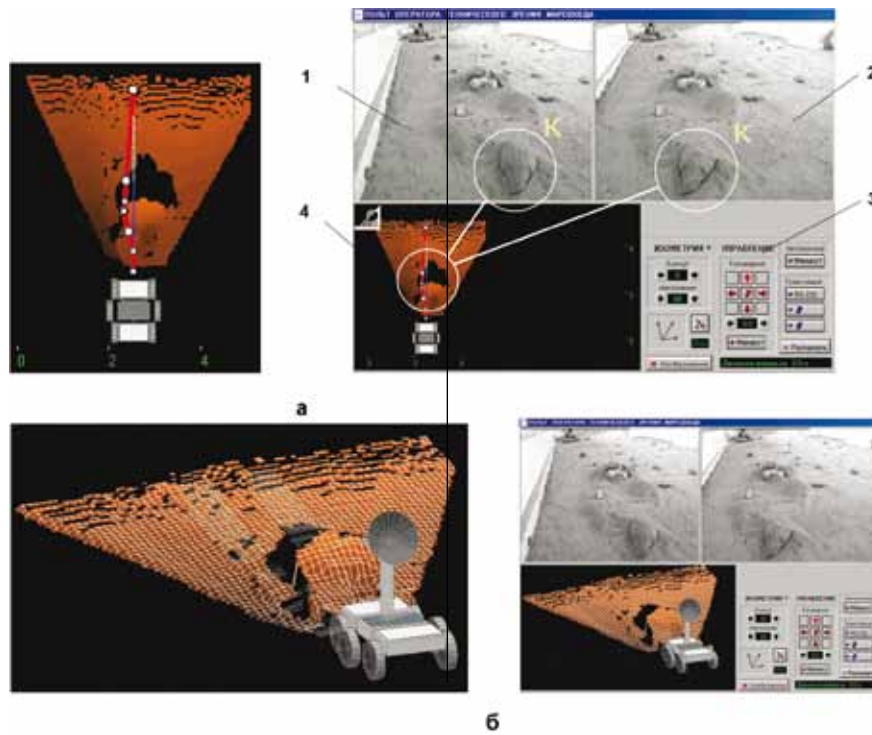


рисунок 6. Организация экрана математического стенда для разработки ПАО автономного технического зрения марсохода. 1994 год

окна (рисунок 6а). Верхняя часть экрана отведена для стереопары изображений местности перед марсоходом: 1 – левый снимок и 2 – правый снимок местности. Приведённые снимки сняты стереотелекамерами САТЗ на марсодроме НПО им. С.А. Лавочкина во время испытаний. В нижней части стереоснимков видно препятствие, в данном конкретном случае это камень **К**, который марсоходу необходимо объехать.

Нижняя часть экрана состоит из двух окон. В правом окне 3 вводятся команды для обработки стереоснимков и задаётся графическая форма выводимого результата, который появляется в окне 4 после обработки стереоизображений. Результатом является 3D-цифровая модель местности с обнаруженным на ней камнем, показанная на рисунке 6а. Для удобства визуального восприятия на цифровой карте местности применяется правило раскраски высот – чем выше, тем светлее.

Оператор обнаруживает камень по раскраске высот, по чёрной зоне невидимости за камнем и по трёхмер-

ной сетке реконструированной поверхности. На марсоходе бортовая система САТЗ самостоятельно рассчитывает маршрут движения марсохода для объезда обнаруженного препятствия **К**, который показан в окне 4 белыми точками.

Оператор стенда может рассматривать сцену «цифровая модель местности + марсоход» под любым углом зрения, как это показано на рисунке 6б. На стенде имеется также возможность изменять параметры алгоритма расчёта DTM и алгоритма планирования маршрута.

Для отработки принципов управления движением марсохода и логики планирования маршрута при преодолении препятствий был разработан другой математический стенд, экран которого показан на рисунке 7 и делится на три функциональных окна. В правом верхнем окне стенда находится его меню, в левом окне отображается искусственно сконструированный полигон виртуальной марсианской местности размером 20 на 20 м. Рельеф местности задавался с помощью

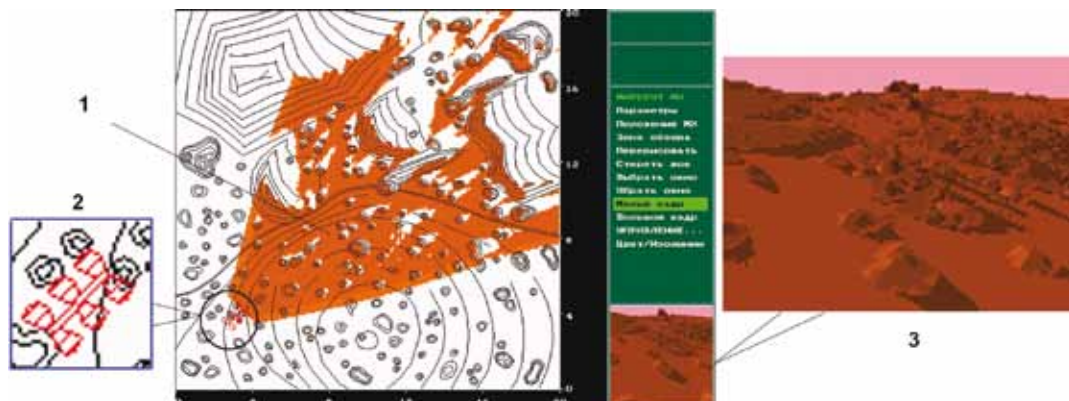


рисунок 7. Организация экрана математического стенда для отработки принципов управления движением и тренировки персонала группы управления движением марсохода. 1994 год

таблица – Основные этапы разработки САТЗ

годы	CNES	НПО им. С.А. Лавочкина
1992	август. Создание планетодрома GEROMS в центре CNES в Тулузе	создание двух лабораторий по теме марсохода. Начало создания марсодрома в НПО
1993	работа над проектом	работа над проектом
1994	французские и совместные франко-российские испытания французского варианта САТЗ на планетодроме GEROMS	испытания российского варианта САТЗ на марсодроме в НПО им. С.А. Лавочкина в течение года. Разработка пульта управления и тренажёра
1995	демонстрация на 41-м авиасалоне в Ле Бурже варианта САТЗ разработки CNES	демонстрация на 41-м авиасалоне в Ле Бурже варианта САТЗ разработки НПО им. С.А. Лавочкина

неравно отстоящих изолиний и в данном случае состоял из большого кратера в нижней части топоплана, а также из небольших барханов и камней различного размера, разбросанных случайным образом на плане. Их геометрическая форма задавалась в соответствии с математическим описанием типичных геоморфических мезоформ для Марса, составленным в ГЕОХИ, где математическое описание задавалось с помощью морфометрических параметров.

На рисунке в левом окне показана зона видимости 1 бортовых стереотелекамер марсохода, положение которого в кратере показано на фрагменте 2. Методом трассировки лучей источника света (Солнца) без двойного отражения и трассировки лучей, проходящих через ПЗС-матрицы телекамер, были синтезированы стереоизображения виртуальной поверхности Марса, одно из которых показано в окне 3 экрана стенда. На полученном изображении виден край кратера, камни и линия горизонта.

Полученные на этом стенде два сгенерированных стерео изображения Марса являются исходными данными для расчёта цифровой модели местности в ПАО автономного технического зрения и позволяют в испытаниях заменить два реальных стереоснимка. На начальном этапе разработки САТЗ, когда в НПО отсутствовали аналоги бортовых телекамер, на стенде проводилось математическое моделирование работы ПЗС матриц телекамер, после чего сгенерированные стереоснимки вводились в САТЗ. Это позволило существенно сэкономить время разработки ПАО и к моменту времени, когда из CNES в НПО были получены экспериментальные телекамеры, первый вариант ПАО автономного стереозрения был уже готов к физическим испытаниям.

При работе на этом стенде оператор имел возможность задавать различные геометрические параметры марсохода и его шасси, характеристики оптической стереосистемы (в том числе стереобазу и углы зрения телекамер), выбирать режимы освещения рельефа (азимут и наклонение Солнца), место марсохода и его ориентацию на рельефе, тем самым, подбирая необходимую сцену в поле зрения стереотелекамер.

В таблице показаны основные этапы совместной международной работы над САТЗ в НПО и в CNES в 1992-1995 годах.

заключение

В заключение можно отметить, что в НПО им. С.А. Лавочкина был разработан демонстрационный образец системы автономного технического зре-

ния для управления движением марсохода, включающей в себя алгоритмы, программы и аппаратуру стереотелекамер. Система проходила стендовые испытания на марсодроме НПО им. С.А. Лавочкина и демонстрировалась на 41-м авиасалоне в Ле Бурже в 1995 году.

Разработке системы автономного технического зрения марсохода в НПО способствовало то, что в Лаборатории, занимающейся её созданием, удалось собрать вместе специалистов по большинству вопросов автономного технического зрения – математиков, программистов, электронщиков, проектантов, специалистов по телекамерам и по динамике движения. Большую помощь оказало создание защищённого от погодных условий марсодрома в непосредственной близости от Лаборатории, что позволяло без задержек, в любое время проводить рабочие эксперименты, а также презентации марсохода на марсодроме представителям смежных организаций и иностранных фирм. Размеры марсодрома в НПО были в несколько десятков раз меньше французского полигона GEROMS, но оказались достаточными для проведения экспериментов и испытаний САТЗ.

Необходимо отметить большую роль в создании САТЗ для управления движением марсохода инициатив Гарри Николаевича Роговского, талантливого конструктора НПО им. С.А. Лавочкина, ушедшего из жизни в 2008 году. Его большой опыт, поддержка и энтузиазм оказали самое непосредственное влияние на работы, представленные в этой статье.

список литературы

Буслаев С.П. Разработка автономного стереозрения марсохода на математических стендах // Сб. научн. трудов НПО им. С.А.Лавочкина, Российская Академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2005. Вып. 6. С. 358-363.

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Роговский Г.Н., Буслаев С.П. Разработка в НПО им. С.А. Лавочкина технического стереозрения для автономного управления движением планетохода // Тезисы докладов международной научно-практической конференции 2-3 октября 2007 г. «Особенности развития космической отрасли России и перспективы её дальнейшей интеграции в систему международных экономических связей». С-Пб.: БГТУ Военмех, 2007. С. 120-122.

Lamboley M., Proy C., Rastel L., Zashchirinski A. and Buslaev S. Marsokhod: Autonomous Navigation Tests on a Mars-Like Terrain // Autonomous Robots, 1995. 2. P. 345-351.

Статья поступила в редакцию 18.11.2011 г.

ИНЖЕНЕРНЫЙ МЕТОД РАСЧЕТА НЕКОМПЛАНАРНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С НИЗКОЙ ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЫ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ С МАЛОЙ ТЯГОЙ



*К.А. Латышев**,
kirlat@inbox.ru;
*К.А. Latyshev***

В статье представлен инженерный метод расчета некопланарных перелетов космических аппаратов (КА) с низкой околоземной орбиты на геостационарную орбиту (ГСО) с малой тягой.

Ключевые слова: ГСО; КА; малая тяга; инженерный метод.

ВВЕДЕНИЕ

Выбор траекторий перелёта, отвечающих выбранным условиям оптимальности и удовлетворяющих заданным требованиям и ограничениям, является одной из важных задач, решаемых на этапе проектирования космических систем. При этом подходы, используемые для оптимизации траекторий КА с малой тягой, в значительной степени отличаются от классических методов оптимизации траекторий КА с большой тягой. В общем случае программно-методическое обеспечение, предназначенное для проектно-баллистического анализа перспективных проектов КА с малой тягой, является значительно более сложным, чем аналогичное обеспечение для КА с большой тягой.

К настоящему времени опубликовано множество работ, посвященных проблемам оптимизации траекторий полета КА с электроракетными двигателями (ЭРДУ) (Kechichian J.A., 1997; Kluever C.A., 1995; Conway B.A., 2010; Ulybyshev Y.P., 2007), где приведена соответствующая библиография. При этом одной из центральных проблем является выбор оптимальной траектории полёта КА, обеспечивающей решение поставленной задачи пе-

* ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», Россия, Московская область, г. Королев.

ENGINEERING APPROACH TO CALCULATION OF NONCOMPLANAR LOW-THRUST TRANSFERS OF SPACECRAFT FROM THE LOW EARTH ORBIT INTO THE GEOSTATIONARY ORBIT



А.И. Стрельцов,
аспирант*,
ArthurStreltsov@live.com;
*A.I. Streltsov***

The article covers the engineering approach to calculation of noncomplanar low-thrust transfers of spacecraft (SC) from the low Earth orbit into the geostationary orbit (GEO).

Key words: GEO; SC; low thrust; engineering approach.

релета с минимально возможными затратами топлива и удовлетворяющей заданным ограничениям (Conway B.A., 2010), в то время как анализ самих оптимальных траекторий и получаемых законов управления (ЗУ) вектором тяги КА, как правило, в них не проводится. Большинство современных методов оптимизации траекторий условно делятся на две большие группы: прямые методы минимизации критерия качества (функционала) и непрямые методы, связанные с использованием необходимых (а в ряде случаев – и достаточных) условий оптимальности. Обе группы обладают своими преимуществами и недостатками.

Непрямые методы основаны на использовании принципа максимума Понтрягина (Понтрягин Л.С., 1976), который позволяет свести задачу оптимального управления к двухточечной краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Эта система состоит из систем уравнений для фазовых переменных и уравнений для сопряженных переменных. Принцип максимума формализует правила записи уравнений для сопряженных переменных и правила нахождения закона

** JSC «S.P. Korolev Rocket and Space Corporation «Energiya», Russia, Moscow region, Korolev.

оптимального управления как функции текущих значений фазовых и сопряженных переменных. Традиционно для решения краевых задач, получаемых при оптимизации траектории КА непрямыми методами, используются различные модификации метода Ньютона. Основной трудностью при использовании этого класса методов является определение начального приближения, которое было бы достаточно близко к оптимальному решению и обеспечивало бы сходимость краевой задачи.

При использовании прямых методов оптимизации траекторий полёта КА с малой тягой задача оптимального управления обычно сводится к задаче нелинейного программирования для большого числа переменных. Некоторые методы (*Ulybyshev Y.P., 2007; Улыбышев Ю.П., 2008*) позволяют свести задачу оптимизации траектории к задаче линейного программирования. В основе любого из прямых методов лежит дискретизация траектории КА, в рамках которой функции фазовых переменных и функции управления аппроксимируются конечными множествами дискретных параметров. Для этих параметров затем составляется целевая функция и формируются ограничения, отражающие специфику задачи. Получаемая в результате задача нелинейного программирования обычно имеет очень высокую размерность. Основным преимуществом прямых методов оптимизации траекторий КА с малой тягой является возможность использования сложных моделей движения КА и учёта специфических ограничений на параметры движения. Основным недостатком прямых методов оптимизации траекторий КА с малой тягой считается значительная размерность получаемых задач нелинейного программирования. Несмотря на высокий уровень производительности современной вычислительной техники, решение некоторых задач рассматриваемого класса может потребовать довольно больших затрат времени.

Для ряда стандартных задач может оказаться целесообразным создание некоторого инженерного метода решения, который обобщал бы результаты оптимизации соответствующих траекторий и позволяла бы определять близкие к оптимальным законы управления тягой КА с ЭРДУ без решения соответствующих задач оптимального управления.

1. Методика расчета траекторий перелёта КА с малой тягой

При проведении расчётов критерием оптимальности траектории считалось время перелёта, для чего полагалось, что ЭРДУ работает непрерывно в течение всего времени перелёта на максимальном уровне тяги. В рамках методики задача расчёта траектории перелёта КА с малой тягой разбивается на две подзадачи: определение оптимальной «опорной» траектории (под опорной траекторией в данном случае понимается совокупность зависимостей, определяющих взаимное изменение орбитальных элементов по траектории полета КА); выбор упрощённых ЗУ

вектором тяги КА и расчёт траектории перелёта, соответствующей заданной опорной траектории и выбранным ЗУ (законы управления могут выбираться, например, на основе анализа соответствующих законов, полученных в других источниках).

1.1. Выбор опорной траектории

Опорная траектория строится на основе решения задачи Эдельбаума (приближённо-аналитическое решение), дополненной Кечичианом (*Kechichian J.A., 1997*). В общем виде решение задачи Эдельбаума предназначено для оценки затрат характеристической скорости и полного времени перелёта КА с малой тягой между круговыми некопланарными орбитами. Основные положения: все переходные орбиты принимаются круговыми; двигатель работает непрерывно, ускорение тяги постоянно; направление вектора тяги P определяется только одной переменной управления в плоскости местного горизонта – углом курса; ЗУ представлен в кусочно-непрерывном виде, при этом на витке значение угла остается постоянным, но в узловых точках меняется знак на противоположный.

Алгоритм расчета:

1. Нахождение известных начальных и конечных орбитальных скоростей V_0 и V_f из известных начальных и конечных больших полуосей орбиты соответственно a_0 и a_f

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a_0}}, \quad V_f = \sqrt{\frac{\mu}{a_f}}, \quad (1)$$

где μ – гравитационная постоянная.

2. Вычисление начального угла курса β_0

$$\operatorname{tg} \beta_0 = \frac{\sin \left[\left(\frac{\pi}{2} \right) \Delta i_f \right]}{\left(\frac{V_0}{V_f} \right) - \cos \left[\left(\frac{\pi}{2} \right) \Delta i_f \right]}, \quad (2)$$

где Δi_f – разница между наклонениями начальной и конечной орбиты.

3. Расчет затрат характеристической скорости на перелет

$$\Delta V_{\text{хар}} = V_0 \cdot \cos \beta_0 - \frac{V_0 \cdot \sin \beta_0}{\operatorname{tg} \left[\left(\frac{\pi}{2} \right) \Delta i_f + \beta_0 \right]}. \quad (3)$$

4. Время перелета

$$t_f = \frac{\Delta V_{\text{хар}}}{f}, \quad (4)$$

где f – ускорение тяги.

5. Изменение скорости по времени

$$V(t) = \sqrt{V_0^2 - 2 \cdot V_0 \cdot f \cdot t \cdot \cos \beta_0 + f^2 \cdot t^2}. \quad (5)$$

6. Изменение наклонения по времени

$$i(t) = i_0 - \frac{2}{\pi} \left[\operatorname{arctg} \left(\frac{f \cdot t - V_0 \cdot \cos \beta_0}{V_0 \cdot \sin \beta_0} \right) + \frac{\pi}{2} - \beta_0 \right], \quad (6)$$

где Δi_0 – наклонение начальной орбиты.

7. Изменение угла курса по времени

$$\beta(t) = \arctg\left(\frac{V_0 \cdot \sin \beta_0}{V_0 \cdot \cos \beta_0 - f \cdot t}\right). \quad (7)$$

8. Изменение эксцентриситета по времени

$$e(t) = 0. \quad (8)$$

Из уравнений (1) и (5) выразим зависимость изменения большой полуоси по времени

$$a(t) = \frac{\mu}{V_0^2 - 2 \cdot V_0 \cdot f \cdot t \cdot \cos \beta_0 + f^2 \cdot t^2}. \quad (9)$$

В качестве опорной траектории в данном случае принимаем изменения большой полуоси, эксцентриситета и наклонения, монотонно изменяющегося по всей траектории.

Выведем зависимости орбитальных элементов от наклонения. Из уравнения (6) выразим зависимость времени от наклонения орбиты

$$t(i) = \frac{V_0 \cdot \sin \beta_0 \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\pi}{2} - \beta_0 + (i - i_0) \cdot \frac{\pi}{2}\right)}{f} + \frac{V_0 \cdot \cos(\beta_0)}{f}. \quad (10)$$

Таким образом, из выражений (9) и (10) получим

$$a(i) = \frac{\mu}{V_0^2 \cdot \sin^2 \beta_0} \cdot \sin^2\left(\beta_0 + \frac{\pi}{2} \cdot (i_0 - i)\right). \quad (11)$$

Эксцентриситет

$$e(i) = 0 \quad (12)$$

Для принятых исходных данных решению этой задачи соответствует траектория, состоящая из двух характерных сегментов (рисунок 1).

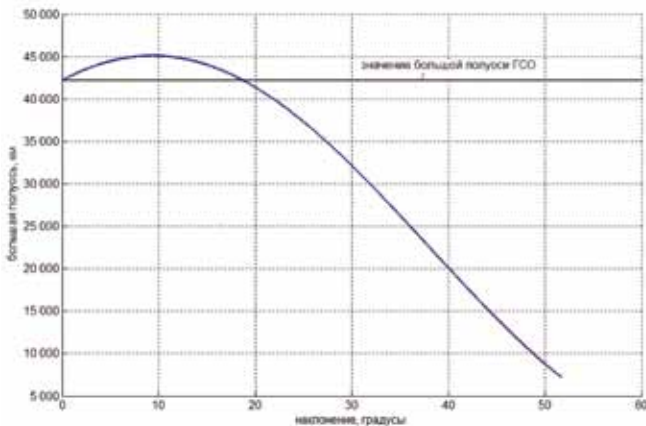


рисунок 1. Опорная траектория

На первом сегменте происходит постепенное увеличение большой полуоси орбиты КА до некоторого максимального значения, которое превышает значение большой полуоси ГСО. На втором сегменте большая полуось орбиты КА постепенно уменьшается до требуемого конечного значения большой полуоси ГСО. Наклонение орбиты КА по траектории полёта при этом изменяется монотонно, эксцентриситет орбиты КА для рассматриваемых опорных траекторий остаётся нулевым по всей траектории полёта.

Относительное изменение наклонения

$$\Delta i(t) = \frac{2}{\pi} \cdot \left(\arctg\left(\frac{f \cdot t - V_0 \cdot \cos \beta_0}{V_0 \cdot \sin \beta_0}\right) + \frac{\pi}{2} - \beta_0 \right).$$

Для нахождения скорости изменения параметров орбиты в зависимости от наклонения продифференцируем уравнения (11), (12)

$$\frac{da}{di}(\Delta i) = -\frac{\pi \cdot \mu}{2 \cdot V_0^2 \cdot \sin^2 \beta_0} \cdot \sin(2 \cdot \beta_0 + \pi \cdot \Delta i),$$

$$\frac{de}{di}(\Delta i) = 0.$$

Вторая производная по наклонению

$$\frac{d^2 a}{di^2}(\Delta i) = \frac{\pi^2 \cdot \mu \cdot \cos(2 \cdot \beta_0 + \pi \cdot \Delta i)}{V_0^2 \cdot \sin^2 \beta_0},$$

$$\frac{d^2 e}{di^2}(\Delta i) = 0.$$

1.2. Модификация задачи Эдельбаума. Построение опорной траектории

Опорная траектория разбивается на две части: первая строится на основании формул (1)-(9), вторая – на основе предположения о постоянстве ускорения тяги. При этом появляется возможность варьировать величиной максимума большой полуоси, для того чтобы траектория соответствовала целому числу витков (см. пункт 1.3.2).

1.2.1. Первая часть опорной траектории

- нахождение величины заброса большой полуоси

$$a_{\max} = a_{\text{ном}}^3 + \Delta a^3,$$

$$a_{\text{ном}}^3 = \frac{\mu}{V_0^2 \cdot \sin^2(\beta_0)},$$

где Δa^3 – варьируемая величина;

- величина наклонения, при котором достигается значение заброса большой полуоси, определяется из условия

$$\frac{da}{di} = 0,$$

$$\begin{cases} \frac{da}{di}(\Delta i) = \frac{\pi \cdot \mu}{2 \cdot V_0^2 \cdot \sin^2(\beta_0)} \cdot \sin(2 \cdot \beta_0 + \pi \cdot \Delta i) \\ \operatorname{tg}(\beta_0) = \frac{\sin(\pi \cdot \Delta i)}{\frac{V_0}{V_f} - \cos(\pi \cdot \Delta i)} \end{cases},$$

отсюда получаем

$$i_3 = i_0 - \frac{2}{\pi} \cdot \arccos\left(\sqrt{\frac{a_0}{a_f}}\right);$$

- построение первой части опорной траекторий до достижения значений a_{\max} и i_3 происходит в соот-

ветствии с пунктом 1.1.2.

1.2.2. Вторая часть опорной траектории

Вторая часть опорной траектории является параболой, которая строится из условия

$$\frac{d^2 a}{di^2} = C - \text{const.}$$

Значение величины C находится из условия $\frac{da}{di} = 0$, что обеспечивает гладкую стыковку обеих частей опорной траектории, отсюда получим

$$C = \frac{2 \cdot (a_f - a_{\max})}{i_3^2}.$$

Скорость изменения большой полуоси по времени $\frac{dV_a}{di} = C \Rightarrow \frac{da}{di} = C \cdot (i - i_3)$.

Проинтегрировав полученное уравнение, найдем

$$a_{\text{ГСО}} = a_{\max} + C \cdot \frac{(i_3 - i_f)^2}{2}$$

Построение второй части опорной траектории

$$\begin{cases} a(i) = a_{\max} + \frac{C}{2} \cdot (i - i_3)^2 \\ e(i) = 0 \end{cases}$$

1.3. Выбор ЗУ вектором тяги ЭРДУ

1.3.1. Выбор законов

Модифицируем ЗУ вектором тяги ЭРДУ, предложенные Клувером (*Kluever C.A., 1995*), считая угол тангажа функцией истинной аномалии, а угол курса – функцией аргумента широты. Указанные углы задаются в орбитальной системе координат.

Угол тангажа

$$\varphi = A_\varphi \cdot \sin(\mathcal{G}).$$

Угол курса для первого сегмента траектории

$$\beta = -A_\beta \cdot \cos(u).$$

Угол курса для второго сегмента траектории

$$-\beta = -\pi + A_\beta \cdot \cos(u),$$

где A_φ и A_β – амплитуды изменения углов тангажа и курса на текущем витке;

\mathcal{G} – истинная аномалия КА (изменяется от 0 до 360° на витке траектории);

u – аргумент широты КА (изменяется от 0 до 360° на витке траектории).

При расчёте траекторий перелёта считалось, что амплитуды изменения углов на каждом витке постоянны и меняются скачкообразно от витка к витку (значения амплитуд для каждого витка рассчитывались таким образом, чтобы получаемая при этих амплитудах траектория КА соответствовала заданной опорной траектории). Таким образом, (номинальные) законы изменения управляющих углов по траектории полёта по сути являются кусочно-непрерывными.

1.3.2. Принцип отслеживания опорной траектории

В течение полета параметры орбиты колеблются в некотором диапазоне на витке, по этой причине появляется необходимость привязки к реперным точкам, в которых прогнозируемая траектория сравнивается с опорной, которыми служат точки с нулевым аргументом широты (начало витка). Из этого условия следует, что траектория перелета с низкой околоземной орбиты на ГСО должна соответствовать целому числу витков.

Два ограничивающих уравнения, которые отслеживают опорную траекторию, имеют вид

$$\begin{cases} \frac{\Delta e}{\Delta i}(A_\varphi, A_\beta) - \frac{\Delta e^*}{\Delta i}(A_\varphi, A_\beta) = 0 \\ \frac{\Delta a}{\Delta i}(A_\varphi, A_\beta) - \frac{\Delta a^*}{\Delta i}(A_\varphi, A_\beta) = 0 \end{cases},$$

где Δi – изменение наклона за виток при заданных амплитудах;

Δa^* , Δe^* – изменение большой полуоси и эксцентриситета опорной траектории на витке;

Δa , Δe – изменение большой полуоси и эксцентриситета реальной траектории на витке.

