

IV Всероссийский молодежный Форум
с международным участием

ИНЖЕНЕРИЯ ДЛЯ ОСВОЕНИЯ КОСМОСА

сборник научных трудов

Том II

ТОМСК - 2016



ИНЖЕНЕРИЯ ДЛЯ ОСВОЕНИЯ КОСМОСА

Сборник научных трудов
IV Всероссийского молодежного Форума
с международным участием
Том 2

12–14 апреля 2016 г.

Томск 2016

УДК 629.78.002.5
ББК 39.66
К71

Инженерия для освоения космоса : сборник научных трудов IV Всероссийского молодежного Форума с международным участием. Том 2 / Томский политехнический университет. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2016. – 196 с.

Сборник посвящен теоретическим и практическим аспектам инженерии для освоения космоса. Представлен широкий круг исследований молодых ученых, аспирантов, студентов и школьников на русском, английском и немецком языках по следующим темам: космические аппараты и приборы, материалы и технологии в аэрокосмической отрасли, современные технологии и методы контроля в авиационной и космической отраслях, информационные и телекоммуникационные технологии, использование космических технологий для биомедицинской инженерии и мониторинга природной среды.

УДК 629.78.002.5
ББК 39.66

Редакционная коллегия

В.Н. Бориков, доктор технических наук, профессор ТПУ;
В.М. Мартемьянов, кандидат технических наук, доцент ТПУ;
М.М. Рычков, кандидат технических наук, зав. лабораторией ТПУ;
Т.Г. Костюченко, кандидат технических наук, доцент ТПУ;
А.С. Фадеев, кандидат технических наук, доцент ТПУ;
Д.Н. Огородников, кандидат технических наук, доцент ТПУ;
В.С. Иванова, кандидат технических наук, доцент ТПУ;
Е.К. Прохорец, кандидат педагогических наук, доцент ТПУ;
А.Г. Долгих, ассистент ТПУ;
Е.В. Зорина, специалист по УМР УНЦ ТПУ;
А.А. Игнатовская, ассистент ТПУ.

*Сборник издан при финансовой поддержке РФФИ
Грант 16-38-10073 мол_г*

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ №1

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ПРИБОРЫ

<i>Дружинин К.П.</i> Использование дозиметра МКС-85Б "Школьник" для определения радиационного фона в условиях стратосферы	8
<i>Индыгашева Н.С.</i> Проектирование маховика гиродина	11
<i>Крылатов А.Ю., Яркимбаев Ш.С., Хрущ Е.И., Булатов М.Е.</i> Учебно-демонстрационный стенд "Управляющий маховик-космический аппарат"	14
<i>Полюшко Д.А.</i> Применение бесконтактных микроэлектродвигателей постоянного тока для управления ориентацией малых КЛА	19
<i>Руденков Д.Е.</i> Применение IMU для определения ориентации движущихся аппаратов в пространстве	22
<i>Сарсенбаев В.М.</i> Модель конструкции космического летательного аппарата в виде робота для обслуживания других космических аппаратов. Кодовое название: робот «HELPER»	26
<i>Тараканец Е.А.</i> Феррозондовый магнитометр для системы ориентации космического аппарата	30

СЕКЦИЯ №2

МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

<i>Вьонг Суан Чьен</i> Макетный образец системы контроля деформаций элементов конструкций зданий и сооружений	34
<i>Грушин А.С., Ефременков Е.А., Ефременкова С.К.</i> Анализ технических характеристик передач с птк для использования в космических аппаратах	37
<i>Тараканец Е.А.</i> 3D прототипирование устройств космического назначения	41

СЕКЦИЯ №3
СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ В АВИАЦИОННОЙ
И КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛЯХ

<i>Вьонг Суан Чьен, Курманканов Э.Б.</i> Сигнализатор неподвижного состояния спасателя МЧС	46
<i>Старостин А.С., Шульгина Ю.В.</i> Моделирование акустических сигналов, прошедших через волновод	48
<i>Ямнич Ю. И.</i> Механические воздействия на аппаратуру	53

СЕКЦИЯ №4
ИНФОРМАЦИОННЫЕ И ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

<i>Вершинин Д.А.</i> Температурные испытания для МКА CUBESAT	56
<i>Дамдинов Б.О.</i> Пассивная гравитационная система ориентации МКА ТПУ	60
<i>Доржиева С.Б., Кухарев А.С.</i> Расчёт скорости заливки металла в форму для литниковой системы с помощью CAD-системы	63
<i>Жапарова А.Т., Бакланов А.Е., Квасов А.И.</i> Управление системы электроснабжения с использованием солнечной батареи	65
<i>Кононков Д.А., Шевырёв С.Л.</i> Информационная система анализа спутниковой цифровой модели рельефа для проектирования магистральных нефтегазопроводов	68
<i>Шевнин Е.А.</i> Имитатор малого космического аппарата для студенческого центра управления полетами	71

СЕКЦИЯ №5
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ БИМЕДИЦИНСКОЙ
ИНЖЕНЕРИИ И МОНИТОРИНГА ПРИРОДНОЙ СРЕДЫ

<i>Вавилова И.В.</i> Многофазное регулирование напряжения в резонансном инверторе	74
<i>Мельников Г.С., Титов Г.К., Шевырёв С.Л.</i> Автоматизация выбора маршрута трассы магистрального нефтегазопровода анализом материалов космических съемок	78

Михайлова К.К., Нам И.Ф.

Исследование гепатотропного контрастного средства для магнитно-резонансного томографа для мониторинга состояния космонавтов 80

Рыспаев А.Б.

Разработка компьютерной модели движения искусственного спутника земли по орбите для мониторинга окружающей среды 85

СЕКЦИЯ №6

ЮННЫЕ ИННОВАТОРЫ КОСМИЧЕСКОЙ ИНЖЕНЕРИИ

Буй Суан Тунг

Водяная ракета 92

Вьонг Тхй Линь

Солнечное затмение 9 марта 2016 во Вьетнаме 94

Головачев А.В., Тимошин Д.А.

Космическая радиосвязь 96

Гришко Н.Е.

Исследование возможности применения синтетических алмазов для производства высокотеплопроводных материалов 99

Иванова А.А.

Освоение Луны 102

Иванченко Е., Марков В., Мостипан Г., Подгорный И., Соломин Д.

3D-моделирование корпусов спутников формата CUBESAT 106

Кибартайте Е.В.

Диагностика устройств наблюдения электромеханических показателей асинхронных электродвигателей 109

Ло Зуи Бао

Вьетнамские искусственные спутники земли 111

Тажихан Балнур

Многоразовые ракетные двигатели 114

СЕКЦИЯ №7

SPACE ENGINEERING

(СЕКЦИЯ ДЛЯ ДОКЛАДОВ НА АНГЛИЙСКОМ И НЕМЕЦКОМ ЯЗЫКАХ)

Damdinov B.O.

Colonization of Planets by Humanity: Myth or Really? 116

<i>Dorzhieva S.B.</i> Mining of Natural Resources in Space	119
<i>Dzoz G.Ya., Gerasimchuk E.V.</i> Some Characteristics of Juno Spacecraft	122
<i>Fateyev P.V.</i> Ausführliche Erforschung des Erhaltens von Magnesium-Bikarbonat aus Hydromagnesits	125
<i>Golousenko M.A., Scherbakov V.V.</i> Flight to Mars Using the RS-25 Engines	128
<i>Hudeeva K.A.</i> Ernährung für Kosmonauten: In-vitro-Fleisch	131
<i>Ivanova M. V.</i> Raumgestützte Überwachung von Waldbränden	133
<i>Kan D.V.</i> Structure of Space Suits	136
<i>Khaydukova V.M.</i> Astronauts Training Features	138
<i>Kolomeytsev A.A.</i> Overview of the Market of Particle Accelerators Used for Non-destructive Testing	140
<i>Komarov D.S.</i> Systems of Orientation of Small Spacecrafts	146
<i>Lyapunova M.V.</i> Smart Materials in Space Instrument Making	149
<i>Mantykova M.V.</i> Composite Materials in the Aerospace Industry	152
<i>Murzabekov A.B.</i> Environmental Monitoring by Observation from Space	156
<i>Nikiforov D.S.</i> Some Advantages of Liquid-propellant Engine	160
<i>Panimaskina M.V.</i> Application of MEMS Technology in Space	162
<i>Pavlukevich M.P.</i> Die Methoden des Schutzes vor der kosmischen Strahlung	166
<i>Polushko D.A.</i> Materials for Hull Spacecraft	168

<i>Prygov A.N.</i> Rotary Connection Joint of Panels of Solar Batteries on Small Spacecraft	172
<i>Rudnikov D.E.</i> Material Processing in Space	175
<i>Rustembek u A.</i> Use of Accelerometers in Space Engineering	178
<i>Startseva D.A., Devyatova K.P.</i> Some Challenges of Space Debris	182
<i>Ukhov S.A., Kiyanytsyna A.A.</i> Some Characteristics of Spacesuits	185
<i>Yamnich Yu.I.</i> Vantablack Application in Space Technologies	189
<i>Zakharov M.G.</i> Kontrastmittel	191
<i>Zubenko A.A.</i> Methods of Charging the Battery from a Solar Panel	193

СЕКЦИЯ №1

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ПРИБОРЫ

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДОЗИМЕТРА МКС-85Б "ШКОЛЬНИК" ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАДИАЦИОННОГО ФОНА В УСЛОВИЯХ СТРАТОСФЕРЫ

Дружинин К.П.

Научный руководитель Бориков В.Н., профессор, д.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: kosaknekon@mail.ru

THE USAGE OF A DOSIMETER MKS-85B "SHKOLNIK" FOR DETERMINATION A BACKGROUND RADIATION IN THE CONDITIONS OF THE STRATOSPHERE

Druzhinin K.P.

Scientific Supervisor: Prof., Dr. Borikov V.N.
Tomsk Polytechnic University,
Russia, Tomsk, Leninstr., 30, 634050
E-mail: kosaknekon@mail.ru

In this article describes the principle of working of the dosimeter, design features and the possibility of further use for measurement of background radiation in the stratosphere.

Введение

В верхних слоях атмосферы и в условиях открытого космоса на электронику летательного аппарата сильно воздействует ионизационное излучение. Чтобы аппаратура не отказала в неожиданный момент ее нужно надежно защитить. Для определения какую именно защиту использовать, надо знать радиационный фон, мощность и тип излучения. Определение этих параметров производится с помощью дозиметров. Дозиметр — прибор, который за некоторый промежуток времени измеряет эффективную дозу или мощность ионизирующего излучения. Процесс измерения называется дозиметрией. Чувствительный элемент дозиметра, служащий для преобразования явлений вызываемых ионизирующими излучениями в электрический или другой сигнал называется детектором. Детекторами могут являться: ионизационная камера, сцинтиллятор или же специальный полупроводниковый диод. Газоразрядные датчики (ионизационные камеры) в условиях открытого космоса использовать невозможно так как их корпус не сможет выдержать внешних условий. Поэтому лучше использовать дозиметр на полупроводниковом диоде [3]. Для измерения радиационного фона в условиях стратосферы было предложено использовать дозиметр МКС-85Б "Школьник", представленный на рис. 1.



Рис. 1. Внешний вид дозиметра

Описание структурной схемы дозиметра и его функций

На рис. 2 представлена структурная схема дозиметра. Дозиметр состоит из детектора, сигналы с которого обрабатываются счетчиком импульсов. Полученная информация идет на центральный микропроцессор, где обрабатывается, сохраняется в архиве и выводится на дисплей. В дальнейшем эту информацию из архива можно вывести на персональный компьютер, посредством подключения дозиметра через USBшину.

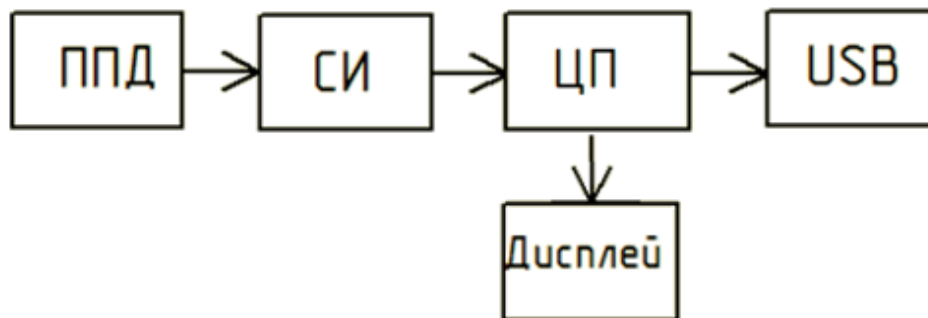


Рис. 2. Структурная схема дозиметра «Школьник»

(ППД - полупроводниковый детектор; СИ - счетчик импульсов; ЦП - центральный микропроцессор; USB-преобразователь uart-us)

Для получения данных о радиационном фоне в данном дозиметре используется полупроводниковый детектор выполненный из кремния и германия. Фотон с энергией от 0,04 до 10 МэВ пролетая через детектор, возбуждает в нем электрический импульс, который в дальнейшем поступает на частотомер, выполненный на микросхеме hc132, который учитывает частоту и количество импульсов. Управление прибором осуществляется микропроцессором silabs f930.

Данный дозиметр может измерять мощность эквивалентной дозы от 0,10 до $1 \cdot 10^6$ мкЗв/ч, диапазон измерений от 0,01 мкЗв до 999 Зв, пределы допускаемой основной относительной погрешности $\pm 25\%$, Нестабильность показаний дозиметра за 24 ч непрерывной работы $\pm 10\%$, Продолжительность непрерывной работы от полностью заряженного аккумулятора (при проведении измерений на уровне естественного радиационного фона, без использования подсветки ЖКИ) не менее 120 ч. Предусмотрена архивация данных, для регистрации показаний на протяжении длительного времени Объем архива до 3276 записей (время и дата, значение МЭД в мкЗв/ч) Габаритные размеры составляют 110x33x17 мм., а масса с аккумулятором не более 45 г.

Обмен данными происходит через usb интерфейс с помощью встроенного преобразователя uart-usb представляющего из себя микроконтроллер silabs cp2103.

На кафедре Точного Приборостроения был предложен проект «Стратосат», в рамки которого входит создания и запуск стратостата формата спутника «Cubesat». На его борту будет компьютер и оборудование для проведения измерений в верхних слоях атмосферы, в частности измерение радиационного фона. Для решение этой задачи было предложено использовать данный дозиметр. Так же перед запуском были проведены испытания данного дозиметра, а именно - опыты по измерению радиационного фона в городе Томске.

Полученные данные лабораторного испытания были выведены на персональный компьютер и обработаны. Результаты измерения радиационного фона в городе представлены на рис. 3.

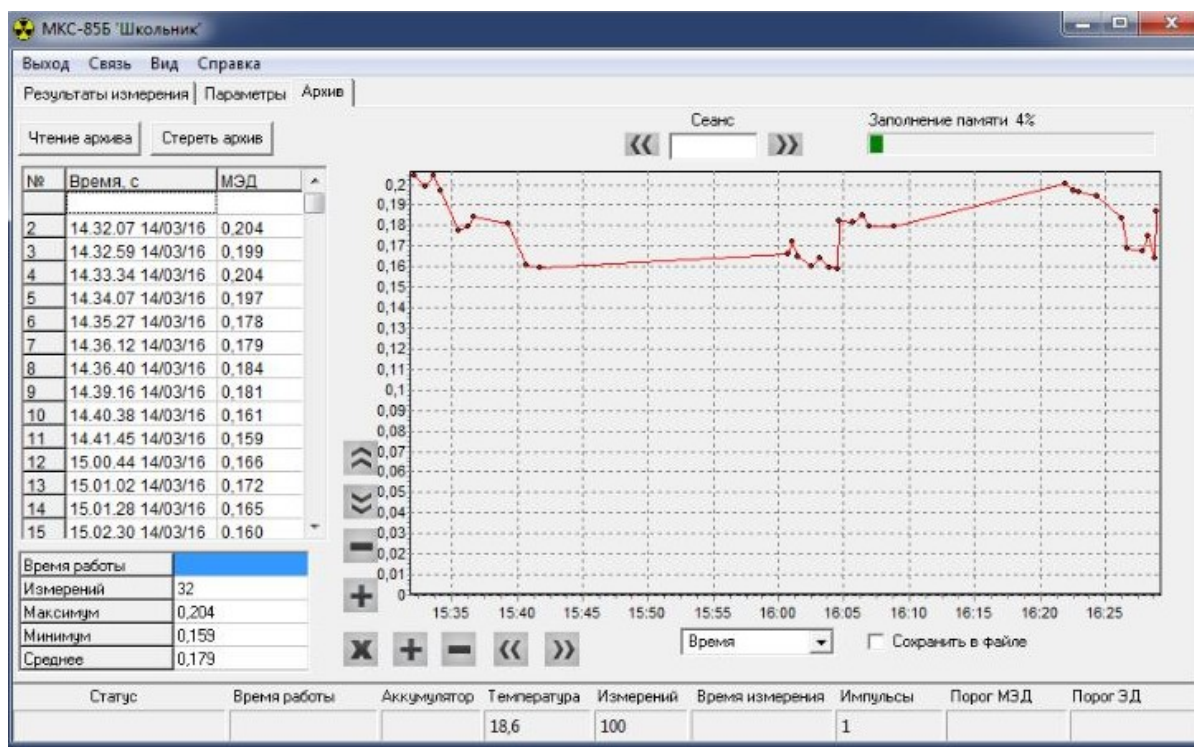


Рис. 3. Результаты лабораторных испытаний

Исходя из этих данных можно сделать вывод, что радиационный фон в городе не превышает допустимые нормы в 2,5 мкЗв/ч, и колеблется в пределах от 0,159 до 0,204 мкЗв/ч

Выводы

Представленный дозиметр включает в себя все необходимое функции для измерения радиационного фона в условиях стратосферы и ближнего космоса. При оснащении дозиметра системой беспроводной связи, результаты измерения можно отправлять как телеметрическую информацию со стратостата на землю.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Персональный дозиметр МКС-85Б "Школьник" на полупроводниковом детекторе (Аксельбант, Россия) - [Электронный ресурс] - Режим доступа: http://betagamma.ru/product_info.php?products_id=439, свободный.
2. Научно-технический энциклопедический словарь. Счетчик Гейгера это - [Электронный ресурс] - Режим доступа: <http://dic.academic.ru/dic.nsf/ntes/4659/СЧЕТЧИК>, свободный.
3. Зачем нужны дозиметры? - [Электронный ресурс] - Режим доступа: http://www.dozimetrov.net/zachem_nugny_dozimetri.php, свободный.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ МАХОВИКА ГИРОДИНА

Индыгашева Н.С.

Научный руководитель: Костюченко Т.Г., доцент, к.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: inelyas081@mail.ru

DESIGNING FLYWHEEL GYRODYNE

Indygasheva N.S.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Kostjuchenko T.G.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: inelyas0810@mail.ru

В статье представлены первые шаги по проектированию маховика гиродина. В первую очередь производится расчет основных параметров маховика, а затем выбор конструкции и построение 3D модели маховика в CAD-системе T-Flex CAD 2D/3D. Для маховика была рассчитана масса двумя способами – по формулам и с использованием системы T-Flex CAD. Расчетная масса маховика совпала с массой, рассчитанной в CAD-системе T-Flex CAD по 3D модели маховика.

The first steps on design of a flywheel of a girodin are presented in article. First of all calculation of key parameters of a flywheel, and then the choice of a design and creation of a 3D model of a flywheel in the T-Flex CAD 2D/3D CAD-system is made. For a flywheel weight – on formulas and with use of the T-Flex CAD system has been calculated in two ways. The settlement mass of a flywheel has coincided with the weight calculated in the T-Flex CAD CAD-system on a flywheel 3D model.

Основная задача системы управления космического аппарата – это компенсация возмущений, действующих на него в полете (или неточности выведения), а также программное наведение.

Одним из основных элементов систем управления является исполнительный орган. По типу исполнительного органа все эти системы можно разделить на следующие типы:

1. Гравитационные системы ориентации.
2. Системы ориентации и стабилизации, у которых исполнительными органами являются реактивные двигатели.
3. Системы ориентации с моментным магнитопроводом, создающим управляющий момент с помощью тока в электрическом контуре космического аппарата.
4. Аэродинамические системы ориентации.
5. Системы ориентации и стабилизации, у которых исполнительными органами являются двигатели-маховики.
6. Стабилизация вращением.
7. Комбинированные системы ориентации и стабилизации, в качестве исполнительного органа у которых используются с двигателем-маховиком либо моментные магнитопроводы в режиме грубой ориентации, либо реактивные двигатели.

Исполнительные органы перечисленных систем можно классифицировать на два основных типа:

- исполнительные органы, использующие внешние по отношению к космическому аппарату силы для создания управляющих моментов;
- исполнительные органы, основанные на реактивных принципах.

Отличительной особенностью и главным преимуществом последних является их способность работать при отсутствии какого бы то ни было полезного взаимодействия с внешней средой. Независимость от окружающей среды предоставляет большие возможности для удовлетворения самых разнообразных

требований, необходимость выполнения которых может возникнуть при разработке конкретной системы ориентации.

В этом классе исполнительного органа можно выделить две разновидности: управляющие реактивные двигатели систем ориентации, создающие реактивные силы, и инерционные исполнительные органы, генерирующие реактивные моменты.

Инерционные исполнительные органы, выполненные в виде вращающихся осесимметричных тел называют силовыми гироскопами, гироскопическими силовыми стабилизаторами, электромеханическими исполнительными органами, гиродинами [1].

Гиродин – это двухстепенный управляющий силовой гироскоп, который выступает в роли гиростабилизатора. Принцип работы инерциальных исполнительных органов основан на законе сохранения момента импульса. Когда двигатель-маховик раскручивается в одну сторону, то космический аппарат начинает крутиться в другую сторону. Если вдруг под влиянием внешних факторов космический аппарат начал разворачиваться в определённом направлении, достаточно увеличить скорость вращения маховика в ту же сторону, чтобы он скомпенсировал вредный момент и нежелательный поворот космического аппарата прекратится. На космическом аппарате гиродин заменил более простые системы на базе двигателя-маховика [2].

Целью работы является проектирование маховика для гиродина с такими параметрами:

- Кинетический момент – $5 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$;
- Ресурс – 5 лет минимум;
- Масса – 7 кг;
- Потребляемая мощность – максимум 20 Вт;
- Высота обода – 40 мм;
- Скорость – 10000 об/мин.

Для определения внутреннего и внешнего радиуса маховика гиродина в первую очередь необходимо найти его управляющий момент, а затем момент инерции маховика.