2. Исходные данные и описание результатов

Ниже приведены исходные данные, использованные при проведении расчётов: начальная масса – 40000 кг; тяга ЭРДУ – 20,4 Н; скорость истечения газов из сопел ЭРДУ – 71 км/с. Параметры начальной орбиты: высота – 800 км; наклонение – 51,7°.

В результате решения построены следующие графики: сравнение опорной траектории с реальной (рисунок 2); изменение большой полуоси по времени для различных методов расчета (рисунок 3); изменение наклона по времени для различных методов расчета (рисунок 4); угол тангажа от времени полёта для траектории перелёта с РБО на ГСО (инженерный метод) (рисунок 5); угол курса от времени полёта для траектории перелёта с РБО на ГСО (инженерный метод) (рисунок 6).

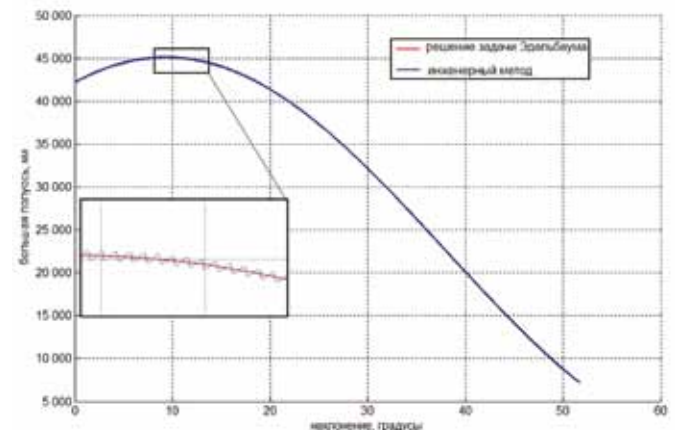


рисунок 2. Сравнение опорной траектории и реальной

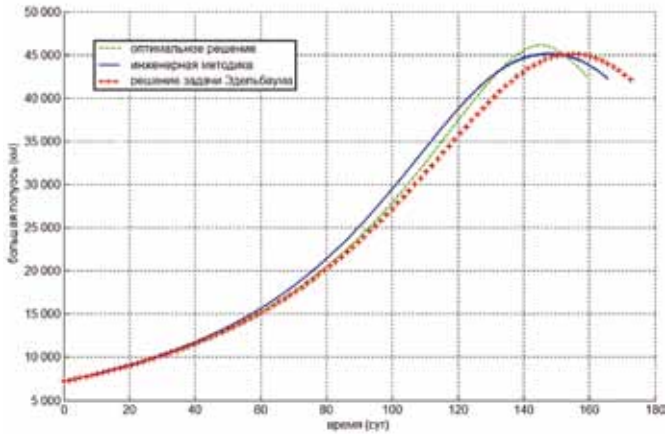


рисунок 3. Изменение большой полуоси по времени для различных методов расчета

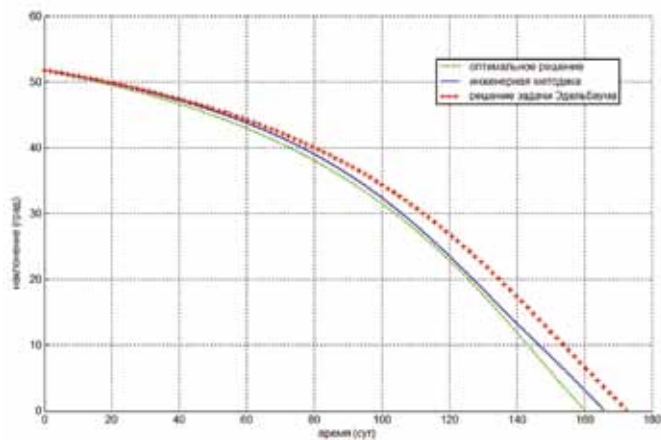


рисунок 4. Изменение наклона по времени для различных методов расчета

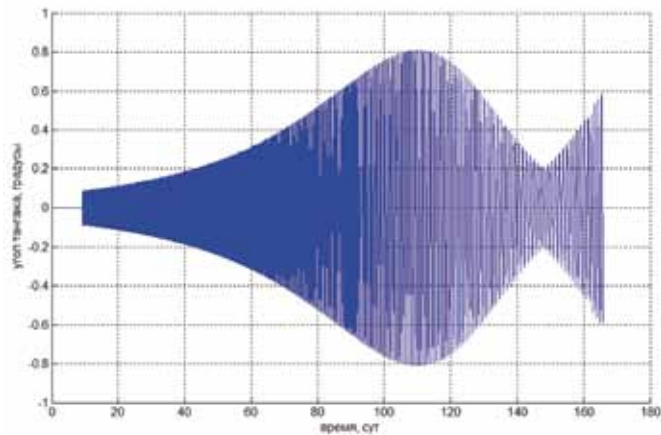


рисунок 5. Угол тангажа от времени полёта для траектории перелёта с РБО на ГСО (инженерный метод)

Сравнение результатов расчета для различных методов приведено в таблице 1.

заключение

Представленный в статье инженерный метод расчета траекторий перелета с малой тягой с низкой околоземной орбиты на ГСО позволяет получать траекторию и законы управления, близкие к оптимальным.

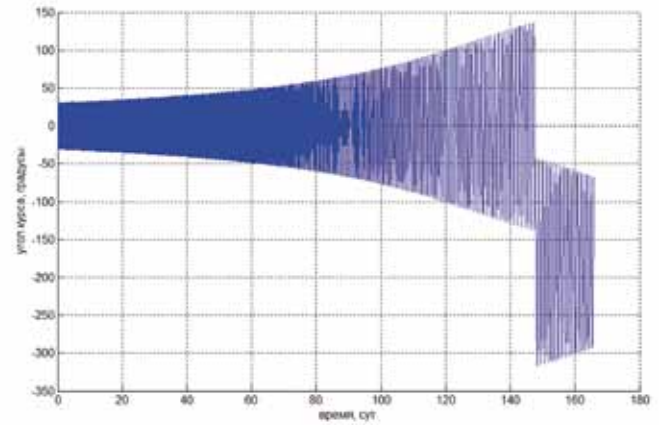


рисунок 6. Угол курса от времени полёта для траектории перелёта с РБО на ГСО (инженерный метод)

таблица 1 – Сравнение результатов расчетов

	затраты характеристической скорости, м/с	время перелета, сут
решение задачи Эдельбаума*	7615 (2,3%)	172 (7,8%)
	8056 (8,3%)	
инженерный метод	7725 (3,8%)	165,7 (3,6%)
принцип максимума Понтрягина (оптимальное решение)	7441	160,1

* первое значение затрат характеристической скорости при решении задачи Эдельбаума получено по формуле (3), второе – по формуле Циолковского исходя из известных времени перелёта и секундно-массового расхода рабочего тела.

список литературы

Понтрягин Л.С. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1976. 372 с.

Улыбышев Ю.П. Концепция множеств псевдоимпульсов для оптимизации траекторий космических аппаратов // Полёт, 2008. № 2. С. 52-60.

Kechichian J.A. Reformulation of Edelbaum's Low-Trust Transfer Problem Using Optimal Control Theory // Journal of Guidance, Control and Dynamics, September-October 1997. Vol. 20, № 5. P. 988-994.

Kluever C.A. Low-Trust Orbit Transfer Guidance Using an Inverse Dynamics Approach // Journal of Guidance, 1995. Vol. 18, № 1. P. 187-189.

Conway B.A. Spacecraft trajectory optimization. Cambridge, 2010. 312 p.

Ulybyshev Y.P. Continuous Thrust Orbit Transfer Optimization Using Large-Scale Linear Programming // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, March-April 2007. Vol. 30, № 2. P. 427-436.

Статья поступила в редакцию 14.09.2012 г.

ИЗЛУЧАЮЩИЙ ЭЛЕМЕНТ АФАР L-ДИАПАЗОНА НА ОСНОВЕ ПОЛОСКОВЫХ СТРУКТУР СЛОЖНОЙ ФОРМЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА



Т.Р. Сабиров,
аспирант, ФГУП «НПО
им. С.А. Лавочкина»,
Россия, Московская
область, г. Химки,
sooc@mail.ru;
T.R. Sabirov

В статье рассматриваются результаты разработки новой конструкции излучающего элемента, позволившие изготовить активные фазированные антенные решетки (АФАР) с малой массой излучающего полотна. Излучающий элемент разработан для АФАР, размещаемой на космическом аппарате, и представляет собой компактную универсальную структуру, размеры которой не превышают длины волны. Результаты измерений излучающего элемента АФАР достаточно точно совпадают с расчётами по методике топологического синтеза на базе численных методов.

Ключевые слова: антенны;
излучающий элемент;
АФАР;
L-диапазон;
космический аппарат;
полосковая линия;
сканирование.

ВВЕДЕНИЕ

Сегодня применение активных фазированных антенных решёток (АФАР) на космических аппаратах находит все большую практическую реализацию. АФАР позволяют суммировать в пространстве мощности большого числа передающих модулей, управлять диаграммой направленности (ДН) и производить безинерционное перемещение в пространстве луча антенны.

Полосковые антенны (*Sullivan P.L. and Schaubert D.H.*, 1986), изготовленные по печатной технологии, обеспечивают высокую повторяемость размеров, низкую стоимость, малые металлоемкость и массу (*Сабиров Т.Р.*, Известия вузов, 2012). Такие антенны могут использоваться и как одиночные излучающие элементы (ИЭ) и как элементы АФАР. При этом одиночный элемент разрабатывается так, чтобы синтезировать необ-

L-BAND AESA RADIATION ELEMENT BASED ON COMPLEX-SHAPED STRIPLINE STRUCTURES FOR SC

The article deals with development results of a new radiation element structure, enabled to manufacture AESA with light mass of radiating curtain. The radiation element is developed for AESA, to be located on a SC and represents a compact and multipurpose structure of size not exceeding a wavelength. The measurement results of the AESA radiation element fit sufficiently with calculations according to topological synthesis procedure, based on numerical technique.

Keywords: antennas;
radiation element;
AESA;
L-band;
spacecraft;
stripline;
scanning.

ходимую диаграмму направленности, которая не может быть достигнута при использовании стандартного подхода.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЁТОВ И ИСПЫТАНИЙ ИЗЛУЧАЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ

На предварительном этапе разработки были проанализированы различные варианты конструкции одиночных ИЭ и проведено сравнение их характеристик для оценки возможностей построения излучающего полотна АФАР в соответствии с требованиями технического задания. При этом конструирование ИЭ АФАР проводилось по методикам топологического синтеза (*Сабиров Т.Р.*, Известия вузов, 2012) с применением системы автоматизированного проектирования (САПР), использую-

щей численные методы электродинамики.

Разработанный ИЭ представляет собой компактную универсальную конструкцию (рисунок 1), которая построена на принципе пассивной, несканирующей подрешётки и состоит из четырех излучателей (Сабиров Т.Р., Калуга, 2012).

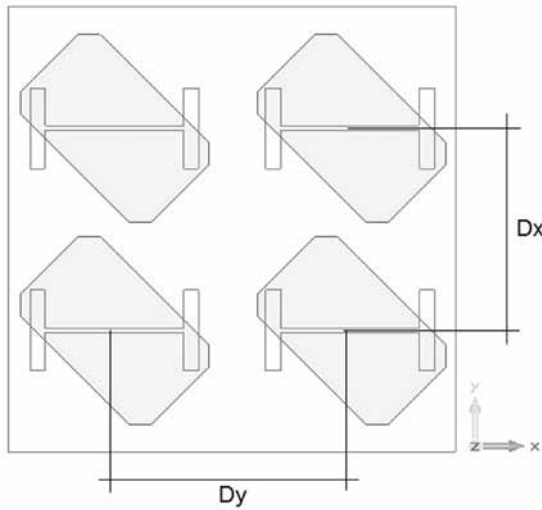


рисунок 1. Внешний вид излучающего элемента

Структура одиночного излучающего элемента АФАР представляет собой полосковые линии на подложке из стеклотекстолита ($\epsilon > 5$) с дополнительной основой в виде вставок из пеноматериала с низкой диэлектрической проницаемостью ($\epsilon = 1.1$). Излучатели представляют собой полосковые патчи, которые возбуждаются бесконтактно гантельными щелями.

Была разработана математическая модель ИЭ, в основу которой легли результаты, полученные при расчёте САД-моделей с САПР. Математическая модель основана на принципе суммирования в пространстве амплитуд четырёх элементов несканирующей подрешётки, расстояния между которыми D_x и D_y (рисунок 1) выбираются отличными от расстояний излучающих элементов АФАР d_x и d_y и приблизительно равны половине длины волны ($D_x = 0.45 \cdot \lambda$ и $D_y = 0.525 \cdot \lambda$). Диаграмма направленности такой несканирующей подрешётки

$$F(\theta, \varphi) = \sum_{p=0}^{N_x} \sum_{q=0}^{N_y} A_{p,q} e^{j(p \frac{2\pi}{\lambda} \sin(\theta) \cos(\varphi) \cdot D_x + q \frac{2\pi}{\lambda} \sin(\theta) \sin(\varphi) \cdot D_y)}, \quad (1)$$

где N_x и N_y – количество элементов подрешётки; p и q – номера элементов по осям X и Y соответственно; θ – угол между нормалью к оси антенны OZ и направлением на точку наблюдения; φ – азимутальный угол; $A_{p,q}$ – амплитуда элемента в строке p и столбце q , которая определяется при расчёте САД-модели элемента в САПР при помощи численных методов электродинамики.

Для проверки адекватности математической модели были проведены расчёты ДН с учётом взаимного влияния элементов подрешётки (Са-

биров Т.Р., Севастополь, 2012) и проведено сравнение результатов расчётов с результатами вычислений для случая использования идеальной плоской антенны с хорошим совпадением теоретических и экспериментальных данных. При этом для случая идеальной плоской возбужденной поверхности, в каждой точке которой тангенциальные составляющие векторов E и H имеют одинаковые направления, амплитуды и фазы (Воскресенский Д.И., 2003), т.е. не зависят от координат, напряженность полного поля в плоскости E (плоскость YOZ) в прямоугольной системе координат определяется как

$$E(\theta^E) = j \frac{E_0 \cdot a \cdot b}{2 \cdot r_0 \cdot \lambda} \frac{\sin\left(\frac{k \cdot (b)}{2} \sin(\theta^E)\right)}{\frac{k \cdot (b)}{2} \sin(\theta^E)} \times \quad (2)$$

$$\times (1 + \cos(\theta^E)) \cdot e^{-j \cdot k \cdot r_0}$$

в плоскости H (плоскость XOZ)

$$E(\theta^H) = j \frac{E_0 \cdot a \cdot b}{2 \cdot r_0 \cdot \lambda} \frac{\sin\left(\frac{k \cdot (a)}{2} \sin(\theta^H)\right)}{\frac{k \cdot (a)}{2} \sin(\theta^H)} \times \quad (3)$$

$$\times (1 + \cos(\theta^H)) \cdot e^{-j \cdot k \cdot r_0}$$

При обработке излучающего элемента топологический синтез проводился по следующим параметрам: длина, ширина и угол поворота патча, длина и ширина запитывающей щели, оптимизация делителя мощности, в т.ч. расстояние между ИЭ. Тем самым изменялось суммарное распределение токов в апертуре для достижения заданных характеристик поляризации поля излучаемой антенной (Сабиров Т.Р., Известия вузов, 2012).

На рисунке 2 показаны результаты измерений ДН по мощности одиночного ИЭ АФАР на центральной f_0 частоте в плоскости $\varphi = 0^\circ$ или $\varphi = 90^\circ$

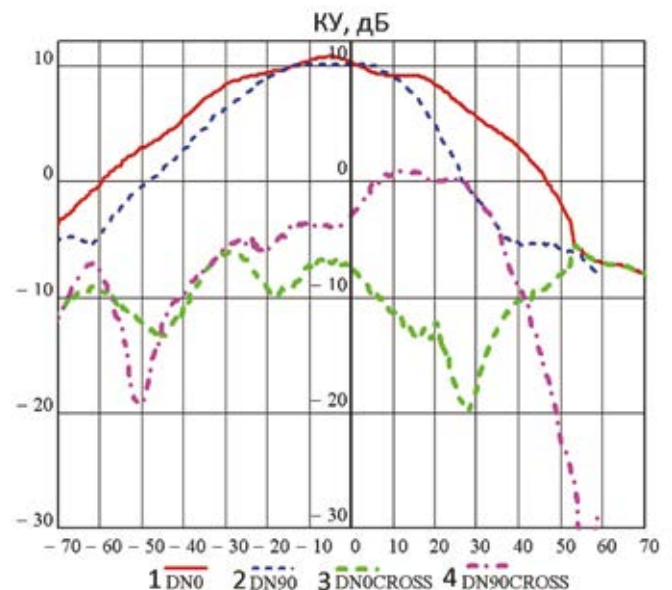


рисунок 2. Диаграмма направленности излучающего элемента

ИЗЛУЧАЮЩИЙ ЭЛЕМЕНТ АФАР L-ДИАПАЗОНА НА ОСНОВЕ ПОЛОСКОВЫХ СТРУКТУР СЛОЖНОЙ ФОРМЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

в диапазоне углов φ от плюс 70 до минус 70 угловых градусов. Красным и синим показаны главные сечения ДН по основной поляризации (DN0 и DN90), зеленым и фиолетовым – по кроссполяризации (DN0CROSS и DN90CROSS).

На практике оказалось, что рассчитанная конструкция имеет критичную чувствительность относительно установки слоёв в модуле относительно друг друга, хотя все изготовление велось в соответствии с жесткими требованиями чертежей.

Так, например, смещение запитывающих и возбуждающих слоёв на 1 мм приводило к непредсказуемому уходу коэффициента стоячей волны (КСВ) в рабочей полосе частот (рисунок 3), что напрямую влияло на характеристики излучения. Искажения формы ДН показаны на рисунке 2.

На рисунке 3 показаны результаты измерения КСВ ИЭ АФАР. Видно, что в области рабочих частот частотная характеристика имеет значительные флуктуации от расчётного значения (темная сплошная линия), что вместе с искажениями формы ДН значительно влияет на характеристики излучения.

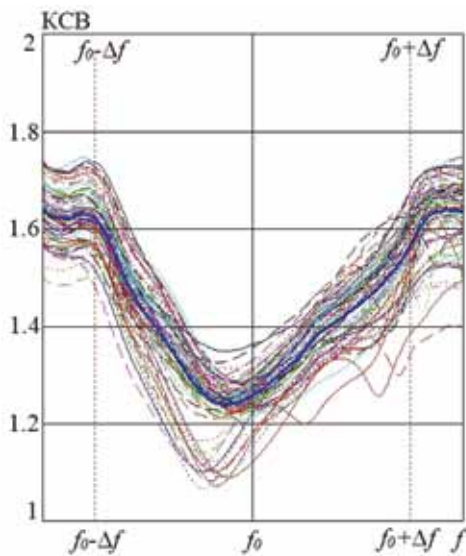


рисунок 3. Коэффициент стоячей волны излучающего элемента

Статистический анализ результатов более 300 изготовленных и испытанных излучающих элементов показал, что исправить стандартными путями данную проблему не представляется возможным.

После дополнительных расчётов в нескольких САПР, анализа научной литературы и обсуждения на различных международных конференциях были предложены изменения в конструкцию излучающего элемента, которые, как ожидалось, позволили бы решить проблему разброса радиотехнических параметров.

Для повторной проверки адекватности математической модели (1) были проведены расчё-

ты ДН с учётом взаимного влияния элементов подрешётки, и проведено сравнение результатов расчётов с результатами вычислений для случая излучения круглой поверхности, где расчёт напряжённости поля производится тем же методом, что и в случае прямоугольной антенны (2), (3). Однако при этом удобно было использовать не прямоугольную, а полярную систему координат. Координаты точки наблюдения при этом: θ – угол между нормалью к оси антенны OZ и направлением на точку наблюдения; φ – азимутальный угол.

В случае идеальной плоской круглой антенны в результате интегрирования для одной из главных плоскостей ($\varphi = 0^\circ$ или $\varphi = 90^\circ$) получаем

$$E(\theta) = j \frac{E_0 \cdot S}{r \cdot \lambda} \frac{J_1(k \cdot R_0 \cdot \sin(\theta))}{k \cdot R_0 \cdot \sin(\theta)} (1 + \cos(\theta)) \cdot e^{-j \cdot k \cdot r},$$

где R_0 – радиус антенны; $S = 4\pi(R_0)^2$ – площадь раскрыва антенны; J_1 – функция Бесселя нулевого порядка от аргумента $k \cdot R_0 \cdot \sin(\theta)$.

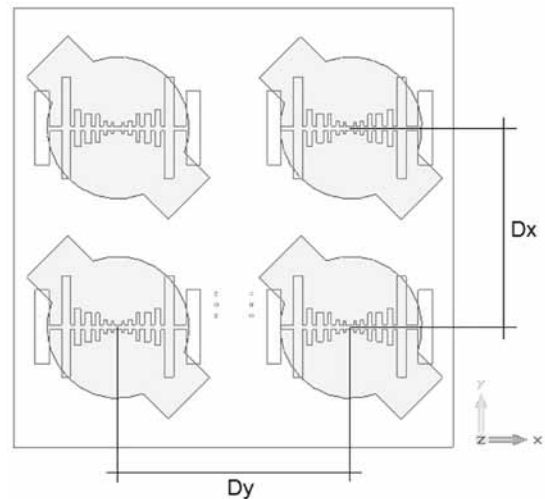


рисунок 4. Внешний вид нового излучающего элемента

Как видно из рисунка 4, для формирования эллиптической поляризации поля, излучаемого АФАР, оригинальная идея, согласно которой патчи ИЭ разворачиваются на некоторый угол β над возбуждающей щелью, была сохранена, однако изменения коснулись формы излучающих патчей.

Решением проблемы разброса радиотехнических параметров в полосе рабочих частот совместно с формой патчей стало применение широкополосной щели, выполненной в многогребенчатом виде (Сабиров Т.Р., Калуга, 2012). Такая форма позволила минимизировать разброс радиотехнических параметров.

На рисунке 5 показаны результаты измерений ДН по мощности одиночного ИЭ АФАР новой конструкции на центральной f_0 частоте в плоскости $\varphi = 0^\circ$ или $\varphi = 90^\circ$ в диапазоне углов θ от плюс 70 до минус 70 угловых градусов. Обозначения кривых на рисунке 5 аналогичны обозначениям кривых на рисунке 2.

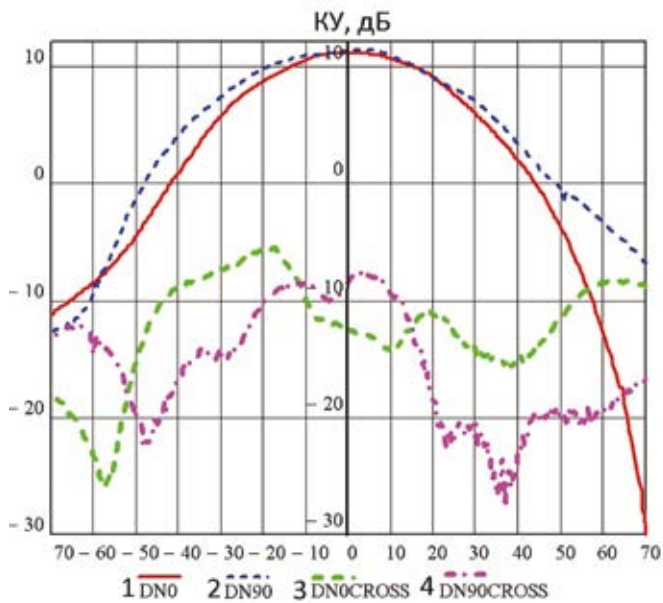


рисунок 5. Диаграмма направленности нового излучающего элемента

Из рисунка 5 видно, что введение изменений в конструкцию, как и ожидалось, привело к исчезновению искажений формы ДН излучающего элемента.

Анализ результатов измерения КСВ излучающих элементов (рисунок 6) показывает, что для новой конструкции не критична установка слоёв в модуле относительно друг друга и смещение запитывающих и возбуждающих слоёв даже на 1 мм не влияет на характеристики излучения, при этом наблюдаемые ранее флуктуации значительно сокращены.

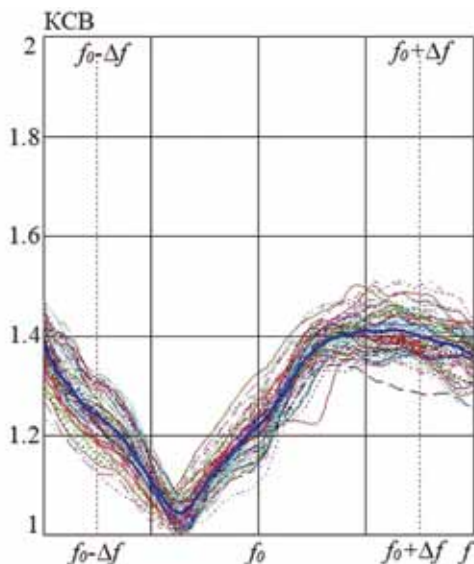


рисунок 6. Коэффициент стоячей волны нового излучающего элемента

заключение

На основе простой модели квадратной апертуры получены характеристики излучения, которые

достаточно точно совпадают с электродинамической моделью в САПР. При проведении испытаний были выявлены некоторые отклонения экспериментальных характеристик от расчётных. После доработки и уточнённых расчётов с дополнительными корректировками конструкции обновлённый ИЭ прошёл доводочные и предварительные испытания, на которых было подтверждено соответствие расчётных данных и данных эксперимента.

Разработанные и испытанные полосковые антенны сегодня являются перспективной технологией изготовления бортовых антенн, поэтому применение результатов работы нашло отражение в основе принципа работы бортового радиотехнического комплекса, базирующегося на использовании полосковых ИЭ в АФАР с возможностью управления лучом. Результаты работы могут быть использованы при разработке бортовых комплексов малогабаритных радиолокаторов с синтезированной апертурой перспективных радиолокационных систем дистанционного зондирования Земли с высоким разрешением, используемых, например, для решения задач природопользования, экологического контроля и мониторинга чрезвычайных ситуаций.

список литературы

Воскресенский Д.И. Устройства СВЧ и антенны. Проектирование фазированных антенных решеток. М.: Радиотехника, 2003. 632 с.

Сабиров Т.Р. Результаты разработки новой конструкции элемента АФАР // Известия вузов. Физика, 2012. Т. 55, № 8/2. С. 69-70.

Сабиров Т.Р. Функция взаимного влияния излучателей АФАР космического базирования // Материалы 22-й Международной конференции «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии» КрыМиКо'2012. Севастополь, 10-14 сентября 2012 г. С. 467-469.

Сабиров Т.Р., Власов А.И., Мирзамагомедов Ю.И. Разработка микрополосковой антенной решётки для бортового радиокомплекса малоразмерных космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. № 3. С. 53-60.

Сабиров Т.Р. Анализ и синтез излучающего элемента АФАР космического базирования // Материалы XLVII научных чтений, посвященных памяти К.Э. Циолковского. Калуга, 19 сентября 2012 г. С. 188-189.

Sullivan P.L. and Schaubert D.H. Analysis of an Aperture Coupled Microstrip Antenna // Antennas and Propagation, IEEE Transactions on, 1986. Vol. 34, № 8. P. 977-984.

Статья поступила в редакцию 18.10.2012 г.

ОПТИМАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРЫЛА СУБОРБИТАЛЬНОГО МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ИЗ ГИБРИДНОГО ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

OPTIMAL DESIGN OF THE SUBORBITAL REUSABLE SPACECRAFT WING MADE OF POLYMER COMPOSITE



С.В. Резник,
профессор, доктор
технических наук*,
sergeyreznik@bmstu.ru;
S.V. Reznik**



П.В. Просунцов,
кандидат технических
наук*,
prosuntsov@tochka.ru;
P.V. Prosuntsov**



Т.Г. Агеева,
аспирант*,
t.ageeva@compozit.su;
T.G. Ageeva**

При создании крылатых многоразовых космических аппаратов планируется широко применять полимерные композиционные материалы. Для крыла перспективны гибридные композиты с наполнителем из стеклянных и углеродных волокон, обладающие одновременно высокой удельной прочностью и жесткостью, а также умеренной стоимостью. В результате оптимизации по массе и стоимости получены варианты гибридных композитных структур крыла, которые наилучшим образом удовлетворяют комплексу требований, предъявляемых к такой конструкции.

Ключевые слова:

многоразовые космические аппараты;
крыло;
оптимизация.

ВВЕДЕНИЕ

В последние годы вопросы космического туризма приобрели практические черты. Начиная с 2001 года, состоялось восемь полетов к международной космической станции на российских кораблях «Союз-ТМ» и «Союз-ТМА» (*Космическая энциклопедия*, 2012). Известно уже около 30 проектов многоразовых космических аппаратов туристического класса (МКА ТК), предназначенных для суборбитальных и орбитальных полетов. Реальность суборбитальных полетов доказали создатели аппарата «SpaceShipOne», который в 2004 году в рамках конкурса «AnsariXPrize» совершил два полета (на высоту 102,9 и 111,9 км) (*Свободная эн-*

The extensive use of polymer composites is planned for production of winged reusable spacecrafts. Hybrid composites with filler from glass and carbon fibers having both high specific strength and stiffness, as well as moderate cost are prospective for the wing. As a result of mass and cost optimization are obtained some variants of hybrid composite structures of the wing, which fulfil all requirements set for such a design.

Keywords:

reusable spacecrafts;
wing;
optimization.

циклопедия, 2012). В России разработаны проекты суборбитальных МКА ТК: «Cosmopolis C-XXI» (ЭМЗ им. В.М. Мясищева), МС-91 (ЭМЗ им. В.М. Мясищева и ОАО «НПО «Молния»), «Aerospace Rally System» (МАИ), «Одуванчик» (МГТУ им. Н.Э. Баумана) (Резник С.В. Агеева Т.Г., 2010). В США в 2009 году начаты летные испытания многоместного суборбитального МКА ТК «SpaceShipTwo». В штате Нью-Мексико в 2010 году открыт первый космодром туристического назначения, проводятся переговоры о строительстве аналогичных космодромов в Швеции, Объединенных Арабских Эмиратах, Сингапуре, строительстве поса-

* Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.

** Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

дочных полос в Испании и Нидерландах. На околоземной орбите испытаны конструкции большого объема, представляющие собой прототипы космических отелей. В США и Европе приняты законодательные акты, легализующие частную космическую деятельность, включая полеты космических туристов.

Развитие космического туризма представляет собой сложную междисциплинарную проблему. Технические вопросы переплетаются в ней с вопросами экономики, медицины, образования, юриспруденции, сервиса и информационных технологий. Ключевые проблемы техники космического туризма лежат в плоскости достижения высокой надежности, массово-геометрической, технологической и экономической эффективности МКА ТК.

Итак, в настоящее время осуществимы два вида туристических маршрутов в космос – это полеты по суборбитальным траекториям (например, на высоту 110–120 км) и на околоземную орбиту. Спускаемый аппарат космического корабля «Союз» имеет фарообразную форму и обладает небольшим аэродинамическим качеством. Как уже не раз случалось, при его спуске могут возникать довольно большие перегрузки (10 g и более), опасные для здоровья туристов. Поэтому, с точки зрения надежности и комфорта для туристов и экипажа, преимущества должны иметь аппараты «крылатых» схем, обеспечивающие перегрузки, не превышающие 5 g и обладающие лучшей маневренностью, что особенно важно при возникновении нештатных ситуаций на этапах выведения и спуска. Оценки показывают, что по сравнению с орбитальными МКА проекты суборбитальных требуют на порядок меньших финансовых затрат и могут быть реализованы в более короткие сроки и при меньшем уровне технического риска.

1. Композиты в конструкции многоразовых космических аппаратов

В МКА ТК планируется широко применять полимерные композиционные материалы (ПКМ), улучшающие массовые характеристики и повышающие долговечность конструкции. При снижении массы конструкции орбитального МКА «SpaceShuttle» на 1 кг экономия денежных средств составляет от 10000 до 15000 долл. США, сверхзвукового пассажирского самолета – от 200 до 500 долл. США (Андреева А.В., 2001). Необходимо также отметить, что при изготовлении деталей из ПКМ в отходы идет не более 30% материала, в то время как у деталей из традиционных конструкционных материалов, применяемых в аэрокосмической технике, отходы могут в 4–12 раз превышать массу самого изделия. В аэрокосмической технике в основном применяются ПКМ на основе высокомолекулярных углеродных волокон (УВ), которые, помимо высоких удельных прочностных характеристик, обладают очень низким, практически нулевым, коэффициентом линейного термического расширения, что особенно важно при создании размеростабильных конструкций. Несмотря на указанные преимущества, ПКМ на основе высокомолекулярных УВ, из-за высокой стоимости наполнителя, пока остаются

достаточно дорогими материалами (Мелешико А.И., Половников С.П., 2007). Отчасти решить эту проблему можно за счет применения гибридных ПКМ, в которых в качестве наполнителя наряду с углеродными будут использоваться стеклянные волокна. Предполагается, что из гибридных ПКМ будут изготавливаться такие части конструкции МКА ТК, как крыло и фюзеляж, включая силовые элементы (лонжероны, ребра жесткости и т.д.).

На протяжении ряда лет в МГТУ им. Н.Э. Баумана исследуются вопросы создания многоразовых крылатых МКА ТК семейства «Одуванчик» (рисунок 1) (Резник С.В., 2008; Резник С.В., Степанищев Н.А., 2009; Агеева Т.Г. и др., 2010).



рисунок 1. Проект суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса «Одуванчик»

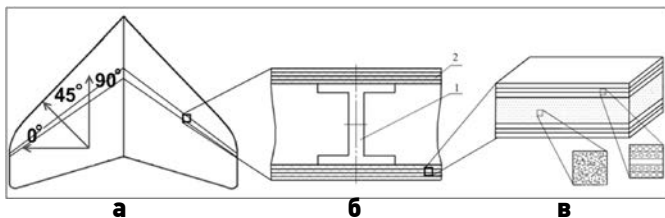
Аппараты семейства предназначены как для орбитальных, так и для суборбитальных полетов. Крыло МКА ТК «Одуванчик» может быть выполнено из многослойного гибридного ПКМ с высокими механическими характеристиками.

Сложность создания гибридной композитной конструкции заключается в нахождении рационального сочетания различных видов материалов (например, стеклопластика (СП) и углепластика (УП)), выборе углов их укладки, определении доли каждого материала в ПКМ. После задания определенной структуры крыла проводятся тепловая и прочностная расчеты, определяется напряженно-деформированное состояние объекта. На основании полученных результатов делаются выводы о работоспособности конструкции для заданных режимов нагружения. Таким образом, для нахождения оптимальной по массе и стоимости и удовлетворяющей критериям прочности конструкции необходимо выполнить ряд расчетов, изменяя ее структуру. Количество вычислительных процедур даже при небольшом количестве слоев в конструкции велико, поэтому при проектировании целесообразно применять численные методы и автоматизировать процедуру оптимизации многослойной конструкции.

При проектировании крыла МКА ТК «Одуванчик» был принят ряд допущений. Крыло представляется изолированным от корпуса, конечного размаха в виде тонкой слоистой трапецевидной пластины. Обшивки

образуют внешнюю поверхность крыла, от качества которой в определенной степени зависят аэродинамические характеристики. Слоистая обшивка имеет большую поперечную жесткость и, следовательно, высокие критические напряжения по сравнению с однослойной. По этой причине слоистая обшивка не нуждается в частом стрингерном наборе, позволяет значительно уменьшить число нервюр и снизить массу конструкции. Такая обшивка обладает лучшими теплоизоляционными свойствами, что должно способствовать применению ее на крыльях, подверженных интенсивному аэродинамическому нагреву. Кроме того, качество поверхности из-за отсутствия заклепочных швов получается более высоким.

В первую очередь обшивка должна обеспечивать требуемую прочность и жесткость конструкции крыла. По степени ее участия в работе все крылья подразделяются на лонжеронные и моноблочные. Крыло МКА ТК «Одуванчик» является лонжеронным со сравнительно тонкой обшивкой, которая воспринимает лишь крутящий момент и небольшую часть перерезывающей силы. Изгибающий момент почти весь воспринимается лонжероном, который состоит из УП; в качестве обшивок, в свою очередь, используются панели типа «сэндвич», в них заполнителем служит пенополиуретан (ППУ) (рисунок 2). В сэндвич-панелях поверхностные слои разнесены на некоторое расстояние друг от друга для увеличения момента инерции и, следовательно, повышения жесткости на изгиб относительно нейтральной оси структуры.



а – общая геометрия;
б – кессон крыла (1 – лонжерон; 2 – обшивка);
в – «сэндвич-панель» с пенным наполнителем.
рисунок 2. Схема крыла МКА ТК «Одуванчик»

Каждая составная часть «сэндвича» имеет свои специфические функции: поверхностные слои воспринимают растягивающую и сжимающую нагрузки; наполнитель должен быть достаточно жестким и сопротивляться сдвигу настолько, чтобы поверхностные слои не скользили друг относительно друга. Таким образом, жесткость на сдвиг сердцевины позволяет верхнему и нижнему слою работать как единому целому. Для возможности совместной работы сердцевины и поверхностных слоев необходимо, чтобы связующее обеспечивало передачу сдвиговых усилий между ними.

2. Выбор критериев качества и ограничений при проектировании композитного крыла

Для силовых конструкций летательных аппаратов

велико значение массово-геометрических и экономических характеристик. В настоящей работе параметрами проектирования являлись: число слоев СП и УП ($n_{сп}, n_{уп}$) и доля слоев с углами укладки $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$ ($v_0, v_{\pm 45}, v_{90}$). Масса гибридной обшивки определялась с помощью выражений

$$\bar{M} = \sum_{n=1}^N \int_S (\bar{\rho}^{(n)} dS),$$

$$\bar{\rho}^{(n)} = v_m^{(n)} \bar{\rho}_m^{(n)} + \sum_{k=1}^{K^{(n)}} v_f^{(n)} \bar{\rho}_f^{(n)},$$

$$v_m^{(n)} = 1 - \sum_{k=1}^{K^{(n)}} v_f^{(n)},$$

где \bar{M} – масса многослойной гибридной обшивки, кг;

$\bar{\rho}^{(n)}$ – объемная плотность n -го слоя, кг/м³;

$\bar{\rho}_m^{(n)}, \bar{\rho}_f^{(n)}$ – объемные плотности материалов матрицы и волокон K -го семейства в n -м слое, кг/м³;

$K^{(n)}$ – число семейств волокон в n -м слое;

$v_m^{(n)}, v_f^{(n)}$ – доля матрицы и волокна в n -м слое.

Стоимость обшивки определялась по формулам

$$\bar{P} = \sum_{n=1}^N \int_{h_{n-1}}^{h_n} (\bar{\rho}^{(n)} dS),$$

$$\bar{P}^{(n)} = v_m^{(n)} \bar{\rho}_m^{(n)} \bar{P}_m^{(n)} + \sum_{k=1}^{K^{(n)}} v_f^{(n)} \bar{\rho}_f^{(n)} \bar{P}_f^{(n)},$$

где \bar{P} – стоимость обшивки, ден. ед.;

$\bar{P}^{(n)}$ – удельная стоимость n -го слоя, ден. ед./кг;

$\bar{P}_m^{(n)}, \bar{P}_f^{(n)}$ – удельные стоимости материалов матрицы и волокон K -го семейства в n -м слое, ден. ед./кг.

Исходя из эксплуатационных условий, были введены ограничения по податливости конструкции крыла

$$\bar{J} = W(x^*),$$

$$\bar{J} = W_0(x^*),$$

$$J = \frac{\bar{J}}{J_0},$$

$$(x^*) \in S,$$

где (x^*) – координата точки максимума прогиба;

\bar{J}, J_0 – соответственно векторы прогибов исследуемой и эталонной обшивки, м.

Многокритериальная задача проектирования оптимальной конструкции крыла из гибридного КМ заключалась в отыскании множества переменных проектирования

$$n = \{n_{уп}; n_{сп}; v_0; v_{\pm 45}; v_{90}\},$$

где $n_{уп(сп)}$ – число слоев УП (СП), $v_0; v_{\pm 45}; v_{90}$ – доля слоев с углами укладки $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$.

$$\bar{F} \rightarrow \min_n,$$

где $\bar{F} = \{F_1; F_2; F_3; \dots; F_S\}$ – векторный критерий качества конструкции, включающий S скалярных функционалов $F_i = F_i(\bar{M}; \bar{C}; \bar{J})$.

Скалярные функционалы представляют собой

функции от набора заданных функциональных характеристик M, C, J – массы, стоимости и податливости соответственно.

Для решения задачи оптимизации предложен и реализован следующий алгоритм:

1. Разработана программа в Matlab, которая методом перебора всех возможных комбинаций слоев в многослойном пакете определяет его матрицу жесткости, а затем записывает результаты в текстовый файл.
2. Создана конечно-элементная модель крыла в Femap, и заданы нагрузки, действующие на него.
3. Организована передача данных из текстового файла, сформированного в Matlab, в Femap. При помощи написанной на языке Visual Basic программы выполнен расчет конечно-элементной задачи. После каждой итерации результаты (значения максимальных прогибов) записаны в новый текстовый файл.
4. Организована передача данных из текстового файла, сформированного на третьем этапе в Matlab, и вычислены значения функции приспособленности вида

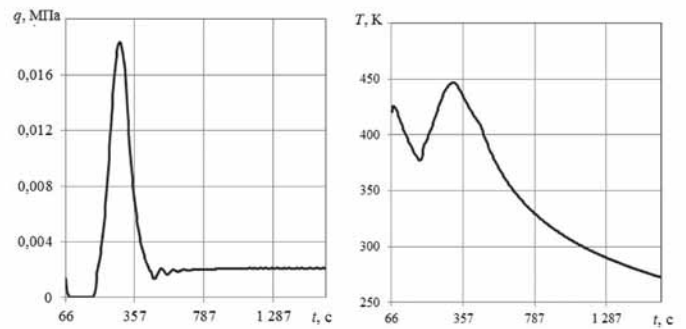
$$G(n) = \left(1 - \frac{\overline{M(n)}}{M_{эм}}\right)^2 + \left(1 - \frac{\overline{P(n)}}{P_{эм}}\right)^2 + \left(1 - \frac{\overline{J(n)}}{J_{эм}}\right)^2,$$

где $\overline{M_{эм}}$, $\overline{P_{эм}}$, $\overline{J_{эм}}$ – соответственно масса, стоимость и прогиб эталонной обшивки (за эталон принято крыло с обшивкой, выполненной полностью из стеклопластика) (Баничук Н.В., 1986).

5. Найден максимум функции приспособленности при помощи встроенного модуля Matlab «gatoool». Каждому вычисленному значению функции приспособленности соответствует обшивка с определенной структурой и схемой армирования.

3. Конечно-элементная модель крыла. Нагрузки на конструкцию

В системе Femap по заданным геометрическим размерам была построена модель крыла, при этом обшивка и лонжерон представлялись оболочечными элементами. Затем модель была разбита на конечные элементы типа LAMINATE, для кото-



а – скоростной напор q ;

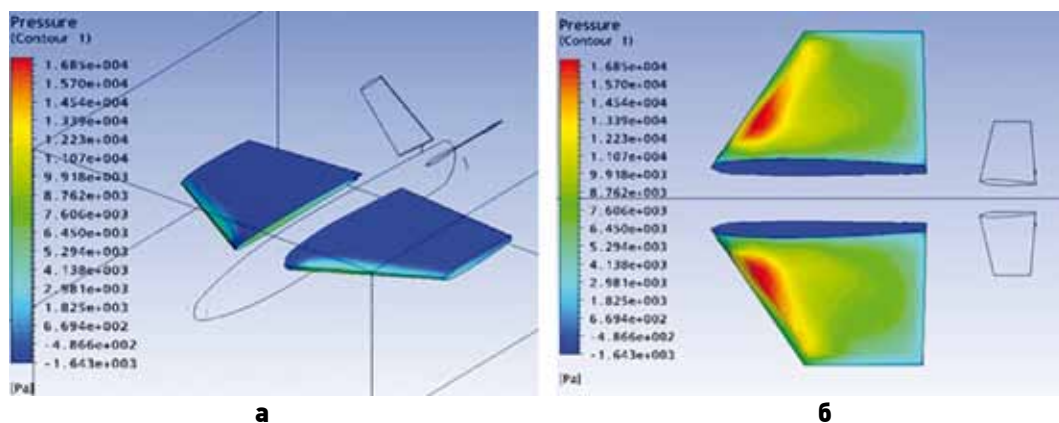
б – температура кромки крыла T .

рисунок 3. Изменение траекторных параметров по времени полета

рых была применена структура «Layup» – набор из слоев материалов, имеющих разные характеристики и разные ориентации осей анизотропии. Число конечных элементов составило 6829, число узлов – 6990. Считалось, что обшивки состоят из шести нижних слоев СП и УП, одного слоя ППУ толщиной 20 мм и шести верхних слоев СП и УП. Затем были заданы граничные условия (считалось, что крыло крепится к фюзеляжу неподвижно) и нагрузки, действующие на этапе входа в плотные слои атмосферы.

Параметры траектории МКА ТК «Одуванчик» определялись с помощью баллистических расчетов по компьютерным программам, моделирующим движение центра масс аппарата на протяжении всего полета. Пребывание МКА на высоте 110 километров длится от 3 до 5 минут, и в течение этого времени туристы находятся в условиях невесомости. Это, с одной стороны, способствует минимизации массы и стоимости ракетного ускорителя, а с другой обуславливает большие значения траекторного угла в начале пассивного участка полета и, как следствие, пиковые нарастания скоростного напора q (рисунок 3а), и температуры поверхности МКА ТК – T (рисунок 3б).

Расчет конструкции крыла МКА на прочность проводился для случая одновременного воздействия мак-

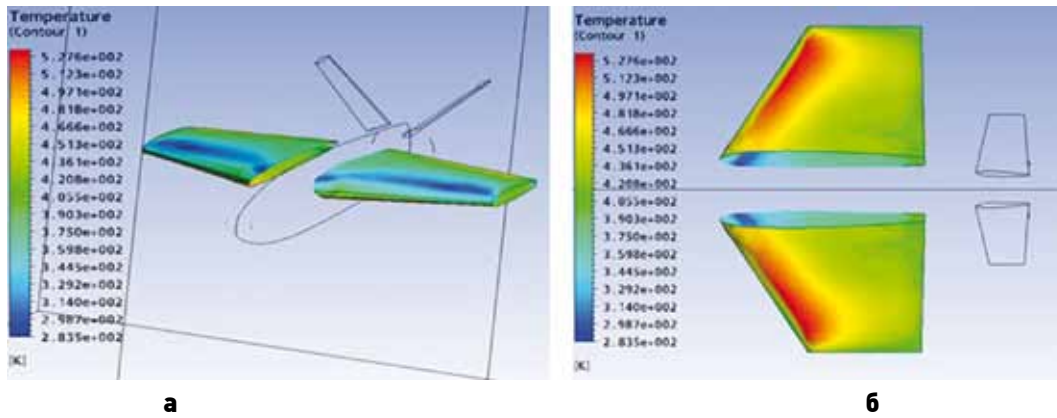


а – подветренная сторона крыла;

б – наветренная сторона крыла.

рисунок 4. Распределение давления q

ОПТИМАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРЫЛА СУБОРБИТАЛЬНОГО МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ИЗ ГИБРИДНОГО ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА



а – подветренная сторона крыла;
б – наветренная сторона крыла.
рисунок 5. Распределение температуры T

симального давления (16850 Па) и максимальной температуры (448 К) на переднюю кромку крыла МКА ТК в течение трех минут. Угол атаки принимался равным 35 град, а скорость набегающего потока – 1200 м/с. Результаты распределения давления и температуры по поверхности крыла приведены на рисунках 4, 5. Уровень рабочих температур определяет выбор полимерной матрицы, используемой для материалов обшивки крыла. Температура размягчения эпоксидной смолы составляет порядка 533 К, что позволяет применять ее для производства изделий, работающих при температурах не превышающих это значение.

4. Результаты оптимизации

Были определены максимальные значения прогибов для крыла с различными соотношениями материалов и различными соотношениями углов их укладки в обшивке. При этом считалось, что содержание в обшивке каждого из слоев с определенным углом укладки (0, ±45 и 90) должно быть не менее 10%. Некоторые полученные результаты представлены на

таблица 1 – Значения распределение прогибов крыла в зависимости от различного соотношения СП и УП и от различного соотношения слоев с углами укладки 0/±45/90

№ точки	укладка	прогибы W , м
0/±45/90 = 17%/33%/50%		
(1)	$[0^C / \pm 45_2^C / 90_3^C]$	0,911
(2)	$[0^C / \pm 45_2^C / 90_2^C / 90_2^Y]$	0,794
(3)	$[0^C / \pm 45_2^C / 90^C / 90_2^Y]$	0,757
(4)	$[0^C / \pm 45_2^C / 90_2^Y]$	0,722
(5)	$[0^C / \pm 45^C / \pm 45^Y / 90_3^Y]$	0,715
(6)	$[0^C / \pm 45_2^Y / 90_3^Y]$	0,708
(7)	$[0^Y / \pm 45_2^Y / 90_2^Y]$	0,7
0/±45/90 = 17%/50%/33%		
(8)	$[0^C / \pm 45_3^C / 90_2^C]$	0,837
(9)	$[0^C / \pm 45_3^C / 90^C / 90_2^Y]$	0,763
(10)	$[0^C / \pm 45_3^C / 90_2^Y]$	0,728
(11)	$[0^C / \pm 45_2^C / \pm 45^Y / 90_2^Y]$	0,696
(12)	$[0^C / \pm 45^C / \pm 45_2^Y / 90_2^Y]$	0,667
(13)	$[0^C / \pm 45_3^Y / 90_2^Y]$	0,66
(14)	$[0^Y / \pm 45_3^Y / 90_2^Y]$	0,653

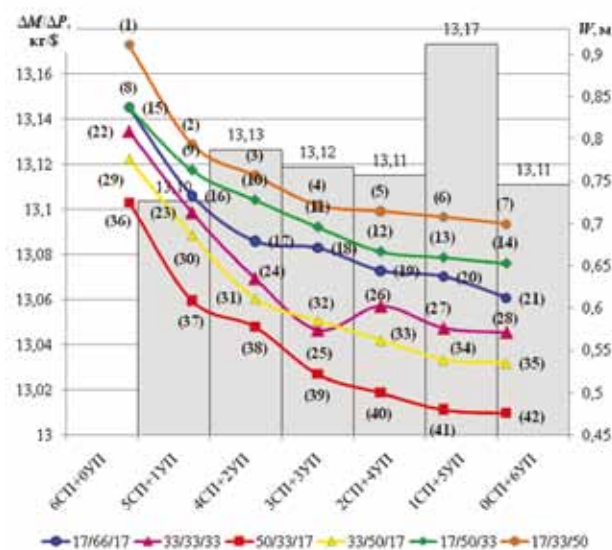


рисунок 6. Распределение прогибов крыла в зависимости от различного соотношения СП и УП и от различного соотношения слоев с углами укладки 0/±45/90

рисунок 6 и в таблице 1.

Отношение $\Delta M / \Delta P$ находится по формуле

$$\frac{\Delta M}{\Delta P} = \frac{|M_i - M_{эм}|}{|P_i - P_{эм}|},$$

где P_i – стоимость i -го проекта; $P_{эм}$ – стоимость эталонного проекта (за эталон принято крыло с обшивкой, выполненной полностью из СПК; M_i – масса i -го проекта; $M_{эм}$ – масса эталонного проекта.

Жесткость на изгиб многослойной обшивки зависит не только от углов укладки слоев, но и от места

таблица 2 – Значения прогибов, массы и стоимости для наилучших структур крыла

схема укладки	максимальный прогиб W , м	масса крыла $m_{кр}$, кг	стоимость крыла $P_{кр}$, долл. США
$[0_3^C / \pm 45_2^y / 90^y]$	0,522	1008	18940
$[0^C / 0_2^y / \pm 45^C / \pm 45^y / 90^y]$	0,5	966	20410
$[0^C / 0_2^y / \pm 45_2^y / 90^y]$	0,488	926	21870

расположения каждого слоя в многослойном пакете, т.е. от координаты z (рисунок 7), и определяется по следующей формуле

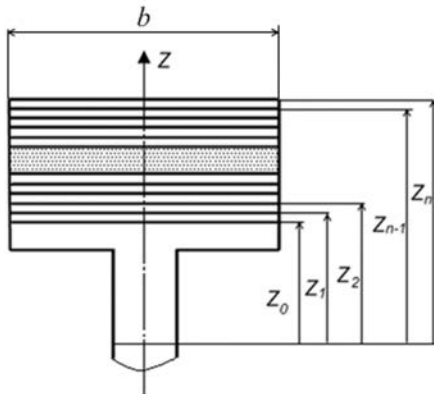
$$EI = \frac{1}{3} \sum b(x) \cdot b_{xx}^i(\alpha) (z_i^3 - z_{i-1}^3),$$

где $b(x)$ – хорда крыла;

$$b_{xx}(\alpha) = g_{xx}(\alpha) + \frac{g_{xy}^2(\alpha)}{g_{xx}(\alpha)},$$

где $g_x(\alpha)$, $g_{xy}^2(\alpha)$, $g_{xx}(\alpha)$ – коэффициенты матрицы жесткости монослоя

$$G_{xy}(\alpha) = \begin{bmatrix} g_{xx} & g_{xy} & g_{xs} \\ g_{yx} & g_{yy} & g_{ys} \\ g_{sx} & g_{sy} & g_{ss} \end{bmatrix}.$$

**рисунок 7.** Многослойная обшивка

Таким образом, жесткость обшивки на изгиб можно повысить, располагая слои с более высокими характеристиками упругости, в данном случае УП, на внешней поверхности крыла, а СП слои следует делать внутренними.