Управляющий момент рассчитывается по следующей формуле [3]:

$$M_y = \frac{P}{\omega},$$

где P – потребляемая мощность, ω – частота вращения маховика .

$$M_y = \frac{20 \text{ Вт}}{166,67 \text{ с}^{-1}} = 0,12 \text{ Вт} \cdot \text{с} .$$

Момент инерции маховика определяется по формуле:

$$J = \frac{H \cdot M_y}{P},$$

где P – потребляемая мощность, H – кинетический момент, M_y – управляющий момент.

$$J = \frac{5 \text{ Нмс} \cdot 0,12 \text{ Вт} \cdot \text{с}}{20 \text{ Вт}} = 0,03 \text{ кг} \cdot \text{м}$$

Определяем диаметр обода маховика по формуле:

$$D = 2 \cdot \left(\frac{2 \cdot J}{\pi \cdot \gamma \cdot h} \right)^{0,25},$$

где J – момент инерции маховика, $\gamma = 7800 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – удельная масса стали, h – высота обода маховика.

$$D = 2 \cdot \left(\frac{2 \cdot 12 \text{ кг} \cdot \text{м}}{3,14 \cdot 7800 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot 0,04 \text{ м}} \right)^{0,25} = 0,14 \text{ м}$$

Внутренний радиус маховика вычисляется по формуле:

$$r = \sqrt[4]{1 - \frac{J}{0,5 \cdot \pi \cdot \gamma \cdot h \cdot R^4}},$$

где R – наружный радиус маховика и равен $R = \frac{D}{2} = \frac{0,14}{2} = 0,07 \text{ м}$

$$r = 0,14 \cdot \sqrt[4]{1 - \frac{12 \text{ кг} \cdot \text{м}^2}{0,5 \cdot 3,14 \cdot 7800 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot 0,04 \text{ м} \cdot 0,14^2 \text{ м}}} = 0,068 \text{ м}$$

По полученным данным была построена 3D модель маховика в CAD-системе T-Flex CAD 2D/3D. На рисунке 1 приведена 3D модель маховика.

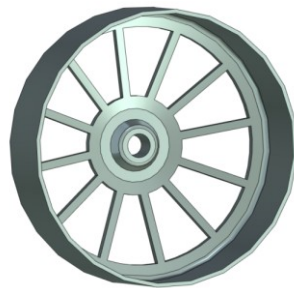


Рис. 1. Маховик

Масса маховика может быть рассчитана по формуле [3]:

$$m = \pi \cdot \gamma \cdot (R - r) \cdot h \quad (1)$$

где $\gamma = 7800 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – удельная масса стали, R – внешний радиус обода маховика, r – внутренний радиус обода маховика, h – высота обода.

$$m = 3,14 \cdot 7800 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot (0,07 \text{ м} - 0,068 \text{ м}) \cdot 0,04 \text{ м} = 0,5 \text{ кг}.$$

CAD-система T-Flex CAD 2D/3D позволяет рассчитать массу конструкции по ее 3D модели, при условии, что для 3D модели задан материал, из которого она будет изготовлена. На рисунке 2 приведены результаты расчета массы маховика из стали AISI 1015.

Из приведенного рисунка 2 видно, что масса маховика из 3D модели практически равна массе маховика, рассчитанного по формуле 1.

Для того чтобы иметь возможность рассматривать большое количество вариантов конструкции маховика, 3D модель маховика необходимо сделать параметрической.

Следующим этапом проектирования гиродина является расчет элементов и создание 3D моделей остальных элементов конструкции гиродина.

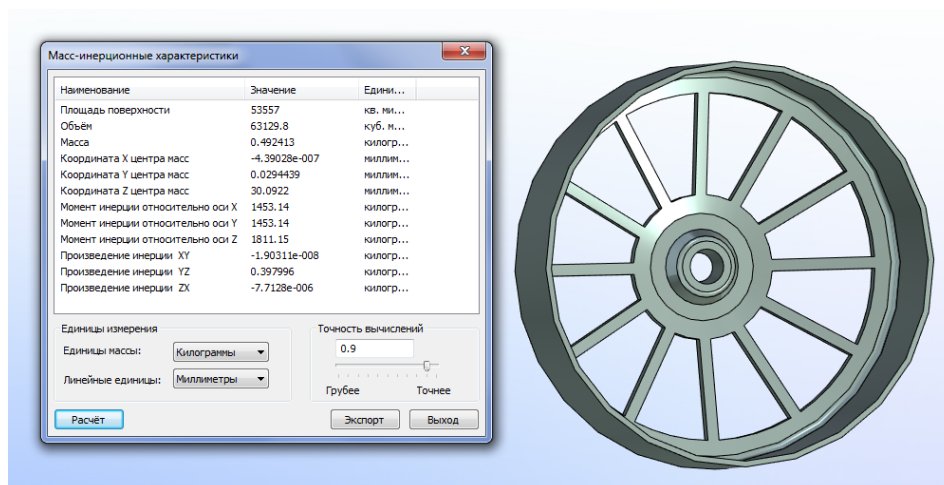


Рис. 2. Результаты расчета массы маховика

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Гладышев Г.Н., Дмитриев В.С., Копытов В.И. Системы управления космическими аппаратами (Исполнительные органы: назначение, принцип действия, схемы, конструкция): Учебное пособие. – Томск: Изд-во ТПУ, 2000. – 207 с.
2. Интересная механика для студентов - (<http://inmech.edu.nstu.ru/article.php?id=105>)
3. Дмитриев В.С., Костюченко Т.Г., Гладышев Г.Н. Электромеханические исполнительные органы систем ориентации космических аппаратов. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2013. – 208с.

УЧЕБНО-ДЕМОНСТРАЦИОННЫЙ СТЕНД “УПРАВЛЯЮЩИЙ МАХОВИК-КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ”

Крылатов А.Ю., Яркимбаев Ш.С., Хрущ Е.И., Булатов М.Е.

Научный руководитель: Мартемьянов В.М., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: topazaykv@gmail.com

TRAINING - DEMONSTRATION STAND "MANAGING THE FLYWHEEL - THE SPACECRAFT"

Krilatov A.U., Yarkimbaev Sh.S., Khrushch E.I., Bulatov M.E.

Scientific Supervisors: Associate Professor, Ph.D. Martemianov V.M., Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: topazaykv@gmail.com

В работе рассмотрено современное состояние испытательной аппаратуры для исследования работы систем ориентации космических аппаратов. Предложены варианты реализации учебно-демонстрационного стенда, объясняющего принцип работы маховичной системы управления.

In this paper we reviewed the current state of the test apparatus for the study of the work orientation of the spacecraft systems. The variants of the implementation of educational and demonstration stand, explaining the principle of the flywheel control system.

Первое знакомство молодежи с современной техникой необходимо начинать с объяснения основных принципов, заложенных в ее функционирование. Только такой подход позволит не отпугнуть

молодого человека от непонятного нагромождения каких-то узлов, механизмов, блоков, переплетенных связками проводов и кабелей. Одним из важных направлений в разработке космических аппаратов является система угловой ориентации. Известны различные приемы построения таких систем, но группе студентов кафедры ТПС было поручено изучить принцип работы и конструкции маховичных исполнительных устройств; в конечном итоге работа должна закончиться разработкой и изготовлением учебного демонстрационного стенда, на котором можно было бы технически неподготовленному школьнику объяснить возможность управления угловым положением космического аппарата и, по возможности, заинтересовать и привлечь его к исследованиям в области космоса.

Демонстрационный стенд должен представлять собой до максимума упрощенный вариант испытательных стендов и комплексов, которые используются в промышленности и научных лабораториях. В связи с этим, ниже приведен краткий обзор существующего испытательного оборудования. Предполагается, что некоторые элементы рассмотренных систем могут быть применены в разрабатываемом демонстрационном стенде. Обзор основан на действующих стендах, такие как:

«Чибис-М» [2]

Разработанный сотрудниками компании СПУТНИКС полунатурный стенд моделирования Чибис-М является частью проекта системы ориентации. Испытательный стенд на сегодняшний день стал почти самостоятельной разработкой и используется для научно-исследовательских задач в области ориентирования и навигации подвижных малых объектов. Главной целью данного стенда является проверка и обработка правильности работы алгоритмов стабилизации и ориентации космического аппарата. Стенд используют для обучения студентов, чья деятельность связана с техническими специальностями, специализирующимися на исследованиях в космической области.

Стенд предназначен для: имитирования условий орбитального полёта; отладки алгоритмов стабилизации и ориентации; отображения положения осей в пространстве, состояния датчиков и управляющих элементов в режиме реального времени; калибровки элементов управления.



Рис. 1. Макет микроспутника Чибис-М

Возможные области использования: испытания систем определения ориентации малых космических аппаратов, беспилотных летательных аппаратов, а также аэростатов, дирижаблей, зондов; задачи наведения, стыковки, инспекции и сближения.

Работы, проводимые с использованием стенда: отладка солнечных датчиков, датчиков угловой скорости, отладка маховиков, электромагнитных катушек и т.д.; работы узлов и подсистем системы управления (подсистемы определения ориентации, подсистемы стабилизации, подсистемы супервизорного контроля, контроль потребления мощности в различных режимах); формулирование методик

функциональных испытаний, необходимых для проведения в начале эксплуатации системы; тренировка специалистов управлением объекта; имитация и отработка нештатных ситуаций; моделирование и исследование алгоритмов работы системы ориентации; специальные работы по экспериментальному определению магнитного момента объекта управления, моментов инерции относительно главных осей инерции тел сложной конфигурации.

Стенд полунатурного моделирования в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН [3]

Главной целью создания стенда полунатурного моделирования была отработка систем управления ориентацией малых космических аппаратов.

Требования к стенду:

1) Создать возможность моделирования геомагнитного поля, обеспечить максимальную зону однородности магнитного поля при минимуме потребляемой мощности; значения модельной индукции должны превышать фон на порядок; необходимо иметь возможность изменения вектора индукции по заданному закону, имитируя поле в орбитальной системе координат.

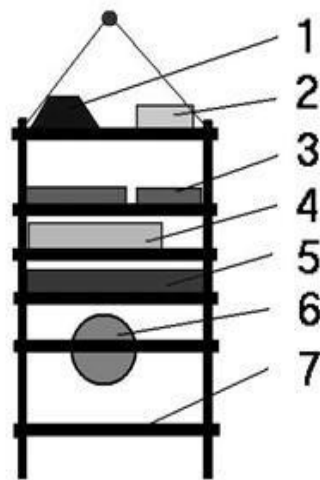
2) Обеспечить возможности сборки и проверки нескольких функциональных аналогов системы управления ориентацией малого космического аппарата; компоненты входящие в модель должны быть такими же как и в реальных объектах управления.

3) Использовать в конструкции коммерчески доступные компоненты: датчики, исполнительные элементы, вычислители и т.д.

4) Обеспечить возможность проведения испытаний макетов массой до 10 кг и габаритами до 100x100x100 мм.

5) Стенд должен иметь небольшую массу и быть компактным, настолько, чтобы поместиться в помещение лаборатории.

При проектировании стенда также требовалось, чтобы он обеспечивал по возможности большее число степеней свободы макета и исключал внешние немоделируемые возмущающие факторы. Как следствие, потребовалось автономное питание макета от аккумуляторных батарей, а также его беспроводное управление.



*Рис. 2. Структура стенда в
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН*



Рис. 3. Общий вид стенда

На рис. 2 показана структура стенда в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. На этом рисунке введены обозначения. Структура: 1 – датчик солнца; 2 – магнитометр; 3 – система управления магнитными катушками (на рис. не показаны); 4 – бортовой компьютер; 5 – аккумуляторные батареи и плата СЭП; 6 – двигатель-маховик; 7 – вспомогательная плата.

Система имитационного моделирования DSACSS [4]

Virginia Tech разработала испытательный стенд, основанный на базе элементов аэродинамической подвески, систему имитационного моделирования. Система состоит из двух макетов: Whori-I и Whori-II. Данный стенд предназначен для наземной отработки алгоритмов управления ориентацией и стабилизации космического аппарата в земных условиях.

Whori-I (рис. 4) представляет собой «tabletop» платформу. Масса - 135 кг. Обладает тремя степенями свободы: поворот в горизонтальной плоскости не ограничен, отклонения по наклону ограничены углами $\pm 6,5^\circ$. Макет имеет три маховика, трехосный акселерометр и двухосный датчик наклона. Также имеется система балансировки центра масс, питание производится от аккумуляторных батарей.



Рис. 4. Whori-I

Whori-II (рис. 5) представляет собой «dumbbell» платформу с двумя вертикальными платформами, присоединенными к сферам с низким коэффициентом трения 2-мя металлическими стержнями. Масса - 169 кг. Вращение в горизонтальной плоскости не ограничено, по наклону максимальное возможное отклонение составляет $\pm 30^\circ$. Аппаратный состав платформы схож с аппаратным составом Whori-I.



Рис. 5. Whori-II

Оба стенда соединяются с ЭВМ посредством беспроводной передачи данных.

Как мы видим, данные стенды обеспечивают имитацию движения по трем осям, при этом угловое движение по двум осям ограничено из-за их конструкции. К тому же они сложны в настройке, управлении и эксплуатации.

“ИМ-15” [1]

Стенд “ИМ-15”, разработан в НПЦ “Полус”, используется для исследования характеристик и режимов работы управляющих двигателей- маховиков.

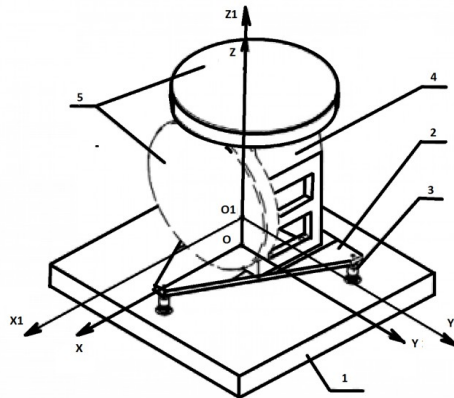


Рис. 6. Общий вид стенда ИМ-15

Принцип работы стенда:

Динамический момент, создаваемый управляющим двигателем-маховиком 5, передается через подвес 4 к основанию 2.

Основание, опираясь на три расположенных друг от друга на определенное расстояние силовых датчика 3, вызывает деформацию чувствительных элементов, деформация преобразовывается в электрические сигналы, которые передаются в ЭВМ, где производятся вычисления динамического момента.

Применение:

При проведении испытаний систем ориентации и стабилизации необходимо наличие возможности использования сразу нескольких двигателей-маховиков *одновременно*, потому данный стенд не подходит для этой задачи, но его можно использовать для исследования динамического момента двигателя-маховика СОС.

Недостатки:

1) Данные для определения момента берутся из блока с электроникой (БЭ), проходят через каналы обмена между ЭВМ и БЭ, что может привести к искажениям информации и как следствие к ошибкам в вычислениях, из-за чего определение момента будет грубым и неточным.

2) Цена младшего разряда передаваемых данных может принимать высокое значение, что приведет к высокой погрешности при определении момента.

Проведенный литературный анализ, учет требований к демонстрационному стенду, оценка возможностей при его изготовлении показывают, что основная проблема заключается в выборе типа подвеса платформы, на которой будет установлен микродвигатель-маховик. Данный маховик изготовлен на основе двигателя привода флоппи-дисков, аккумулятор и преобразователь питания для двигателя расположены на

платформе рядом с последним. Также на платформе будет располагаться дистанционный оптоэлектронный ключ управления питанием двигателя. В качестве опоры подвеса платформы в первую очередь рассматривается шарикоподшипниковая, как наиболее надежная и компактная. С целью уменьшения момента трения скорее всего опора будет с элементом оживления. В случае получения удовлетворительных результатов изготовленный стенд может быть дополнен рядом чувствительных элементов и использован в учебном процессе.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Синицкий Д. Е, Мурыгин А. В. Динамический стенд для исследования характеристик и режимов работы двигателя-маховика системы ориентации и стабилизации КА // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. – 2013. - №1 (47) - (<http://cyberleninka.ru/article/n/dinamicheskii-stend-dlya-issledovaniya-harakteristik-i-rezhimov-raboty-dvigatelya-mahovika-sistemy-orientatsii-i-stabilizatsii-ka>).
2. Стендовые испытания - (<http://www.sputnix.ru/ru/technologies/bench-tests>).
3. Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Лабораторный стенд для полунатурной отработки систем ориентации микро- и наноспутников – М., 2008. - (http://www.keldysh.ru/papers/2008/prep38/prep2008_38.html).
4. Friedman A.A. REAL-TIMEMODELING OF SPACECRAFT SIMULATORS USING SYSTEMS TOOL KIT – (<http://www.vsgc.odu.edu/awardees/20122013/abstracts/Papers%20-%20Undergrad/Friedman,%20Alex%20-%20Paper.pdf>).
5. Jana L. Schwartz , Christopher D. Hall. THE DISTRIBUTED SPACECRAFT ATTITUDE CONTROL SYSTEM SIMULATOR: DEVELOPMENT, PROGRESS, PLAN.

ПРИМЕНЕНИЕ БЕСКОНТАКТНЫХ МИКРОЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕЙ ПОСТОЯННОГО ТОКА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ МАЛЫХ КЛА

Полушко Д.А.

Научный руководитель: Мартемьянов В.М., доцент, к.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: Polushko.07@mail.ru

THE USE OF CONTACTLESS DIRECT CURRENT MICRO MOTORS TO CONTROL OF THE SMALL SPACECRAFT ORIENTATION

Polushko D.A.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Martemianov V.M.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: Polushko.07@mail.ru

Одной из главных задач, которую приходится решать инженерам при проектировании космических летательных аппаратов является возможность его угловой ориентации, позволяющей летательному аппарату совершать манёвры необходимые для выполнения определённых практически задач. В данной статье рассматривается проблема связанная со способами управления угловой ориентацией малых КЛА. Для решения данной проблемы рассматривается применение бесконтактных микроэлектродвигателей постоянного тока, которые благодаря своим параметрам и габаритам идеально подходят для использования в подобных видах космических летательных аппаратов. Исследование показало, что данный вид электродвигателей, благодаря своим скоростным показателям и возможностям их регулирования, может обеспечить управление угловой ориентацией малых КЛА. Результаты

исследования расширяют знания об применении электродвигателей в приборных системах космических летательных аппаратов, а также открывают возможность их совершенствования.

One of the main problems that must be solved to engineers when designing spacecraft is the possibility of angular orientation, which allows the aircraft to perform maneuvers necessary to perform certain practical tasks. This article discusses the problems associated with the control techniques angular orientation of small spacecraft. To solve this problem associated the use of contactless microelectric direct current, which, thanks to its parameters and dimensions are ideal for use in these types of spacecraft. Research has shown that this type of motor, thanks to its high-speed performance and the ability to control, can control the angular orientation of small spacecraft. The results of research expand the knowledge about the use of electric motors in instrument systems of spacecraft, as well as open up the possibility of improving them.

При освоении космического пространства большое значение приобрела проблема управления космическим летательным аппаратом (КЛА). Под управлением КЛА понимается управление движением его центра масс и движением вокруг этого центра [1]. Это связано с необходимостью угловой ориентации аппарата в требуемом направлении при решении различных практических задач. Примером таких задач является возвращение КЛА на Землю. Для её решения требуется перед возвращением на Землю, прежде чем включить тормозную двигательную установку, сориентировать её таким образом, чтобы тормозной импульс был приложен в заданном направлении. Именно для этого космическому летательному аппарату просто необходима система угловой ориентации.

В системе угловой ориентации средних и малых КЛА применяются электромеханические органы на базе маховиков, приводимыми в движение электродвигателями. Данный выбор объясняется тем, что эквивалентная масса источника энергоснабжения и суммарная масса управляющего устройства не зависят от продолжительности работы электромеханического органа на базе двигателя-маховика [2]. Поэтому применение систем с двигателями-маховиками оказывается более рациональным по сравнению с другими двигателями, например реактивными, аналогичная характеристика которых увеличивается с ростом продолжительности ориентированного полёта. Не изменяя движения центра масс, вращающиеся маховики создают внутренние моменты, которые позволяют изменять угловое положение КЛА по отношению к базовой системе отсчёта. Чаще всего устанавливают три маховика, оси которых совмещают с главными осями инерции летательного аппарата. Однако использование маховичных систем приводит к необходимости иметь на борту специальное разгрузочное устройство, применяемое для периодического снятия с маховиков накопленного ими кинетического момента. Это устройство, обычно, состоит из системы реактивных микродвигателей или магнитопривода, электромагнит которого взаимодействует с магнитным полем Земли создавая необходимый момент [3]. Функции маховой массы выполняет ротор с постоянными магнитами, который расположен на максимально возможном диаметре.

Маховики для ориентации КЛА, как уже было сказано ранее, приводятся в движение электродвигателями. Чаще всего применяют такой тип электродвигателя, как бесконтактный постоянного тока. Эти двигатели лучше всех остальных удовлетворяют требованиям, предъявляемым к управляемым двигателям систем автоматики в отношении массогабаритных показателей, энергетических и электромеханических характеристик, а также надёжности и диапазона частот [4]. Электродвигатель может обеспечивать реверсивное вращение ротора-маховика и его торможение, а величина создаваемого им вращающего момента может плавно меняться в заданном диапазоне в соответствии с сигналом управления, подаваемым на вход маховичной системы.

В настоящее время запускается большое множество различных видов КЛА. Наиболее часто запускаемыми являются КЛА, которые имеют относительно небольшие габариты и массу, так называемые малые КЛА. Они обычно используются для решения широкого круга пользовательских задач, включая

дистанционное зондирование Земли. Для таких КЛА требуется маховичный электродвигатель, который бы обладал малыми габаритами и массой, но при этом смог бы обеспечить вращение ротора маховика в целях ориентации аппарата. Данным требованиям удовлетворяют микроэлектродвигатели, исследованию которых посвящена данная работа.

Была поставлена задача изучения влияния момента инерции маховика, закрепленного на валу электродвигателя, на нарастание скорости вращения его ротора. Кроме этого рассматривалась возможность регулирования этой скорости.

В качестве прототипа микродвигателей, используемых в малых КЛА, для данных исследований лучше всего подошёл электродвигатель от флоппи-дисков персонального компьютера. Этот электродвигатель относится к бесконтактным постоянного тока. Он имеет ряд характерных конструктивных особенностей. На статоре расположена силовая обмотка якоря, состоящая из нескольких катушек, которые сдвинуты относительно друг друга в пространстве. Его ротор выполнен в виде постоянного магнита. Положение оси магнитного потока этого ротора по отношению к осям катушек силовой обмотки статора определяется специальными бесконтактными датчиками.

Для управления данным двигателем потребовалось разработать электронную плату. В качестве основной микросхемы привода была использована микросхема TDA5140A. Её особенность заключается в том, что она облегчает работу с подобными бесколлекторными двигателями, которые отличаются от коллекторных схемой питания, представляющей собой три канала, фаза управляющего сигнала которых имеет отставание на 120 градусов. Чтобы реализовать данный управляющий сигнал, необходимо использовать широтно-импульсную модуляцию и мощный оконечный каскад на полевых транзисторах. Но благодаря возможностям данной микросхеме этого делать не потребовалось.

Определение зависимости нарастания скорости вращения ротора микродвигателя от моментов инерции на его валу проводилось при помощи оптического датчика и отладочной платы на микроконтроллере ATMEGA 328P. Результаты представлены на рис. 1. На нём кривые слева направо соответствуют переходным процессам изменения скорости вращения при увеличении момента инерции. По данным графикам видно, что чем выше момент инерции, тем за более длительный промежуток времени скорость ротора достигает своего максимального значения.