Полученные результаты позволяют выбрать наилучшие структуры и наилучшие схемы армирования для гибридного композитного крыла (таблица 2). Толщина монослоя СП или УП составляет 0,0003 м, толщина слоя ППУ – 0,02 м. Слои СП необходимо располагать внутри обшивки, а УП – снаружи.

заключение

Разработанный алгоритм оптимального проектирования позволяет определить наилучшие с точки зрения прочности, массы и стоимости структуры обшивки крыла МКА ТК. Полученные результаты сви-

детельствуют о целесообразности одновременного использования стекло- и углепластика в конструкции крыла МКА ТК.

список литературы

Агеева Т.Г., Дудар Э.Н., Резник С.В. Комплексная методика проектирования конструкции крыла многоразового космического аппарата // Авиакосмическая техника и технология, 2010. № 10. С. 3-8.

Андреева А.В. Основы физикохимии и технологии композитов: Учеб. пособие для вузов. М.: ИПРЖР, 2001. 192 с.

Баничук Н.В. Введение в оптимизацию конструкций. М.: Наука, 1986. 302 с.

Мелешко А.И., Половников С.П. Углерод, углеродные волокна, углеродные композиты. М.: «САЙНС-ПРЕСС», 2007. 197 с.

Резник С.В. Предварительные проектные исследования семейства многоразовых космических аппаратов туристического класса // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды 32-х Академических чтений по космонавтике. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2008. С. 43-45.

Резник С.В., Агеева Т.Г. Сравнительный анализ конструктивно-технологического совершенства многоразовых космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Технические науки», 2010. Спец. выпуск «Актуальные проблемы развития ракетно-космической техники и систем вооружения», посвященный 180-летию МГТУ им. Н.Э. Баумана. С. 19-34.

Резник С.В., Степанищев Н.А. Проектно-конструкторские решения легких многоразовых космических аппаратов туристического класса // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды 33-х Академических чтений по космонавтике. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2009. С. 71-73.

Космическая энциклопедия / автор проекта И. Иванов // URL: http://astronaut.ru/as_turst/as_turst.htm [Электронный ресурс]. (дата обращения: 15.04.2012).

Свободная энциклопедия // URL: <http://ru.wikipedia.org/wiki/SpaceShipOne> [Электронный ресурс]. (дата обращения: 04.07.2012).

Статья поступила в редакцию 05.06.2012 г.

МЕТОДЫ РАСЧЁТА ПАРАМЕТРОВ УПРАВЛЕНИЯ МАНИПУЛЯТОРАМИ

CALCULATION METHODS OF MECHANICAL ARMS CONTROL PARAMETERS



A.A. Новалов,
кандидат физико-
математических наук*,
akim@rambler.ru;
A.A. Novalov**



S.V. Кирюнин,*
futuris5@gmail.com;
S.V. Kiryunin**



A.N. Павлова,*
mail.pavlova@mail.ru;
A.N. Pavlova**

В работе приводятся методы решения обратной задачи кинематики манипулятора методом Денавита-Хартенберга. В основе метода заложена матрица преобразования, решением которой является система уравнений, связывающая координаты точек забора грунта и углы между звеньями манипулятора. Описывается способ определения значений углов между звеньями манипулятора методом Монте-Карло. Описана процедура проверки точности решений системы относительно координат точек забора грунта.

Ключевые слова:

*метод Монте-Карло;
однородная матрица преобразований;
метод Денавита-Хартенберга;
система технического зрения;
манипулятор;
грунтозаборный комплекс.*

ВВЕДЕНИЕ

Особый интерес в исследованиях планет Солнечной системы, таких, как Луна, Марс, Фобос, Венера и др., представляет изучение свойств грунта малых планет. Этот интерес не случаен, он связан с возможностью решения широкого круга научных и прикладных задач физики Солнечной системы на ранних стадиях её развития.

Для реализации задач по забору грунта на перелетных модулях (ПМ) устанавливаются грунтозаборные комплексы (ГЗК), выполняющие забор проб грунта с поверхности планет; устанавливается также система технического зрения (СТЗ), данные которой обрабатываются бортовым компьютером и полученные координаты точек забо-

The article considers solution methods of inverse kinematic problem of mechanical arm by means of Denavit-Hartenberg method. The basis of this method is transformation matrix, which solution is equations system tying coordinates of soil-sampling points and angles between mechanical arm links. The article describes the technique of angles values determination between mechanical arm links by means of Monte-Carlo method. The checking procedure of system solutions accuracy relative to coordinates of soil-sampling points is described in the article.

Key words:

*Monte-Carlo method;
homogeneous transformation matrix;
Denavit-Hartenberg method;
computer vision system;
mechanical arm;
soil-sampling device.*

ра грунта направляются в блок управления манипуляторами. Таким образом ГЗК, СТЗ и система управления с бортовым компьютером представляют собой бортовой робот типа глаз-рука (Новалов А.А., 2010).

Структурная схема работа показана на рисунке 1. Манипулятор ГЗК представляет собой жестко закрепленный на кронштейне ПМ трехзвенный с четырьмя степенями свободы механизм, конечным звеном которого является поворотная платформа с установленным на ней устройством для забора грунта. Общий вид манипулятора ГЗК представлен на рисунке 2 (Накано Э., 1988).

* Филиал ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, г. Калуга.

** Branch of the Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Kaluga.

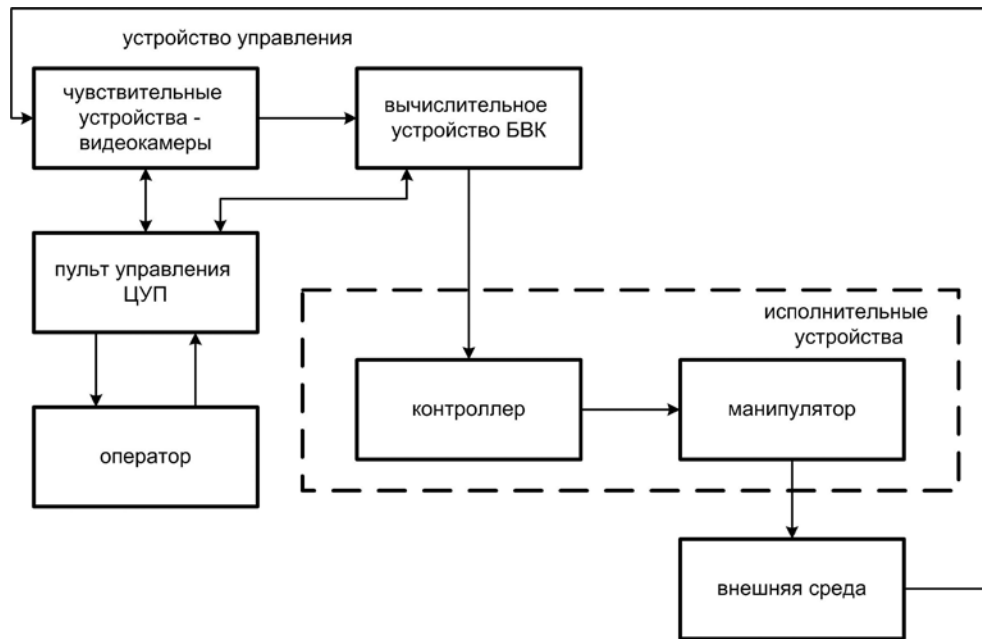


рисунок 1. Структура бортового робота

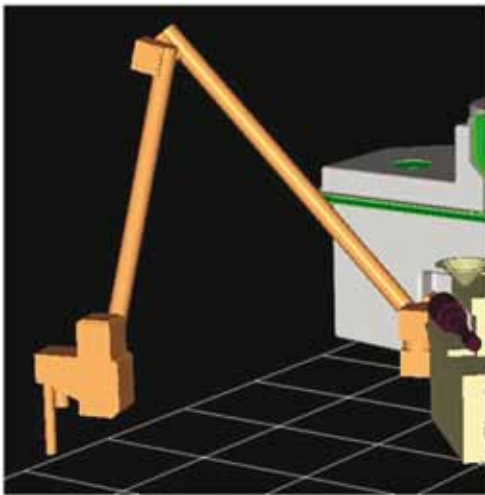


рисунок 2. Общий вид манипулятора ГЗК

1. Задачи кинематики

При разработке и проектировании, а также при решении задач управления манипуляторов приходится решать прямую и обратную задачи кинематики. Прямая задача – это вычисление положения (X, Y, Z) рабочего органа манипулятора по его кинематической схеме и заданных углах $(\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4)$ между звеньями манипулятора, обратная задача – вычисление углов $(\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4)$ по заданным координатам (X, Y, Z) рабочего органа (схвата) и так же по известной схеме его кинематики (Фу К., Гонсалес Р., Ли К., 1989).

При решении обратной задачи может возникнуть кинематическая неопределенность, когда для одного и того же положения схвата существует две или более конфигурации манипулятора. На практике для выбора однозначного решения обратной задачи кинематики обычно используются дополнительные условия, например, наличие ограничений в кинематических парах, наличие

препятствий в зоне обслуживания и т.д.

В обратной задаче для описания вращательных и поступательных связей между соседними звеньями Денавит и Хартенберг предложили матричный метод последовательного построения систем координат, связанных с каждым звеном кинематической цепи. Смысл представления Денавита-Хартенберга (ДХ-представление) состоит в формировании однородной матрицы преобразования, имеющей размерность 4×4 и описывающей положение системы координат каждого звена относительно системы координат предыдущего звена. Это дает возможность преобразовать координаты схвата манипулятора из системы отсчета, связанной с последним звеном, в базовую систему отсчета, начало которой находится в точке подвеса манипулятора.

Нами были разработаны два варианта решения обратной задачи кинематики.

2. Решение обратной задачи кинематики на плоскости

В первом варианте пространственная кинематическая схема преобразовывалась в плоскую, изображенную на рисунке 3, где:

α – угол между положительным направлением оси OX базовой системы координат KA и проекцией прямой, проходящей через точку крепления манипулятора и точку вывода, на плоскость OXY ;
 $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ – углы между звеньями манипулятора;
 x, y, z – координаты точки вывода;

L_1, L_2, L_3 – длина первого, второго и третьего звеньев манипулятора соответственно.

Преобразования имеют следующий вид

$$\lambda = \arcsin \left(\frac{b}{\sqrt{x^2 + y^2}} \right); \quad (1)$$

$$\gamma = \arctan\left(\frac{y}{x}\right). \quad (2)$$

Если $x < 0$, то $\gamma = 180 + \gamma$,

$$\alpha = \lambda + \gamma \quad (3)$$

$$x' = x + dX \cos(\alpha) - dY \sin(\alpha), \quad (4)$$

$$y' = y + dX \sin(\alpha) + dY \cos(\alpha).$$

где dX и dY – смещение схвата относительно точки C по осям X и Y соответственно в системе координат манипулятора

$$a = \arctan\left(\frac{y'}{x'}\right).$$

При известном угле a задача определения углов из трёхмерного пространства переходит в двухмерное (рисунок 3). При этом ось Z_3 в двухмерном случае сонаправлена оси Z_3 в трёхмерном случае. Двухмерная ось X_3 лежит в плоскости OXY и направлена вдоль отрезка OC

$$a4 = 90 + \varphi,$$

где φ – угол наклона поверхности Фобоса (определяется при обработке изображений стереокамер).

Перевод координат точки вывода из трёхмерного пространства в двухмерное описывается следующим образом

$$r = \sqrt{x^2 + y^2}; \quad (5)$$

$$X = r + L3 \cos(a4); \quad (6)$$

$$Z = z + L3 \sin(a4). \quad (7)$$

Общая матрица преобразования имеет вид

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(a1) & 0 & -\sin(a1) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin(a1) & 0 & \cos(a1) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & L1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \times$$

$$\times \begin{pmatrix} \cos(a3) & 0 & -\sin(a3) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin(a3) & 0 & \cos(a3) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & L2 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}.$$

После перемножения матриц получаем систему уравнений, из которой определяются значения углов между звеньями манипуляторов

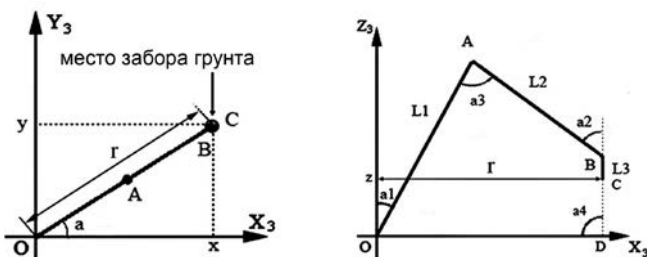


рисунок 3. Кинематическая схема манипулятора

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L2(\cos(\alpha_1)\cos(\alpha_3) - \sin(\alpha_1)\sin(\alpha_3)) + L1\cos(\alpha_1) \\ 0 \\ L2(\cos(\alpha_1)\sin(\alpha_3) - \sin(\alpha_1)\cos(\alpha_3)) + L1\sin(\alpha_1) \\ 1 \end{pmatrix}. \quad (8)$$

Для манипулятора (см. рисунок 3) получаем $a1 = a1 - 90$ (9)
 $a3 = 4,558 - a3$ (здесь вводится поправка на отклонение фактической схемы манипулятора от теоретической (рисунок 4)).



рисунок 4. Фактическая и теоретическая схемы манипулятора

Если $z < 0$ и $L2^2 < (|x| - L1)^2 + z^2$, то $a1 = 180 - a1$.

Из рисунка 5 $a1 = a1 - \alpha = a1 - 4,558$,
 $a2 = 90 - a1 - a3 - a4$ (10)

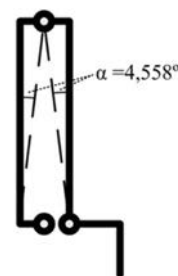


рисунок 5. Начальное положение манипулятора

Изложенный метод решения обратной задачи требует введения поправок в формулы, так как производится замена пространственной кинематической схемы на плоскую. Поэтому нами был разработан второй вариант решения задачи, свободный от недостатков первого.

3. Решение обратной задачи кинематики в пространстве

Во втором варианте (рисунок 6) формируется

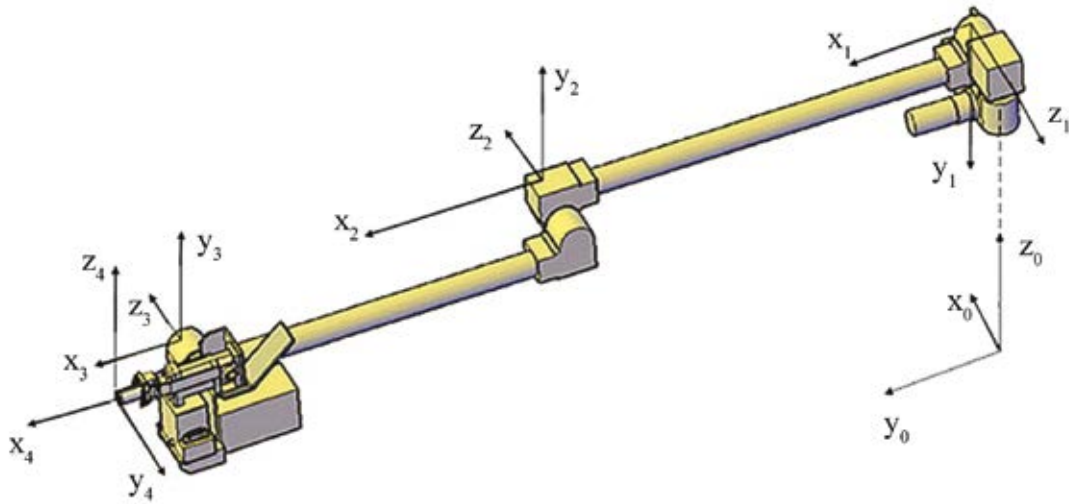


рисунок 6. Формирование систем координат звеньев манипулятора

набор систем координат на основе следующих трех правил:

- 1) ось z_{i-1} направлена вдоль оси i -го сочленения;
- 2) ось x_i перпендикулярна оси z_{i-1} и направлена от неё;
- 3) ось y_i дополняет оси x_i, z_i до правой декартовой системы координат.

3.1. Формирование систем координат

В представлении Денавита-Хартенберга положение звеньев кинематической схемы зависит от четырех геометрических параметров, соответствующих каждому звену. Эти четыре параметра полностью описывают любое вращательное или поступательное движение и определяются следующим образом:

α_i – присоединенный угол, на который надо повернуть ось x_{i-1} вокруг оси z_{i-1} , чтобы она стала сонаправленной с осью x_i (знак определяется в соответствии с правилом правой руки);

d_i – расстояние между пересечением оси z_{i-1} с осью x_i и началом $(i-1)$ -й системы координат, отсчитываемое вдоль оси z_{i-1} ;

a_i – линейное смещение – расстояние между пересечением оси z_{i-1} с осью x_i и началом i -й системы координат, отсчитываемое вдоль оси x_i , т.е. кратчайшее расстояние между осями z_{i-1} и z_i ;

θ_i – угловое смещение – угол, на который надо повернуть ось z_{i-1} вокруг оси x_i , чтобы она стала сонаправленной с осью z_i (знак определяется в соответствии с правилом правой руки).

Для вращательных сочленений параметры d_i, a_i и θ_i являются характеристиками сочленения, постоянными для данного типа робота. В то же время α_i является переменной величиной, изменяющейся при движении (вращении) i -го звена относительно $(i-1)$ -го (Шахинпур М., 1990).

Для каждого звена манипулятора с n степенями свободы разработан алгоритм, формирующий ор-

тонормированную систему координат. Системы координат нумеруются в порядке возрастания от основания к концу манипулятора. Взаимное расположение соседних звеньев описывается одно-родной матрицей преобразования размерностью 4×4 . Параметры систем координат звеньев сведены в таблицу 1.

таблица 1 – Параметры систем координат

параметры систем координат звеньев манипулятора					
сочленение i	α_i	θ_i	a_i	d_i	пределы измерения
1	α_1	-90°	0	0	$[0; 90^\circ]$
2	α_2	180°	L1	d2	$[0; 180^\circ]$
3	α_3	0	L2	d3	$[0; 180^\circ]$
4	α_4	-90°	L3	0	

где d2, d3 – расстояние между звеньями 1-2 и 2-3 манипулятора соответственно,

L1, L2, L3 – длины звеньев 1, 2, 3 манипулятора (рисунок 6) соответственно.

Шаг 1. *Формирование базовой системы координат.* Сформировать правую ортонормированную систему координат (x_0, y_0, z_0) , связанную с основанием, ось z_0 вдоль оси 1-го сочленения к «плечу» манипулятора. Оси x_0 и y_0 выбираются произвольно при условии их перпендикулярности оси z_0 .

Шаг 2. *Начало и цикл.* Для всех i ($i=1, 2 \dots n-1$) выполнить шаги 3-6.

Шаг 3. *Формирование осей сочленения.* Направить ось z_i вдоль оси движения (вращательного или поступательного) $i+1$ -го сочленения.

Шаг 4. *Формирование начала i -й системы координат.* Расположить начало i -й системы координат

нат на пересечении осей z_i и z_{i-1} или на пересечении общей нормали к осям z_i и z_{i-1} с осью z_i .

Шаг 5. *Формирование оси x_i* . Выбрать единичный вектор x_i следующим образом: $x_i = \pm(z_{i-1} \times z_i) / \|z_{i-1} \times z_i\|$ или вдоль общего перпендикуляра к осям z_{i-1} и z_i , если они параллельны.

Шаг 6. *Формирование оси y_i* . Положить $y_i = +(z_i \times x_i) / \|z_i \times x_i\|$, получив тем самым правостороннюю систему координат.

Шаг 7. *Формирование системы координат схвата*. Как правило, n -е сочленение является вращательным. Сформировать ось z_n , направив ее вдоль оси z_{n-1} и от робота. Выбрать ось x_n так, чтобы она была перпендикулярна осям z_{n-1} и z_n .

Шаг 8. *Определение параметров звеньев и сочленений*. Для каждого i ($i=1 \dots n$) выполнить шаги 9-12.

Шаг 9. *Определение d_i* . Расстояние d_i – от начала $(i-1)$ -й системы координат до пересечения оси z_{i-1} с осью x_i и началом i -й системы координат, отсчитываемой вдоль оси z_{i-1} . Если i -е соединение – поступательное, то d_i – присоединенная переменная.

Шаг 10. *Определение a_i* – расстояния между пересечением оси z_{i-1} с осью x_i и началом i -й системы координат, отсчитываемой вдоль оси x_i .

Шаг 11. *Определение α_i* – угла поворота оси x_{i-1} вокруг оси z_{i-1} , чтобы она стала сонаправленной с осью x_i . Если i -е сочленение – вращательное, то α_i – присоединенная переменная.

Шаг 12. *Определение θ_i* – угла поворота оси z_{i-1} вокруг оси x_i , чтобы она стала сонаправленной с осью z_i (Шаньгин Е.С., 2005).

3.2. Определение общей матрицы преобразований

После построения систем координат для всех звеньев можно построить однородные матрицы преобразований, связывающие i -ю и $(i-1)$ -ю системы координат

$${}^{i-1}A_i = T_{z,d} \times T_{z,\alpha} \times T_{x,a} \times T_{x,\theta} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_i & -\cos \theta_i \sin \alpha_i & \sin \theta_i \sin \alpha_i & a_i \cos \alpha_i \\ \sin \alpha_i & \cos \theta_i \cos \alpha_i & -\sin \theta_i \cos \alpha_i & a_i \sin \alpha_i \\ 0 & \sin \theta_i & \cos \theta_i & d_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (11)$$

Для трёхзвенного манипулятора были определены четыре матрицы ${}^{i-1}A_i$, соответствующие показанным на рисунке 6 системам координат. Эти матрицы представлены ниже (Пореев В.Н., 2004).

$${}^0A_1 = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_1) & 0 & -\sin(\alpha_1) & 0 \\ \sin(\alpha_1) & 0 & \cos(\alpha_1) & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad (12)$$

$${}^1A_2 = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_2) & \sin(\alpha_2) & 0 & L1 \cdot \cos(\alpha_2) \\ \sin(\alpha_2) & -\cos(\alpha_2) & 0 & L1 \cdot \sin(\alpha_2) \\ 0 & 0 & -1 & d2 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad (13)$$

$${}^2A_3 = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_3) & -\sin(\alpha_3) & 0 & L2 \cdot \cos(\alpha_3) \\ \sin(\alpha_3) & \cos(\alpha_3) & 0 & L2 \cdot \sin(\alpha_3) \\ 0 & 0 & 1 & d3 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad (14)$$

$${}^3A_4 = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_4) & 0 & -\sin(\alpha_4) & L3 \cdot \cos(\alpha_4) \\ \sin(\alpha_4) & 0 & \cos(\alpha_4) & L3 \cdot \sin(\alpha_4) \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

Общая матрица преобразования $T = {}^0A_4$ для трёхзвенного манипулятора получается путем последовательного перемножения четырёх матриц ${}^{i-1}A_i$

$$T = {}^0A_1 {}^1A_2 {}^2A_3 {}^3A_4 \quad (16)$$

3.3. Определение углов между звеньями манипулятора методом Монте-Карло

В полученной таким образом матрице T элементы первых трёх строк четвёртого столбца являются координатами точки вывода манипулятора в базовой системе координат, а именно $x=t_{1,4}$; $y=t_{2,4}$; $z=-t_{3,4}$.

$$\left. \begin{aligned} x &= d3 \cdot \sin(\alpha_1) - d2 \cdot \sin(\alpha_1) + L1 \cdot \cos(\alpha_1) \times \\ &\times \cos(\alpha_2) + L3 \cdot \cos(\alpha_4) \cdot [\cos(\alpha_1) \cdot \cos(\alpha_2) \times \\ &\times \cos(\alpha_3) + \cos(\alpha_1) \cdot \sin(\alpha_2) \cdot \sin(\alpha_3)] - L3 \times \\ &\times \sin(\alpha_4) \cdot [\cos(\alpha_1) \cdot \cos(\alpha_2) \cdot \sin(\alpha_3) - \\ &- \cos(\alpha_1) \cdot \cos(\alpha_3) \times \sin(\alpha_2)] + L2 \cdot \cos(\alpha_1) \times \\ &\times \cos(\alpha_2) \cdot \cos(\alpha_3) + L2 \cdot \cos(\alpha_1) \cdot \sin(\alpha_2) \cdot \sin(\alpha_3), \\ y &= d2 \cdot \cos(\alpha_1) - d3 \cdot \cos(\alpha_1) + L1 \cdot \cos(\alpha_2) \times \\ &\times \sin(\alpha_1) + L3 \cdot \cos(\alpha_4) \cdot [\cos(\alpha_2) \cdot \cos(\alpha_3) \times \\ &\times \sin(\alpha_1) + \sin(\alpha_1) \times \sin(\alpha_2) \cdot \sin(\alpha_3)] - L3 \times \\ &\times \sin(\alpha_4) \cdot [\cos(\alpha_2) \cdot \sin(\alpha_1) \times \sin(\alpha_3) - \\ &- \cos(\alpha_3) \cdot \sin(\alpha_1) \cdot \sin(\alpha_2)] + L2 \cdot \cos(\alpha_2) \times \\ &\times \cos(\alpha_3) \cdot \sin(\alpha_1) + L2 \cdot \sin(\alpha_1) \cdot \sin(\alpha_2) \cdot \sin(\alpha_3), \\ z &= -L2 \cdot \cos(\alpha_2) \cdot \sin(\alpha_3) - L1 \cdot \sin(\alpha_2) - \\ &- L2 \cdot \cos(\alpha_3) \cdot \sin(\alpha_2) + L3 \cdot \cos(\alpha_4) \times \\ &\times (\cos(\alpha_2) \cdot \sin(\alpha_3) - \cos(\alpha_3) \cdot \sin(\alpha_2)) + \\ &+ L3 \cdot \sin(\alpha_4) \cdot \left(\begin{matrix} \cos(\alpha_2) \cdot \cos(\alpha_3) + \\ + \sin(\alpha_2) \cdot \sin(\alpha_3) \end{matrix} \right) \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

Из системы уравнений (17) необходимо опре-

делить углы ($\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$) между звеньями манипулятора, обеспечивающие вывод рабочего органа манипулятора в заданную точку. Как видно, систему уравнений (17) разрешить относительно углов не представляется возможным. Для определения углов мы воспользовались методом Монте-Карло, численным методом решения задач путем подбора параметров модели.

Сущность метода Монте-Карло состоит в следующем: требуется найти значение R некоторой изучаемой величины. Для этого выбирается такая случайная величина X , математическое ожидание которой равно R

$$M(X)=R.$$

Практически же поступают так: производят n испытаний, в результате которых получают n возможных значений величины X , вычисляют их среднее арифметическое и принимают его в качестве оценки (приближенного значения) искомого числа R .

Поскольку метод Монте-Карло требует проведения большого числа испытаний, его часто называют методом статистических испытаний.

Алгоритм определения углов между звеньями методом Монте-Карло выглядит так:

1. Осуществляются розыгрыши углов $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ в пределах: $\alpha_1 \in [0^\circ; 90^\circ]$; $\alpha_2 \in [0^\circ; 180^\circ]$; $\alpha_3 \in [0^\circ; 180^\circ]$, вычисление угла α_4 по формуле $\alpha_4 = 90^\circ + (\alpha_2 - \theta) - \alpha_3$, где θ – угол между R и её проекцией (рисунок 7).

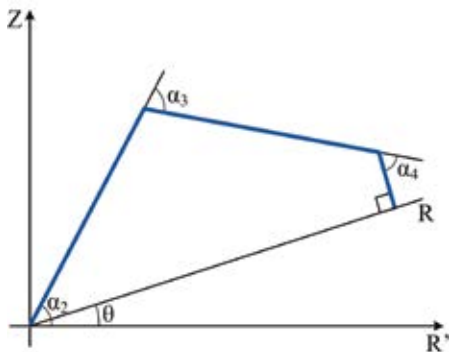


рисунок 7. Углы между звеньями манипулятора

По формулам (17) определяются практические значения координат вывода манипулятора x, y, z и проверяется выполнение условия попадания практических значений координат вывода в допустимые пределы

$$\begin{cases} x_{\text{теор}} - \Delta x \leq x_{\text{практ}} \leq x_{\text{теор}} + \Delta x, \\ y_{\text{теор}} - \Delta y \leq y_{\text{практ}} \leq y_{\text{теор}} + \Delta y, \\ z_{\text{теор}} - \Delta z \leq z_{\text{практ}} \leq z_{\text{теор}} + \Delta z. \end{cases} \quad (18)$$

В случае выполнения условий (18) значения углов $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ записываются в соответствующие выборки, в противном случае повторно производится розыгрыш углов (Соболь И.М., 1968).

2. Сформировав по условиям (18) три выбор-

ки из десяти значений углов $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ в каждой, определяют средние значения $\overline{\alpha_1}; \overline{\alpha_2}; \overline{\alpha_3}$, после чего переопределяют пределы розыгрыша углов

$$\alpha_1 \in [\overline{\alpha_1} - 4^\circ; \overline{\alpha_1} + 4^\circ]; \quad \alpha_2 \in [\overline{\alpha_2} - 4^\circ; \overline{\alpha_2} + 4^\circ];$$

$$\alpha_3 \in [\overline{\alpha_3} - 4^\circ; \overline{\alpha_3} + 4^\circ].$$

3. Затем по условиям (18) формируются четыре выборки из 1000 значений углов $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ в каждой, определяются средние значения $\overline{\alpha_1}; \overline{\alpha_2}; \overline{\alpha_3}; \overline{\alpha_4}$, которые являются искомыми значениями углов между звеньями манипулятора.

3.4. Тестирование программы

В процессе написания программы регулярно проводилось тестирование. Данная операция необходима для того, чтобы отслеживать и исключать все возможные ошибки, которые могут появиться в процессе написания кода программы.

Для проведения окончательного тестирования необходимо было получить координаты точек вывода рабочего органа манипулятора аналитическим методом. Множество точек должно было располагаться в различных сегментах рабочей области манипулятора.

После того, как все точки были равномерно распределены по рабочей области манипулятора (рисунок 8), были рассчитаны их координаты по формулам (19), (20)

$$x = r \cdot \cos(a), \quad (19)$$

$$y = r \cdot \sin(a), \quad (20)$$

где r – кратчайшее расстояние между началом координат (точка O) и определенной точкой; a – угол между осью y и этой же точкой. Для каждой точки имеются свои значения r, a .

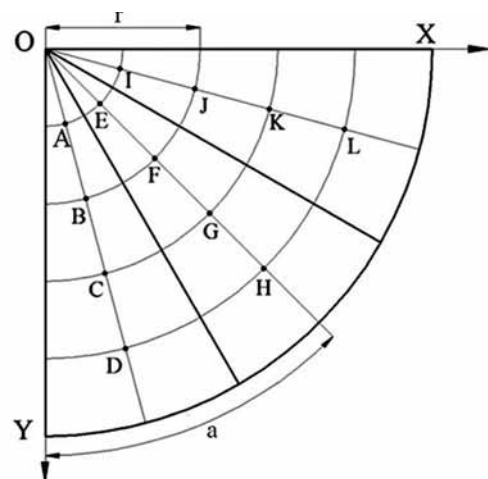


рисунок 8. Рабочая область манипулятора

В окончательном тестировании необходимо было выявить точность вычислений, при этом значение координаты z принималось равным нулю и угол наклона плоскости также принимался равным нулю. Значения углов для каждой из

выбранных точек приведены в таблице 2.

Последние четыре столбца таблицы 2 содержат стандартные ошибки определения углов, или среднеквадратичные погрешности.

В программе при вычислении углов между звеньями манипулятора методом Монте-Карло производится выборка по каждому углу из 1000 значений. Полученные выборки являются совокупностью случайных чисел. Чтобы определить среднеквадратичную погрешность вычисления, необходимо найти среднее значение угла по формуле (21) и дисперсию – степень отклонения каждого разыгранного значения угла от среднего значения (22)

$$\bar{\alpha} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \alpha_i, \quad (21)$$

$$D = \sigma^2 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\alpha_i - \bar{\alpha})^2. \quad (22)$$

Величина σ – среднеквадратичная погрешность (Худсон Д., 1967).

После проведения первого этапа итогового тестирования, когда изменялись только значения координат x и y , программа была протестирована повторно. На втором этапе итогового тестирования входные данные задавались случайным образом.

Во время тестирования изменялись не только значения координат рабочего органа манипуля-

тора, но и другие входные параметры. Все вычисления производились с заданной точностью, визуализация точно отображала положение манипулятора (рисунок 9). При вводе нелогичных значений, например, если все три координаты равны нулю, был предусмотрен вывод сообщений об ошибке. Нелогичные значения могут быть заданы только случайным пользователем, а так как эта программа направлена на целевое использование, то данные ошибки практически полностью исключены. В случае интеграции программы в бортовой вычислительный комплекс перелетного модуля данный недостаток вовсе искореняется, так как сигналы и значения, поступающие в программу, не могут быть нелогичными.

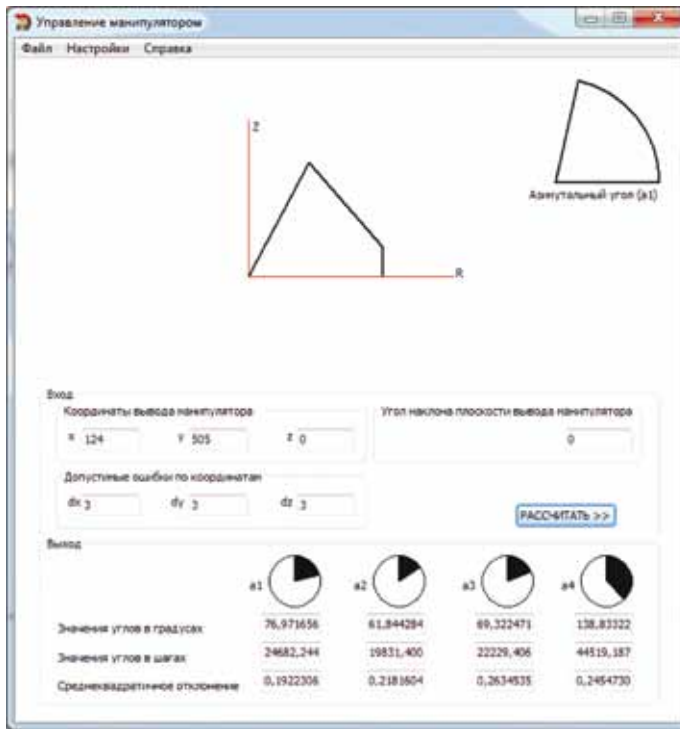
Итоговое тестирование показало, что результаты счета программы производятся с заданной точностью и соответствуют действительности, а в визуализации наглядно отображается искомое положение манипулятора, а это означает, что основная цель создания программы достигнута.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

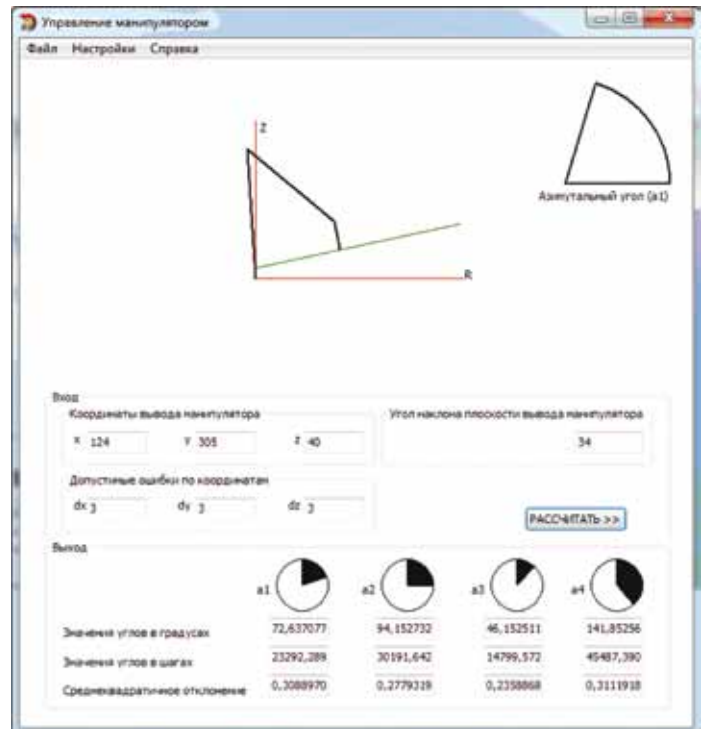
В данной работе были рассмотрены формулировки прямой и обратной задач кинематики манипуляторов, определены параметры звеньев и сочленений манипулятора, а для описания положения звеньев введено понятие однородной

таблица 2 – Результаты тестирования алгоритма

точки	x	y	α_1	α_2	α_3	α_4	σ_1	σ_2	σ_3	σ_4	
A	193,2	51,8	17,01	90,21	27,39	152,41	0,495	0,449	0,228	0,511	
B	386,4	103,5	15,99	71,62	52,47	145,91	0,254	0,259	0,235	0,284	
C	579,6	155,3	15,67	55,22	81,69	133,09	0,167	0,204	0,286	0,229	
D	772,7	207,1	15,51	35,51	120,34	114,16	0,122	0,235	0,431	0,262	
E	141,4	141,4	46,99	90,19	27,39	152,42	0,495	0,431	0,239	0,495	
F	282,8	282,8	46,01	71,63	52,45	145,92	0,246	0,256	0,242	0,284	
G	424,3	424,3	45,66	55,23	81,69	133,07	0,159	0,204	0,293	0,235	
H	565,7	565,7	45,50	35,48	120,38	114,14	0,126	0,236	0,439	0,266	
I	51,8	193,2	77,01	90,21	27,41	152,39	0,511	0,441	0,226	0,496	
J	103,5	386,4	76,02	71,62	52,48	145,91	0,251	0,255	0,248	0,288	
K	155,3	579,5	75,67	55,25	81,67	133,08	0,166	0,198	0,283	0,231	
L	207,1	772,7	75,49	35,51	120,35	114,15	0,122	0,232	0,426	0,261	
							$\bar{\sigma} =$	0,259	0,283	0,298	0,321

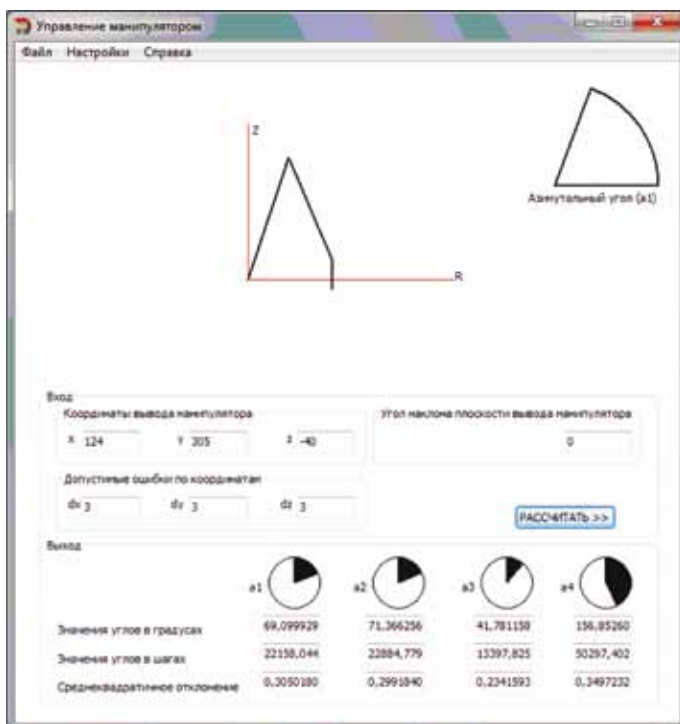


а



в

рисунки 9. Тестирование программы



б

матрицы преобразования размерностью 4×4 . На основе представления Денавита-Хартенберга для трёхзвенного манипулятора получена общая матрица преобразований, с использованием которой решается обратная задача кинематики. Во втором методе решения обратной задачи при определении углов между звеньями манипулятора использовался метод Монте-Карло, который существенно сократил время поиска аналитическо-

го решения системы относительно углов между звеньями.

список литературы

Накано Э. Введение в роботехнику: Пер. с япон. М.: Мир, 1988. С. 7-29.

Новалов А.А., Никитушкин Р.А., Болдачева Л.А. Определение параметров матрицы поворота методом Монте-Карло при обработке видеоизображений Фобоса // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2010. № 2. С. 40-48.

Пореев В.Н. Компьютерная графика. СПб.: БХВ-Петербург, 2004. С. 69-71.

Соболь И.М. Метод Монте-Карло. М.: Наука, 1968. 64 с.

Фу К., Гонсалес Р., Ли К. Робототехника: Пер. с англ. М.: Мир, 1989. С. 29-62.

Худсон Д. Статистика для физиков: Пер. с англ. М.: Мир, 1967. С. 32.

Шаньгин Е.С. Управление роботами и робототехническими системами: Лекции 1-5. Уфа, 2005.

Шахинпур М. Курс робототехники: Пер. с англ. М.: Мир, 1990. С. 73-158.

Статья поступила в редакцию 29.05.2012 г.

90 ЛЕТ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ А.Л. КЕМУРДЖИАНА: ВСПОМИНАЯ ГЛАВНОГО КОНСТРУКТОРА САМОХОДНОГО ШАССИ «ЛУНОХОДА-1»



*М.И. Маленков,
доктор технических наук,
профессор, академик
Российской академии
космонавтики
им. К.Э. Циолковского,
Россия,
г. Санкт-Петербург,
m.i.malenkov@gmail.com;
M.I. Malenkov*

Статья посвящена памяти Александра Кемурджиана – выдающегося советского инженера и ученого, главного конструктора самоходного шасси «Лунохода-1». Приводятся биографическая справка, обозначены основные этапы научно-технического творчества. А.Л. Кемурджиан создал талантливый коллектив разработчиков новой космической техники, заложил основы проектирования систем передвижения планетоходов.

Ключевые слова: луноход;
самоходное шасси;
космическая техника;
разработки;
ликвидация последствий аварии;
танковое КБ.

1. Страницы биографии

4 октября 2011 года исполнилось 90 лет со дня рождения выдающегося советского ученого и инженера, главного конструктора самоходных шасси планетоходов и других космических систем, лауреата Ленинской премии, доктора технических наук, профессора Александра Леоновича Кемурджиана (04.10.1921 - 24.02.2003).

А.Л. Кемурджиан родился во Владикавказе, а его детские и школьные годы связаны с Баку. Затем была учеба в Москве, в МВТУ им. Н.Э. Баумана. Этот период оказался разорванным войной: с мая 1940 по май 1942 и 1946 по 1951 год. Ко времени учебы в МВТУ относится начало научной деятельности – работа в студенческом научном обществе, выступления на научных конференциях. С третьего курса и до окончания учебы он был сталинским стипендиатом.

На фронт Александр Леонович пошел добровольно, несмотря на освобождение от воинской службы по состоянию здоровья. Он был участником Курской битвы, боев за освобождение Украины, Белоруссии, Польши, форсирования рек Десна, Днепр, Висла, Одер. Награжден боевыми орденами и медалями.

90 YEARS FROM THE DATE OF A.L. KEMURDJIAN'S BIRTH: REMEMBERING THE CHIEF DESIGNER OF SELF-PROPELLED CHASSIS «LUNOKHOD-1»

The article is devoted to memory of Alexander Kemurdjian – an outstanding soviet engineer and scientist, the chief designer of self-propelled undercarriage «Lunar rover-1». The biographic data, main periods of scientific and technical work. He created talented collective of developers of the new space equipment, laid the foundation of projecting systems of the space buggy movement.

Key words: lunokhod (Moon rover);
the self-propelled chassis;
the space technics;
workings out;
liquidation of consequences of failure;
tank KB.

Во ВНИИТрансмаш А.Л. Кемурджиан работал с 1951 по 1998 год и после ухода на пенсию до последних дней не прерывал тесных связей с институтом. Первоначально он был подключен к исследованиям танковых трансмиссий, защитил кандидатскую диссертацию по этой тематике в 1957 году. В 1959-1963 гг. занимался поисковыми работами по созданию боевых транспортных средств на воздушной подушке и получил опыт руководителя крупной научной темы (Маленков М.И., 2002; Куприянов В.Н., 2010).

В 1963-1991 гг. главным содержанием его жизни становится организация и руководство работами по самоходному автоматическому шасси «Лунохода-1», создание коллектива космической тематики во ВНИИТрансмаш, развитие исследований и разработок по космической робототехнике. В начале этого пути он занимает должность начальника отдела новых принципов движения и получает статус руководителя работ по новой теме. Затем, в 1969 году, приказом Министра оборонной промышленности С.А. Зверева его назначают заместителем директора, главным конструктором института.



**А.Л. Кемурджиан
на заседании НТС ВНИИТрансмаш,
посвященном его юбилею. 04.10.2001 г.**

А.Л. Кемурджиану был присущ системный, созидательный подход к организации научно-технической деятельности. Успешное решение поставленных задач, завершение многолетних тем руководитель коллектива всегда старался превратить в стартовую площадку для новых проектов и исследований. В отличие от некоторых чиновников оборонного ведомства, он рассматривал совместную работу с ведущими предприятиями Министерства общего машиностроения не как эпизод в жизни танкового института, а как начало формирования нового направления – космического транспортного машиностроения.

Сейчас отчетливо видно, что такой подход опережал время. Он вызывал раздражение у той части руководителей Министерства оборонной промышленности, которые ориентировались только на сложившееся традиции. Мне, например, довелось почувствовать уровень неприязни к шефу в некоторых министерских кабинетах в 1977 году, когда ему отказали в разрешении на участие в международной конференции в Праге. При этом совместный доклад специалистов ВНИИТрансмаш и НПОЛ, посвященный исследованиям поверхности Марса, получил разрешение на публикацию.

А.Л. Кемурджиан – один из пионеров создания не только новой космической, но и конверсионной техники. 18 мая 1986 года он, вместе с первым заместителем директора ОАО ВНИИТрансмаш Э.К. Потемкиным, участвовал в совещании в Чернобыле, на котором председатель Правительственной комиссии Б.Е. Щербина поставил инженерные задачи руководителям оборонной промышленности. Одна из них – снижение дозовых нагрузок ликвидаторов за счет робототехники.

После совещания руководители ВНИИТрансмаш ознакомились с местом будущей работы вновь разрабатываемых машин, – это были раскаленные

останки 4-го энергоблока, территория станции и кровля 3-го энергоблока, заваленные продуктами взрыва и пожара.

По инициативе директора института П.П. Исакова, который возглавил весь комплекс работ коллектива по чернобыльской проблематике, практическое создание новой техники во ВНИИТрансмаш начали сразу, не дожидаясь правительственных постановлений. Учитывая специализацию института, решили делать два робототехнических комплекса. Тяжелый комплекс «Клин-1» на базе шасси военных гусеничных машин предназначался для дезактивационных работ на территории станции, в «Рыжем лесу» и т.п.

Второй комплекс, «Клин-2», был создан под общим руководством А.Л. Кемурджиана на базе научно-технического задела по планетоходам. Он предназначался для расчистки завалов и дезактивации кровель 3-го энергоблока и вошел в историю аварийных работ на ЧАЭС как «робототехнический комплекс «СТР-1» – по аббревиатуре главных компонентов комплекса – двух специализированных транспортных роботов (рисунок 1). На станции разные люди с поразительным единодушием звали их «луноходами», хотя внешне «Луноход-1» и СТР совершенно не похожи.



рисунок 1. Фрагмент работы одного из роботов комплекса СТР-1 на отметке 58 м кровли 3-го энергоблока ЧАЭС

Помимо роботов, в комплекс входили: устройство для транспортировки транспортных роботов и зарядки его батарей (транспортная люлька); пульт управления – передатчик с передающей антенной; зарядно-разрядное устройство; видеоконтрольное устройство телевизионных систем; оборудование для дезактивации ходовой части.

Руководителем межведомственной бригады по разработке этого комплекса был назначен ближайший соратник А.Л. Кемурджиана – П.С. Сологуб, он же возглавил первую бригаду эксплуатации комплекса, в которую вошли разработчики его систем из ВНИИТрансмаш и НПО «Источник» (Ленинград), ВНИИАЭС и ИФТП (Москва). А сам А.Л. Кемурджиан еще дважды в 1986 году и по разу в 1987, 1988 и 1989 годах участвовал в проведении работ и

технических мероприятий на ЧАЭС.

Сотрудники ВНИИТрансмаш гордятся тем, что, по оценке штаба по ликвидации последствий аварии, применение комплекса СТР-1 позволило заменить на опасных работах более 1000 военнослужащих. С августа по октябрь 1986 года с помощью двух роботов СТР-1 были расчищены участки кровли 3-го энергоблока общей площадью более 2500 м²; сброшено с кровли около 90 т радиоактивных материалов, включая обломки графитовой кладки реактора, сборки с тепловыделяющими элементами и рубероид (ВНИИТрансмаш – Чернобылю, 2003). Дозы излучения были снижены более чем на порядок.

2. Жизнь после смерти

Рожденный и творивший в Советском Союзе, А.Л. Кемурджиан равно дорог России и Армении, с которой он всегда поддерживал связь. Армянская община Санкт-Петербурга, наряду с ОАО ВНИИТрансмаш, СПб отделением РАКЦ, ФК РФ, МГТУ им. Н.Э. Баумана, стала одним из инициаторов мероприятий, посвященных 90-летию со дня рождения главного конструктора самоходных шасси планетоходов.

2 октября 2011, накануне юбилея, ветераны и сотрудники ВНИИТрансмаш, организаторы мероприятий, и члены семьи А.Л. Кемурджиана собрались на армяно-григорианском участке Смоленского кладбища Санкт-Петербурга. Эта традиция была заложена в октябре 2003 года. Тогда, к могиле Александра Леоновича пришли участники I Международного семинара «Планетоходы», посвященного его памяти. На мемориальном митинге выступили В.В. Лебедев, Г.А. Иванян, С.В. Гуркало, В.Н. Наумов и другие, всего более 10 человек.

Программа памяти продолжилась в Армянском культурном центре. Основной доклад был посвящен созданию школы разработчиков систем передвижения автоматических планетоходов.

Интерес к этой теме в среде специалистов вырос после публикации интервью директора Планетного

общества США доктора Louis D. Friedman в журнале «Новости космонавтики» № 09, 2010. Американский ученый напомнил эпизоды сотрудничества с НПОЛ, ВНИИТрансмаш и ИКИ РАН в конце прошлого века. Он рассказал, в частности, об испытаниях в Калифорнии в 1992 году российского макета марсохода на базе трехсекционного шарнирно сочлененного шасси с коническо-цилиндрическими колесами. При создании шасси разработчики ВНИИТрансмаш учли, пожалуй, весь свой задел по такой схеме транспортной машины, опробованной еще в начале 80-х годов (рисунок 2).

Испытательную площадку в «Долине Смерти» (Death Valley) посетил администратор NASA Daniel Goldin, который в ходе испытаний задал вопрос директору JPL: почему Лаборатория реактивного движения не разрабатывает подобные аппараты для марсианской экспедиции США? Речь шла о программе «Mars Pathfinder», которая была реализована в 1997 году. Диалог способствовал плодотворным результатам: как известно, на борту одноименной станции на Марс был доставлен подвижный аппарат «Sojourner», проложивший первую в истории колею на марсианской поверхности.

С сообщениями по теме заседания выступили более 20 человек. Среди них председатель секции истории космонавтики при ФК России В.Н. Куприянов, генеральный консул Республики Армения в Санкт-Петербурге В.Ф. Акоюн, вице-президент Союза диаспор Санкт-Петербурга А.Г. Аракелян, заместитель генерального директора ОАО ВНИИТрансмаш П.П. Матвиенко, редактор готовящейся к изданию книги «А.Л. Кемурджиан – человек, ученый и гражданин» – В.А. Кемурджиан, ветеран космической тематики ОАО ВНИИТрансмаш А.Н. Колобовников.

Интересную цифру привел патентный уполномоченный ОАО ВНИИТрансмаш М.М. Кузьмин. За время существования космической тематики в институте с 1963 года по настоящее время сотрудниками коллектива получено 485 авторских свидетельств и патентов на изобретения. Среди них

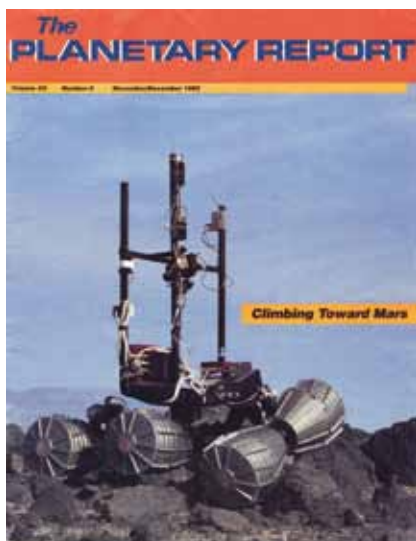


рисунок 2. Фрагменты испытаний макета марсохода на обложке журнала (Planetary Society, USA, 1992)

главное изобретение – самоходное шасси «Лунохода-1». Разработчики шасси макета марсохода были награждены серебряной медалью 44-го Всемирного салона изобретений (Брюссель, 1995 год). Среди авторов – специалисты и ВНИИТрансмаш, и НПОЛ. Это говорит об уровне взаимодействия коллективов предприятий в лучшие годы.

3. Заседание в ОАО ВНИИТрансмаш

ОАО ВНИИТрансмаш, головной научно-технический центр танковой промышленности СССР, был основан в 1949 году на базе Ленинградского филиала Челябинского Опытного завода № 100, созданного по инициативе известного советского танкостроителя Ж.Я. Котина. Как и танковое КБ, филиал опытного завода № 100, а затем и ВНИИ-100 базировались на территории Ленинградского Кировского завода (ЛКЗ).