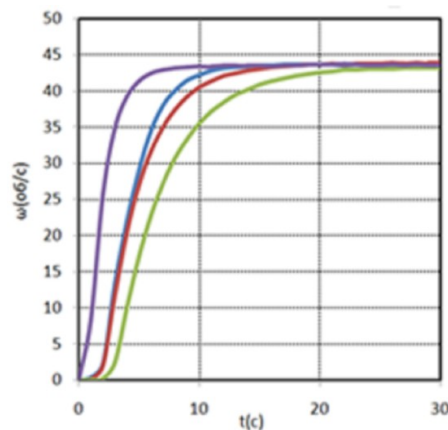


Рис. 1. Зависимости изменения скорости вращения ротора

Скорость вращения ротора регулировалась при помощи подстроечного напряжения. Из графика рис. 2 видно, что рост установившейся скорости вращения прекращается при напряжении 2,6 В.

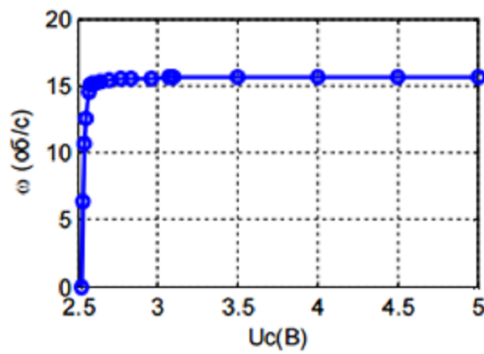


Рис. 2. Зависимость изменения скорости вращения ротора от подстроечного напряжения

Полученные результаты позволят в дальнейшем выбрать оптимальную установившуюся скорость вращения ротора, при которой будут наблюдаться допустимые режимы работы опор вращения и достаточный момент импульса, развиваемый двигателем-маховиком.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическим летательным аппаратом. - :Машиностроение, 1964. - 402 с.
2. Баландина Т.Н., Баландин Е.А. Электромеханический исполнительный орган на базе бесконтактного электродвигателя постоянного тока с печатной обмоткой на дисковом статоре для малого космического аппарата// Вестник СибГАУ. - 2015. - Т.16. - №1. - С. 166 - 170.
3. Петров Б.Н. Принципы управления космическими аппаратами-Наука и человечество, 1968. - (<http://epizodsspace.narod.ru/bibl/n-i-ch/1968/upr.html>).
4. Адволоткин Н.П., Гращенков В.Т., Лебедев Н.И., Овчинников И.Е., Стыцына А.К. Управляемые бесконтактные двигатели постоянного тока- Ленинград, 1984. - 160 с.

ПРИМЕНЕНИЕ IMU ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ДВИЖУЩИХСЯ АППАРАТОВ В ПРОСТРАНСТВЕ

Руденков Д.Е.

Научный руководитель: Бориков В.Н., профессор, д.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина 30, 634050
E-mail: rudenkov.dmitriy@mail.ru

APPLICATION OF IMU FOR DETERMINATION OF ORIENTATION OF THE MOVING MACHINES IN AREA

Rudenkov D.E.

Scientific Supervisor: Prof., Dr. Borikov V.N.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: rudenkov.dmitriy@mail.ru

В данной статье рассмотрена проблема определения ориентации подвижных объектов в пространстве. Проанализированы характерные особенности использования цифровых датчиков для решения подобных задач. Выявлена и обоснована возможность применения IMU-сенсора для получения информации о летающем объекте типа стратостат. На основе проведенных опытов, были получены и проанализированы экспериментальные данные с IMU- сенсора о его положении и изменении ориентации в пространстве.

This article considers the problem of determining the orientation of the moving objects in an area. Characteristic features of the use of digital sensors for solving the problems were analyzed. The possibility of application the IMU-sensor to obtain information about the stratospheric balloon has been identified and justified. On the basis of experiments that were conducted, were obtained and analyzed experimental data from a IMU-sensor about his position and the orientation in area.

С давних времён у человечества появилась потребность определять ориентацию транспортных средств в пространстве. Изначально, мореплаватели направляли свои корабли с помощью компаса или звёзд, потом стали применять гироскопы, и чем больше развивалась техника, тем лучше, точнее и разнообразней становились системы определения ориентации объектов в пространстве.

При управлении движением космических, авиационных, наземных и других движущихся тел, одной из главных задач является определение положения аппарата в какой-либо системе координат. Информация об ориентации объекта является основополагающей при решении всех задач навигации. Известно много различных способов и устройств, используемых для решения данной задачи.

Направление движения и ориентация объекта в пространстве могут быть получены при помощи спутниковых систем ГЛОНАСС и GPS, но данный метод напрямую зависит от внешних сигналов и не всегда может использоваться. Поэтому в большинстве случаев отдаётся предпочтение автономным методам.

Очень важное значение для систем ориентации имеют гироскопические приборы. Они получили широкое распространение благодаря повышенной точности и своим уникальным свойствам, но не всегда их применение является рациональным. Есть ряд случаев, когда для экономии места, веса и энергопотребления применение гироскопов становится затруднительным.

С развитием электроники и MEMS технологий для задач определения ориентации объектов стали применять различные цифровые сенсоры.

Применение цифрового сенсора планируется осуществить на летательном аппарате типа стратостат, который будет запущен кафедрой точного приборостроения Института неразрушающего контроля в апреле 2016 года.

Главной задачей является получение данных с используемого сенсора. Для этого необходимо его подключить и запрограммировать. Так же надо удостовериться в его работоспособности и точности получения показаний.

Так как сенсор является цифровым, то результатом измерений будет являться числовой массив, который необходимо будет проанализировать.

Задачу определения ориентации стратостата в воздушном пространстве поможет решить IMU-сенсор на 10 степеней свободы.

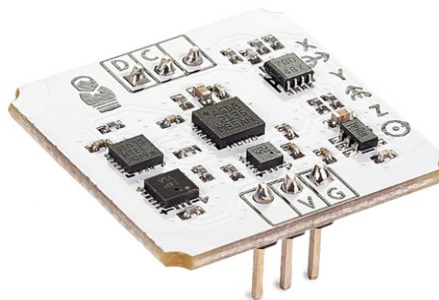


Рис. 1. IMU- сенсор на 10 степеней свободы

Для определения ориентации объекта, на плате сенсора расположены 4 микросхемы:

- Трёхосный акселерометр LIS331DLH, который показывает ускорение относительно собственных осей x, y, z. Это позволяет определить направление к центру Земли.
- Трёхосный гироскоп L3G4200D, который показывает скорость вращения относительно собственных осей x, y, z.
- Трёхосный магнетометр/компас LIS3MDL, который определяет напряженность магнитного поля относительно собственных осей. Это позволяет определить направление на Север.
- Барометр LPS331AP, определяющий атмосферное давление, которое помогает вычислить высоту над уровнем моря.

Точность данного сенсора, конечно, проигрывает точности гироскопических систем, но в случае небольших автоматически управляемых объектов она является достаточной и позволяет уменьшить габариты, энергопотребление и массу объекта управления.

Подключение IMU сенсора очень удобно осуществлять к микроконтроллеру ATmega 328P (Arduino). Взаимосвязь модуля с управляющим микроконтроллером осуществляется по протоколу I²C. Для этого необходимо всего два контакта.

Элементы платы

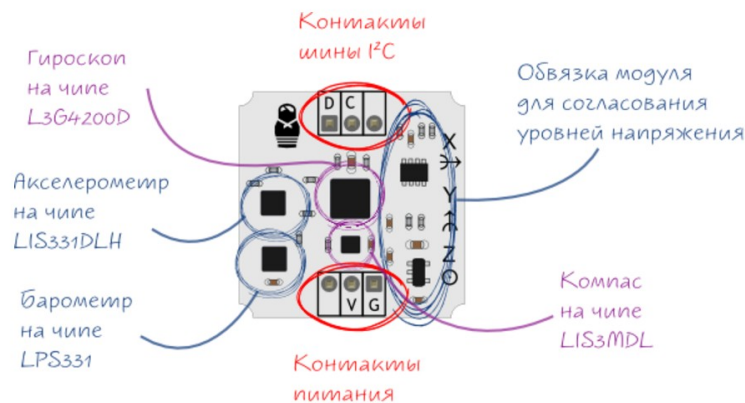


Рис. 2. Элементы платы сенсора IMU

Сигнальный (D) — Подключите к SDA пину Arduino.

Сигнальный (C) — Подключите к SCL пину Arduino.

Рассмотрим пример информации, передаваемой сенсором.

Init completed											
Gyroscope			Accelerometer			Compass			Barometer		
-0.14	-0.03	0.82	0.19	0.06	10.47	278.72 Degrees	989.30	31.68			
-0.11	-0.06	-0.28	0.16	0.00	10.48	268.19 Degrees	989.24	31.69			
-0.01	-0.48	-0.10	0.13	0.01	10.46	269.90 Degrees	989.37	31.70			
5.10	92.88	-0.02	-5.74	0.01	9.10	348.85 Degrees	989.41	31.73			
0.01	-1.94	-0.46	-10.07	0.07	0.73	356.07 Degrees	989.37	31.73			
-2.17	-1.07	-0.26	-10.05	0.05	0.66	355.87 Degrees	989.35	31.76			
-24.76	9.63	101.57	-3.07	9.20	1.47	304.02 Degrees	989.19	31.74			
-11.96	0.03	-0.67	-0.17	10.12	0.11	285.18 Degrees	989.36	31.79			
-273.63	-100.32	-48.44	-0.32	7.22	4.43	289.33 Degrees	989.38	31.78			
-0.12	-0.02	-0.21	-0.02	0.06	10.51	282.47 Degrees	989.45	31.77			
-9.13	1.73	3.40	0.20	0.11	10.53	280.78 Degrees	989.33	31.77			
278.10	15.05	2.06	0.30	4.61	10.82	274.24 Degrees	989.38	31.75			
13.03	5.70	1.94	0.12	-5.77	8.74	89.56 Degrees	989.32	31.77			
4.04	3.98	0.26	0.43	-4.82	8.95	92.98 Degrees	989.35	31.78			

Рис. 3. Показания IMU- сенсора полученные с помощью Arduino nano (ATmega 328P)

По данным показаниям можно увидеть, что в начальное время объект находился в горизонтальном положении (показания оси z акселерометра близки к значению ускорения свободного падения 9.81), а по остальным осям значения близки к нулю, что означает его неподвижность в пространстве. Анализируя показания акселерометра в процессе изменения ориентации объекта в пространстве, можно понять, куда направлены его оси относительно центра Земли, то есть, направление и величину ускорения свободного падения по осям X, Y, Z.

С помощью установленного гироскопа возможно определять направление и значение угловой скорости вокруг собственных осей X, Y, Z. Показанием магнитного компаса является значения азимута. С его помощью можно определить положение северного магнитного полюса Земли, который не совпадает с земным географическим полюсом, с чем связана неточность данного метода, но во многих случаях этой погрешностью можно пренебречь. Барометр измеряет абсолютное давление и температуру окружающей среды. С помощью этих показаний можно определить высоту объекта относительно уровня моря.

IMU сенсор обладает хорошими характеристиками, для использования его в летательных аппаратах:

Напряжение питания: 3.3–5 В

Диапазон измерения:

Гироскопа: $\pm 250/\pm 500/\pm 2000$ dps

Акселерометра: $\pm 2g/\pm 4g/\pm 8g$

Компаса: $\pm 4/\pm 8/\pm 12/\pm 16$ Гаусс

Барометра: 260...1260 мбар

Температурный диапазон: $-40...+85$ °C

Габариты: 25×25 мм

Таким образом, IMU-сенсор полностью подходит для использования в беспилотных летательных аппаратах. Он позволяет получать данные об их положении в пространстве с необходимой точностью и скоростью.

Данный датчик будет определять и фиксировать изменения ориентации объекта. Если на каком-либо летательном аппарате предусмотрена система ориентации, то показания IMU-сенсора могут быть обработаны и переданы в ориентирующую систему для выработки возмущающего воздействия.

Полученные данные можно будет визуализировать и наглядно изучить движение стратостата при полёте в условиях стратосферы. Так же с его помощью планируется определить высоту подъёма объекта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. IMU-сенсор на 10 степеней свободы (Тройка-модуль) – [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://wiki.amperka.ru/%D0%BF%D1%80%D0%BE%D0%B4%D1%83%D0%BA%D1%82%D1%8B:troyka-imu-10-dof>.
2. Сетевые спутниковые радионавигационные системы/В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич и др.; Под ред. В. С. Шебшаевича.—2-е изд., перераб. и доп.—М.: Радио и связь, 1993. — 408 с.
3. Способ определения ориентации и положения объекта в пространстве - [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.findpatent.ru/patent/243/2431863.html>.

**МОДЕЛЬ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
В ВИДЕ РОБОТА ДЛЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ ДРУГИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.
КОДОВОЕ НАЗВАНИЕ: РОБОТ «HELPER»**

Сарсенбаев В.М.

Научные руководитель: Демьяненко А.В., к.т.н.

Северо-Казахстанский государственный университет

Республика Казахстан, г. Петропавловск, ул. Пушкина, 86, 150000

E-mail: vadimcool314@gmail.com

MODEL SPACE EQUIPMENT SERVICE ROBOTICS. CODE NAME — 'HELPER'.

Sarsenbayev V.M.

Scientific Supervisor: Ph.D. Demyanenko A.V.

Northern Kazakhstan State University

Republic of Kazakhstan, Petropavlovsk-city, Pushkin street, 86, 150000

E-mail: vadimcool314@gmail.com

Модель данного космического робота позволяет в дальнейшем создать радиоуправляемое устройство для проведения сервисного обслуживания и ремонта космических летательных аппаратов. Пока данная модель является экспериментальной и проходит исследования. В основу данной модели положены компоненты стандартного искусственного спутника с функциями робота. Дополнительно предполагается разработка программного обеспечения для радиоуправления данным устройством.

This model of the space robot in further allows create a remote radio-controlled device for servicing and repair of spacecraft. While this model is a pilot research and passes experiment. The basis of this model is based on standard components of an artificial satellite with the robot functions. In addition contemplated the development of software for radio-power in this device.

Обслуживание космических летательных аппаратов испытывает некоторые трудности. Прежде всего с финансовыми затратами, с уменьшением габаритов и массы грузов для ракет носителей. В настоящее время в мировой практике космонавтики сталкивается с проблемами возникающими на стыке таких наук как, физика, техническая физика, наука о материалах, химия, аэронавтика и космические исследования. Одной из основных проблем являются вопросы о том из каких материалов необходимо изготавливать летательные аппараты, каких размеров и какой массы должны быть летательные аппараты, чтобы облегчить доставляемые ракетой носителем грузы. Более сложный вопрос встает при применении обслуживающих роботов для космических летательных аппаратов.

Предлагаемые в данной работе исследования затрагивают вопрос о необходимости создания робота для обслуживания и ремонта космических аппаратов, который снабжен искусственным интеллектом. Изучение устройства осуществляется путем построения математической модели при помощи вычислительной техники.

Устройство представляет собой космический летательный аппарат, предназначенный для доставки к объекту при помощи космической ракеты носителя. На рисунке 1 представлена конструкция космического летательного аппарата в виде робота для обслуживания других космических аппаратов, кодовое название: робот «helper». Аппарат имеет корпус в виде цилиндрической поверхности (см. рис. 2). Устройство призвано осуществлять обслуживание и ремонт, замену узлов и агрегатов космических летательных аппаратов. Устройство представляет собой робот-манипулятор с двумя функциональными руками, которые могут выполнять сварочные, сборочные, ремонтные работы непосредственно в космическом пространстве с удаленным дистанционным управлением при отсутствии рядом человека.



Рис. 1. Модель космического аппарата

Примерная масса всего устройства без топлива (сухая масса) будет составлять 350 — 380 кг (примеры расчетов и таблицы см. в книге 2). Корпус летательного аппарата будет состоять из композитного материала (в том числе на основе полиамидной матрицы) для космических аппаратов или само восстанавливающегося материала на основе смолы, который затвердевает, как только реагирует с кислородом. В качестве облицовочного материала будет использован аэрографит. От воздействия радиации на робота в космосе защищает конструкцию электрическое поле, как статическое, так и магнитное, возникающее между двумя вложенными друг в друга замкнутыми не соприкасающимися цилиндрами. Внутри робот ограничен малым цилиндром, а снаружи — внешний (большой) цилиндр изолирует робота от проникающего излучения. Защита робота достигается путем создания одинаковых зарядов с противоположным знаком, которые образуются под воздействия электрического поля на цилиндры. В этом цилиндрическом накопителе электрическое поле (в конденсаторе) сосредоточено между цилиндрическими границами. Если рассматривать случай магнитного поля, то по цилиндрам нужно пропустить противоположно направленный ток, при этом, выбираем силу тока, минимизирующей поле, остающееся на внешней стороне цилиндра. Сила Лоренца передвигает заряженные частицы по отвесам криволинейных траекторий или замкнутым путям-орбитам во внутреннем пространстве цилиндрической конструкции. Возможно совместное использование электрического и магнитного полей между цилиндрами, тогда, между цилиндрами для поглощения заряженных частиц может быть использованы, например, полиэтилен, вода или, по возможности, жидкий водород.

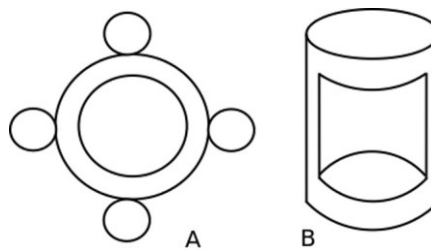


Рис. 2. Элементы аппарата

На рисунке 2 изображено: под пунктом А — основание, в котором будет размещаться силовая установка. Под пунктом В — корпус, в который будут монтироваться основные системы робота, корпус будет установлен на основание А.

Тормозные, разгонные и поворотные силовые установки представляют собой обычные ионные двигатели на основе ксенона, которые используют стандартные топливные баки для аппаратов такого типа. Из электрооборудования на аппарате будет находиться солнечные батареи, аккумуляторы, генераторы, с системой n — кратного резервирования, кабели соединительные для цифровой передачи данных и кабели

силовые электрические, др. устройства коммуникации. На рисунке 3. показана верхняя часть летательного аппарата, так называемый «нос», в котором размещается прием передающая антенна. Под пунктами А и В, - соответственно ее открытое и закрытое положение. Стрелка указывает направление движения антенны. Данная конфигурация позволяет поддерживать аппарату связь, в любом его положении.

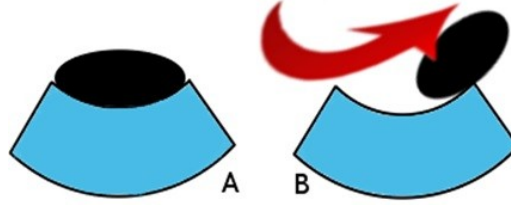


Рис. 3. Нос аппарата

Для определения местоположения (опираясь на патент, см. книга 1) по координатам используется следующее решение (в виде устройства) вычисления координат пространственного местоположения робота и вектора скорости. На интерстициальной орбите совместно с вычислением местонахождения робота в момент времени t_0 на основе сигналов ГЛОНАСС происходит прием и обработка данных об излучениях хотя-бы 3 пульсаров. Далее, в момент движения робота в космосе вычисляется прирост на величину $2 \cdot \pi \cdot Q_a$ фазы сигнала пульсара Δ_a , что дает величину полной фазы $\Delta\varphi_p = \Delta\varphi_a + 2 \cdot \pi \cdot Q_a$ периода излучения пульсара Δ_p с разрешением многозначительной величины фазы Q_a . При этом, на

$2 \cdot \pi$ происходит подсчет скачков вычисленной фазы за время $\frac{S(t) - S(t_0)}{v_0}$ полета космического робота, где $t - t_0 = \frac{S(t) - S(t_0)}{v_0}$, где $S(t) - S(t_0)$ — местонахождение робота в конечной и начальной точках

соответственно, v_0 — скорость робота, при угловом повороте она будет $\tan(\omega)$, где (ω) — угол поворота робота. На основе сделанных измерений происходит вычисление перемещения космического робота за время $\frac{S(t) - S(t_0)}{v_0}$, по направлению на определенный (р-й) пульсар. Движение робота можно увидеть на

рисунке 4. Если количество пульсаров равно 3, вычисления проводим из выражения, где D_p - промежуток пути, на который наш робот переместится по направлению на определенный пульсар за время $\frac{S(T) - S(T_0)}{v_0}$, τ_p - период повторения сигнала, излучаемого р-ым пульсаром; $\Delta\varphi_p$ - вычисленное в момент

t значение разности фаз между сигналом определенного пульсара и генератора местоположения аппарата; Q_a - количество полных периодов изменения фазы сигнала пульсара за время $\frac{S(t) - S(t_0)}{v_0}$. Для вычисления

углового положения 3 пульсаров применим матрицу поворотов (использующая косинусы направления) с вектор-столбцами местонахождения нашего робота в моменты времени t и t_0 и изменения местоположения робота по направлению на 3 пульсара. См. формулы 1, 2, 3 (согласно книге 3). Получим:

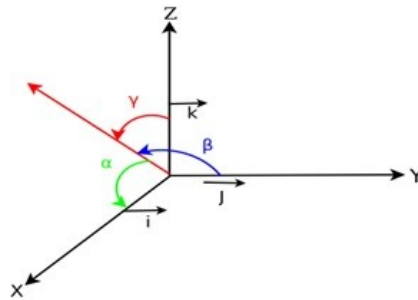


Рис. 4. Поворот робота в пространстве

Поворот робота вокруг оси абсцисс:

$$M_x(\gamma) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\gamma) & -\sin(\gamma) \\ 0 & \sin(\gamma) & \cos(\gamma) \end{pmatrix} \quad (1)$$

Поворот робота вокруг оси ординат:

$$M_y(\beta) = \begin{pmatrix} \cos(\beta) & 0 & \sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{pmatrix} \quad (2)$$

Поворот робота вокруг оси аппликат:

$$M_z(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) & 0 \\ \sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3)$$

Система стыковки с летательным аппаратом будет иметь стыковочный агрегат универсального класса. Для связи с аппаратом будет использована спутниковая прием-передающая антенна. Аппарат будет снабжен портативным бортовым компьютером, на базе процессора IBM Power PC x64 или Intel (не ниже Core i5 x64), памятью: 4-8 ГБ, устройством хранения данных с емкостью: 4 HDD x 3 ТБ = 12 ТБ + Raid, со стандартным видеоадаптером. Компьютер будет под управлением операционной системы: DebianLinux 6 x 64.

Вывод: Данная конфигурация аппарата позволяет выполнять различные работы, а его антенна позволяет ему постоянно находиться на связи, что делает его полезным при различных работах в космосе. Во всех конструкциях, какими бы они совершенными не были всегда существуют недочеты, но в данной статье о них речь не идет.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Способ определения местоположения космических аппаратов: пат. 2275650 Рос. Федерация: МПК G01S5/02, B64G1/24/ Урличич Ю. М., Вейцель В. В., Дворкин В. В.; заявитель и патентообладатель Закрытое акционерное общество «НПО Космического Приборостроения». - № 2004133826/09; заявл. 19.11.2004; опубл. 27.04.2006, Бил. №12, - 11 с.
2. Никольский В. В. «Основы проектирования автоматических космических аппаратов» СПб, 2007.
3. Ф. Р. Гантмахер «Теория матриц». - М.: ФМЛ, 1966.