Первым директором института был назначен Ж.Я. Котин, в 1951 году его сменил на этой должности П.К. Ворошилов. Современный облик ВНИИ-100 приобрел в начале 60-х годов, после переезда на новую территорию в поселке Горелово. Эти события связаны с именем третьего директора института В.С. Старовойтова, назначенного на этот пост в 1960 году. Именно он дал старт космической тематике в танковом институте, выбрал ее руководителя и активно поддерживал новое направление работ с риском для своей личной карьеры.

Но вот совсем недавно, в 2007 году, нам стало известно, что еще в 1959 году С.П. Королев обращался к Ж.Я. Котину с предложением создать луноход. История знакомства главных конструкторов относится к началу 50-х годов, периоду оснащения военных гусеничных машин реактивным вооружением.

Однако кооперация не состоялась. После выполнения в КБ ЛКЗ некоторых проектных проработок Ж.Я. Котин от этой работы отказался. Так что в 1963 году было второе обращение ракетчиков к танкостроителям, но это не оказало никакого влияния на технические решения ВНИИТрансмаш. Новые разработки даже не знали об этом эпизоде, но теперь ясно – обращение С.П. Королева к танкостроителям не было случайным.

Открывая заседание, первый заместитель генерального директора И.С. Кузнецов отметил, что институт и сейчас создает космическую технику.

Прозвучали обращения к присутствующим от членов экипажа советских луноходов И.Л. Федорова, В.Г. Довганя, В.Г. Самалы, В.М. Сапранова, от соратников, учеников и друзей А.Л. Кемурджиана.

С докладами, сообщениями и воспоминаниями на заседании НТС выступили М.И. Маленков, В.Н. Куприянов, К.Ю. Машков, В.Н. Наумов, Г.Н. Корепанов, Б.В. Гладких, П.М. Астафуров, В.А. Кемурджиан, С.В. Федосеев, Г.В. Козлов.

При обсуждении планов по сохранению памяти о первопроходцах лунных трасс, разработчиках новой техники участники заседания подняли древний вопрос о корректном обращении с фактами, с ав-

торскими правами и, в конечном счете, с историей. Удивительно, что уже сейчас, спустя не так уж много лет после реальных событий, еще при жизни их участников, в некоторых изданиях взамен анализа фактов создаются легенды.

В частности, это относится к книге В.Г. Найдя и В.Г. Владимирова «Чернобыль – трагедия и подвиг», где о событиях мая 1986 года (стр.67) написано буквально следующее: *«Тогда в срочном порядке были даны указания Ленинградскому ЦНИИ РТК сконструировать и прислать отечественные аппараты. Этот институт уже имел опыт по созданию таких машин, работающих в автономном режиме. В частности, одна из них была отправлена на Луну, где успешно справилась со всеми возложенными на нее задачами...»*. Далее рассказывается о комплексе СТР-1 также без упоминания об авторах разработки.

Есть неточность и в интервью известного писателя и журналиста В.С. Губарева корреспонденту «Российской газеты» (РГ, 22.03.2011. № 59). Там где упоминаются роботы, созданные в Ленинграде и работавшие на кровле 3-го энергоблока, сказано: *«Но они, грубо говоря, сошли с ума в высоких полях радиации – электроника не выдержала. Одного в итоге стихнули в кратер»*.

Робот «сошел с ума» – это сказано точно, но это был двухгусеничный робот МФ-2, разработанный в Германии. Он в августе 1986 года начал движение на кровле вентиляционного блока самостоятельно, без команды, но застрял в завалах, порвал гусеницу и остановился, не причинив в этот раз вреда людям. А вот впоследствии, когда робот мешал выполнять ручную расчистку и когда его убрали с кровли, людей пожгли немало.

В свое время А.Л. Кемурджиан написал подробное письмо своему другу Ярославу Голованову по поводу его (совместно с А. Милкусом) статьи в КП от 24.05.2002, поставившей под сомнение приоритет ВНИИТрансмаша в создании трехсекционного шасси. Мы планируем опубликовать эту переписку, как и другие материалы, отражающие не только научно-техническое и литературное творчество А.Л. Кемурджиана, но и его гражданскую позицию.

список литературы

Маленков М.И. Штрихи творческого портрета А.Л. Кемурджиана. К 80-летию со дня рождения // Полет, 2002. № 1. С. 44-49.

Куприянов В.Н. Александр Леонович Кемурджиан – главный конструктор самоходного шасси «Лунохода-1» и человек // Материалы VII международной конференции «Планетоходы, космическая робототехника и наземные роверы». СПб.: ЛЕНЭКСПО, 2010. С. 24-30.

ВНИИТрансмаш – Чернобылю / Под ред. Э.К. Потемкина. СПб.: ОАО ВНИИТрансмаш, 2003. 140 с.

Статья поступила в редакцию 07.09.2012 г.

СОЗДАНИЕ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СТЕНДА БРОСКОВЫХ ИСПЫТАНИЙ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.П. Макаров,
кандидат технических наук*,
makarov@laspace.ru;
V.P. Makarov**

Н.А. Маркачев,
кандидат технических наук*,
tsvelev@laspace.ru;
N.A. Markachev**

С.А. Гришин*,
kdpi@laspace.ru;
S.A. Grishin**

Г.В. Голиков*,
kdpi@laspace.ru;
G.V. Golikov**

В статье описывается история создания и развития стенда бросковых испытаний образцов ракетно-космической техники. Представлен состав испытательного оборудования и методики проведения бросковых испытаний спускаемых и посадочных аппаратов автоматических межпланетных станций.

Ключевые слова:
бросковые испытания;
стенд сброса;
отработка посадки;
амортизирующие устройства.

ВВЕДЕНИЕ

Начиная со второй половины 60-х годов в НПО им. С.А. Лавочкина (НПОЛ) перед испытателями был поставлен целый ряд новых сложных задач, связанных с особенностями эксплуатации автоматических космических аппаратов (АКА). Появилась необходимость разработки новых методик испытаний образцов ракетно-космической техники и соответственно разработки и создания новых испытательных стендов и установок для их реализации.

Были разработаны, изготовлены и введены в эксплуатацию различные испытательные стенды: для отработки старта и разделения ступеней ракетносителя, для испытаний спускаемых аппаратов (СА) на случаи входа и парашютирования в плотных слоях атмосферы Земли и планет; а также для испытаний посадочных аппаратов (ПА) на функционирование после посадки на поверхность планеты при различных внешних условиях (атмосферных, гравитационных, температурных и т.д.).

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

DEVELOPMENT OF DROP TEST BENCH FOR AUTOMATED SPACECRAFT TESTING

Ю.В. Захаров,
профессор, доктор
технических наук,
Московский государственный
институт радиотехники,
электроники и автоматики
(технический университет),
Россия, г. Москва,
jjura@rambler.ru;
Y.V. Zakharov

The article covers history of development of drop test bench intended for aerospace equipment testing. The composition of test equipment is provided and drop testing techniques are given for descent vehicles and landers of automated interplanetary stations testing.

Key words:
drop tests;
drop bench;
landing test;
shock-absorbing devices.

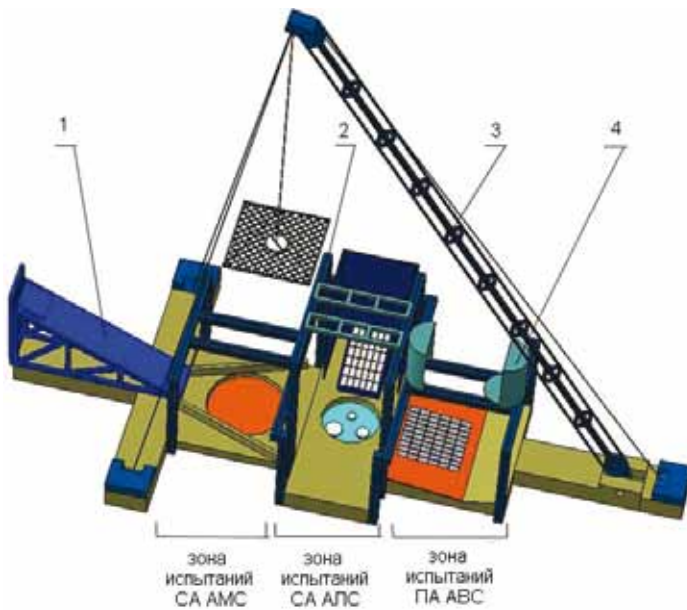
1. Создание и состав стенда для бросковых испытаний КА

В 1965 году был спроектирован, изготовлен и смонтирован стенд сброса – 33-метровая стрела с лебедкой – и испытательная площадка с горизонтальными и наклонными участками, имитирующими поверхности планет (рисунок 1).

Сначала стенд СУ-254.1308 включал в себя только поворотную стрелу, маятниковую подвеску макета, устройство для имитации планетного притяжения, которое обеспечивало определенный диапазон разгрузки, а следовательно, и так называемый эффект уменьшения ускорения свободного падения макета КА. Затем в состав стенда была включена катапульта с тензометрической плитой (рисунок 2).

В дальнейшем стенд сброса был оборудован эстакадой с раздвижным термостатом и высотной частью со специальными устройствами, позволяющими изменять вектор скорости по величине и направлению независимо от положения изделия при соударении с грунтом, т.е. экспериментально

** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.



- 1 – катапульта стенда;
 2 – эстакада стенда сброса;
 3 – стрела стенда сброса;
 4 – термостат стенда.

рисунок 1. Схема стенда сброса СУ-254.1308 с катапультой СУ-254.20.10 и термостатом СУ-40.00.000

создать условия для реализации любых режимов бросковых испытаний изделия. Таким образом, стенд совершенствовался вместе с новыми задачами по разработке космической техники (таблица).

В полном составе стенд предназначен для моделирования этапов парашютирования и посадки СА на поверхности различных планет Солнечной системы и позволяет:

- исследовать динамические процессы отделения и функционирования элементов парашютных систем (ПС); создавать требуемые линейные и угловые перемещения, скорости и ускорения; законы изменения нагрузок при перемещениях и во времени;
- гасить кинетическую энергию и улавливать отделяющиеся элементы;
- воспроизводить совокупность факторов и на-



рисунок 2. Общий вид стенда сброса (1970-1975 гг.)

грузки, действующих на аппарат с имитацией гравитационного поля;

- проверять динамическую устойчивость и прочность при различных кинематических параметрах ПА на грунтах-аналогах;
- фиксировать динамические параметры движения подвижных элементов.

Основными техническими характеристиками стенда являются:

- грузоподъёмность, кг 3200;
- энергия разгонной системы катапульты, кДж 280;
- максимальная скорость соударения образца с грунтом, м/с 40;
- температура рабочей зоны термостата, К 770;
- рабочая зона термостата – диаметр, м 2,7;
– высота, м 2,5;
- размеры стенда
 - максимальная длина, м 32,
 - максимальная ширина, м 14,
 - максимальная высота, м 28.

2. Испытания по отработке посадки лунных КА

Первые испытания на стенде были проведены по отработке посадочного устройства автоматической лунной станции (АЛС) с целью определения возмущений, действующих на работу тормозной двигательной установки, в процессе наполнения надувного амортизирующего устройства (НАУ) и изменений параметров движения АЛС при срабатывании пиротехнических средств системы отделения тормозной двигательной установки (ТДУ), что внесло свой вклад в успешное выполнение задачи прилунения станций «Луна-9,-13» (рисунок 3).

В последующем на стенде сброса проводились испытания уже по отработке мягкой посадки автоматических космических аппаратов, которые обеспечили доставку на поверхность Луны аппаратов для забора грунта и луноходов «Луна-16,-17,-20,-21,-24». Испытания представляли собой ряд сбросов экспериментальных и опытных образцов посадочной платформы с различных высот на горизонтальную или наклонную площадки при различной ориентации опор относительно склона (Баженков В.И., Осин М.И., 1978). При испытаниях замерялись перегрузки и величины обжатий стержней – основного элемента амортизирующего устройства посадочной платформы КА. В процессе этих испытаний на стенде были отработаны также и другие системы лунного самоходного аппарата (СХА), например, функционирование привода и узла зачекочки крышки приборного отсека СХА.

Испытательная площадка стенда с горизонтальным и наклонным участками, имитирующими поверхности планет, ис-

СОЗДАНИЕ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СТЕНДА БРОСКОВЫХ ИСПЫТАНИЙ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

таблица – Хронология развития испытательного стенда для отработки посадки спускаемых и посадочных аппаратов

год создания	оборудование, вводимое в эксплуатацию	тематика	максимальная загрузка стенда (период)
1965	стрела СУ-254.1308.000 площадка-имитатор грунта СУ-254.1308.040	«Луна-9,-13»	1966-1969 гг.
1968	площадка-имитатор поверхности СУ-254.1308.060	«Луна-16,-17,-18,-20,-21,-24»	
1970	катапульта СУ-254.20.10 тензометрическая плита СУ-254.20.500	«Марс-3,-6,-7»	1970-1973 гг.
1971	устройство нагрузочное СУ-254.20.780	«Венера-4,-5,-6, -7,-8»	
1974	эстакада СУ-254.30.100 термостат СУ-40.00.000	«Венера-9,-10» «Венера -11,-12,-13,-14»	1974-1978 гг.
1981	эстакада СУ-254.40.100 разгрузочный блок СУ-254.40.110	«Вега-1,-2», «Фобос-1,-2»	1983-1988 гг.
1986	поворотная площадка СУ-254.40.120	«Марс-96»	1993-1996 гг.
2000	высотная эстакада СУ-254.50.100	«Демонстратор -2,-2Р»	2001-2004 гг.



рисунок 3. Макет ТДУ и баллон-амортизатор АИС «Луна-9,-13» на имитаторе лунного грунта

пользовалась и для отработки схода с посадочной платформы КА самоходных аппаратов «Луноход-1,-2» (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010).

На стенде сброса проводились также экспериментальные исследования по взрывобезопасности блока баков корректирующей тормозной двигательной установки (КТДУ), находящегося под внутренним давлением от газа, в частности – гелия, при аварийной посадке на каменистую лунную поверхность. Исследования показали, что в аварийной ситуации – повреждение бака происходит без взрывного разрушения оболочки бака и образования осколков, а вырвавшиеся из пробоины газы подбрасывают платформу КТДУ, с установленным на ней макетом СХА массой до 750 кг, на высоту до 300...400 мм.

3. Испытания по отработке посадки марсианских КА

Для экспериментальной отработки посадки на поверхность Марса спускаемых аппаратов мар-

сианских КА в 1970 году была спроектирована, изготовлена и введена в состав стенда катапульта (*Автоматические КА для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010), позволяющая разгонять испытываемые образец СА автоматических межпланетных станций (АМС) массой до 500 кг и до скоростей в 32 м/с (рисунок 4).

Катапульта СУ-254.20.10 представляет собой наклонную эстакаду с возможностью менять угол наклона, по которой скользила тележка с объектом испытаний. Разгонная система с использованием резиновых шнуров располагала энергией равной 280 кДж и осуществляла разгон тележки силой 15 кН, которая взводилась 10-тонной электролебедкой. Катапульта расширяла возможности стенда сброса, так как вместе с ней была изготовлена специальная тензометрическая плита, установленная на площадку, имитирующую марсианскую поверхность, покрытую пенобетонными блоками и аглопаритовым песком.

Испытания состояли в многократных сбросах сначала экспериментальных образцов с элемента-



рисунок 4. Общий вид катапульты стенда сброса

ми амортизации, выполненной в виде теплоизоляционного покрытия, и соударении с тензометрической плитой разными частями конструкции: полюсом, боковой частью, обратной стороной, а затем испытаниям подвергался опытный образец функционирующей АМС, на которой в соответствии со штатной циклограммой проводятся операции по разделению оболочки, выносу и функционированию приборов, как и на поверхности Марса (рисунок 5).

В середине 90-х годов на стенде проводились бросковые испытания баллона-амортизатора НАУ, предполагавшегося к использованию для посадки малой автономной станции (МАС) на поверхность Марса при выполнении проекта «Марс-96».

МАС включала в себя укладку НАУ и посадочный модуль (ПМ). НАУ выполнено в виде сферы, состоящей из 2-х оболочек, соединенных шнуровкой, между которыми устанавливается ПМ весом 25-36 кг. Диаметр НАУ составляет ~1,5 м. Оболочки двухслойные: наружный слой из материала СВМ, внутренний слой из латексной резины. Давление в оболочках составляет ~0,15 атм.

При испытаниях образец НАУ малой станции – баллон-амортизатора с макетом ПМ – разгоняется с помощью резинового амортизатора до скоростей от 13 до 25 м/с при которых происходило соударение с поверхностью испытательной площадки. Соударение с грунтом осуществлялось при различной ориентации осей образца НАУ. В процессе проведения испытаний измерялось давление в баллонах, перегрузка, скорости соударения и отскока. Было произведено 16 сбросов на грунты-аналоги двух типов – рыхлый и твердый. Угол наклона имитаторов грунтов составлял от 0 до 15° от горизонта.

При проведении испытаний использовалась новая система ориентации и разгона объекта испы-



рисунок 5. Раскрытие створок макета АМС «Марс-6» после сброса с катапульты

тания со смещенным центром массы. Центр масс образца баллона-амортизатора при этих испытаниях принудительно смещался по трем осям от геометрического центра образца. Например, он находился или в стороне от вертикали, проходящей через центр сферы НАУ, или над центром сферы, что значительно изменяло угол тангажа в процессе свободного падения (тах поворот на 120°). Система ориентации обеспечивала заданный угол тангажа с точностью ~3° (рисунок 6).

По результатам испытаний проведены изменения в конструкциях оболочек баллонов – с однослойной на двухслойную – и усовершенствована шнуровка, а также было определено оптимальное давление в оболочках, что обеспечивает требуемые условия посадки МАС на марсианскую поверхность.

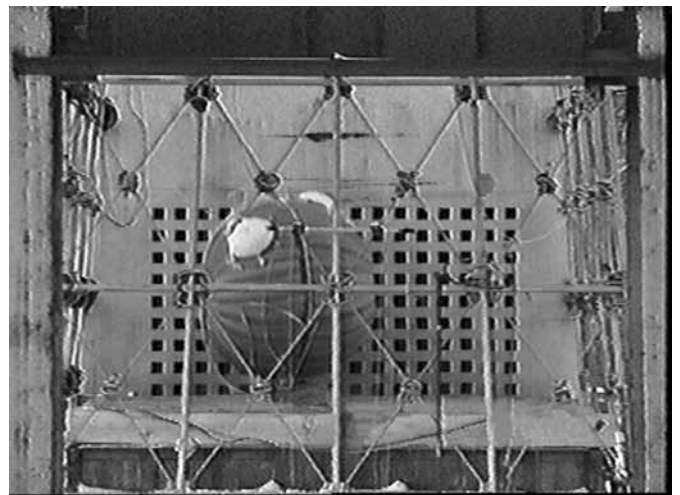


рисунок 6. Отработка баллона-амортизатора МАС «Марс-96» на стенде сброса

4. Испытания по отработке посадки венерианских КА

Комбинированные испытания (давление $p=10^7$ Па, температура $T=770$ К, удар с $V_{\max}=14$ м/с) спускаемых аппаратов АМС «Венера-5,...,-8» проводились на термобароударном стенде (автоклаве).

В отличие от этих испытаний, из-за увеличения габаритов посадочного устройства (ПУ) – экспериментальную отработку прочности и устойчивости посадочного аппарата (ПА) венерианской станции «Венера-9» пришлось проводить на стенде сброса, оборудованном в 1974 году эстакадой с раздвижным термостатом СУ-40.00.000, обеспечивающим предварительный нагрев ПА до температур $+440...+480^{\circ}\text{C}$ (рисунок 7).



рисунок 7. Общий вид термостата стенда сброса

Испытания состояли в сбросе на площадку, имитирующую четыре типа грунта планеты, сначала просто массово-инерционных экспериментальных образцов ПА (исследование устойчивости) в НКУ, затем – после нагрева в азотной среде – образцов, укомплектованных штатным амортизатором посадочного устройства в виде желоба (отработка характеристик ПУ), и на заключительной стадии испытаний – опытного образца ПА с функционирующей аппаратурой. Площадка представляла собой поверхность переменного профиля, на которой был насыпан аглопаритовый песок, слоем высотой в метр, и установлены пенобетонные блоки, имитирующие как каменную россыпь, так и выход скалистых пород из гранита (Захаров Ю.В., Баженов В.И., Сивков В.В., 1977).

После сброса на площадку с имитатором грунта под заданным углом вся аппаратура должна была работать по штатной циклограмме. Отличие от натурной эксплуатации состояло в том, что телеметрическая информация передавалась в КИС не по радиолинии, а по кабелю, что в некоторой степени ограничивало свободное движение ПА при падении на площадку стенда (рисунок 8).



рисунок 8. ПА «Венера-9» после сброса на площадку-имитатор грунта

По окончании испытания по отработке амортизации посадочного устройства здесь же на стенде сброса были проведены испытания ПА, оснащенных венерианскими грунтозаборными устройствами (ГЗУ) ВБ-01 и ВБ-02, которые входили в состав модернизированных АКА, соответственно – «Венера-11,-12,-13,-14» и «Вега-1,-2», запущенных к Венере в 1978-1981 годах (Баженов В.И., Захаров Ю.В., Осин М.И., 1985).

При этих испытаниях на образце ПА в зоне установки ГЗУ монтировался локальный теплозащитный кожух, где размещались датчики для регистрации ускорений (перегрузок), возникающих при соударении амортизатора (деформируемого желоба) с имитатором грунта планеты. Этот кожух обеспечивал нормальные условия работы измерительной аппаратуры.

Таким образом, были получены данные о нагрузках, которые должна выдержать конструкция ГЗУ, чтобы успешно выполнить свою задачу по бурению, забору и анализу грунта Венеры непосредственно на её поверхности в тяжелейших условиях венерианского климата. В процессе комплексных испытаний посадочного аппарата с функционирующей аппаратурой и агрегатами ГЗУ была полностью подтверждена работоспособность усовершенствованных ПА.

5. Испытания по отработке посадки КА на спутник Марса

Отработка посадки долгоживущей автоматической станции (ДАС) проекта «Фобос» во второй половине 80-х годов проводилась на специальной установке СУ-254.40.100 стенда сброса. В состав установки входили наклонная эстакада с контейнером, заполняемым сыпучем (аглопаритовый песок) или твердым (пенобетонные блоки) имитаторами грунта. Особенностью функционирования ДАС является применение пороховых двигателей, которые обеспечивали посадку (причаливание) станции на поверхность Фобоса из-за условий микрогравитации, с последующей фиксацией станции с помощью специального – якорного – устройства. При этом пассивная стабилизация ДАС в пространстве, при проведении посадки на Фобос, осуществляется её вращением вокруг продольной оси. Все требуемые параметры испытаний по моделированию посадки – полное обезвешивание станции, вращение относительно продольной оси до 2 рад/с, вертикальную до 2...4,5 м/с и горизонтальную до 2...2,5 м/с скорости подхода к имитатору грунта, а также отклонение от вертикали продольной оси ДАС на угол $\alpha = \pm 15^\circ$ обеспечивают на стенде специальные устройства, использующие оригинальные решения (Голиков Г.В., Попова Н.В., 1989).

На этом комплексном стенде было проведено 10 испытаний и получен достаточный объем информации о динамических процессах посадки и нагрузках на элементах конструкции ДАС. Также проведена экспериментальная отработка всех систем станции, обеспечивающие прижатие к грунту, внедрение зонда-«якоря» и последующее подтягивание ДАС к имитатору поверхности Фобоса.

6. Испытания по отработке систем спуска КА

Кроме проведения испытаний большинства посадочных аппаратов для исследования планет на стенде сброса, с помощью стрелы, были проведены испытания по отработке всех парашютных систем для венерианских (рисунок 9) и марсианских станций (проекты «Венера-4,...,-8» и «Марс-4,...,-7») и особенно многокаскадных ПС для спускаемых аппаратов АМС «Венера-9,...,-14» и «Вега-1,-2» (Захаров Ю.В., Гришин А.А., 1982).

Также на стенде был выполнен большой объем испытаний по отработке систем спуска без применения парашюта, применяемых в конструкции возвращаемых капсул, пенетраторов, малых станций. Для этих целей дополнительно к стенду, создавались специальные установки, использующие для разгона объектов испытаний шнуровые резиновые амортизаторы и другие механизмы, расширяющие возможности стенда сброса.



рисунок 9. Отработка парашютной системы АМС «Венера-4,...,-8»

Так, для проверки прочности конструкции спускаемого аппарата, при посадке на Землю без применения ПС осуществлялись сбросы экспериментального образца СА на грунты различного вида, а также на воду с имитацией льдин кусками пенопласта; при этом скорость соударения составляла величину до 40 м/с. В процессе испытаний были определены прочностные характеристики конструкции и величины ударных перегрузок, действующих на СА при посадке на выбранные конфигурации имитаторов грунта и водной поверхности.

В конце 90-х – начале 2000-х годов появилось новое направление в международном сотрудничестве НПОЛ – разработка надувного тормозного устройства (НТУ). Этот так называемый космический парашют представляет собой двухкаскадное надувное устройство из двух конусов. Оба конуса изготовлены из специальной ткани и наполняются азотом, который находится в шаровых баллонах. Для обеспечения сохранности оболочки основного НТУ при воздействии высоких температур создана гибкая тепловая защита, которая нанесена на наружную поверхность конической оболочки НТУ и состоит из двух частей: уносимого теплозащитного покрытия и теплоизолирующего слоя.

НТУ предназначено для широкого применения: возврата грузов с орбиты, экстренной эвакуации из космоса, осуществления торможения при спуске в атмосферах других планет и т.п. Первоначально НТУ было создано для доставки на Марс пенетраторов АКА «Марс-96». Затем оно было применено в конструкции возвращаемого аппарата (ВА) «Демонстратор-1,-2» – использующего его как для торможения в верхних слоях атмосферы

ры, так и на участке парашютирования.

При отработке посадки ВА проекта «Демонстратор», снабженного средствами тепловой защиты и гашения удара при посадке, также использовался стенд сброса, оснащенный в 2000 году высотной эстакадой. Особенность испытаний космического парашюта в 2001-2004 годах заключалась в необходимости быстро проводить перенастройку одновременно нескольких параметров, таких как: вертикальная и горизонтальная скорости, угол подхода к поверхности и угол наклона поверхности грунта, установленного на поворотной площадке стенда (рисунок 10).

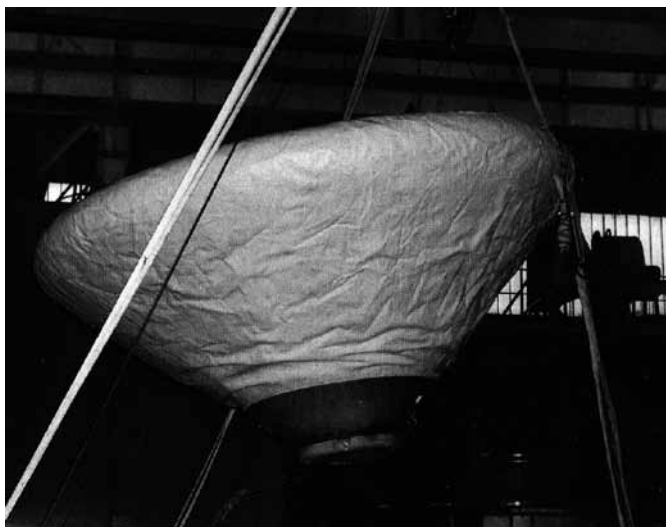


рисунок 10. Отработка посадки ВА с НТУ на имитатор грунта

Стенд был переоборудован таким образом, что появилась возможность изменять вектор скорости по величине и направлению независимо от положения изделия при соударении с грунтом, то есть экспериментально создать условия для реализации любых режимов бросковых испытаний на стенде.

Для обеспечения испытаний космического парашюта на стенде были разработаны алгоритм и методика расчета настроек стенда, которые позволяют определять оптимальные параметры испытаний и сокращать количество методических сбросов макета для подбора режимов испытания. Эта методика была проверена при испытаниях экспериментального образца и использовалась при приемочных испытаниях опытного образца ВА «Демонстратор».

заключение

Использования методик разработанных и опробованных в процессе эксплуатации стенда сброса, и его модернизаций для комплексных (ударных и функциональных) испытаний различных АКА, позволили провести надежную экспериментальную отработку ряда систем спускаемых и поса-

дочных аппаратов, разработанных в НПОЛ.

В связи с выполнением программы исследования Луны автоматическими космическими аппаратами (ФКП 2005-2015 гг.), накопленный опыт проведения испытаний на стенде сброса будет иметь практическую реализацию при отработке посадки АКА на поверхность спутника нашей планеты по проектам «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс».

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. доктора техн. наук, проф. Г.М. Полищука и доктора техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 328-329.

Афанасьев В.А., Захаров Ю.В. Испытания летательных аппаратов при воздействии ударных нагрузок. М.: Изд-во МАИ, 1989. С. 68.

Баженов В.И., Захаров Ю.В., Осин М.И. Моделирование основных характеристик и процессов функционирования космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. С. 240.

Баженов В.И., Осин М.И. Посадка космических аппаратов на планеты. М.: Машиностроение, 1978. С. 159.

Голиков Г.В., Попова Н.В. Стенд для отработки посадки КА // Авторское свидетельство № 295326, 1989.

Захаров Ю.В., Баженов В.И., Сивков В.В. Стенд для отработки посадки ЛА на поверхность небесного тела // Авторское свидетельство № 970829, 1977.

Захаров Ю.В., Гришин А.А. Стенд для динамических испытаний элементов СА // Авторское свидетельство № 108755, 1982.

Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. доктора техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе и доктора техн. наук, проф. В.В. Ефанова. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 262.

ОЦЕНКА КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ ПРЕДПРИЯТИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ НА ОСНОВЕ ТЕОРИИ НЕЧЕТКИХ МНОЖЕСТВ

С.В. Кудрявцев,
кандидат технических наук*,
svk@laspace.ru;
S.V. Kudryavtsev**

Т.Ю. Трофимова*,
tanya-2401@mail.ru;
T.Yu. Trofimova**

П.В. Примаков,
кандидат экономических наук*,
pavel.primakov@laspace.ru;
P.V. Primakov**

М.С. Кудрявцев*,
maxxim89@gmail.com;
M.S. Kudryavtsev**

В статье описываются факторы, влияющие на конкурентоспособность предприятий ракетно-космической отрасли. Рассматриваются подходы к оценке конкурентоспособности предприятий. Предложен методический подход к оценке конкурентоспособности предприятий ракетно-космической отрасли на основе теории нечетких множеств.

Ключевые слова: конкурентоспособность; предприятия ракетно-космической отрасли; нечеткие множества; факторы; рынок.

Существует много определений конкурентоспособности товара (продукции) и производителя, при этом большинство специалистов рассматривают конкурентоспособность товара либо как совокупность качественных и стоимостных характеристик товара, обеспечивающих удовлетворение конкретной потребности покупателя, либо как способность удовлетворять требования конкретного потребителя в условиях определенного рынка и периода времени по показателям качества и затратам потребителя на приобретение и эксплуатацию данной продукции (Аристов О.В., 1999).

Конкуренция предприятий на рынке принимает характер конкуренции самой продукции, поэтому конкурентоспособность товара – это относительная характеристика конкретного проявления потенциала самого предприятия и условий его функционирования. И если важнейшей составляющей конкурентоспособности продукции является цена и качество, то конкурентоспособность производителя зависит от целого ряда факторов.

Деятельность предприятия ракетно-космической отрасли – это комплекс всех процессов по всем этапам жизненного цикла изделия, которые обеспечивают различные службы и подразделения предприятия, а также комплекс внешних факторов, обеспечивающих или ограничивающих деятельность предприятия по созданию конкурентоспособной продукции и ее продвижению на рынок. Поэтому среди космических фирм конкурентоспособным является такое предприятие, которое на базе эффективного управления имеющимися ресурсами (научно-техническими, производственно-технологическими, финансовыми, кадровыми и т.д.) при учете внешних

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

ASSESSMENT OF COMPETITIVENESS OF THE ENTERPRISES OF AEROSPACE INDUSTRY BASING ON FUZZY SETS THEORY

А.Л. Соколова*,
amsher@list.ru;
A.L. Sokolova**

The article describes the factors having an impact on competitiveness of enterprises of aerospace industry. It also considers the approaches to assessment of the enterprises' competitiveness. The article proposes a methodological approach to assessment of the competitiveness of the enterprises of the aerospace industry basing on fuzzy sets theory.

Key words: competitiveness; enterprises of aerospace industry; fuzzy sets; factors; market.

факторов (политических, экономических, экологических и т.д.) обеспечивает разработку и производство с минимальными издержками и высоким качеством продукции, пользующейся большим спросом у потребителей в мире.

Ряд ведущих специалистов (А. Оливье, А. Дайан и Р. Уренс) анализ конкурентных позиций фирм на рынках сбыта с целью выявления их сильных и слабых сторон предлагают производить на основе восьми факторов (рисунок 1). По их мнению, наличие у товаропроизводителя таких характеристик формирует положительное отношение к нему со стороны возможных потребителей его продукции как на местных, так и на внешних рынках сбыта. В состав этих факторов включены показатели, позволяющие оценить товаропроизводителей на количественном и качественном уровне.

На основе этих факторов строится многоугольник конкурентоспособности (Оливье А. и др., 1993).

Изображая на одном рисунке для каждого из анализируемых коммерческих предприятий многоугольники

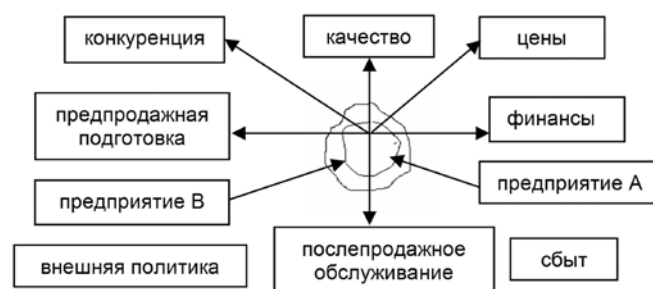


рисунок 1. Многоугольник конкурентоспособности

** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

конкурентоспособности, можно провести наглядный анализ уровня отдельных параметров между предприятиями-конкурентами. Далее на основе определения удельного веса (важности) каждого из этих факторов формируется интегральный показатель конкурентоспособности предприятий-конкурентов

$$K = \sum_{i=1}^N \alpha_i P_i,$$

где α_i – коэффициент важности i -го фактора, $\sum_{i=1}^N \alpha_i = 1$; P_i – количественный показатель i -го фактора конкурентоспособности; N – количество факторов.

Важнейшим условием конкурентоспособности предприятий ракетно-космической отрасли является создание космических комплексов и систем нового поколения с техническими характеристиками мирового уровня и высоким уровнем качества.

Высокий уровень конкурентоспособности предполагает формирование на предприятии таких условий, при которых обеспечивается безусловное выполнение требований заказчика по качеству и надежности выпускаемой продукции, срокам выполнения работ на всех этапах жизненного цикла изделий. Конкурентоспособность предприятия во многом обеспечивается репутацией надежного и перспективного партнера на отечественном и международном рынках.

Кроме перечисленных факторов, влияющих на конкурентоспособность производителей, предприятия ракетно-космической отрасли должны обладать целым комплексом дополнительных свойств. Среди этих свойств выделяют основные: стратегия технического развития, эффективность управления, финансовое положение предприятия, инновационная активность, забота об экологии и безопасности людей и т.д.

Все чаще при оценке конкурентоспособности фирм отдается предпочтение наличию прогрессивных форм и методов ведения бизнеса — производственному менеджменту. Имея главное преимущество в уровне ведения бизнеса, можно на его основе обеспечить устойчивое финансово-экономическое положение компании, достичь высокого качества выпускаемой продукции и приемлемого для покупателей уровня цен.

Во многом уровень конкурентоспособности предприятия определяется эффективным управлением производством, прогрессивностью станочного парка, используемыми для выпуска продукции технологическими процессами, а также квалификацией научно-производственного персонала.

В современных условиях конкурентные позиции предприятия на рынке определяются как уровнем и степенью использования всего внутреннего потенциала предприятия, так и умением учитывать изменяющиеся условия конкретного рынка. Успехи ведущих космических фирм мира в создании конкурентоспособных изделий прежде всего зависят от их инновационной деятельности, направленной на создание принципиально новых изделий, а также от той поддержки, которую оказывает государство путем предоставления гарантий экспортных кредитов, их страхования, освобождения от налогов, сборов, пошлин, предоставления экспортных субсидий, обеспе-

чения информацией о конъюнктуре и т.д.

Таким образом, сегодня главным критерием эффективности деятельности предприятия становится уровень его конкурентоспособности.

В обобщенном виде конкурентоспособность предприятия определяют следующие основные факторы: величина и динамика спроса на продукцию; качество продукции; уровень цен; научно-технический и производственно-технологический потенциал; финансово-экономическое положение; уровень производственного менеджмента; кадровый состав; наличие в национальной экономике развитых родственных и смежных отраслей; государственная поддержка в области экспортно ориентированных производств; существенные изменения в мировой финансово-экономической системе; эффективная рекламно-сбытовая деятельность; соблюдение экологических требований и безопасности.

Анализ показателей конкурентоспособности производителей ракетно-космической техники показывает, что для одновременного учета множества различных взаимосвязанных трудно формализуемых факторов, их обработки и повышения адекватности оценок реальным условиям целесообразно использовать модели и алгоритмы, основанные на теории нечетких множеств (Кочман А., 1982).

Среди внешних условий и частных аспектов состояния предприятия, которые определяют уровень его конкурентоспособности, выделим следующие n -факторы (показатели): научно-технические; производственно-технологические; финансово-экономические; политические; экологические; кадровые и т.д.

Уровень значений указанных факторов, которые гарантированно приводят к наивысшему значению (100%) конкурентоспособности предприятия, обозначим как P_{n+} .

При этом противоположное сочетание внешних условий и аспектов состояния предприятия P_{n-} приводит к полному отсутствию (0%) конкурентоспособности предприятия.

В качестве входных переменных при определении уровня конкурентоспособности предприятия рассмотрим параметры X_n , диапазон изменения которых рассматривается в виде множеств

$$X_n = \{P_{n-}, \dots, P_{n+}\}.$$

Элементы указанных множеств трудно формализуемы и нечетки, оценить их количественно можно только с помощью экспертов. В этом случае знания экспертов в каждой предметной области формализуются с помощью нечетких условных высказываний типа «Если \tilde{X} , то \tilde{D} », где \tilde{X} и \tilde{D} – нечеткие множества.

Логическая структура взаимосвязи условий и аспектов состояния предприятия, определяющих уровень его конкурентоспособности, можно представить в виде модели нечеткой системы (Алиев Р.А. и др., 1990)

$$\tilde{D} = \tilde{X} \circ R,$$

где $\tilde{X} = \{x_j\}$, $j = \overline{1, n}$ – нечеткое входное множество; \tilde{D} – нечеткое выходное множество; R – матрица нечетких бинарных отношений; \circ – знак композиции.

Входные условия модели x_j , $j = \overline{1, n}$ рассматриваются как нечеткие множества, формирующие лингвисти-

ческие переменные, описываемые тройками вида

$$X_j = \{x_j^i, U_{X_j}, \tilde{X}_j\},$$

$$X_j \in T_j^*(u), j = \overline{1, n}, i = \overline{0, 4},$$

где $T_j^*(u)$ – расширенное терм-множество лингвистической переменной «условие j »; \tilde{X}_j – нечёткое множество, описываемое функцией принадлежности $\mu_{\tilde{X}_j} : U_{X_j} \rightarrow [0, 1]$; U_{X_j} – универсумы вида $U_{X_j} = \{0, 1, \dots, 4\}$.

Значения лингвистической переменной «условие j » задаются в виде таблицы 1.

таблица 1 – Значения лингвистической переменной «условие j »

значение лингвистической переменной	$u_{ij} \in U_X$
несущественное	0
малое	1
среднее	2
большое	3
предельное	4

В качестве отображения $q : X_j \rightarrow U_{X_j}, j = \overline{1, n}$, используется следующее соотношение (Алиев Р.А. и др., 1990)

$$U_i = \text{ent} \left[\left(\text{card}(U_{X_j}) - 1 \right) \left(\frac{X_j - X_{j\min}}{X_{j\max} - X_{j\min}} \right)^\alpha \right],$$

$$j = \overline{1, n}; i = \overline{0, 4},$$

где $\text{card}(U_{X_j})$ – мощность универсума U_{X_j} ; X_j – текущее рассчитанное и экспертно определённое значение j -го условия; α – коэффициент ($\alpha \geq 1$).

Нечёткие множества \tilde{X}_j имеют вид

$$\tilde{X}_j = \int_{U_{X_j}} \mu_{X_j}(u) / u_i, j = \overline{1, n}.$$

Для вычисления оценок функции принадлежности для сингтонов вида $\mu_{X_j}(u_i) / u_i, i = \overline{0, 4}$, вводится следующая процедура (Алиев Р.А. и др., 1990)

$$\mu(u_i) = 1 - \frac{1}{\text{card}(U_{X_j}) - 1} |u_i -$$

$$- \text{ent} \left[\left(\text{card}(U_{X_j}) - 1 \right) \left(\frac{X_j - X_{j\min}}{X_{j\max} - X_{j\min}} \right)^\alpha \right].$$

Выходное условие \tilde{D} также представляется в виде нечеткого множества уровня конкурентоспособности предприятия, формирующего лингвистическую переменную, описываемую тройкой вида

$$D = \{d_i, V_D, \tilde{D}\}, d_i \in T^*(u)$$

где $T^*(u)$ – расширенное терм-множество лингвистической переменной «Уровень конкурентоспособности предприятия»; \tilde{D} – нечеткое множество описывается функцией принадлежности $\mu_{\tilde{D}} : V_D \rightarrow [0, 1]$; V_D – универсум вида $V_D = \{0, 1, \dots, 4\}$.

Значение лингвистической переменной «уровень кон-

таблица 2 – Значения лингвистической переменной «уровень конкурентоспособности предприятия»

значение лингвистической переменной	$v_{Dj} \in V_D$
предельно низкое	0
низкое	1
среднее	2
высокое	3
наивысшее	4

курентоспособности предприятия» заданы в виде таблицы 2.

Нечёткое множество \tilde{D} имеет вид

$$\tilde{D} = \int_{V_D} \mu(v) / v.$$

Для получения текущего значения уровня конкурентоспособности предприятия, соответствующего входным параметрам, используется одно из правил условного логического вывода: «Если $\tilde{X}_1, \tilde{X}_2, \dots, \tilde{X}_n$ несущественны, то \tilde{D} предельно низкая, иначе \tilde{D} наивысшая».

Это высказывание соответствует причинно-следственной связи обеспечения высокой конкурентоспособности предприятия за счет его высоких показателей научно-технического, производственно-технологического, финансово-экономического и кадрового состояния.

Так как входные условия $X_j, j = \overline{1, n}$ с точки зрения важности неравнозначны, то при формировании нечёткого множества \tilde{X}_j должны быть определены ранги важности исследуемых условий (факторов) по их влиянию на уровень конкурентоспособности.

Более подробно алгоритм формирования модели нечеткой системы изложен в работе Алиева Р.А. и др. «Производственные системы с искусственным интеллектом».

заключение

1. Предложен методический подход, позволяющий оценивать конкурентоспособность предприятий на основе теории нечетких множеств.
2. При оценке конкурентоспособности предприятий данный методический подход позволяет учитывать влияние неограниченно большого числа различных трудноформализуемых факторов.
3. Разработка на базе предложенного подхода математической модели нечеткой системы позволит получать качественные и количественные оценки при решении других трудноформализованных, нечётких и слабоструктурированных задач.

Работа выполнена в рамках ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России», проект № 14.740.11.0558.

список литературы

Алиев Р.А., Абдинеев Н.М., Шахназаров М.М. Производственные системы с искусственным интеллектом. М.: Радио и связь, 1990. С. 224-234.

Аристов О.В. Конкуренция и конкурентоспособность. М.: Финстатинформ, 1999. С. 142.

Котман А. Введение в теорию нечетких множеств. М.: Радио и связь, 1982. С. 431.

Оливье А., Дайан А., Уренс Р. Международный маркетинг. М.: Экономика, 1993. С. 653.

Статья поступила в редакцию 08.02.2012 г.

ОЦЕНКА МИНИМАЛЬНОГО КОЛИЧЕСТВА РАЙОНОВ ПРИВЕДЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМОГО ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ПРИ АВАРИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ



С.Ю. Улыбышев,
аспирант*,
wardoc5@rambler.ru;
*S.Y. Ulybyshev***

При разработке новых систем аварийного спасения экипажа пилотируемых космических кораблей в случае аварии ракеты-носителя предусматривается приведение возвращаемого аппарата в один из априори заданных районов посадки вдоль трассы выведения. Представлена методика оценки минимального количества районов приведения, основанная на получении области достижимости из решения оптимизационной задачи полета возвращаемого аппарата на максимальную и минимальную дальность.

Ключевые слова: система аварийного спасения; возвращаемый аппарат; район аварийного приведения; уровень максимальных перегрузок; траектория с минимальной и максимальной дальностью.

ВВЕДЕНИЕ

При возникновении аварийных ситуаций с ракетой-носителем (РН) на этапе выведения пилотируемого корабля на орбиту основной задачей является обеспечение безопасности экипажа с помощью средств системы аварийного спасения (САС). За многолетнюю историю пилотируемой космонавтики эти системы претерпели множество изменений и расширили перечень своих функций. На первых этапах применения основной задачей САС являлось отделение и увод возвращаемого аппарата (ВА) от аварийной РН (*Космические аппараты*, 1983). Следующим шагом стало формирование траекторий выведения РН, обеспечивающих, при срабатывании САС, более комфортную аварийную траекторию спуска ВА с меньшими перегрузками (*Filatuyev A.S.*, 1994), однако это было сопряжено с потерями в массе выводимого полезного груза. В настоящее время ведутся разработки алгорит-

ESTIMATION OF MINIMUM TARGET AREA FOR THE CREW MODULE AN EMERGENCY THE LAUNCH VEHICLE

For design of new launch abort systems for launch vehicle failure, guidance of crew module at one from a set of predefined landing areas along the flight trace will be provided. An approach for estimation of minimum quantity of the landing areas is presented. The approach is based on the computation of accessibility areas for optimal solutions with minimum and maximum range.

Key words: launch abort system; crew module; area of emergency landing; level of the maximum overloads; maximum and minimum range trajectory.

мов и методов управляемого спуска ВА на Землю при аварии РН (*Murtazin R. и др.*, 2011). Они ставят своей целью наведение ВА в один из заранее выбранных районов посадки. Сама задача приведения в выбранный район не является новой, она решалась преимущественно для траекторий схода с орбиты спускаемых аппаратов (СА) (*Хайруллин Р.З.*, 1994), в том числе в нештатных ситуациях (*Лазарев Ю.Н.*, 1996). Однако задачи управляемого спуска ВА и СА существенно различаются, поскольку скорость полета ВА меньше, чем у СА, осуществляющего спуск с орбиты и движение происходит все время в плотных слоях атмосферы. Большой практический интерес представляет задача определения минимального количества этих районов в зависимости от траектории выведения РН, энергетических характеристик двигателей САС и рельефа трассы выведения, накла-

* Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.

** Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

дывающих ограничения на положения районов посадки. Эта задача является весьма важной как для проектирования новых, так и модернизации существующих САС.

Целью работы является разработка приближенной инженерной методики определения минимально требуемого количества районов приведения ВА и их местоположения вдоль трассы выведения РН.

1. Постановка задачи

Пусть в качестве исходных данных задана номинальная траектория выведения пилотируемого корабля на орбиту. Рассмотрим типовую траекторию полета на примере РН, по характеристикам близкой к «РУСЬ-М». В состав двигателей САС входят (Болдырев С.В. и др., 2011):

1. Ракетный двигатель экстренного отделения (РДЭО), решающий задачу отделения и увода ОГБ на безопасное расстояние от аварийной РН.
2. Основной ракетный двигатель (ОРД), решающий задачу управления ОГБ и наведения его в заданный район посадки.
3. Управляющий ракетный двигатель (УРД), обеспечивающий требуемые развороты ОГБ и вектора тяги ОРД для решения задачи наведения.

Ограничимся рассмотрением участка полета только первой ступени поскольку через некоторое время после включения второй ступени происходит отстыковка основного ракетного двигателя (ОРД) от отделяемого головного блока (ОГБ), входящего в состав системы аварийного спасения. Тем самым, задача наведения ОГБ в район посадки в случае аварии на РН трансформируется в задачу его выведения на суборбитальную траекторию полета. Кроме того, разделение ступеней ракеты происходит на высоте 90-95 км, тем самым рассматриваемый участок полета первой ступени охватывает всю область плотных слоев атмосферы. При этом полагаем, что весь импульс скорости выдается ОРД мгновенно. Рассматривается три варианта суммарного импульса ΔV_u от ОРД – 200, 360 и 600 м/с. Для всех траекторий приведения принято ограничение максимальной перегрузки до 12 единиц. Циклограмма работы САС состоит из следующих основных этапов (Болдырев С.В. и др., 2011):

4. При возникновении аварийной ситуации происходит отделение ОГБ от РН.
5. Включается РДЭО для обеспечения безопасного увода от аварийной РН.
6. Далее в соответствии с программой управления осуществляется наведение ОГБ в заданный район посадки.
7. ВА осуществляет управляемый пассивный полет до прихода в расчетную точку.

В данной постановке задачи считается, что импульс РДЭО выдается мгновенно в направлении недавнего движения РН, а импульс ОРД выдается мгновенно при ориентации вектора тяги в соот-

ветствующем направлении для приведения ВА в выбранный район.

2. Методика решения задачи

Для каждого вектора состояния, соответствующего заданному моменту аварии РН, определяются:

- численным интегрированием уравнений движения пассивная траектория полета ВА после мгновенного приложения импульса РДЭО;
- область достижимости по дальности отлета от точки старта РН при заданной величине импульса и моменте времени включения ОРД;
- максимальные и минимальные дальности прилета ВА в рамках оптимизационной задачи для каждого времени аварии, и строятся карты изолиний этих областей;
- по найденным предельным значениям (минимальной и максимальной дальности прилета) с учетом ограничений на максимальную перегрузку строится общая область достижимости для заданного уровня энергетики;
- по этой области достижимости путем разбиения ее на интервалы аварии, с которых возможно приведение в некоторый район, определяется их минимальное количество.

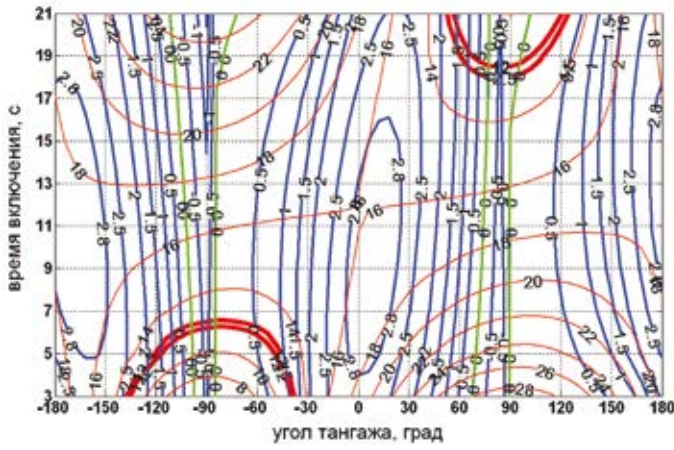
Длительность полета первой ступени составляет порядка 220 с. Этот интервал разбивается на участки с шагом 10 с. В качестве модели движения ВА на пассивном участке рассматриваются стандартные уравнения движения центра масс в плоскопараллельном гравитационном поле с аэродинамическими коэффициентами, соответствующими балансировочным углам атаки (Дмитриевский А.А. и др., 2005). Принятые аэродинамические характеристики ВА соответствуют разрабатываемому в России перспективному пилотируемому кораблю с малым аэродинамическим качеством (~ 0.5).

3. Численное решение задачи полета ВА на максимальную и минимальную дальность на основе карт изолиний

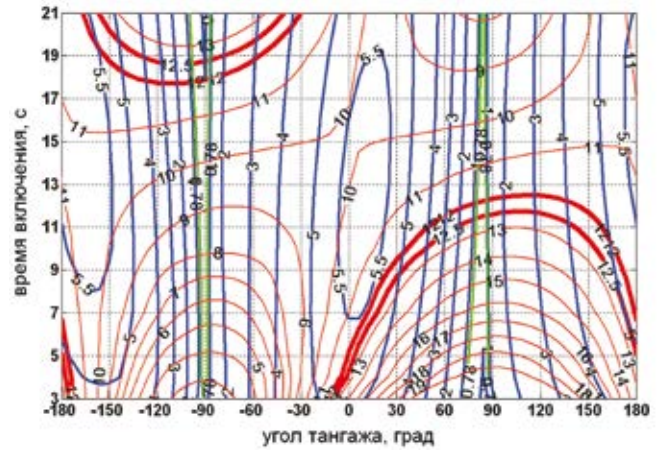
Примеры карт изолиний зависимости времен включения ОРД от угла тангажа для некоторых характерных времен аварии при номинальном импульсе скорости $\Delta V_u = 360$ м/с представлены на рисунке 1.