**ФЕРРОЗОНДОВЫЙ МАГНИТОМЕТР
ДЛЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Тараканец Е.А.

Научный руководитель: Баранов П.Ф., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: evgtarak@tpu.ru

FLUXGATE MAGNETOMETER FOR THE SPACECRAFT ORIENTATION SYSTEM

Tarakanets E.A.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Baranov P.F.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: evgtarak@tpu.ru

В данной работе рассматривается феррозондовый датчик для системы ориентации космического аппарата. Приводится описание датчиков указанного типа, выбор конструкции и материалов для феррозондового магнетометра, а так же расчёт основных габаритных, электрических и тепловых характеристик дифференциального феррозондового преобразователя для системы ориентации малого космического аппарата.

In this article describes fluxgate magnetometer for the spacecraft orientation system. Article contains design of considered magnetometer and its mass-dimensional characteristics calculation. Description of the specified type sensor, selecting of construction and materials for the fluxgate magnetometer, as well as the calculation of main dimensional, electrical and thermal characteristics of the differential flux-gate inverter system for small spacecraft orientation is provided.

Введение

Определение ориентации по магнитному полю Земли является одним из немногих способов определения положения космического аппарата в околоземном пространстве. Ввиду своей простоты (для определения ориентации космического аппарата достаточно измерить индукцию магнитного поля Земли и по известным выражениям рассчитать положение спутника) и малых требованиях к вычислительным ресурсам бортовой вычислительной аппаратуры космических аппаратов, по сравнению с такими методами определения ориентации, как ориентация по звездам, способ определения ориентации по магнитному полю является, в настоящее время, одним из наиболее популярных. В качестве датчиков для измерения магнитного поля широко применяются феррозондовые датчики и магнитометры на их основе.

Феррозондовый магнитометр или феррозондом называют устройство, чувствительное постоянным или медленно меняющимся внешним **магнитным** полям, содержащее в своей конструкции ферромагнитные сердечники и обмотки, распределенные по их длине [1-3].

Подобные устройства нашли своё применение во многих отраслях науки и техники [4-5]. Существует большое количество различных типов и модификаций феррозондовых магнитометров, отличающихся друг от друга режимами работы, способами наложения вспомогательного поля, выбранной схемой и конструктивным исполнением. Все эти отличия в большей или меньшей степени являются существенными в зависимости от частотного диапазона и спектра измеряемых полей, условий проведения измерений и особенностей обработки измерительного сигнала. В данной работе приводится расчет дифференциального феррозондового датчика для системы ориентации космического аппарата.

Описание конструкции

Наиболее распространенной в настоящее время является конструкция дифференциального феррозонда (рис. 1).

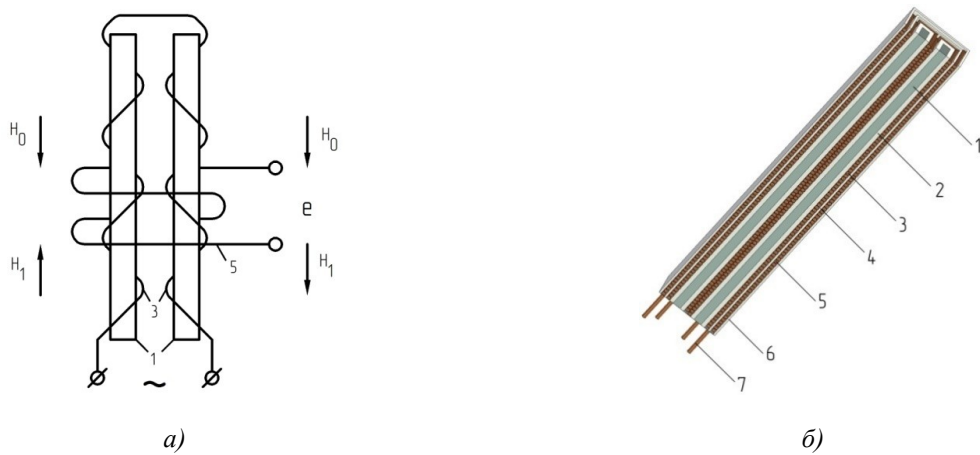


Рис. 1. Схема (а) и конструкция (б) дифференциального феррозонда

1 — пермаллоевые сердечники; 2 — каркасы сердечников; 3 — обмотки возбуждения; 4 — внутренние каркасы; 5 — вторичные обмотки; 6 — внешний каркас; 7 — выводные контакты

Дифференциальный феррозонд состоит из двух одинаковых пермалловых сердечников, выполненных в виде тонких стержней или лент прямоугольного сечения, расположенных в специальных каркасах параллельно друг другу. Поверх каркасов намотаны последовательно включенные первичные обмотки, которые образуют цепь возбуждения феррозонда. Эта цепь запитывается переменным током низкой частоты. Поверх первичных обмоток наматывается общая вторичная обмотка, которая вместе с подключаемым к ней индикаторным прибором образует измерительную цепь.

Выбор материалов и расчёт конструкции

Для проектирования феррозонда, в качестве материала сердечника выбрана лента из пермаллоя 80НХС, т.к. данный материал имеет стабильную магнитную проницаемость на частотах до 1000 Гц и является широко распространенным для изделий такого типа [6].

Параметры сердечника и обмоток выбраны исходя из анализа существующих конструкций подобных устройств. Геометрия сердечника – 2 полосы пермаллоя марки 80НХС длиной 120 мм, шириной 10 мм и толщиной 0,05 мм. Первичные обмотки выполнены проводом ПЭВШО диаметром 0,2 мм. Число витков – 500. Обмотки мотаются непосредственно на пермалловые ленты виток к витку в один слой. Вторичная обмотка выполнена проводом ПЭВШО диаметром 0,12 мм. Число витков – 500. Обмотка мотается поверх первичных обмоток таким образом, что бы центры первичных и вторичной обмоток находились в одной плоскости.

Сопротивление первичной обмотки определяется по формуле:

$$R = \rho \frac{l}{S}, \quad (1)$$

где R – сопротивление обмотки, ρ – удельное сопротивление меди, l – длина проводника обмотки, $S = \pi r^2$ – площадь поперечного сечения проводника обмотки.

Геометрия сердечника с обмоткой возбуждения показана на рис. 2.

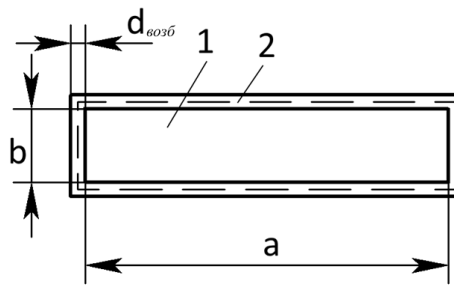


Рис. 2. Геометрия сердечника с обмоткой возбуждения

1 - сердечник, 2- обмотка, a - ширина сердечника, b - толщина сердечника, $d_{\text{возб}}$ - диаметр обмоточного провода обмотки возбуждения

Средняя длина витка (показана пунктиром на рис.2) будет определяться по формуле:

$$l_{\text{cp}} = ((a + d_{\text{возб}}) + (b + d_{\text{возб}})) \times 2 \quad (2)$$

Таким образом, средняя длина витка первичной обмотки составит 20,9 мм, т.к. число витков 500, то общая длина провода составит 10450 мм или 10,45 м.

Тогда сопротивление первичной обмотки составит 1,5 Ом. Тепловая мощность, выделяемая обмоткой, составит 0,06 Вт.

Столь малое количество выделяемого тепла позволяет использовать феррозонд длительное время без опасений о том, что он может перегореть.

На рис. 3 показана геометрия магнетометра в сборе.

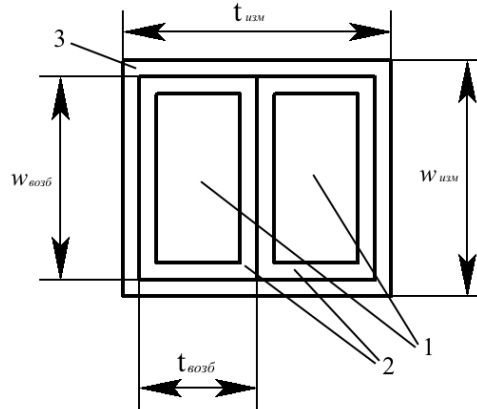


Рис. 3. Геометрия магнетометра в сборе:

1 – сердечники, 2 – обмотки возбуждения, 3 – измерительная обмотка

Расчёт геометрических параметров обмоток магнетометра осуществляется следующим образом:

Длина обмотки возбуждения определяется как произведение числа витков на диаметр проводника:

$$L_{\text{возб}} = n_{\text{возб}} \times d_{\text{возб}} = 500 \times 0.2 = 100 \text{ мм}$$

Ширина обмотки возбуждения определяется как ширина сердечника плюс удвоенный диаметр обмоточного провода:

$$w_{\text{возб}} = a + 2 \times d_{\text{возб}} = 10 + 2 \times 0.2 = 10.4 \text{ мм}$$

Толщина обмотки возбуждения определяется как толщина сердечника плюс удвоенный диаметр обмоточного провода:

$$t_{\text{возб}} = b + 2 \times d_{\text{возб}} = 0.05 + 2 \times 0.2 = 0.45 \text{ мм}$$

Длина измерительной обмотки определяется как произведение числа витков на диаметр проводника:

$$L_{\text{изм}} = n_{\text{изм}} \times d_{\text{изм}} = 500 \times 0.12 \text{ мм}$$

Ширина измерительной обмотки определяется как удвоенная ширина обмотки возбуждения плюс удвоенный диаметр обмоточного провода:

$$w_{\text{изм}} = 2 \times w_{\text{возб}} + 2 \times d_{\text{изм}} = 2 \times 10.4 + 2 \times 0.12 = 21.04 \text{ мм}$$

Толщина измерительной обмотки определяется как удвоенная толщина измерительной обмотки плюс удвоенный диаметр обмоточного провода:

$$t_{\text{изм}} = 2 \times t_{\text{возб}} + 2 \times d_{\text{изм}} = 2 \times 0.45 + 2 \times 0.12 = 1.14 \text{ мм}$$

Заключение

В данной работе был произведен расчёт основных габаритных и электрических характеристик дифференциального феррозондового преобразователя для системы ориентации малого космического аппарата. Рассчитана тепловая мощность, выделяемая на обмотке возбуждения. Проведенный расчёт показал, что выделяемая тепловая мощность является сравнительно не большой, что позволяет применять проектируемый датчик в приборах, требующих длительной работы средства измерений и имеющих строгие ограничения по электропитанию.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Афанасьев, Ю. В. Феррозонды / Ю. В. Афанасьев. – Л.: Энергия, 1969. – 168 с.
2. Баранова В.Е., Баранов П.Ф. Пути повышения чувствительности феррозондовых преобразователей // Измерение, контроль, информатизация: материалы XVI международной научно-технической конференции. Том 1. – Барнаул: Изд-во АлтГТУ, 2015. – С. 57-60.
3. Баранов П.Ф., Муравьев С.В., Огай В.Е., Учайкин С.В. Феррозондовый магнитометр для измерения магнитной индукции до 1 нТл // Известия Томского политехнического университета. – 2012. – Т. 320, № 4. – С. 89–92.
4. Ripka, P. Magnetic Sensors and Magnetometers / P. Ripka. – Boston: Artech house, 2000. – 494 p.
5. Бараночников, М.Л. Микромагнитоэлектроника / М.Л. Бараночников. – М.: ДМК Пресс, 2001. – Т. 1, – 544 с.
6. Материалы в приборостроении и автоматике: Справочник/Под ред. Ю.М. Пятин. 2-е изд., перераб. и доп.– М.: Машиностроение, 1982. – 528 с., ил.

СЕКЦИЯ №2

МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

МАКЕТНЫЙ ОБРАЗЕЦ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ДЕФОРМАЦИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ЗДАНИЙ И СООРУЖЕНИЙ

Вьонг Суан Чьен

Научный руководитель: Гормаков А.Н., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина 30, 634050

E-mail: chientomsk@gmail.com

MODEL SAMPLE CONTROL SYSTEM DEFORMATIONS OF ELEMENTS OF BUILDING AND STRUCTURES

Vuong Xuan Chien

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Gormakov A.N.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Leninstr., 30, 634050

E-mail: chientomsk@gmail.com

В статье приведены результаты экспериментальных исследований макета для измерений деформаций элементов конструкций зданий и сооружений. При влиянии разного нагрузки соответствующий уровень деформаций элемента конструкций. В состав системы входит датчик изгиба, программируемый контроллер ArduinoUno R3 и компьютер. В данной работе используется материал балки, который изготовлен сталь с малым размером и датчик изгиба измеряет деформацию, сигнал датчика применяет измерение резистора. Для обеспечения передачи и обработки сигнала приведены контроллер ArduinoUno R3 и компьютер. Результаты измерений показаны в экране программы LabVIEW.

The result of experimental studies the layout for measurements of deformation of structural elements of buildings and structures. When the effects of different load structures appropriate level deformation element. The system includes a sensor flex, programmable controller Arduino Uno R3 and the computer. In this work, the beam material is used which is made from steel and the small size of the sensor measures bending deformation sensor applies a signal measurement resistor. To provide a signal processing and transmission controller shown Arduino Uno R3 and computer. The measurement results are shown in the screen LabVIEW program.

Актуальность

В процессе использования зданий и сооружений со временем их качество ухудшается, возникают дефекты, происходит деформация строительных конструкций. Для обеспечения безопасной эксплуатации сооружений требуется осуществлять контроль напряженно-деформированного состояния элементов конструкций.

Датчик изгиба

В макете применен датчик изгиба 2.2" [1]. При деформации конструкции, на которую наклеен датчик изгиба, возникает изменение сопротивления датчика и, соответственно выходного напряжения. Датчик изгиба 2.2" применяется для измерения смещения объекта, в робототехнике, в играх (Virtual Motion), медицинском оборудовании, музыкальных инструментах.

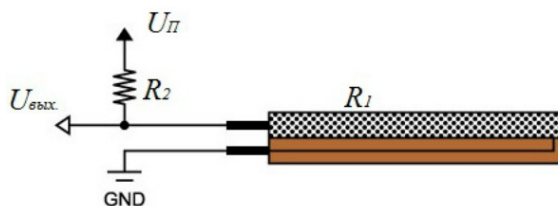


Рис. 1. Схема включения датчика

Значение сопротивления датчика изгиба 2.2" изменяется в пределах от 25 кОм до 125 кОм в зависимости от уровня изгиба (деформации) элементов конструкции [1]. Схема включения датчика изгиба в систему измерения приведена на (рис. 1).

Выходное напряжение определяется по формуле (1)

$$U_{\text{вых.}} = \frac{U_{\text{п}}}{R_1 + R_2} \cdot R_1 \quad (1)$$

где $U_{\text{п}}$ - напряжение питания; R_1 - сопротивление датчика; R_2 - сопротивление резистора.

Принципиальная схема макетного образца системы контроля деформаций

Датчик изгиба 2'2 [2, 3] наклеивается на контролируемый элемент конструкции. Один вывод датчика изгиба 1 (рис. 2) подключен к питанию 5В, а второй выход датчика, через резистор 2 соединен с «землей» на плате Arduino. Выход датчика подключен к входу платы A0 Arduino 3, который предает сигнал в ноутбук 4 [4-6]. Компьютер обрабатывает программу LabVIEW.

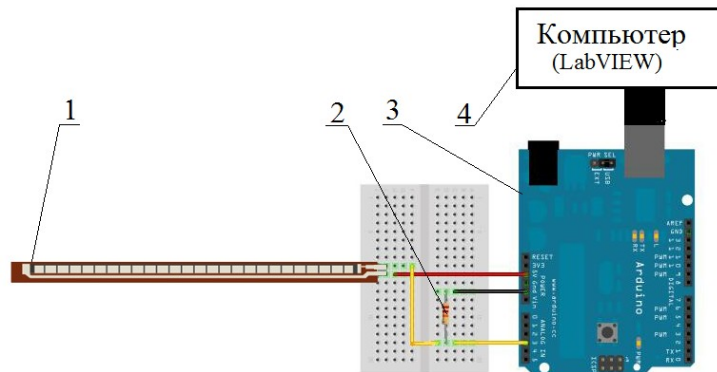


Рис. 1. Принципиальная схема системы контроля деформаций

Экспериментальная проверка системы контроля деформаций элементов конструкции

В качестве макета элемента конструкции выбрана консольная балка. Материал балки - сталь, размеры 77x 19 x 0,4 мм. Датчик изгиба наклеен на балку и защищен с помощью изолянт.

Общий вид макетного образца системы контроля приведен на рис. 3.

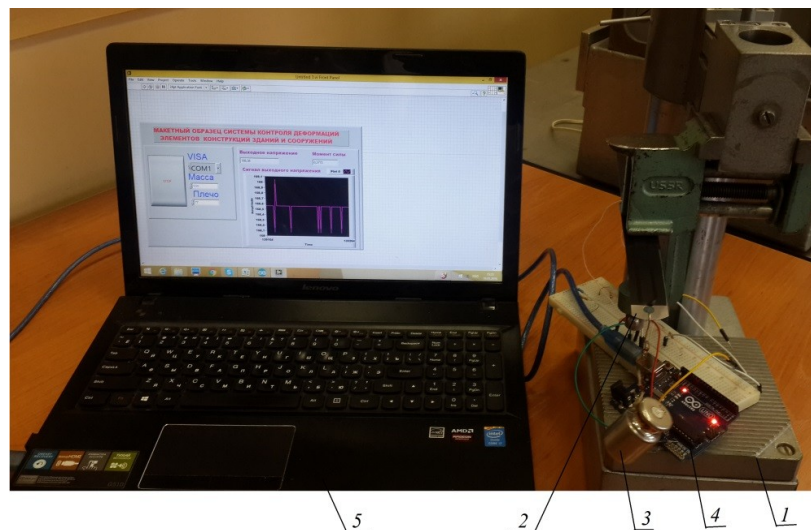


Рис. 3. Общий вид макетного образца системы контроля: 1 - стойка 2- стальная балка с датчиком изгиба, 3 – нагрузка, 4- плата Arduino, 5 - компьютер

Для выполнения экспериментального измерения подвесит нагрузку (3) в конце балки (2), которая закрепит на стойке (1). При разных нагрузках (увеличение) выходное напряжение показано в экране программы LabVIEW.

Результаты измерений приведены на рис. 4.

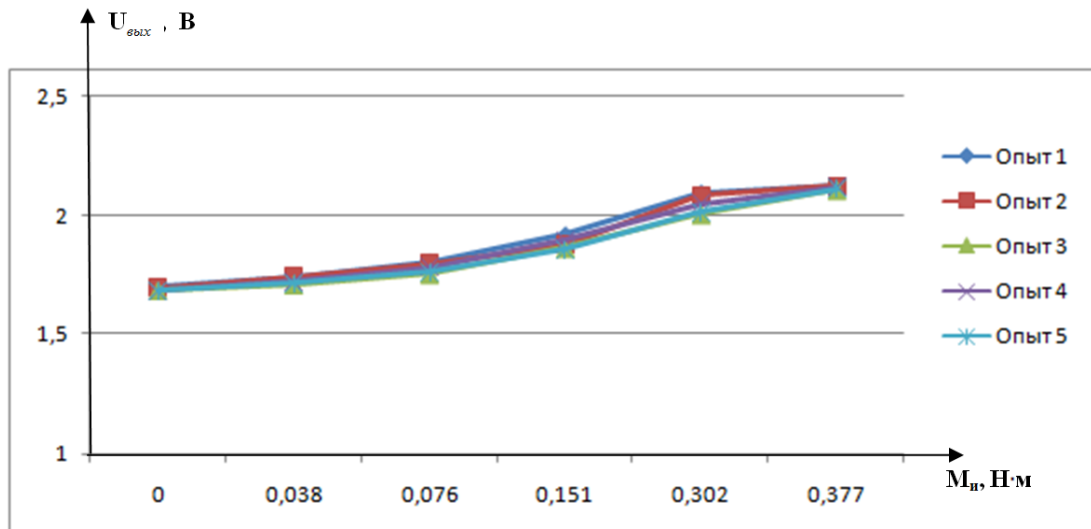


Рис. 4. Результаты экспериментальных исследований макетного образца:
 $M_{из}$ - изгибающий момент, $U_{вых}$ - выходное напряжение с датчика

Анализ результатов эксперимента показывает, что при малых деформациях (до одного градуса) датчика его характеристика линейна. При угловых деформациях, превышающих указанное значение, характеристика датчика не линейна.

Заключение

Результаты экспериментальных исследований макетного образца показывают, что разработанная система обеспечивает измерение деформаций элементов конструкции, передачу и хранение информации на компьютере. Для создания полномасштабной системы мониторинга напряженно-деформированного состояния особо нагруженных элементов конструкций сооружений необходим подбор и монтаж соответствующих тензодатчиков.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Датчик изгиба 2.2" - [Электронный ресурс] - <http://распас.ru/product/sen-10264-flex-sensor-2-2in/>
2. Sensing A Bend With A Flex Sensor + Arduino - [Электронный ресурс] - <http://bldr.org/2012/11/flex-sensor-arduino/>
3. Flex sensor 2.2" -Small retail - [Электронный ресурс] - <https://www.sparkfun.com/tutorials/270>
4. Tutorial: Flex Sensor with Arduino - [Электронный ресурс] - <http://garagelab.com/profiles/blogs/tutorial-flex-sensor-with-arduino>
5. Arduino UNO: Flex Sensor and LEDs - [Электронный ресурс] - <http://arduinobasics.blogspot.ru/2011/05/arduino-uno-flex-sensor-and-leds.html>
6. Interfacing Flex Sensor with Arduino - [Электронный ресурс] - <http://www.engineersgarage.com/contribution/interfacing-flex-sensor-arduino>

**АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРЕДАЧ С ПТК ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ
В КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ**

Грушин А.С., Ефременков Е.А., Ефременкова С.К.
Научный руководитель: Ефременков Е.А., доцент, к.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: gru.host@gmail.com

**ANALYSIS OF TECHNICAL CHARACTERISTICS OF THE GEAR WITH IRE
FOR USE IN SPACE VEHICLES**

Grushin A.S., Efremenkova E.A., Efremenkova S.K.
Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Efremenkova E.A.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: gru.host@gmail.com

В данной статье рассматриваются передачи с промежуточными телами качения для использования в космических аппаратах. Основное содержание исследования составляет анализ технических характеристик передач с промежуточными телами качения. Выделяются и описываются достоинства и недостатки рассмотренных механизмов. На основе анализа представлены выводы по передаче наиболее подходящей для использования в механизмах космических аппаратах.

This article discusses the transmissions with intermediate rolling elements for using in space vehicles. The main content of the research is the analysis of the technical characteristics of the transmissions. The advantages and disadvantages of the considering mechanisms are allocated and described. Based on the analysis the conclusions of the best for transmission for using in space vehicles are proposed.

В настоящее время уделяется большое внимание развитию космических технологий. Развитие космонавтики требует новейших интеллектуальных, высокоэффективных технологий и научных разработок. С целью поддержания перспективы развития космоса, необходимо постоянно осуществлять поиск и исследования во многих современных областях науки, технологии, экономики и мировой политики.

В космических аппаратах используются механические передачи различного назначения. К этим передачам предъявляют высокие требования по нагруженности, КПД, надежности, точности, компактности, бесперебойной работе и так далее. Именно от комплекса упомянутых технических характеристик зависит работоспособность и надежность космического аппарата.

Одними из наиболее перспективных передач для использования в узлах и механизмах космических аппаратов в настоящее время являются передачи с промежуточными телами качения. Эти передачи обладают комплексом технических характеристик (компактность, точность, пониженное трение скольжения в зацеплении, ресурсоэффективность и др. [1, 2]), необходимых для современных энергосберегающих, компактных механизмов, которые могут быть использованы в авиастроении и космических аппаратах. Таким образом, анализ технических характеристик передач с промежуточными телами качения является актуальным для определения передачи с ПТК наиболее подходящей для использования в космических аппаратах.

Целью работы является определение на основе анализа технических характеристик наиболее перспективных передач с промежуточными телами качения для применения в космических аппаратах.

Рассмотрим основные виды передач с промежуточными телами качения (ПТК). Вообще существует разнообразное количество видов передач с промежуточными телами качения, которые в основном делятся по направлению передачи движения: радиальные и торцевые; и по пространственному расположению: пространственные и плоские.

Рассмотрим плоские передачи с ПТК. Известна австрийская передача CYCLO Getriebebau (рис. 1), описанная в работе [1]. Эта передача выполнена на основе циклоидального зацепления и является цевочной передачей, т.к. колеса с циклоидальным профилем контактируют с пальцами, неподвижно установленными в корпус механизма. У этой передачи нет тел качения, но на цевки устанавливаются втулки 4 (рис. 1), обкатывающиеся по профилю колеса. Такая передача обладает компактной конструкцией, большим передаточным отношением в одной ступени 50-120, передаваемой мощностью от 1,7 до 30 кВт [1]. Недостатком передач является не высокий КПД (0,75 – 0,86). Такой КПД объясняется потерями в зацеплении, возникающими за счет относительного скольжения деталей, находящихся под нагрузкой, а также при контакте торцевых пальцев с отверстиями кулачков.

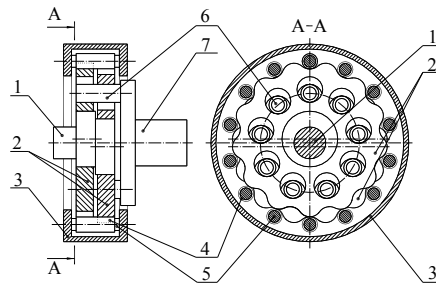


Рис. 1. Схема передачи CYCLO Getriebebau: 1) генератор (эксцентрик); 2) кулачки; 3) неподвижное центральное колесо; 4) втулки; 5) оси втулок; 6) пальцы выходного вала; 7) выходной вал

Рассмотрим радиальную передачу с ПТК (рис. 2), рассчитанную процессором А.Е. Беляевым в Томском политехническом институте [3]. Эта передача содержит свободно вращающиеся тела качения, представляющие собой цилиндры (ролики) или сферы (шарики). Эта передача имеет достойные технические характеристики: большое передаточное отношение в одной ступени, до 60; высокий КПД, до 0,85 (теоретически до 0,94); возможность передавать мощность до 85 кВт; компактность; плавность работы и непрерывность кинематического замыкания. Реальный КПД ниже теоретического объясняется наличием в зацеплении проскальзывания тел качения 2 в пазах сепаратора 3 (рис. 2), поскольку сепаратор является выходным звеном, то силы трения под нагрузкой достигают значительной величины, снижая КПД. Существуют различные решения по снижению проскальзывания в зацеплении, но это приводит к увеличению массогабаритных показателей передачи.

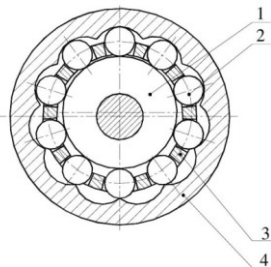


Рис. 2. Схема передачи с ПТК: 1) эксцентрик(генератор); 2) промежуточные тела качения; 3) сепаратор; 4) венец

Данная передача была несколько доработана и внедрена в производство организацией «Технотрон». В настоящий момент механизмы на базе этой передачи широко применяют в машиностроении. К

недостаткам этой передачи, помимо упомянутого занижения КПД, можно отнести значительный нагрев (100-120°C) корпусных деталей при длительной эксплуатации, в свою очередь нагрев приводит к преждевременному износу деталей. Кроме того, в передаче усилий участвует тонкостенная деталь – сепаратор, которая работает на срез, что в результате приводит к снижению надежности передачи и работы всего механизма [4].

Еще известна передача с ПТК и свободной обоймой – сепаратором (рис. 3). В этой передаче сепаратор удерживает тела качения в заданной угловом положении и не участвует в передаче крутящего момента. Работа деталей в зацеплении выполняется в основном на сжатие, что повышает надежность самой передачи и механизмов, проектируемых на ее основе. Эта передача обладает достаточно высоким КПД (до 0,97), широким диапазоном передаточных отношение в одной ступени (от 2 до 30-40), при сохранении компактных размеров, непрерывности контакта и многопарности зацепления. Все это позволяет обеспечить высокую нагрузочную способность передачи в небольших габаритных размерах [4].

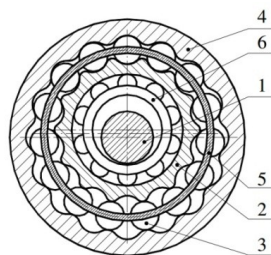


Рис. 3. Схема передачи с ПТК и свободной обоймой: 1) генератор; 2) кулачок; 3) ролики; 4) венец; 5) обойма-сепаратор; 6) подшипник

Недостатком передачи с ПТК с разгруженным сепаратором является планетарное движение выходного звена в одноступенчатой компоновке, им может быть кулачок 2 или венец 4 (рис. 3). Для преобразования планетарного движения во вращательное возникает необходимость ввода в конструкцию компенсирующей муфты или конструктивного изменения передачи.

Существует торцевая передача с ПТК (рис. 4). В этой передаче сферические тела качения располагаются в гнездах, выполненных на торце диска входного вала, и находятся в зацеплении с профильными поверхностями, выполненными на торце диска выходного вала [5].

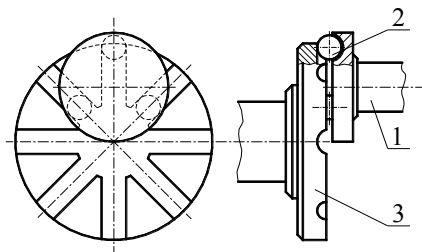


Рис. 4. Схема торцевой передачи с ПТК: 1) входной вал; 2) шариковые тела качения; 3) выходное звено

Торцевые передачи обладают компактностью, пониженными шумовыми характеристиками, повышенной нагрузочной способностью (в сравнении с цилиндрическими эвольвентными передачами), высоким КПД (до 0,95). Недостатками торцевых передач являются: дискретный ряд передаточных чисел, это в некоторых случаях не позволяет получить оптимальную передачу; малое передаточное число в одной ступени, при увеличении передаточного отношения происходит существенное увеличение радиального

габаритного размера; быстрое изнашивание гнезд шариков, что происходит из-за трения скольжения под нагрузкой между телами качения и сферической поверхностью гнезда.

Известна пространственная передача с ПТК (рис. 5). Она, так же, как и предыдущая, содержит тела качения в гнездах, выполненных на диске входного вала. Однако поверхность диска не плоская, а коническая. Шариковые тела качения обкатываются по циклоидальному профилю, выполненному на конической поверхности выходного вала [6].

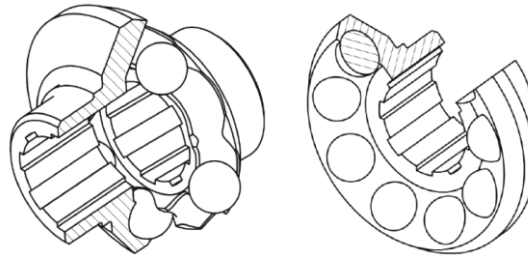


Рис. 5. Пространственная передача с промежуточными телами качения

Данная пространственная передача может передавать движение под углом, что является положительным фактором для передач с ПТК. Недостатки этой передачи аналогичны предыдущей конструкции: дискретность передаточных чисел, малое передаточное отношение в одной ступени, проскальзывание в зацеплении и наличие избыточной связи, что приводит к уменьшению нагрузочной способности механизма и КПД [6].

Усовершенствованием предыдущей пространственной передачи с ПТК является следующая передача (рис. 6), в которой устранены избыточные связи и введен свободный сепаратор, удерживающий тела качения на определенном угловом расстоянии. Так синтезирована самоустанавливающаяся передача с ПТК [6]. Рассматриваемая передача с ПТК имеет повышенный КПД, компактна, способна передавать усилия и скорость под углом к входному валу. Недостатком этой передачи является технологическая сложность получения циклоидального профиля на конической поверхности и невысокое передаточное число в одной ступени.

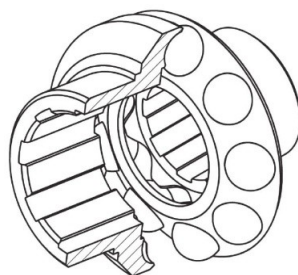


Рис. 6. Синтезированная самоустанавливающаяся передача с ПТК

Из анализа передач с ПТК видно, что наиболее технологичными являются плоские передачи с ПТК, а также плоские передачи обладают большим чем пространственные передаточным отношением в одной ступени. Все передачи с ПТК обладают компактностью, но компактность в сочетании с высокими передаточным отношением, КПД и нагрузочной способностью обеспечивают только плоские передачи с ПТК. Наиболее полно комплекс высоких технических характеристик обеспечивает передача с ПТК и свободной обоймой (рис. 3). Массогабаритные показатели этой передачи снижены более чем на 5 % по

сравнению с применяющимися в производстве передачами с ПТК, КПД передачи может достигать 0,97, что сопоставимо с эвольвентными передачами при большем (в 4-5 раз) передаточном отношении. Эта передача обладает большим диапазоном передаточных чисел в одной ступени, что более гибко позволит проектировать механизмы для космических аппаратов. Таким образом, применение передачи с ПТК и свободной обоймой при разработке космических аппаратов позволит создавать компактные, ресурсосберегающие и энергоэффективные механизмы, так необходимые для выполнения различных работ на космических станциях и в открытом пространстве.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ефременков Е.А. Разработка методов и средств повышения эффективности передач с промежуточными телами качения: Дис. канд. техн. наук. – Томск, 2002. – 126 с.
2. Efremenkov E.A. Calculation of Temperature of Heating of Speed Reducers On The Basis of Transmissions with IRB// IFOST 2006: The 1st International Forum on Strategic Technology (Ulsan, October 18-20, 2006) / University of Ulsan, Republic of Korea. — Ulsan: 2006. — P. 342-343.
3. Беляев А.Е. Механические передачи с промежуточными телами повышенной точности и долговечности. - Томск: ТПИ, 1986. – 60 с.
4. Ефременков Е.А. Разработка и проектирование передач с промежуточными телами качения нового вида // Известия Томского политехнического университета. – 2005. – Т. 308. – № 1. – С. 131–135.
5. Беляев А.Е. Механические передачи с шариковыми промежуточными телами. - Томск: ТПУ, 1992. – 231 с.
6. Черемнов А.В., Ан И-Кан, Ивкина О.П. Синтез пространственной передачи с промежуточными телами качения с улучшенными качественными характеристиками // Известия Томского политехнического университета. – 2012. – Т. 312. – № 1. – С. 26–30.

3D ПРОТОТИПИРОВАНИЕ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Тараканец Е.А.

Научный руководитель: Борилов В.Н., профессор, д.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: evgtarak@tpu.ru

3D PROTOTYPING OF THE SPACE-USED ELEMENTS

Tarakanets E.A.

Scientific Supervisor: Prof., Dr. Borikov V.N.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: evgtarak@tpu.ru

В данной статье рассматриваются вопросы 3D прототипирования элементов устройств космического назначения с применением 3D принтеров Picaso 3D Designer и PrizmPro, работающих по методу послойного наплавления. Приводится обоснование целесообразности проведения макетирования изделий космического назначения и их составляющих. Описывается и обосновывается выбор материала, используемого для изготовления элементов макета, приводится краткое описание метода послойного наплавления. Так же в работе рассматриваются способы обработки деталей, изготовленных с применением 3D принтеров, а так же проблемы, возникшие в процессе изготовления макета студенческого малого космического аппарата и его элементов, их предпосылки и возможные пути решения.

In this article describes of 3D prototyping of the elements and devices for space application using Picaso 3D Designer and Prizm Pro 3D printers, which operate by the fused deposition modelling method. An expediency substantiation of the prototyping of space-used products and their components is provided. Selection of material used for the production of layout elements is described and justified, a short description about the Fused deposition modeling method is provides. Also in the paper examines ways of processing parts manufactured using 3D printers, as well as problems that have arisen during the production of the layout of the student small spacecraft and its components, their preconditions and possible solutions.

Введение

Любое устройство, разрабатываемое для применения в условиях космоса, является сложной системой, при разработке которой нужно соблюдать особую осторожность, так как любые, даже самые мелкие ошибки впоследствии могут перерасти в крупные катастрофы. Для оценки правильности проектирования подобных устройств целесообразно проводить их макетирование для своевременного выявления возможных ошибок и внесения корректив в конструкцию. Полноценное макетирование подобных устройств представляет собой совокупность сложных и дорогостоящих процессов, в которые вовлекается большое количество людей и техники. Однако, с развитием технологий быстрого прототипирования, таких как 3D печать, появилась возможность существенно сократить стоимость и время изготовления макета, позволяющего на первых этапах проектирования качественно оценить разрабатываемое изделие и, при необходимости, внести изменения в конструкцию.

Процесс 3D печати. Проблемы и способы их решения

На кафедре Точного приборостроения была разработан проект студенческого малого космического аппарата [1], 3D модель которого представлена на рисунке 1.

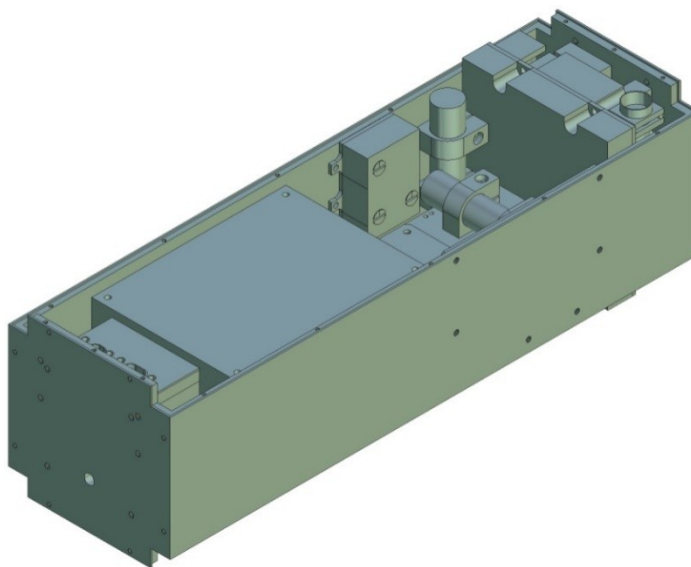


Рис. 1. 3D модель студенческого малого космического аппарата

Для оценки правильности проектирования данного устройства было принято решение о создании его габаритного макета, позволяющего оценить разработанную конструкцию. В качестве инструментов для создания макета использовались 3D принтеры Picaso 3D Designer [2] и PrizmPro [3], показанные на рисунке 2.



Рис. 2. Внешний вид 3D принтеров Picaso 3D Designer (а) и PrizmPro (б)

Оба 3D принтера работают по технологии моделирования методом послойного наплавления. Суть данного метода состоит в том, что изготавливаемое изделие формируется путём наплавления послойно термопластичных пластмасс. В качестве материала для изготовления моделей был выбран ABS-пластик. Этот вид пластика является одним из наиболее распространённых материалов для устройств, работающих по методу послойного наплавления, и отличается простотой обработки - легко растворяется и склеивается ацетоном, в отличие от другого распространённого материала – PLA-пластика, который растворяется только при воздействии концентрированных щелочей.

3D принтер Picaso 3D Designer имеет область печати 200x200x200 мм, поэтому все внутренние детали макета были изготовлены на нём.

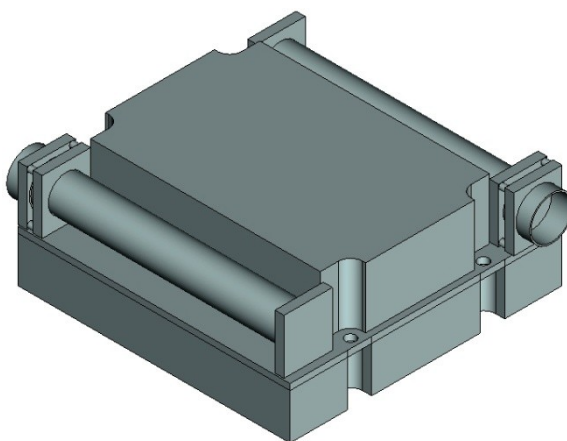


Рис. 3. 3D модель макета ионно-плазменного двигателя

Макет ионно-плазменного двигателя (рисунок 3) было невозможно качественно изготовить за один процесс печати ввиду сложности его конструкции. Поэтому модель макета была разделена на несколько частей и после печати всех составляющих была склеена.

Корпус космического аппарата (Рисунок 4) имеет габаритные размеры 100x100x300 мм, по этому его изготовление на 3D принтере Picaso 3D Designer невозможно.

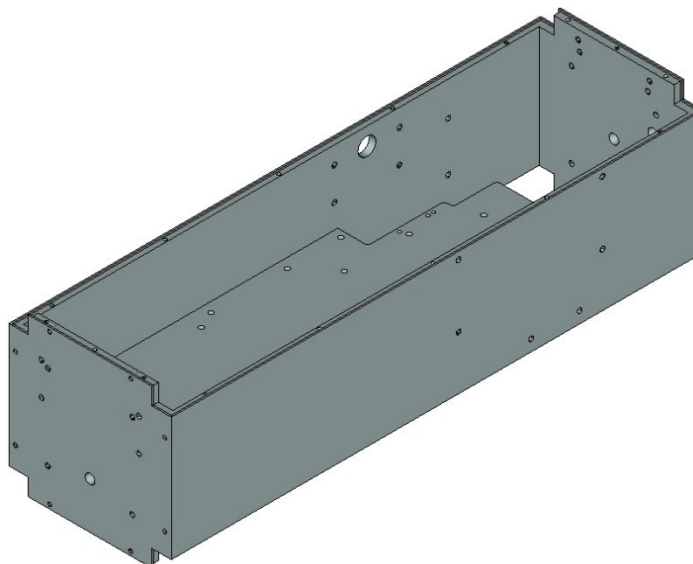


Рис. 4. 3D модель корпуса космического аппарата

Для этого использовался 3D принтер PrizmPro. Однако, ввиду высокой сложности конструкции, а также для упрощения процесса изготовления было принято решение разделить корпус на 5 частей - верхнее и нижнее основания, имеющие размер 100x100x5 мм, что позволяет изготовить их на 3D принтере Picaso 3D Designer, боковые стенки и перегородка. На всех элементах были предусмотрены пазы, позволяющие собрать корпус.

При изготовлении первой боковой стенки оказалось, что на нагреваемый стол 3D принтера PrizmPro, представляющий собой зеркало с установленным под ним нагревательным элементом, плохо прилипает ABS-пластик, что, в свою очередь, приводит к невозможности изготовления модели. Производитель 3D принтера PrizmPro рекомендует в таких случаях распылять на нагреваемый стол лак, улучшающий прилипание пластика к поверхности стола. Однако, подобный метод имеет существенный недостаток – распыляемый лак оседает на механических частях 3D принтера, накапливая на себя пыль и тем самым увеличивая износ деталей. Для устранения данной проблемы было предпринято следующее – отходы печати предыдущих деталей корпуса, изготовленных на 3D принтере Picaso 3D Designer, были растворены в небольшом количестве ацетона и полученный раствор был тонким слоем нанесён на нагреваемый стол. Это позволило значительно увеличить адгезию пластика и качественно изготовить детали.

Следующей проблемой стала разница в точности между деталями, изготовленными на разных 3D принтерах, обусловленная разными размерами сопел, подающих расплавленный пластик и различиями в механизме работы обоих 3D принтеров. Для устранения нестыковок в размерах изготовленные детали были подвергнуты механической обработке для подгонки друг к другу.

После обработки деталей корпуса, была проведена окончательная сборка макета, все элементы которого склеивались между собой ацетоном. Так же, в целях приближения макета к реальному изделию, в него были установлены имитаторы электронных плат, приклеенные к корпусу с применением пластико-ацетонового раствора.

Окончательный вид собранного макета представлен на рисунке 5.

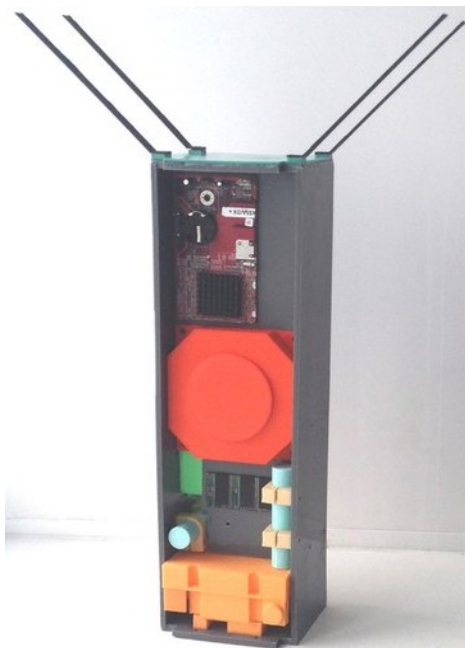


Рис.5. Внешний вид собранного макета студенческого малого космического аппарата

Результаты работы и выводы

В ходе проделанной работы была отработана технология изготовления, обработки и сборки габаритных макетов изделий космического назначения, были выявлены и решены возможные проблемы, возникающие при изготовлении макетов на 3D принтерах Picaso 3D Designer и PrizmPro, а также был создан макет студенческого малого космического аппарата, позволяющий оценить качество проектирования данного устройства.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Космическое приборостроение: сборник научных трудов III Всероссийского форума школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием / Томский политехнический университет. – Томск : Изд-во Томского политехнического университета, 2015. – 413 с.
2. Picaso 3D Designer. Руководство пользователя - [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://picaso-3d.com/ru/support/instructions/>

СЕКЦИЯ №3

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ В АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛЯХ

СИГНАЛИЗАТОР НЕПОДВИЖНОГО СОСТОЯНИЯ СПАСАТЕЛЯ МЧС

Вьонг Суан Чьен, Курманканов Э.Б.
Научный руководитель: Гормаков А.Н, доцент, к.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: Kurmankanov@mail.ru

SIGNALING DEVICE OF A MOTIONLESS CONDITION OF THE RESCUER

Vuong Xuan Chien, Kurmankanov E.B.
Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Gormakov A.N.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str, 30, 634050
E-mail: Kurmankanov@mail.ru

Приведены результаты макетирования сигнализатора неподвижного состояния спасателя МЧС, применяемого при выполнении задачи, обусловленных ликвидацией ЧС. Сигнализатор переходит в режим тревоги в случае, когда спасатель находится в неподвижном состоянии в промежутке короткого времени.