Здесь синим цветом показаны линии уровня дальности прилета ВА на момент достижения высоты полета 1 км, зеленым – дальность пассивной траектории движения, когда отработан лишь импульс от РДЭО, красным – линии уровня максимальной перегрузки на траектории; жирным выделена граница допустимой перегрузки 12 и 12.5 единиц. При оценке количества районов траектории движения ВА при аварийных ситуациях до 30 с (авария на старте) не рассматриваются (считаем,

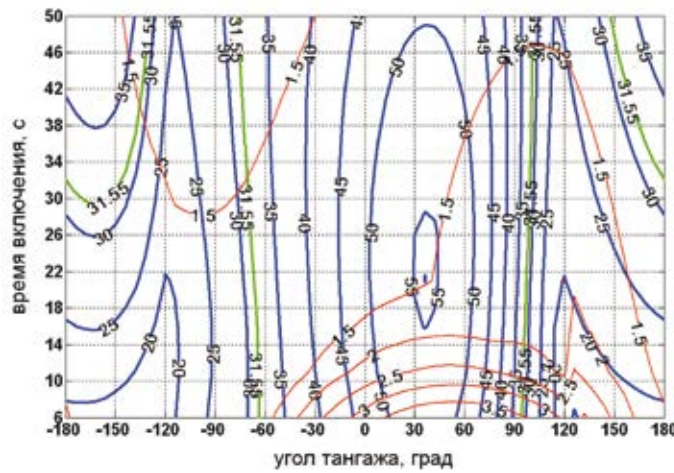
ОЦЕНКА МИНИМАЛЬНОГО КОЛИЧЕСТВА РАЙОНОВ ПРИВЕДЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМОГО ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ПРИ АВАРИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ



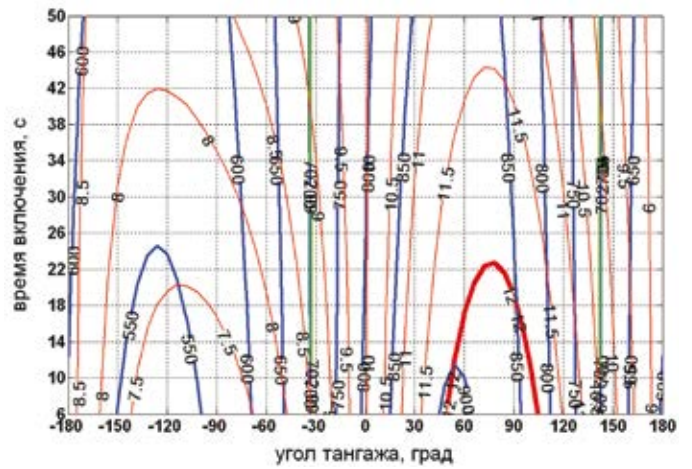
а – время аварии 30 с



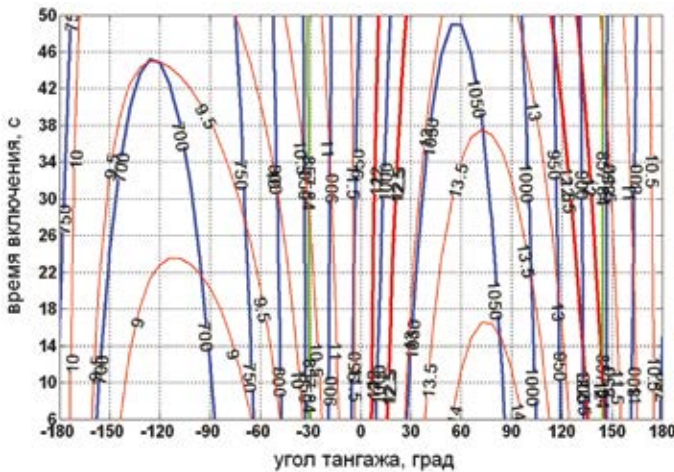
б – время аварии 50 с



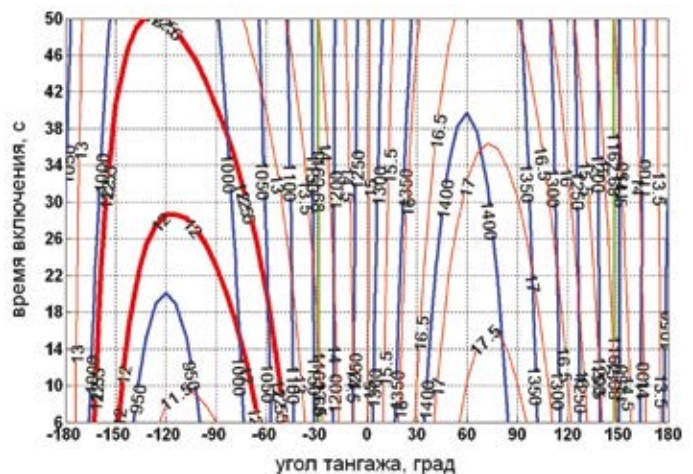
в – время аварии 100 с



г – время аварии 180 с



д – время аварии 190 с



е – время аварии 210 с

рисунок 1. Карты изолиний аварийных траекторий ВА

что приведение в этот интервал времени осуществляется в фиксированный район возле стартовой площадки).

По представленным результатам можно отметить следующее:

1. На первых секундах полета существуют две области максимальной дальности, соответствующие

различным значениям угла тангажа. Это обусловлено тем, что скорость полета РН невелика и импульса скорости от ОРД и УРД хватает на значительное изменение направления полета ВА. Такой результат имеет аналогию с классической задачей бросания тела на некоторую не максимальную дальность, когда существуют две траектории дви-

жения: пологая при малом угле и крутая при большом угле бросания.

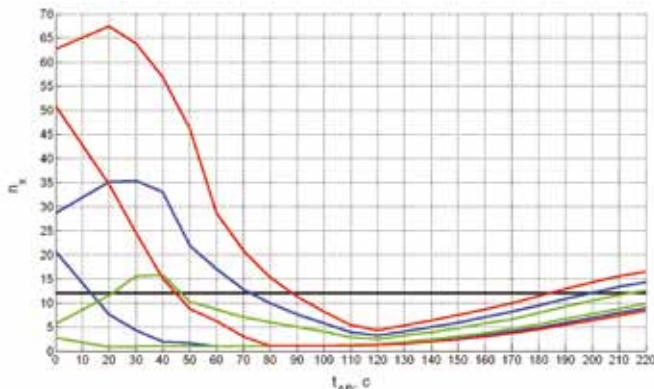
2. При аварии на начальном участке полета (≈ 30 с) практически все траектории движения сопровождаются перегрузкой, превышающей заданный уровень в 12 единиц, и существует небольшой сектор значений угла тангажа при существенной временной задержке включения ДУ, где перегрузка не превышает допустимой величины. В этом случае дальность полета с учетом ограничений на перегрузку будет близка к дальности пассивной траектории.

3. При аварии на среднем участке полета (≈ 50 -100 с) область траекторий с допустимой перегрузкой значительно расширяется и также требуется временная задержка включения ДУ для выхода из области экстремальных перегрузок. Здесь уже возможно достижение максимальной дальности прилета при соблюдении ограничений на перегрузку. В дальнейшем уровень перегрузок существенно падает и, например, при аварии на 100 с вся область возможных траекторий сопровождается допустимыми ее значениями.

4. Начиная с некоторого времени (≈ 180 -190 с) область экстремальных перегрузок опять появляется и вырезает часть области решений. Снова становится необходимой временная задержка включения ДУ. Уже на 190 с полета эта область становится сплошной полосой, отсекающей зону с максимальной дальностью прилета. Тем самым, при учете ограничений по перегрузке максимальная дальность прилета будет существенно уменьшена.

5. При аварии на последних секундах полета первой ступени (≈ 210 -220 с) область экстремальных перегрузок снова преобладает и траектории с допустимой перегрузкой сосредоточены в небольшом секторе с отрицательным углом тангажа. Это означает, что при высокой скорости полета РН аварийная траектория должна резко поворачиваться к Земле для снижения перегрузки.

На рисунке 2 представлена зависимость максимальной перегрузки на траектории от времени аварии для полета на максимальную и минимальную дальность для разных уровней энергии.



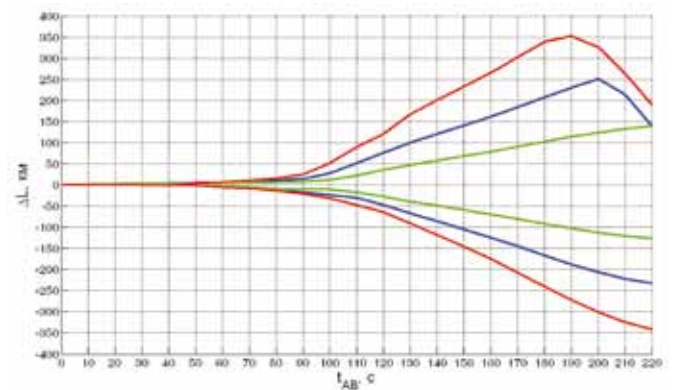
рисунк 2. Зависимость продольной перегрузки от времени аварии РН

таблица 1 – Условные обозначения для графиков перегрузки и областей достижимости

обозначение	запас скорости на управление	траектория полета
	повышенный ($\Delta V_u = 600$ м/с)	на максимальную дальность
		на минимальную дальность
	номинальный ($\Delta V_u = 360$ м/с)	на максимальную дальность
		на минимальную дальность
	пониженный ($\Delta V_u = 200$ м/с)	на максимальную дальность
		на минимальную дальность

Здесь и далее для графиков приняты условные обозначения, представленные в таблице 1.

Видно, что на ранних и поздних секундах аварии траектории сопровождаются перегрузкой, значительно превышающей допустимую величину. Это означает, что необходимо уменьшать допустимую максимальную дальность для снижения максимальной перегрузки. Общая область достижимости в зависимости от момента аварии и с учетом ограничений по перегрузке изображена на рисунке 3. За начало отсчета здесь взята дальность пассивной траектории движения.



рисунк 3. Область достижимости ВА с учетом ограничений на перегрузку

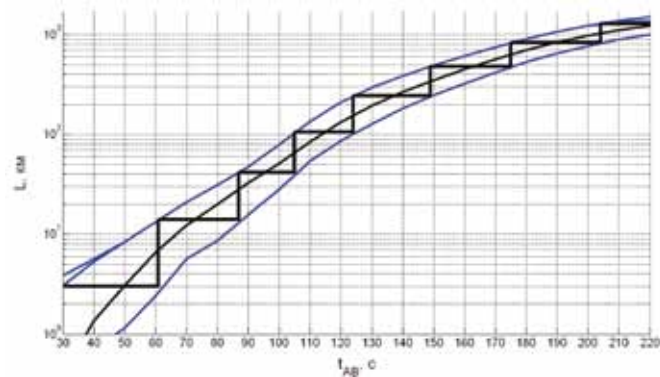
Таким образом, при аварии на первых и последних секундах полета первой ступени РН после отработки импульса РДЭО необходима временная пауза перед включением ДУ для полета ВА на максимальную или минимальную дальность. Кроме того, максимально достижимая дальность будет ограничиваться допустимым изменением угла тангажа в начале активного участка полета. По сути, далее из карты изолиний будет вырезана

ОЦЕНКА МИНИМАЛЬНОГО КОЛИЧЕСТВА РАЙОНОВ ПРИВЕДЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМОГО ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ПРИ АВАРИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

полоса, ограниченная минимумом и максимумом угла тангажа. Представленные приближенные результаты в виде карт изолиний качественно иллюстрируют характер изменения основных траекторных параметров и могут использоваться в качестве начальных приближений для задач оптимизации траекторий приведения ВА в заданные районы.

4. Определение минимального количества районов приведения

Для определения минимального количества районов приведения построим область достижимости при номинальном запасе скорости ОРД для управления $\Delta V_u = 360$ м/с с логарифмическим масштабом шкалы дальности так, как показано на рисунке 4. Здесь сплошными синими линиями выделены границы области достижимости с учетом ограничений на перегрузку, а пунктирными линиями – без ограничений. Черная пунктирная линия соответствует дальности пассивной траектории полета.



рисунк 4. Диаграмма области достижимости

Построив ломаную линию из отрезков параллельных осям координат, как показано на рисунке, можно получить набор дальностей для соответствующих интервалов времен аварии. Таким образом, построение этой ломаной, охватывающее весь выбранный диапазон точек аварии, позволяет получить значения минимального количества районов приведения и их удаленности от точки старта. Это построение следует начинать с левой стороны с точки пересечения верхней границы области достижимости с осью ординат (определяется дальности первого района приведения). Затем, двигаясь вправо, до пересечения с нижней границей области, находят второе крайнее значение времени аварии. Так определяется первый интервал времен аварии и дальность района приведения. Далее, двигаясь вертикально вверх, до пересечения с верхней границей области, находят дальность второго района приведения, и последовательность операций повторяется. Схематично такой процесс представлен на рисунке 5.



рисунк 5. Схема построения ломаной линии для определения параметров районов приведения

Так, для номинального уровня энергетики этих районов получилось восемь (не учитывая район возле старта). Интервалы времени аварии и удаленность каждого из районов от точки старта указаны в таблице 2.

таблица 2 – Характеристики районов приведения ВА

номер района	удаленность района приведения от точки старта, км	интервал времени аварии, на котором осуществляется приведение, с
1	3	30-61
2	14	61-87
3	42	87-105
4	106	105-124
5	244	124-149
6	481	149-175
7	827	175-204
8	1269	204-220

Интересно сравнить диаграмму области достижимости при повышенном и пониженном уровне энергетики ДУ и оценить изменение количества районов приведения. На рисунке 6 представлена диаграмма для запаса скорости ОРД 200 м/с (зеленые линии) и 600 м/с (красные линии) совместно с областью при номинальном запасе скорости. Сплошными линиями также указаны интервалы дальностей с учетом ограничений на перегрузку, а пунктирными – без ограничений.

Используя аналогичное разбиение районов, можно получить их минимальное количество (таблица 3).

Следует учитывать, что формальное уменьшение числа районов с увеличением запаса скорости на управление ОГБ сопряжено с ростом максимальных перегрузок и сужением области допустимого маневра,

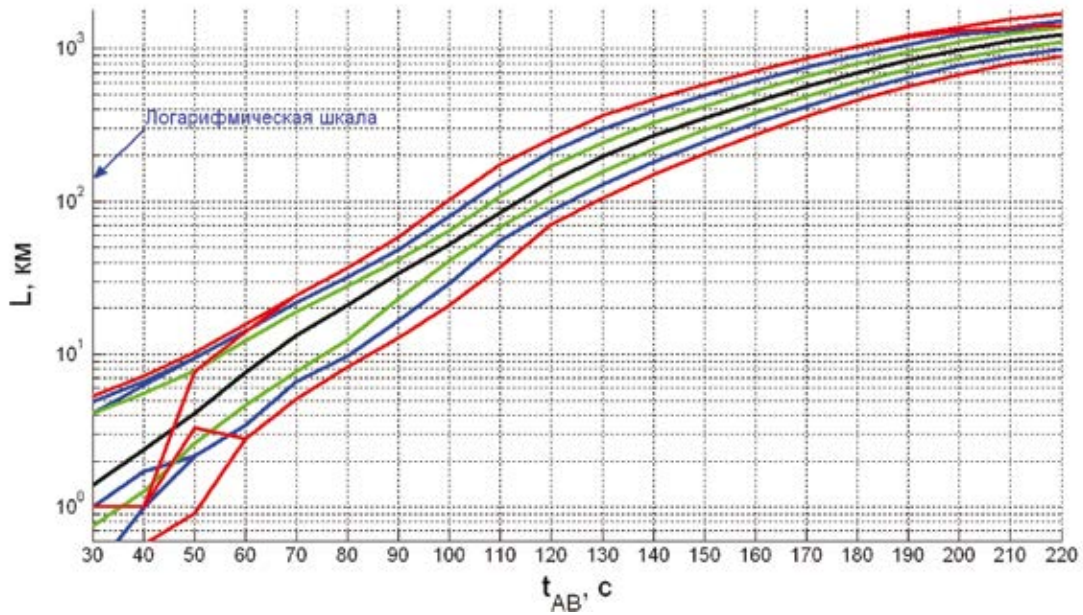


рисунок 6. Диаграммы областей достижимости для различных уровней энергетики

таблица 3 – Количества районов приведения

запас характеристической скорости для наведения ΔV_u , м/с	200	360	600
минимальное количество районов приведения	13	8	5

что, в свою очередь, может повлечь необходимость дополнительного разбиения ее на более мелкие интервалы по временам аварии и, как следствие, приведет к росту количества этих районов. Поэтому увеличение запаса скорости на управление ОГБ не обязательно снизит количество районов приведения. С другой стороны, понижение запаса скорости на ОГБ уменьшает уровень максимальных перегрузок при допустимом увеличении количества районов приведения. Фактическое количество районов приведения может возрасти в связи с тем, что:

- при анализе выбранных районов приведения может потребоваться перенос его ближе или дальше вдоль трассы из-за особенностей рельефа местности и невозможности безопасного приземления ВА;
- необходимо создание зон перекрытия для гарантированного приведения ВА в один из выбранных районов;
- при численном решении уравнений движения в рамках краевой задачи приведения с учетом ограничений на максимальную перегрузку и ориентацию вектора тяги будет уточнена и может быть снижена максимально достижимая дальность полета ВА.

заключение

Представленная методика дает приближенную оценку минимального количества районов приведения для заданного уровня энергетики и траектории

выведения. Она также служит первым приближением для определения фактического количества этих районов при решении краевой задачи приведения ВА, позволяя получить ориентировочные интервалы времен аварии, при которых необходимо осуществлять наведение в выбранный район.

список литературы

Болдырев С.В., Овчинников А.Г., Меркулова Е.В. Применение твердотопливного регулируемого управляющего двигателя в системе аварийного спасения перспективного пилотируемого корабля // Электронный журнал «Труды МАИ», 2011. Вып. № 45. С. 20. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy> (дата обращения: 05.06.2012).

Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика: Учебник для студентов вузов. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2005. 608 с.

Космические аппараты / Под общ. ред. проф. К.П. Фектистова. М.: Военное издательство, 1983. С.319.

Лазарев Ю.Н. Области достижимости и управление движением в атмосфере аэрокосмического аппарата в нештатной ситуации // Космические исследования, 1996. Вып. 4.

Хайруллин Р.З. К решению задачи о построении области приведения КЛА в заданную точку при входе в атмосферу. М.: ИПМ РАН. Препринт, 1994. № 74.

Filatyevev A.S. Fail-Safe Ascent of Space Transport Systems // IAF-94-IAA.6.1.676, 45th Congress of the International Astronautical Federation, October 9-14, 1994. Jerusalem, Israel.

Murtazin R., Petrov N., Ulybyshev Y. Launch strategy for manned spacecraft: Improving safety or increasing of launch mass? // Acta Astronautica, 2011. № 69. P. 644-649.

Статья поступила в редакцию 08.06.2012 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие профилю журнала. Статьи из других организаций направляются в адрес ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора.
2. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы и рецензию.
3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объем статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.
5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
 - 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.
6. Рукопись статьи предоставляется в двух экземплярах, напечатанных на принтере на одной сторонестандартного листа формата **A4**.
7. Набирать текст необходимо в **MS Word 2003**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер - **14**, интервал - **полтора**. Поля со всех сторон - **25 мм**.
8. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Microsoft Equation 3.0**. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
10. 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.
11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть четкими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Regular**, со строчных букв (кроме названий и имен), кегль 12, интервал 1,5.
12. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.
13. К статье следует приложить диск с файлами:
 - сформированной статьи;
 - рисунков, графиков; (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
 - фотографий авторов (размер фотографий не менее 10x15);
 - 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), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.
Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

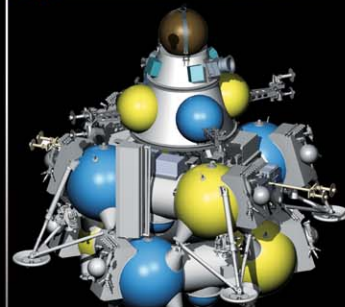
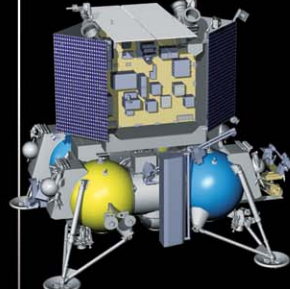
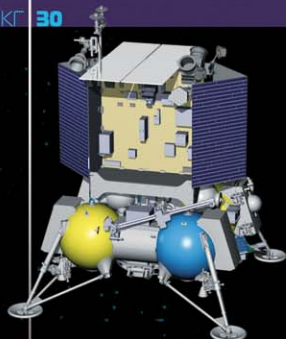
издатель
ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА»

редактор В.В. Ефанов
технический редактор А.В. Савченко
корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова
художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета -
«НПОЛ - ГРАФИК ДИЗАЙН»

подписано в печать 01.02.2013. формат 60x84 / 8
бумага офсетная. печать офсетная. объем 9.0 печ. л., тираж 500 экз.
отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Полстар» (МАИ),
Волоколамское ш., д. 4, Москва А-80, ГСП-3, 125993

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ЛУННЫЕ ПРОЕКТЫ

ГОД ЗАПУСКА	2015	2016	2017	2019
ПРОЕКТ	ЛУНА-ГЛОБ	ЛУНА-РЕСУРС/1	ЛУНА-РЕСУРС/2	ЛУНА-ГРУНТ
ТИП МИССИИ	ПОСАДОЧНАЯ	ОРБИТАЛЬНАЯ	ПОСАДОЧНАЯ	ПОСАДОЧНАЯ
РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ	СОЮЗ-2.1a / РБ ФРЕГАТ	СОЮЗ-2.1a / РБ ФРЕГАТ	СОЮЗ-2.16 / РБ ФРЕГАТ	ПРОТОН / РБ ФРЕГАТ-СБ
СХЕМА ПОСАДКИ	ПРЯМАЯ	-	ПРЯМАЯ/АДАПТИВНАЯ	АДАПТИВНАЯ НА РАДИОМАЯК
ОТРАБАТЫВАЕМЫЕ ТЕХНОЛОГИИ	БАЗОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ МЯГКОЙ ПОСАДКИ	ДИСТАНЦИОННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУНЫ	ПОСАДОЧНЫЙ LIDAR, МОДЕРНИЗИРОВАННАЯ ДУ, РАДИОМАЯК	ВЗЛЕТНАЯ РАКЕТА, СБРАСЫВАЕМЫЕ БАКИ, ПОСАДКА НА РАДИОМАЯК
МАССА КА, ЗАПРАВ./СУХ., КГ	1400/533	2100/1035	2200/810	3000
ПОЛЕЗНАЯ НАГРУЗКА	СТАЦИОНАРНАЯ НАУЧНАЯ СТАНЦИЯ	КОМПЛЕКС НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ОА	СТАЦИОНАРНАЯ НАУЧНАЯ СТАНЦИЯ, ГЛУБИННОЕ ГЗУ, ИНДИЙСКИЙ РОВЕР	ВЗЛЕТНАЯ РАКЕТА, ГЛУБИННОЕ ГЗУ
МАССА ПН, КГ	30	150	200	400



ЛУНА-ГЛОБ

ДЕМОНСТРАЦИОННАЯ МИССИЯ С ПОСАДОЧНЫМ АППАРАТОМ НА ОБЛЕГЧЕННОЙ ПЛАТФОРМЕ И УМЕНЬШЕННОЙ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКОЙ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ И ОТРАБОТКИ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РЕШЕНИЙ ПО ОТРАБОТКЕ ТЕХНОЛОГИИ МЯГКОЙ ПОСАДКИ И РАБОТЫ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

ЛУНА-РЕСУРС/1

ОРБИТАЛЬНАЯ МИССИЯ ДЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУНЫ С БОРТА ОРБИТАЛЬНОГО АППАРАТА, РАЗВЕДКИ ПРИРОДНЫХ РЕСУРСОВ И ИССЛЕДОВАНИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ЛУНУ ПРОХОДЯЩИХ КОРПУСКУЛЯРНЫХ ПОТОКОВ И ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ.

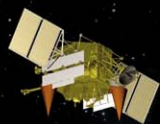
ЛУНА-РЕСУРС/2

ПРОЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРИПОЛЯРНОГО РАЙОНА ЛУНЫ С ПОМОЩЬЮ СТАЦИОНАРНОЙ ПОСАДОЧНОЙ СТАНЦИИ, ОСНАЩЕННОЙ БУРОВОЙ УСТАНОВКОЙ С ВОЗМОЖНОСТЬЮ КРИОГЕННОГО ЗАБОРА ГРУНТА.

ЛУНА-ГРУНТ

ПРОЕКТ ДОСТАВКИ ЛУННОГО ГРУНТА НА ЗЕМЛЮ ПРЕДУСМАТРИВАЕТ СОЗДАНИЕ УНИФИЦИРОВАННОЙ ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ, ВЗЛЕТНОЙ РАКЕТЫ, ВОЗВРАЩАЕМОГО НА ЗЕМЛЮ АППАРАТА, СРЕДСТВ ОТБОРА ОБРАЗЦОВ ГРУНТА С БОЛЬШОЙ ГЛУБИНЫ, ЗАГРУЗКИ И ХРАНЕНИЯ ОБРАЗЦОВ ЛУННОГО ГРУНТА, ДОСТАВЛЯЕМЫХ НА ЗЕМЛЮ, А ТАКЖЕ ОСУЩЕСТВЛЕНИЕ ВЫСОКОТОЧНОЙ ПОСАДКИ НА МАЯК, РАСПОЛОЖЕННЫЙ НА ЛУНЕ.

В КАЧЕСТВЕ РАЙОНОВ, ПРЕДСТАВЛЯЮЩИХ ПРИОРИТЕТНЫЙ НАУЧНЫЙ ИНТЕРЕС, РАССМАТРИВАЮТСЯ ПРИПОЛЯРНЫЕ РАЙОНЫ, ПРЕДПОЛОЖИТЕЛЬНО СОДЕРЖАЩИЕ ЗАЛЕЖИ ВОДЯНОГО ЛЬДА И РАЙОНЫ НА ОБРАТНОЙ СТОРОНЕ ЛУНЫ, ПОСАДКА В КОТОРЫЕ ДО НАСТОЯЩЕГО ВРЕМЕНИ НЕ ВЫПОЛНЯЛАСЬ



НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА РОСКОСМОСА
ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ РАН

ФОБОС-ГРУНТ

ПРОЕКТ
КОСМИЧЕСКОЙ
ЭКСПЕДИЦИИ

1



В первом томе содержится описание научных задач по исследованию Фобоса, Марса, космического пространства, представленных в проекте экспедиции, методологии проектирования космического комплекса, его служебных систем.

Второй том посвящен подробному описанию комплекса научных приборов, установленных на борту и экспериментам, планируемыми в проекте.

Изучение Фобоса весьма актуально не только сегодня, но и в последующие годы. В книге представлены результаты первого этапа работы. Поэтому в планах НПО им. С.А. Лавочкина, ИКИ РАН, ГЕОХИ им. В.И. Вернадского РАН с промышленной и научной кооперацией в среднесрочной перспективе предусматривается реализация проекта космической экспедиции **ФОБОС-ГРУНТ**.

Представленная книга дает читателю общее представление об этом проекте. Книга подготовлена учеными и инженерами, участвующими в разработке проекта космической экспедиции **ФОБОС-ГРУНТ**.

Это издание полезно для ученых, специалистов, аспирантов и студентов по космической науке и технике, оно заинтересует также широкий круг читателей, неравнодушных к космонавтике.

по вопросам
приобретения книги
обращаться:
141400
Московская область,
г. Химки, ул. Ленинградская, 24
(495) 575-5469
(495) 575-5545
vestnik@laspace.ru
ntb@laspace.ru

издатели:
ФГУП
«НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»
РОСКОСМОСА,
ФГБУН
«ИНСТИТУТ
КОСМИЧЕСКИХ
ИССЛЕДОВАНИЙ»
РОССИЙСКОЙ
АКАДЕМИИ НАУК