Standstill Annunciator for Emergency Situations Ministry rescuers The results of standstill annunciator modeling o for Emergency rescuers, used for carrying out the tasks related to the liquidation of emergencies are presented. It is shown that annunciator comes into alarm mode when the rescuer is in motionless state for a certain time.

Для предупреждения чрезвычайных ситуаций, возникающих при работе персонала аварийно спасательных групп, технологического персонала и пожарной службы, связанных с обеспечением безопасности, предназначен сигнализатор неподвижного состояния (СНС). Сигнализатор неподвижного состояния крепится на одежду или элементы спасательного оборудования, т.е. ремни или элементы экипировки. СНС автоматически активируется, если датчики зафиксировали отсутствие движения, что может свидетельствовать о возможной опасности жизни и здоровью спасателя. Отсутствием признаков движения может являться попадание под завал или потеря ориентации в местности или в здании [1]. По истечении 18-23 секунды с момента неподвижности спасателя, сигнализатор подает световой сигнал, и переходит в режим «предварительной тревоги», которая сопровождается нарастающим звуковым сигналом. Если спасатель обездвижен, и каких либо признаков движения не возобновилось, через 9-16 сек, то **сигнализатор неподвижного состояния подаст сигнал тревоги**, на пульт диспетчера. Радиус действия прибора десять метров в помещении достаточен, чтобы сигнал пробился на пульт управления руководителя работ. Вспышки светового сигнализатора видны через густой слой дыма. Для эвакуации спасателя или пострадавшего человека придут спасатели пожарного и будут ориентироваться по характерным шумовым сигналам. Благодаря особой частоте звука очень просто определить местоположение его источника. Сигнализатор неподвижного состояния обеспечивает надежность и безопасность пожарного спасателя, при угрозе спасателя режим тревоги можно включить вручную. В штатной ситуации руководителю работ за пультом достаточно информации о запасе кислорода у спасателей и кнопки тревоги, при нажатии которой все спасатели будут знать, что необходимо покинуть зону ЧС.

Система оповещения (рис. 1) включает в себя радиопередающая станция УВЧ радиодиапазона 1 [4], которая соединена со звуковым шумом 2 и с блоками индикаторов 3. Мобильная приемо-передающая станция 1 связана с набором от 1 до n индивидуальных сигнальных средств спасателя 4, которые

предварительно запрограммированы в Labview в системе оповещения, и с радиоканальным устройством персонального оповещения (УПО) 5. Сигнальное средство спасателя, содержащее устройство определения неподвижного состояния, связано с блоком управления и питания.

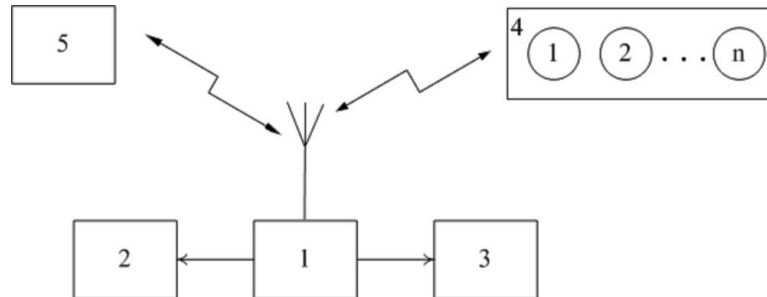


Рис. 1. Принципиальная схема системы оповещения

В состав структурной схемы входят [3]: датчики движения (акселерометр и гироскоп MPU6050), которые реагируют на поступательное и вращательное движение; микроконтроллер Arduino; устройств радиопередатчики и детекторы движения MX-F01 и приемником MX-RM; микроконтроллер Arduino, который передает сигнал с приемника на компьютер.

Схема подключения датчиков движения к Arduino приведена на рис. 2. Элементы системы передачи данных по устройству радиопередатчики представлены на рис. 3.

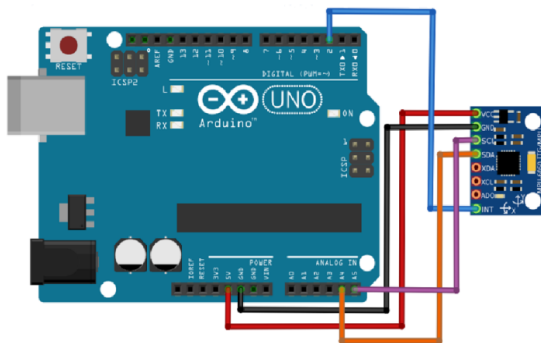


Рис. 2. Схема подключения датчиков движения к Arduino

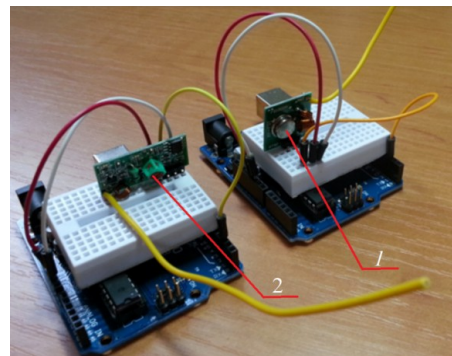


Рис. 3. Элементы системы передачи данных по радиоканалу: 1-передатчик MX-F01; 2-приемник MX-RM

Схема соединения приемника радиолокации через Arduino с компьютером представлена на рис. 4.



Рис. 4. Схема передача сигнала с приемника на компьютер

Плата MPU 6050 (рис.5) содержит гироскоп и акселерометр, измеряет температуру. Гироскоп и акселерометр изготовлены как MEMS-система (микроэлектромеханическая система). В одном корпусе

собрана не только электроника, но и механика. Система оповещения включает в себя базовую приемопередающую станцию УВЧ радиодиапазона. Акселерометр измеряет с большой точностью ускорение наклона, но без гироскопа точно измерить угол поворота невозможно.

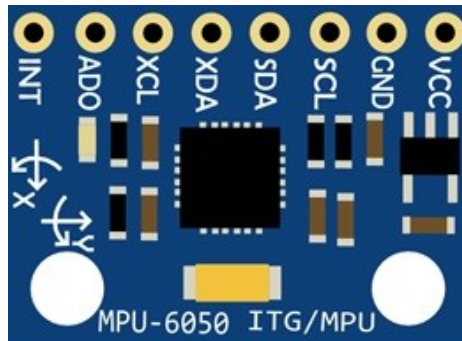


Рис. 5. Плата с гироскопом и акселерометром MPU 6050

Исследования, проведенные на макетном образце в работе [2], показывают возможность создания сигнализатора неподвижного состояния спасателя МЧС. Детальная конструкторская проработка сигнализатора позволит создать малогабаритный прибор, способный работать в реальных условиях чрезвычайных ситуаций.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сигнализатор SUPER PASS II - (http://prostor01.ru/index.php?route=product/product&product_id=77) .
2. Сигнальное средство спасателя и система оповещения -. (URL<http://cxem.net/mc/mc324.php>) .
3. Выонг Суан Чьен Система сигнализации не подвижного состояния наблюдаемого - (<http://www.scienceforum.ru/2016/1552/21578>) .
4. Сигнальное средство спасателя система оповещения пат. 2444792 Рос. Федерация: МПК GO 8 B 25/10, B 63 C 9/00/ Петров А.Ю, Левчук С.А, Левчук М.С, Воскресенский С.В.; заявитель и патентообладатель Санк-Петербург ЗАО АРГУС- СПЕКТР; № 2010141814/08, заявл. 01.10.2010; опубл. 10.03.2012, Бюл. № 7.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ СИГНАЛОВ, ПРОШЕДШИХ ЧЕРЕЗ ВОЛНОВОД

Старостин А.С., Шульгина Ю.В.

Научный руководитель: Шульгина Ю.В.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет,

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: astarostin11@gmail.com

SIMULATION OF THE ACOUSTIC SIGNALS AFTER PASSING THROUGH THE WAVEGUIDE

Starostin A.L., Shulgina Yu.V.

Scientific Supervisor: Shulgina Yu.V.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Leninstr., 30, 634050

E-mail: astarostin11@gmail.com

При распространении звука в замкнутой среде, расхождение акустических волн ограничено стенками среды. В данной статье рассматривается проблема изменения акустического импульса по мере его распространения по волноводу. Автором предложено получить модель акустического сигнала на основе метода геометрической акустики. В ходе моделирования построен график теоретического сигнала и сравнен с экспериментальным.

If the sound travels in a closed environment, the divergence of acoustic waves is limited to the borders of the environment. This article discusses the problem of changing the acoustic pulse after passing the waveguide. The author proposed to get an acoustic signal model based on geometrical acoustics method. During the modeling of the theoretical acoustic signal was built and compared its graph with the graph of the experimental signal.

Большое количество акустических приборов имеют дело с распространением колебаний в замкнутом пространстве. При этом форма принятого сигнала зависит не только от параметров среды, в которой он распространяется, но и от формы волновода. Определение момента прихода такого сигнала приемник с надлежащей точностью становится актуальной задачей для измерительных приборов. Затягивание переднего фронта и существенное изменение формы сигнала приводит к повышению ошибки определения момента прихода импульса [1]. В связи с этим необходимо провести предварительное моделирование сигнала с целью прогнозирования его формы на выходе волновода [3].

Методы геометрической акустики показывают достаточную точность в прогнозировании формы импульса, прошедшего через волновод, при этом отпадает необходимость решения волноводного уравнения [2].

Приборы, созданные для измерения дальности, измеряют задержку между возбуждением излучающего датчика и временем прихода сигнала на приемник излучения [4]. В случае измерения больших расстояний, в основе таких приборов лежит эхо-метод, т.е. сигнал отражается от границы сред в волноводе и возвращается на приемник (рис. 1). Временная задержка между посланным и отраженным акустическими сигналами прямо пропорциональна длине волновода.

Волновод - участок среды, ограниченный во всех направлениях стенками, в результате чего уменьшается расхождение волн в стороны, а значит помимо **затухания звука** на форму переднего фронта сигнала будет влиять волноводное распространение сигнала, вследствие чего возникают неравенства фазовых скоростей различных мод (рис. 2). Так же изменение формы эхо-сигнала возможно из-за нарушения формы волновода.

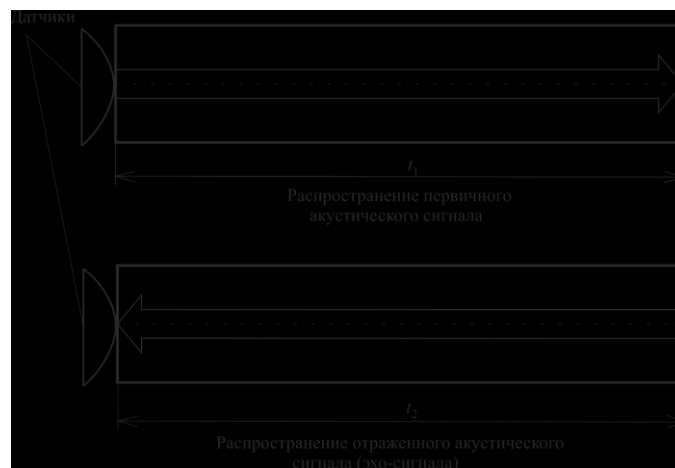


Рис. 1. Принцип действия акустического дальномера



Рис. 2. Разница во времени прихода акустических лучей, обусловленная волноводным распределением

сигнала

По этим причинам, по мере распространения по скважине происходит существенное изменение формы акустического импульса, что вносит дополнительные трудности для определения временной задержки между посланным и отраженным акустическими сигналами.

Поскольку диаметр волновода может существенно превышать линейные размеры излучателя акустического сигнала, то от его (излучателя) расположения у основания скважины будет зависеть форма распространения акустического импульса по волноводу (рис. 3). Вследствие чего, сигнал на приемнике в двух случаях для одной и той же скважины, но с разным расположением излучателя будет различен, следовательно, будет различна ошибка в определении момента прихода импульса.

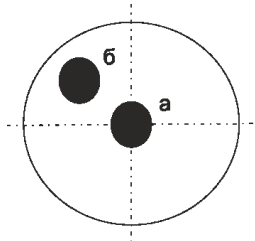


Рис. 3. Расположение акустического излучателя: а – на оси волновода; б – на расстоянии от оси волновода

Анализ волноводного распространения акустического сигнала проводится методом геометрической акустики [2]. Геометрическая акустика — раздел акустики, предмет изучения которого являются законы распространения звука. В основе лежит представление о том, что звуковые лучи — это линии, касательные к которым совпадают с направлением распространения энергии акустических колебаний. Основной задачей геометрической акустики является вычисление траектории звуковых лучей.

Моделирование случая, когда акустический источник находится на оси скважины описано в статье [5].

При проведении моделирования случая, когда акустический излучатель находится на расстоянии от оси волновода, примем:

- 1) Излучатель является точечным и находится на некотором расстоянии от оси волновода.
- 2) Приемник имеет некую конечную площадь и находится на том же расстоянии от оси, что и излучатель.
- 3) Сигнал на приемнике представляет собой суперпозицию всех лучей, прошедший через него.
- 4) Акустический сигнал не несет потерь энергии в тракте волновода.

По закону отражения падающий и отраженный лучи, а также перпендикуляр, восстановленный в точке падения луча, лежат в одной плоскости (плоскость падения). Угол отражения γ равен углу падения α (рис. 4).



Рис. 4. Закон отражения

По закону отражения углы M_0M_1O и OM_1M_2 лежат в одной плоскости и равны, следовательно, проецируются на поперечный разрез волновода с одинаковой пропорциональностью. Тогда и проекции этих углов равны друг другу. Это же применимо и для остальных углов отражения, их проекции равны друг другу, как и сами углы. Примем проекцию угла отражения равной α (рис. 5).

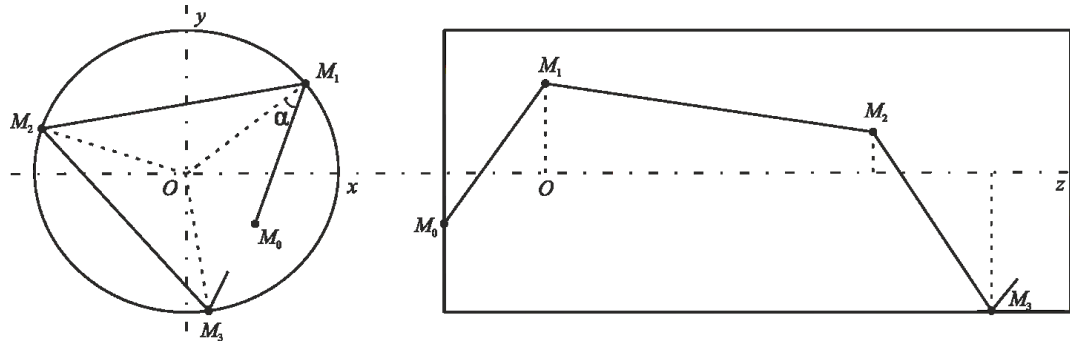


Рис. 5. Визуализация распространения акустического луча

Находится угол α следующим образом: программно задается точка первого отражения M_1 , выбирается точка M_0 , которая представляет собой точечный излучатель. Далее по теореме косинусов из

$$\text{треугольника } M_0M_1O \text{ находится угол } \alpha = \arccos \frac{M_1O^2 + M_1M_0^2 - M_0O^2}{2 \cdot M_1O^2 \cdot M_1M_0^2}.$$

При рассмотрении треугольников, образовавшихся на поперечной проекции волновода, типа M_1OM_2 , можно сделать вывод, что угол M_1OM_2 является центральным и равен $180-2\alpha$ градусов. Тогда каждая последующая проекция точки отражения на поперечный разрез лежит через дугу, равную центральному углу M_1OM_2 . Таким образом, зная X и Y координаты первой точки отражения и центральный угол типа M_1OM_2 , можно найти X и Y координаты каждой последующей точки.

Поскольку угол падения, угол отражения и перпендикуляр к поверхности отражения (полученный проведением касательной к точке отражения, размер которого равен радиусу волновода) по закону отражения лежат в одной плоскости, то и точки M_0 , M_1 , O и M_2 (точка второго отражения) лежат в этой же плоскости. Координаты первых трех точек известны, у точки M_2 известны только X и Y координаты. Уравнение плоскости, полученное по точкам M_0 , M_1 , O примет вид:

$$\begin{vmatrix} x - x_{M_0} & y - y_{M_0} & z - z_{M_0} \\ x_{M_1} - x_{M_0} & y_{M_1} - y_{M_0} & z_{M_1} - z_{M_0} \\ x_0 - x_{M_0} & y_0 - y_{M_0} & z_0 - z_{M_0} \end{vmatrix} = 0$$

Для нахождения Z координаты точки M_2 предлагается решить это уравнение, подставив вместо X и Y известные координаты точки M_2 .

Этот алгоритм применим и для поиска координат последующих точек отражения.

В ходе эксперимента был получен акустический импульс после его распространения по волноводу диаметром 10см и длиной 20м при частоте 950Гц. Для сигнала с такими же параметрами был построен теоретический сигнал (рис. 6).

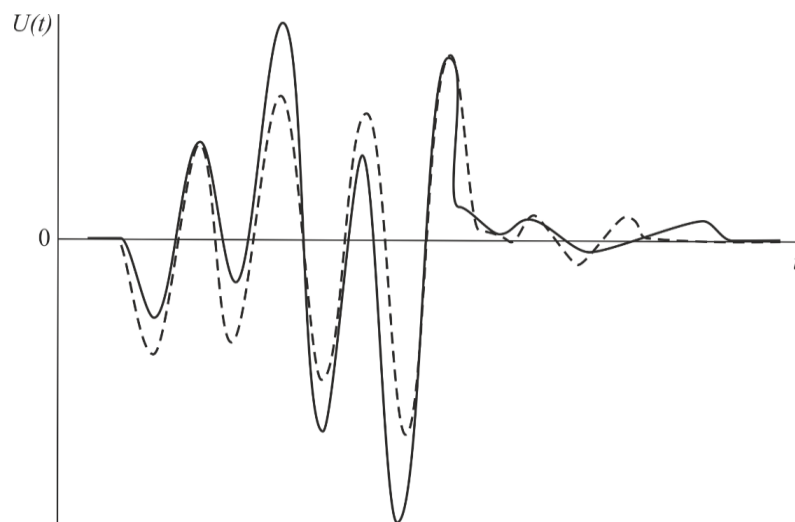


Рис. 6. Форма акустического импульса после его распространения по волноводу с диаметром 10 см и длиной 20 м при частоте 950 Гц, где сплошной линией – экспериментальный сигнал, пунктирной линией – расчетный сигнал

При сравнении формы теоретического и экспериментального сигналов видно различие в амплитудных значениях. Это можно объяснить тем, что в расчетной модели акустический излучатель является точечным, и не учитываются потери энергии акустического луча на его прохождение в волновод, также экспериментальный волновод не являлся идеально ровным и имели место дополнительные отражения на стыках между составляющими частями волновода.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Shulgina Yu.V., Soldatov A.I., Rozanova Ya.V., Soldatov A.A., Shulgin E.M. The increase of ultrasound measurements accuracy with the use of two-frequency sounding // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering Ser. "International Scientific Conference on "Radiation-Thermal Effects and Processes in Inorganic Materials". – RTER 2014. – 2015.
2. Квасников К.Г., Солдатов А.И., Болотина И.О., Крёнинг М., Потапенко А.А. Применение метода геометрической акустики для решения задач визуализации // Дефектоскопия. – 2013. – №11. – С. 21 – 26.
3. Солдатов А.И., Чиглинцева Ю.В. Теоретическое и экспериментальное исследование акустического тракта скважинного глубиномера // Известия Томского политехнического университета. – Т. – 315. – 2009. – №4. – С. 85 – 89.
4. Soldatov A.I., Chiglintseva J.V. Ultrasonic borehole depth gauge // International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON-2009. – Tomsk. – 2009. – С. 313 – 317.
5. Shulgina Yu.V., Starostin A.L., Kostina M.A., Mylnikova T.S., Soldatov A.I. Simulation of acoustic signals in a waveguide of circular cross section // Modern engineering problems: Proceedings of the IX International Scientific and Technical Conference. – Tomsk. – 2015.

МЕХАНИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА АППАРАТУРУ

Ямнич Ю.И.

Научный руководитель: Бритова Ю.А., ассистент, к.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: yamnich.96@gmail.com

THE MECHANIC IMPACT ON THE EQUIPMENT

Yamnich Yu.I.

Scientific Supervisor: Assistant, Ph.D. Britova Yu.A.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: yamnich.96@gmail.com

В статье рассмотрены механические процессы, возникающие в конструкциях изделий при внешних и внутренних воздействиях. Представлены виды современных испытательных стендов, посредством которых воспроизводятся внешние воздействия на изделие в соответствии с требованиями технического задания.

This article describes the mechanical processes, occurring in structures under external and internal and external influences. There are some types of modern test stands with the help of which is reproduced external influences on the product in accordance with the requirements of the technical specifications.

Электротехнические изделия, устанавливаемые на подвижных объектах – автомобилях, кораблях, самолетах и ракетах, подвергается действию интенсивных механических нагрузок, что может привести к нарушению режимов работы. В связи с этим при проектировании изделия закладываются требования по вибропрочности и виброустойчивости, на соответствие норм, которых изделие испытывается на современных испытательных стендах.

Различают три вида механических процессов, возникающих в конструкциях при внешних и внутренних воздействиях: вибрации, удары и линейные ускорения.

Вибрация – это достаточно длительный (более одного периода) процесс распространения упругих волн по конструкции.

Говоря о длительности механического процесса, обычно сравнивают ее с периодом собственных колебаний конструкции. Конструкция обладает спектром собственных частот. Под периодом собственных колебаний понимают период колебаний на низшей частоте (первой гармонике колебаний).

В процессе вибрации волны многократно отражаются от краев конструкции, мест сочленения деталей и мест крепления, образуя сложную волновую картину.

Ударом называется кратковременный переходный процесс движения точек конструкции вследствие внезапного приложения внешних воздействий. После удара возникает процесс затухающей вибрации.

Линейным ускорением называется достаточно длительное изменение скорости конструкции, например, при взлете и посадке летательного аппарата. Детали конструкции воспринимают это воздействие как силу инерции, равную произведению массы на ускорение.

Универсальных средств защиты аппаратуры от механических воздействий нет. Никакие амортизаторы и демпферы не защищают от длительных линейных ускорений. Пассивные амортизаторы, т.е. упругие элементы, уменьшают колебания на высоких частотах вибрации, а на низких не только уменьшают, но и иногда даже усиливают.

Весьма перспективным средством защиты от вибраций являются так называемые активные средства. Но и активные средства не всегда помогают. При больших амплитудах колебаний, превышающих

ход якоря вибратора, защиты не будет и могут возникнуть удары. Кроме того, активная защита увеличивает габариты и массу аппаратуры.

Таким образом, полностью защитить аппаратуру от ударов и вибраций невозможно. Конструкция должна сама по себе выдерживать некоторые механические воздействия, т.е. обладать вибропрочностью и виброустойчивостью.

Механические воздействия могут передаваться на аппаратуру различными путями. При проектировании аппаратуры чаще всего приходится учитывать внешние воздействия, передаваемые на аппарат со стороны движущегося объекта через места крепления аппарата к объекту. Эти воздействия обычно известны. Они замеряются на движущемся объекте с помощью датчиков в тех местах, в которых должен быть установлен проектируемый аппарат.

Механические воздействия могут передаваться непосредственно на стенки аппарата в виде изменения давления окружающего воздуха и воздуха внутри аппарата. Например, звуковые и ультразвуковые колебания воздуха могут вызвать сложные колебания. Эти колебания возникают в результате акустического воздействия [2].

В любом случае при проектировании вибропрочной и виброустойчивой аппаратуры эти внешние механические воздействия должны быть заданы. Трудность состоит в том, что внешние воздействия известны всегда только приближенно, поскольку никто не может точно сказать, каким именно воздействием будет подвергаться проектируемая аппаратура в будущем. Поэтому в техническом задании указываются заведомо завышенные требования вибропрочности и виброустойчивости, которые необходимо выполнять для обеспечения запаса прочности.

Изготовленные макеты или опытные образцы конструкции подвергаются испытаниям на специальном оборудовании, на котором воспроизводятся внешние воздействия в соответствии с требованиями технического задания и анализируются результаты испытаний.

Причиной возникновения вибраций аппаратуры обычно бывают колебания точек крепления аппаратуры к борту транспортного средства.

Амплитуды колебаний обычно измеряются с помощью датчиков ускорения.

Ускорение принято измерять коэффициентом перегрузки n , $a = ng$, где g – ускорение свободного падения, равное $9,81 \text{ м/с}^2$.

Амплитуда колебаний A связана с амплитудой ускорения простым соотношением $a = A\omega^2$, где ω – круговая частота колебаний. Если перейти к линейной частоте f (в герцах) и измерить амплитуду A (в миллиметрах), то зависимость между амплитудой и перегрузкой будет иметь вид $A = 250n/f^2$.

Для возбуждения в испытуемой конструкции периодических колебаний заданной частоты и амплитуды применяются вибростенды.

Для возбуждения в аппаратуре вибраций кратковременными ударными импульсами применяются ударные стенды.

Для испытания аппаратов на действие длительных постоянных перегрузок применяются центрифуги.

На сегодняшний день разработано много совершенно различных принципов работы вибростендов, ударных стендов и центрифуг, охватывающих довольно широкую область режимов испытаний.

В рамках учебной исследовательской работы проводится изучение видов механических процессов, возникающих в конструкциях при внешних и внутренних воздействиях, ознакомление с современным испытательным оборудованием, обеспечивающим перечисленные виды испытаний, рассматривается метод

анализа жесткостных характеристик корпусов изделий и приспособлений, необходимых для их установки на испытательные стенды посредством частотного анализа в современных CAD-системах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Маквецов Е.Н., Тартаковский А.М. Механические воздействия и защита радиоэлектронной аппаратуры – М.: Радио и связь, 1993.
2. Вибрация в технике. Справочник в 6 томах. – Т.3 Колебания машин, конструкций и их элементов. – М.: Машиностроение, 1980

СЕКЦИЯ №4

ИНФОРМАЦИОННЫЕ И ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

ТЕМПЕРАТУРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ДЛЯ МКА CUBESAT

Вершинин Д.А.

Научный руководитель: Костюченко Т.Г., доцент, к.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: VeDiArk@gmail.com

TEMPERATURE TEST FOR SMALL SPACECRAFT CUBESAT

Vershinin D.A.

Scientific Supervisor: Assistant Professor, Ph.D., Kostychenko T.G.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: VeDiArk@gmail.com

Современные технологии – электроника и различные системы достигают пика своей точности и быстродействия только в определённом диапазоне температур. Для того, чтобы узнать какие диапазоны температур требуют различные системы и элементы электроники, сможет ли система термостабилизации обеспечить этот диапазон проводят температурные испытания, а для элементов космической техники проводят термовакуумные испытания. В модель спутника CubeSat, разработанную на кафедре точного приборостроения ИНК ТПУ, требуется установить систему термостабилизации, для этих целей рассматривается и испытывается одна из существующих систем охлаждения.

Current technologies - electronics and different systems reach their peak precision and optimal only in a certain temperature range. In order to find out what temperature ranges require different systems and electronic elements, whether thermal stabilization system will be able to provide this range of temperature tests carried out, and for the elements of space technology need thermal vacuum tests. In the CubeSat satellite model, developed at the Department of precision instrument-making, it is required to establish thermal stabilization system, for these purposes, reviewed and tested one of the existing cooling systems.

Один из возможных вариантов системы термостабилизации МКА CubeSat может быть основан на использовании радиатора (рис.1) и кулера (рис.2), подобных тех, которые устанавливаются в ноутбуках. В блоке управления CubeSat в качестве микропроцессора может быть использован процессор Intel Pentium quadcore processor N3540 (2.66 GHz). В статье представлены результаты температурных испытаний системы охлаждения с использованием представленного процессора. Максимально допустимая температура для данного процессора 100°C Система охлаждения – алюминиевый радиатор и кулер, установленный на радиаторе (рисунки 1 и 2), контактная площадка радиатора и процессора смазана термопастой. Цель испытания - выявить возможность такой системы охлаждения обеспечить отвод тепла и поддержание температуры не более 80°C.

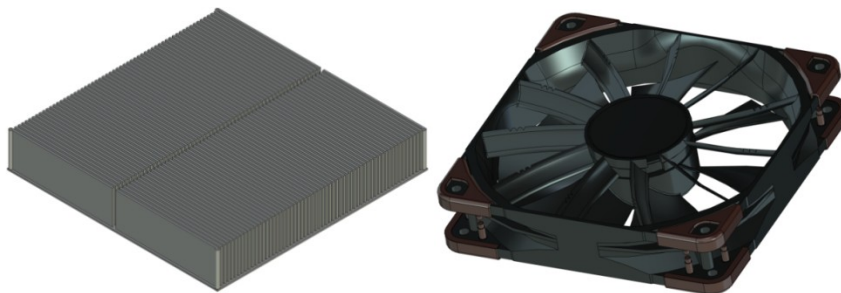


Рис. 1. 3D модели радиатора и кулера

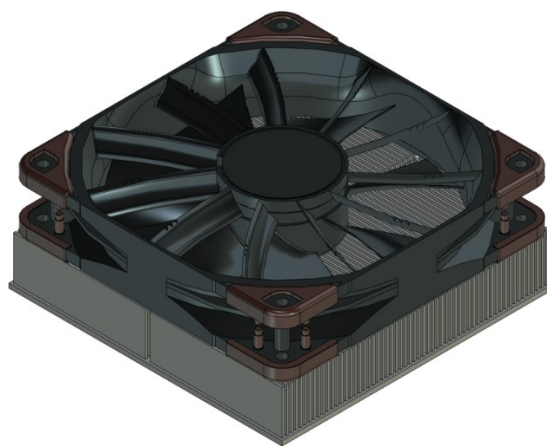


Рис. 2. 3D модель кулера и радиатора в сборке

Процессор и система охлаждения устанавливаются в стационарный ноутбук, на который предварительно установлена программа, загружающая процессор.

Работа процессоров без нагрузки.

Запущена операционная система Windows 10, программы и приложения отключены. Загрузка центрального процессора 0%, температура ядер процессора находятся в диапазоне 49-57°C

С помощью программы загрузки процессора «CPU Loading» постепенно загружаем процессор.

Загрузка X1:

Загрузка ядер процессора:

Ядро 1: 39.1%;

Ядро 2: 29,7%;

Ядро 3: 39,1% ;

Ядро 4: 45,3%;

Общая загрузка процессора 38.3%

Температура ядер процессора

Ядро 1: 58 °C;

Ядро 2: 58 °C;

Ядро 3: 61 °C ;

Ядро 4: 61 °C;

Загрузка X7:

ЦП загружен на 100%, температура ядер процессора достигает 73°C.

Загрузка ядер процессора:

Ядро 1: 100%;

Ядро 2: 100%;

Ядро 3: 100%;

Ядро 4: 100%;

Общая загрузка процессора 100%.

Температура ядер процессора

Ядро 1: 70 °C;

Ядро 2: 71 °C;

Ядро 3: 72 °C ;

Ядро 4: 72 °C;

При загрузке X2-X6 температура повышается в соответствии с загрузкой ядер, температура не превышает 70°C. При задании нагрузки процессора в размере X8, X9, X10 заметных температурных отличий не наблюдается, температура ядер процессора составляет 71±2°C.

При резком отключении нагрузки система резко сбрасывает температуру до рабочей 61°C. Время установления рабочей температуры 78 секунд.

Экспериментальная проверка подтверждает работоспособность представленной системы охлаждения, ядра процессора не превысили температурный порог 80°C. Это говорит о том, что представленная система охлаждения (кулер + радиатор) пригодна для использования в воздушном пространстве. Но в условиях вакуума данная система охлаждения будет иметь меньшую теплоотдачу. По

этой причине следует провести термовакuumные испытания. Для таких испытаний требуется специальная установка. Например, в Киевском политехническом институте используют такую установку для испытания малого космического аппарата типа CubeSat размером U1[1].

Для проведения термовакuumных испытаний малого космического аппарата и воссоздания условий воздействия земного и солнечного излучений использовался лабораторный стенд ТВК-0,12. Структурная схема, общий вид и положение МКА указаны на рисунке 3.

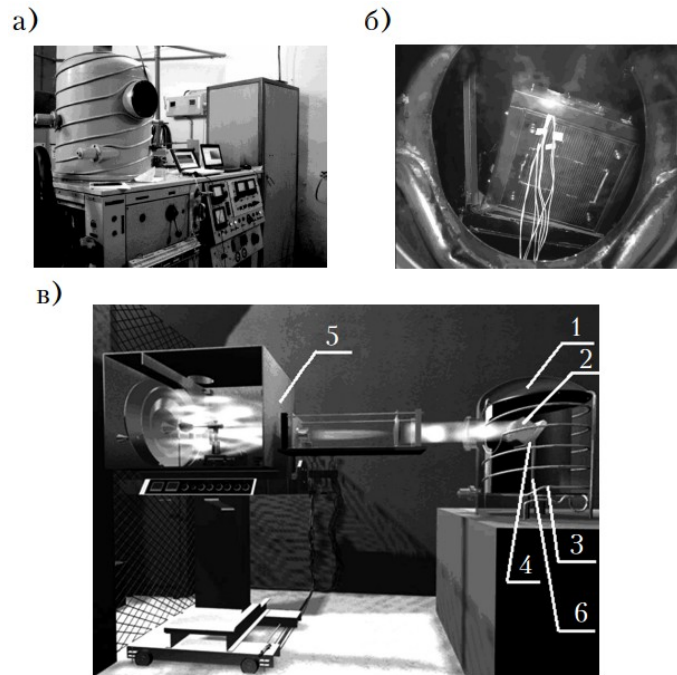


Рис. 3. Общий вид стенда ТВК-0,12 (а), положение МКА в камере (б) и структурно функциональная схема (в):
1 — вакуумная камера; 2 — МКА; 3 — криогенная система; 4 — ИЗИ;
5 — ИСИ; 6 — опорно-поворотное устройство

Стенд для термовакuumных испытаний ТВК-0,12 состоит из следующих основных элементов: вакуумная камера 1, криогенная система 3, имитатор земного излучения (ИЗИ) 4, имитатор солнечного излучения (ИСИ) 5. Для измерения температуры элементов МКА и криозкранов применялись 14 миниатюрных контактных датчиков. Данные регистрировались и обрабатывались автоматизированной многоканальной системой измерения температуры.

Результаты измерения температуры поверхностей элементов МКА для второго и третьего орбитальных витков показаны на рисунках 4 и 5. На рисунке 4 видно изменение температуры поверхностей граней I и III. Как и ожидалось, температура поверхностей была наименьшей сразу после окончания «теневого» режима (от -23 до -32°C), а наибольшая (-5°C) — на грани I при нахождении МКА в точке С — на «солнечной» стороне. На рисунке 5 приведены графики изменения во времени температуры электронной аппаратуры МКА, представлены графики следующие элементов: микроконтроллеры платы обработки данных (Т3) и платы системы телеметрии (Т4), системы энергообеспечения - аккумуляторные батареи (Т6) и микроконтроллеры платы энергообеспечения (Т5) [1].

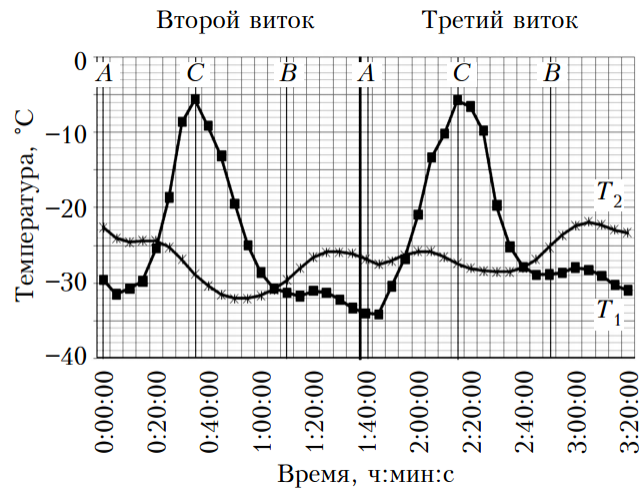


Рис. 4. Изменение во времени температуры поверхности граней I (T_1) и III (T_2) на втором и третьих витках

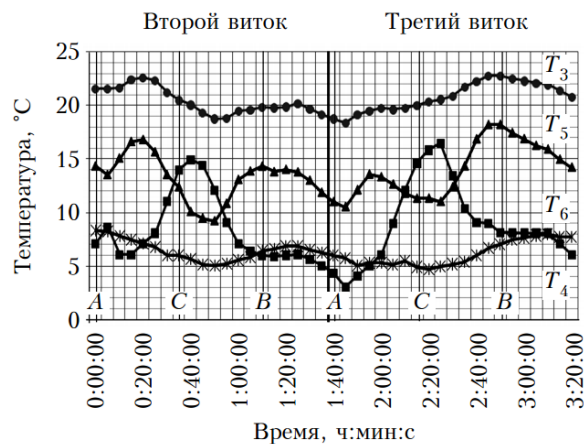


Рис. 5. Изменение во времени температуры элементов электронной аппаратуры на втором и третьем витках

Таким образом, данная методика позволяет провести термовакuumные испытания. Испытательный стенд корректно строит факторы космического пространства. В ходе теоретического исследования данного метода отклонений от требуемых диапазонов температур не наблюдалось. Для испытания системы термостабилизации МКА, разработанного на кафедре ТПС, целесообразно использование подобной установки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Е. С. Завадская, Б.М. Рассамакин, В.А.Рогачёв, С.М. Хайрнсанов. В.И Хоминич. «Экспериментальное моделирование тепловых режимов наноспутника» // Технология и конструирование в электронной аппаратуре. – 2013. - №4. – С.27-30.

ПАССИВНАЯ ГРАВИТАЦИОННАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ МКА ТПУ

Дамдинов Б.О.

Научный руководитель: Костюченко Т.Г., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: damdinov.94@mail.ru

PASSIVE GRAVITY-GRADIENT STABILIZATION FOR SMALL SPACECRAFT TPU

Damdinov B.O.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Kostyuchenko T.G.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: damdinov.94@mail.ru

Обсуждаются способы ориентации спутников. Как наиболее подходящие для малых спутников, которые интенсивно развиваются в последнее время, рассмотрены пассивные системы ориентации, требующие точного предварительного анализа динамики. В качестве самой оптимальной пассивной системой ориентации взята гравитационная система ориентации. Описан принцип действия данной системы ориентации и предварительная компоновка спутника с этой системой.

Ways of orientation of satellites are discussed. As the most suitable for small satellites which intensively develop recently are considered the passive navigation systems demanding the exact preliminary analysis of dynamics. As the most optimum passive navigation system the gravitational navigation system is taken. The principle of operation of this navigation system and preliminary configuration of the satellite with this system is described.

Одним из главных задач, в которой необходимо находить решение почти что в течение всего использования в космосе искусственных спутников, является обеспечение их определенного заданного углового движения. Космическому аппарату задается определенное угловое движение относительно заданных ориентиров поворотом вокруг центра масс. В качестве данных ориентиров используют видимые небесные и наземные объекты (такие как звёзды, Солнце, линия горизонта) или направления в пространстве (такие как местная вертикаль, вектор напряжённости геомагнитного поля, вектор скорости набегающего потока воздуха), которые возможно измерить приборами. При этом космический аппарат, к примеру, нижней частью корпуса, на котором закреплены антенна направленного действия и объектив видеокамеры, в течение всего использования должен быть направлен на центр Земли.

Для стабильного и правильного функционирования, малый космический аппарат на орбите должен иметь определенное угловое движение относительно Земли. Для стабилизации искусственного спутника Земли используются два типа систем ориентации: пассивная и активная. Поскольку к малым космическим аппаратам предъявляются достаточно жесткие требования к массе и компактности, то использование на них активной системы стабилизации приводит к значительному увеличению массы конструкции и габаритов самого спутника, а так же спутник придется оснащать дополнительными источниками энергии. Пассивные методы стабилизации различаются в том, что не требуют больших запасов дополнительной энергии на борту космического аппарата. В настоящее время самое широкое использование имеют следующие пассивные системы ориентации [1]: гравитационная, аэродинамическая, давлением солнечных лучей и вращением.

Поскольку спутник имеет малые габариты, влияние на него со стороны аэродинамических сил и давления солнечных лучей мало. Стабилизация вращением так же будет иметь малый эффект для таких размеров. В большинстве случаев она применяется вместе с активными методами. Оптимально будет использовать гравитационную систему стабилизации. Гравитационная система ориентации основана на

использовании гравитационного момента и ориентирует одну из осей космического аппарата по местной земной вертикали, причем, одновременно с этим можно ориентировать две другие оси.

В основном элементом гравитационной системы ориентации является гравитационная штанга. Материал, из которого лучше всего сделать гравитационную штангу, должен быть выполнен из магниевого сплава. Данный вид сплава имеет ряд преимуществ, которые необходимо учесть в создании гравитационной штанги для МКА. Как говорилось ранее, для малых космических аппаратов практически самым важным требованием является легкость самого спутника. В настоящее время магниевый сплав широко используется в современных оборудовании, в первую очередь, за счет низкой плотности, которая дает существенно понизить вес изделий и конструкции. К особо отличительным физическим свойствам магниевого сплава относится их способность эффективно поглощать упругие колебания (демпфирующая способность), что обеспечивает большую устойчивость при ударных нагрузках и снижает чувствительность к возникновению резонансных явлений [2].

На конце ГШ расположена токовая катушка.

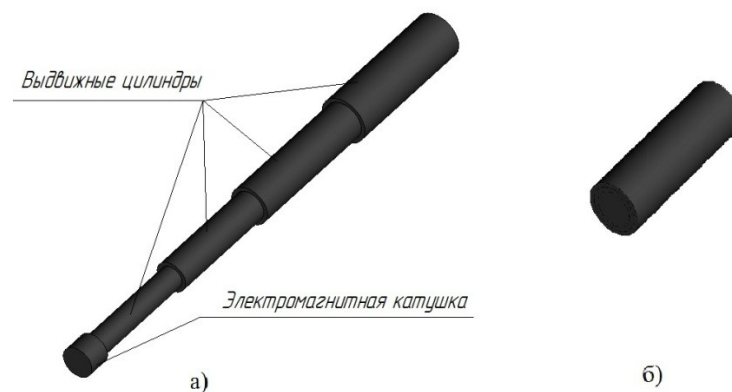


Рис. 1. Положения гравитационной штанги: а) в рабочем режиме, б) в собранном виде

Данное исполнение штанги предложено для микроспутника «HOSAT» и «SSTL» университета графства Суррей.

Габаритные размеры ГШ представлены на рисунке 2

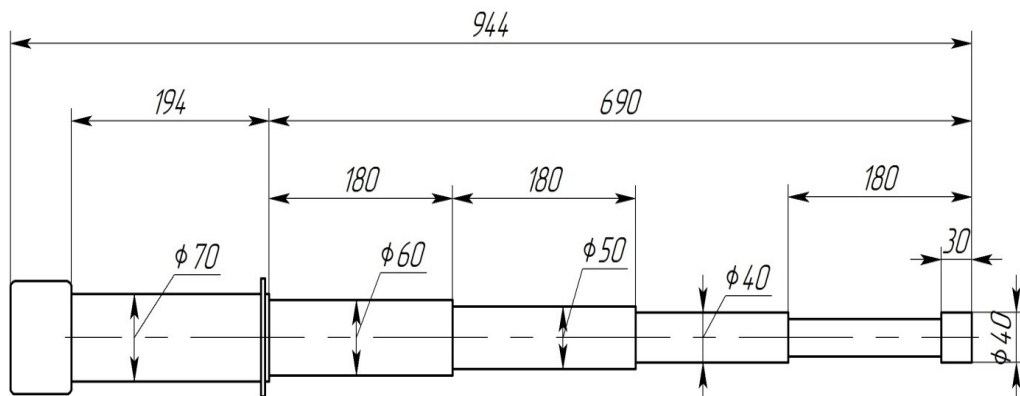


Рис. 2. Габаритные размеры ГШ

Принцип работы гравитационной системы ориентации довольно интересен: при выводе космического аппарата на солнечно-синхронную орбиту, механизм блокировочного замка (который

удерживает гравитационную штангу в собранном положении) приводится в действие при помощи подачи на него электрического тока, тем самым расплавляется легкоплавкий элемент и замок разблокируется. Пружинный механизм выталкивает гравитационную штангу на заранее рассчитанную величину фокусировки (согласование с расстоянием фокусировки). На токовую катушку подается ток, в результате чего усиливается действие гравитационного момента взаимодействия тока с магнитным полем Земли создавая тем самым необходимый по величине управляющий момент, гравитационная штанга ориентирует аппаратуру зондирования на центр Земли [3].

Конструкция корпуса, в котором будут расположены все компоненты спутника, будет иметь форму куба. Габариты корпуса не должны превышать 400 мм (длина, ширина и высота). Солнечные батареи будут иметь форму цветка. Одна СБ будет находиться непосредственно на одной из граней МКА, остальные же СБ будут находиться по 4 сторонам грани, на которой будет установлена непосредственно одна из солнечных батарей. Датчик солнца будет установлен в центре грани, на которой будут установлены все СБ. Внешний вид данного спутника представлен на рисунке 3.

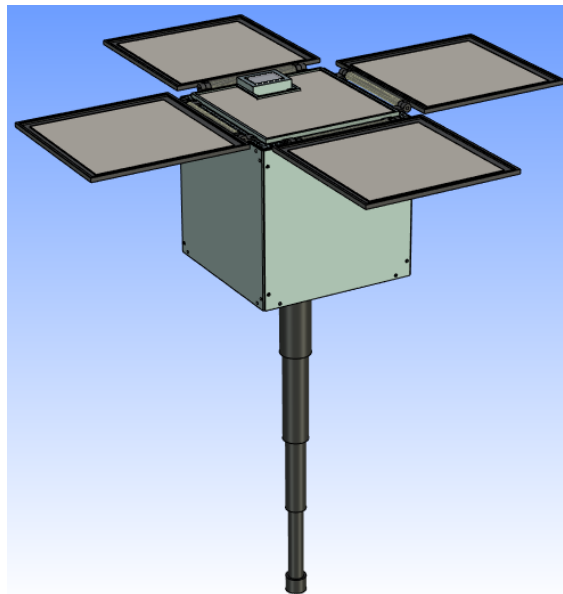


Рис. 3. Конструкция корпуса спутника

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Раушенбах Б.В., Овчинников М.Ю. Лекции по динамике космического полета. М.: МФТИ, 1997. 188 с.
2. Малые космические аппараты – новые средства дистанционного зондирования Земли из космоса. Горбунов А.В. Изд-во Научно-производственное предприятие ВНИИЭМ с заводом им. А.Г. Иосифьяна. – 2001. – 18-41 с.
3. Малые космические аппараты. В 3 кн. Кн. 3. Миниспутники. Унифицированные космические платформы для малых космических аппаратов: справоч. пособие / В. Н. Блинов, Н. Н. Иванов, Ю. Н. Сеченов, В. В. Шалай. – Омск: Изд-во ОмГТУ, 2010. – 348 с.

**РАСЧЁТ СКОРОСТИ ЗАЛИВКИ МЕТАЛЛА В ФОРМУ
ДЛЯ ЛИТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ С ПОМОЩЬЮ CAD-СИСТЕМЫ**

Доржиева С.Б., Кухарев А.С.

Научный руководитель: Костюченко Т.Г., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: dsuranzan@mail.ru

**CALCULATION OF SPEED CASTING INTO MOLDS
FOR THE GATING SYSTEM USING CAD-SYSTEMS**

Dorzhieva S.B., Kukharev A.S.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Kostyuchenko T.G.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: dsuranzan@mail.ru

Рассмотрена возможность расчета скорости заливки металла для литниковой системы с использованием T-Flex CAD. Проектирование литниковых систем – сложная проблема, от решения которой зависит качество деталей, изготовленных литьем и сроки производства. Этим определяется ее актуальность. Одним из важных параметров литниковых систем является скорость заливки. В статье предлагается один из путей расчета скорости заливки с использованием системы T-Flex CAD.

The possibility of calculation of speed gating mold by metal using for creation of gating system T-Flex CAD is considered. Designing gating systems is a complex problem, the solution of which depends on the quality of parts made by casting and production time. This determines its relevance. One of the important parameters is the pouring systems gating rate. The article suggests a way of calculating the fill rate using the system T-Flex CAD.

Одним из наиболее эффективных способов создания корпусных деталей устройств космического назначения является литьё. Литейное производство – это сложный технологический процесс, который заключается в изготовлении деталей путём заливки расплавленного металла в форму, где он постепенно охлаждается и затвердевает. В результате получается отливка – уже готовая деталь или заготовка, которую необходимо в дальнейшем механически обработать.

Самым распространённым средством для процесса литья являются литниковые системы. Литниковые системы – это совокупность каналов и полостей в форме, в которые под давлением подается жидкий металл. Проектирование данных систем является трудоёмким и сложным процессом, в котором учитывается много факторов (геометрические формы и размеры, свойства отливки, которые хотим получить и т.д.). Поэтому с развитием информационных технологий целесообразно проектировать литниковые системы с помощью программных пакетов (CAD-систем), в которых можно учесть важные для литья факторы.

Скорость заливки считается важнейшим технологическим фактором, который определяет свойства будущей детали или заготовки: качество поверхности, структуру, однородность. Этот параметр зависит от множества сопутствующих заливке факторов. Такими детерминантами являются геометрические размеры каналов и полостей формы, ряд теплофизических факторов расплавленного металла и формы, гидравлические свойства системы и другие. Самое важное, с помощью чего добиваются желаемой скорости заливки (по факту, подъём расплавленного металла по полости формы), это геометрические размеры. Они закладываются на самом начальном этапе проектирования литниковой системы. Эта задача значительно облегчается с применением систем автоматизированного проектирования, имеющих средства параметризации. В параметрической CAD-системе модель создается заведомо так, что геометрические размеры зависят друг от друга. При изменении одного из геометрических параметров полностью пересчитывается вся 3D-модель.

Основным выражением, связывающим между собой необходимые геометрические параметры для расчёта скорости заливки, является критерий Рейнольдса [1]:

$$R_e = \frac{4vR}{\nu} = \frac{\omega d}{\nu},$$

где R – гидравлический радиус канала в рассматриваемом сечении ($R = F/P$, где F – площадь живого сечения потока, m^2 и P – смоченный периметр канала, m); v – средняя по сечению канала скорость движения металла, m/c ; d – диаметр канала, m ; ν – коэффициент кинематической вязкости расплава, m^2/c .

Параметрическая CAD-система T-Flex CAD позволяет включить расчёт характеристик, зависящих от геометрии модели, прямо «внутри» 3D-модели или чертежа, используя такое средство, как Редактор переменных.

Если в параметрическую 3D-модель литниковой системы включить формулу для расчета скорости заливки через критерий Рейнольдса, то при изменении геометрических размеров скорость заливки также пересчитается.



Рис. 1. 3D-модель крышки ресивера с литниковой системой

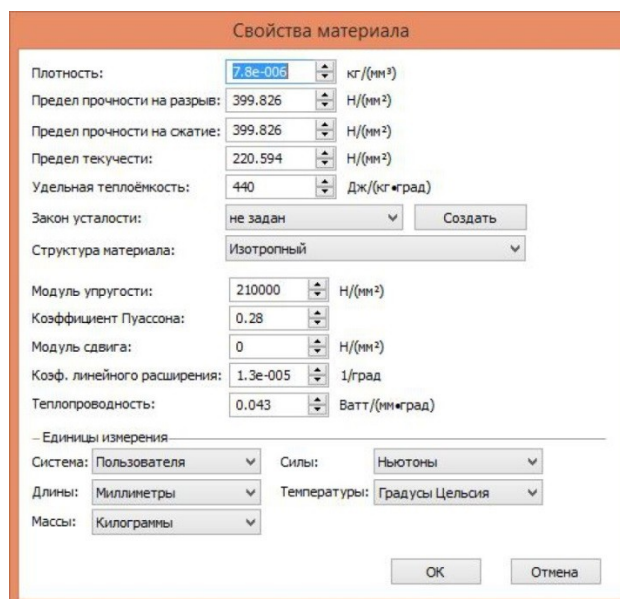


Рис. 2. Окно свойств материалов в T-FlexCAD

T-Flex CAD обладает обширной библиотекой материалов. При создании 3D-модели любой детали для неё выбирается материал из библиотеки. На рис.2 приведена таблица со свойствами материала «сталь» из библиотеки T-Flex CAD. Основные свойства материала – плотность, пределы прочности на разрыв и сжатие, предел текучести, удельная теплоемкость, модуль упругости, коэффициент Пуассона, коэффициент линейного расширения.

Библиотека материалов в T-Flex открыта и может быть пополнена материалами, для которого можно задать необходимые характеристики. При необходимости в библиотеку T-Flex могут быть внесены характеристики расплавленного материала для дальнейшего определения его вязкости, необходимой при расчете скорости заливки [2].

Таким образом, если параметрическая 3D-модель литниковой системы будет создана в T-Flex CAD, то это дает возможность при изменении геометрических параметров литниковой системы не только получить её измененную 3D-модель, но и автоматически пересчитывать скорость заливки металла в форму.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Галдин Н.М. Литниковые системы для отливок из легких сплавов. – М.: Машиностроение, 1978. – 198с., ил.
2. Функциональные возможности T-FLEX CAD – [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.tflexcad.ru/t-flex-cad/functionality/>

УПРАВЛЕНИЕ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Жапарова А.Т., Бакланов А.Е., Квасов А.И.
Восточно-Казахстанский государственный технический университет им. Д. Серикбаева
Республика Казахстан, ВКО, г. Усть – Каменогорск, ул. Протезанова А.К., 69, 070004
E-mail: atj-43@mail.ru

SYSTEM MANAGEMENT OF SUPPLY WITH USE THE SOLAR BATTERY

Zhaparova A.T., Kvasov A.I., Baklanov A.E.
D. Serikbayev East Kazakhstan State Technical University
Republic of Kazakhstan, Ust-Kamenogorsk, Protozanov Street, 69, 070004
E-mail: atj-43@mail.ru

В данной статье рассматривается возможность использования солнечной батареи в системе электроснабжения автономного объекта, а также применение smart технологии (использование низковольтного напряжения в системе освещения). Приведена структурная схема системы электроснабжения и построена имитационная модель в пакете MatLab. Имитационная модель системы электроснабжения позволяет регулировать параметры солнечной и аккумуляторной батареи.

This paper considers possibility use solar battery in system of supply of the autonomous object, as well as using smart technologies (use low-voltage voltages in system of the illumination). It is brought structured system scheme of supply and is built simulation model in package Matlab. Simulation system model of supply allows to adjust parameters solar and storage battery

Постоянное увеличение стоимости электроэнергии, ископаемых энергетических ресурсов и при их использовании возникающие экологические проблемы, приводят к увеличению использования возобновляемых источников энергии и предпочтение отдается солнечным батареям.

На данное время преобразование солнечной энергии в электрическую является активно развивающимся направлением альтернативной энергетики. Солнечная энергия является возобновляемым источником энергии и обладает безграничными ресурсами.

Использование современных математических аппаратов и математических программ позволяет имитировать и спрогнозировать работу сложных систем. В данной работе рассматривается моделирование электрических систем входящих в пакете MatLab визуального моделирования Simulink и Simpowersystems. Достоинством использования данной программы является сочетание методов структурного и имитационного моделирования, и такой подход обеспечивает гибкость системы под разрабатываемую модель, значительно упрощает модель, следовательно повышает скорость вычислений.

Моделирование системы энергообеспечения автономного жилого позволит управлять характеристиками солнечной и аккумуляторной батареи, управления системы автономного объекта, рассмотреть систему энергообеспечения в различных режимах.

Управление работой солнечной батареи получило широкое распространение, но управление и контроль электрической схемой в настоящее время не рассмотрено. В данной работе мы предлагаем управление системой электроснабжения. Генератором энергии СЭС является солнечная батарея. Систему управления системой энергообеспечения автономного объекта с использованием smart технологии далее приводиться как комплекс управления системой энергообеспечения [1-4].

Такая структура еще не использовалась в системе электроснабжения, поэтому мы ее исследовали с помощью имитационной модели. Структура такой модели представлена на рисунке 1, она включает следующие элементы блок – задатчик, солнечная батарея, аккумуляторная батарея и систему управления.. В структуре имеются четыре аккумуляторных батареи, которые образуют общую шину, изменяющейся по времени. Данная система предназначена для обеспечения энергией автономный объект в требуемом количестве [1-4].

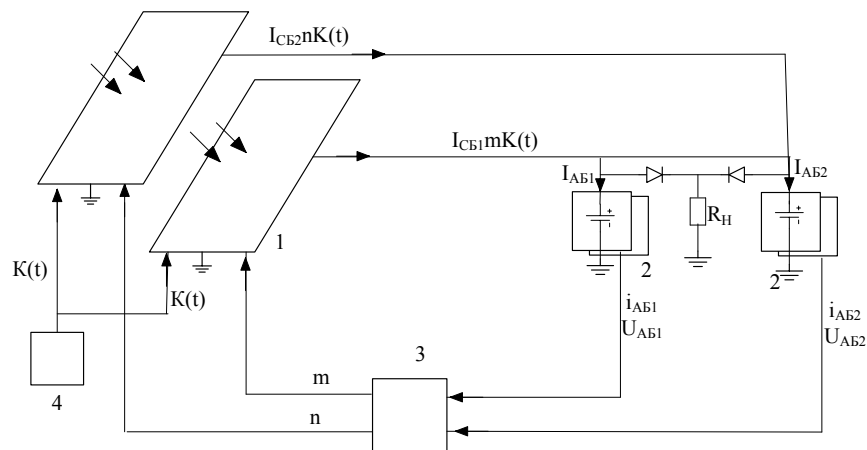


Рис. 1. Структурная схема системы энергообеспечения автономного объекта

1 – солнечная батарея, 2 – аккумуляторные батареи, 3 – система управления, 4 – блок – задатчик

Полученная имитационная модель СЭС, представлена на рисунке 2, реализованная в программе SimPowerSystems пакета MatLab. Связь между током и напряжением описана в блоке SimPowerSystems. Модель описана формулой (1-3) и настраивается по точкам $I_{кз}$, $I_{опт}$, U_{xx} , $U_{опт}$.

Коэффициент степени освещенности солнечной панели [3]:

$$K_{osv}(t) = \sin(2\pi / T_{osv}) \quad (1)$$

где $T_{osv} = T_{ob} \times \alpha / 360$; T_{ob} – период вращения Земли вокруг Солнца; α – угол освещения поверхности солнечной батареи Солнцем [3].

Известна эмпирическая зависимость напряжения от тока СБ [3], она удобна тем, что ВАХ задаются параметрами: $I_{k3}[K_{osv}(t)]$, $I_{onm}[K_{osv}(t)]$, U_{xx} , U_{onm} .

Модель солнечной модели строится в MatLab по зависимости:

$$I_n(U_n) = I_{k3reg} \left(1 - C_1 \times (e^{C_2 U_n^m} - 1) \right) \quad (2)$$

$$C_1 = 0,01175;$$

$$C_2 = 4,46 U_{xx}^{-m};$$

$$m = \left| \frac{\ln C_3 - \ln 4,46}{\ln U_{onm} - \ln U_{xx}} \right|$$

$$C_3 = \ln \frac{1,01175 I_{k3reg} - I_{onmreg}}{0,01175 I_{k3reg}}$$

Динамика изменения мощности солнечной панели получаем из зависимости:

$$I_{k3reg}(K_{osv}(t)) = I_{k3} \times K_{osv} \quad I_{onm}(K_{osv}(t)) = I_{onm} \times K_{osv} \quad (3)$$

В процессе моделирования USB1 и USB2 имитируются электрические характеристики солнечной панели на объекте в соответствии с задающими сигналами $K(t)$, m , n .

Модели аккумуляторов AB1 и AB2 взяты из программы SimPowerSystems, и дают возможность с точностью настраивать параметры панели.

Модель R4_Блок построен из блоков SimPowerSystems, которая дает возможность рассматривать различные режимы работы. При работе программы контролируется напряжение аккумуляторной батарей и при минимальном режиме срабатывает R4out, которая отключает нагрузку. При максимальном уровне сигнал отключается и система переходит в обычный режим [3, 4].

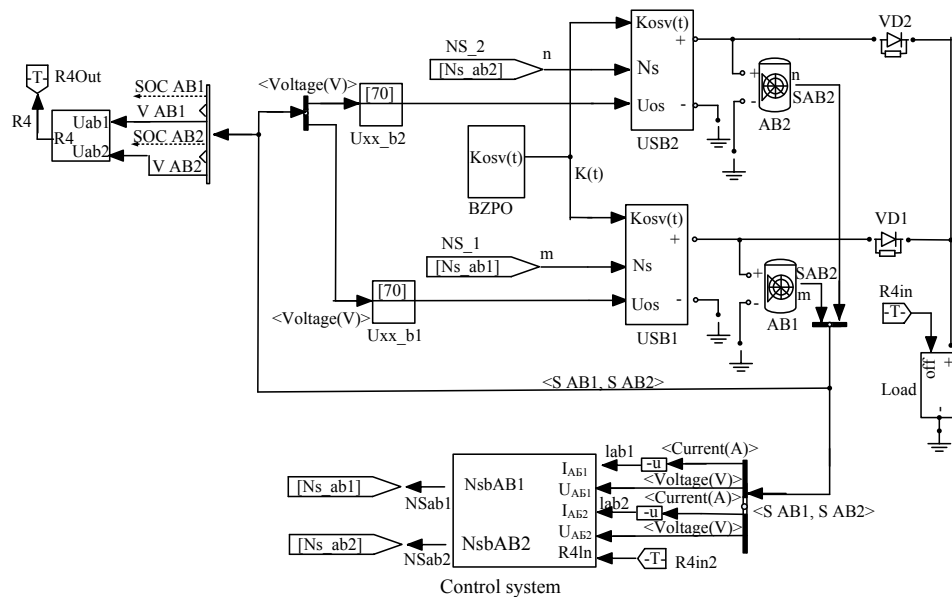


Рис. 2. Имитационная модель в программном пакете MatLab

В результате аккумуляторные батареи могут заряжаться от солнечной батареи одновременно или поочередно. Выработанная электроэнергия может на прямую подпитывать систему светодиодного освещения, так как напряжения постоянного тока вырабатываемое солнечной батареи одинаково с напряжением постоянного тока светодиода. Для стабилизации постоянного тока использовался драйвер собственного изготовления на основе микросхемы PT4115 [1-2].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Квасов И.А., Титов Д.Н., Жапарова А.Т. Исследование эффективности низковольтной светодиодной системы освещения. Материалы 9 международной конференции «Эффективность использования ресурсов и охрана окружающей среды – ключевые вопросы развития горно металлургического комплекса» и 13 Международной научной конференции «Перспективы технологии, оборудования и аналитические системы для материаловедения и наноматериалов» 21-22мая, 2015, Усть – Каменогорск: ВКГТУ
2. Бакланов А.Е., Титов Д.Н., Györök G., Жапарова А.Т. Study of the effectiveness of switching-on light-emitting-diode illumination devices and the use of low voltage power system in lighting. Acta Polytechnica Hungarica Newsletter (61), Номер выпуска 5, стр 71 – 80, год 2015 (DOI: 10.12700/APH.12.5.2015.5.4).
3. Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей. М.Ю 1983
4. Романенко А.С., Семенов В.Д. Разработка математической модели преобразователя для отбора максимальной мощности солнечной батареи; Доклады ТУСУРа, №2 (24), часть 1, декабрь 201

ИНФОРМАЦИОННАЯ СИСТЕМА АНАЛИЗА СПУТНИКОВОЙ ЦИФРОВОЙ МОДЕЛИ РЕЛЬЕФА ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАГИСТРАЛЬНЫХ НЕФТЕГАЗОПРОВОДОВ

Кононков Д.А., Шевырëв С.Л.
Научный руководитель: Шевырëв С.Л., доцент, к.г.-м.н.
Дальневосточный Федеральный университет
Инженерная школа
Россия, г. Владивосток, ул. Суханова, 8. 690950,
E-mail: dkononkov@mail.ru

INFORMATION SYSTEM OF ANALYSIS OF SATELLITE DIGITAL RELIEF MODEL FOR DESIGN OF MAIN PIPELINES

Kononkov D.A., Shevirev S.L.
Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Shevirev S.L.
Far Eastern Federal University
Engineering school
Russia, Vladivostok, Sukhanova Str., 8, 690950
E-mail: dkononkov@mail.ru

Рассматривается возможность проектирования магистральных трубопроводов с помощью экспресс-анализа спутниковой цифровой модели рельефа (ЦМР). Использование ЦМР в проектных вычислениях позволяет сэкономить ресурсы при проведении многовариантного сравнительного анализа различных маршрутов трассы трубопровода.

The possibility of main pipelines' design by express analysis of satellite digital relief model (DRM) with automated information system is considered. Usage of DRM in design calculations could produce economy of resources and provide multivariate comparative analysis of different pipeline routes.

В соответствии со стратегией развития Дальнего Востока России до 2025 года [1] нефтегазовая отрасль в Российской Федерации активно расширяется, в частности ведется активная разведка

нефтегазоносных районов на Дальнем Востоке и в Восточной Сибири. Объединение таких больших территорий в один нефтегазовый комплекс подразумевает не только наращивание прогнозных ресурсов и запасов месторождений, но и развитие инфраструктуры трубопроводного транспорта. В связи с увеличивающимся объемом транспортировки нефти и газа, а также его экспорта на территорию соседних государств, нельзя обойтись без прокладки новых магистральных линий.

Расширение и модернизация транспортной сети является одной из главных стратегических задач развития инфраструктуры транспорта на Дальнем Востоке. Специфика рельефа и геологического строения Дальнего Востока обуславливает трудности при проектировании маршрута магистрального трубопровода (МТ). Большое количество водных преград и водоразделов, а также резкие перепады высот затрудняют и удорожают проведение изыскательских работ. Существует потребность в создании автоматизированного и экономичного экспрессного способа проектирования маршрута МТ, в качестве источника топографических данных для которого могут выступать материалы радарных космических съемок земной поверхности.

При формировании маршрута трубопровода в качестве основной учитывается информация о рельефе местности, так как от него зависит как объем затрат на строительные работы, так и надежность трубопроводной системы. Выделяемые на дистанционной основе водоразделы могут рассматриваться в качестве потенциальных перевальных точек, так как нефть, достигнув водораздела, сама начинает стекать к промежуточной или конечной точке трассы.

Выявленное дно (тальвег) долины, в свою очередь, предполагает строительство перехода, что означает дополнительные затраты на строительство. Грамотно спроектированный маршрут позволяет оптимизировать затраты на прокладку трубопровода. Изучение предполагаемого маршрута является трудоемкой и сложной задачей, но с помощью методик космического зондирования Земли анализ местности представляется возможным провести с помощью экономических данных космических съемок.

Таким образом, на стадии оценки аналитическая работа может быть сведена к прокладыванию высотного профиля между двумя произвольно выбранными точками на спутниковой цифровой модели рельефа (ЦМР), а также в нахождении точек перегиба рельефа (выявление линий водоразделов и тальвегов). Главными преимуществами данного метода являются высокая скорость, анализ современного состояния рельефа, сокращение затрат времени на ручные построения.

В качестве среды программирования выбран командный интерпретатор Octave (бесплатный аналог Matlab), результат проектирования в котором может быть прототипом будущей специализированной системы. Достоинством этой среды программирования является наличие необходимых библиотек, обеспечивающих RAD (быструю разработку приложений).

С помощью программы (рабочее название «Нефтемагистраль»), производится построение разреза ЦМР по выбранному сегменту маршрута, а также устанавливаются местоположения линий перегиба (водораздела и тальвегов). Алгоритм работы программы представлен на рисунке (рис. 1).

В качестве цифровой модели рельефа использованы материалы радарной интерферометрической съемки Земли (SRTM, Shuttle Radar Topographic Mission), распространяемой в виде сети с ячейкой 3 угловые секунды с пространственным разрешением 90 м [2]. В отличие от фотографических и телевизионных космических изображений Земли, данные SRTM, содержат, почти исключительно, информацию о рельефе, относительных превышениях, характере рисунка гидросети. Это делает SRTM хорошим материалом для региональных проектных работ.

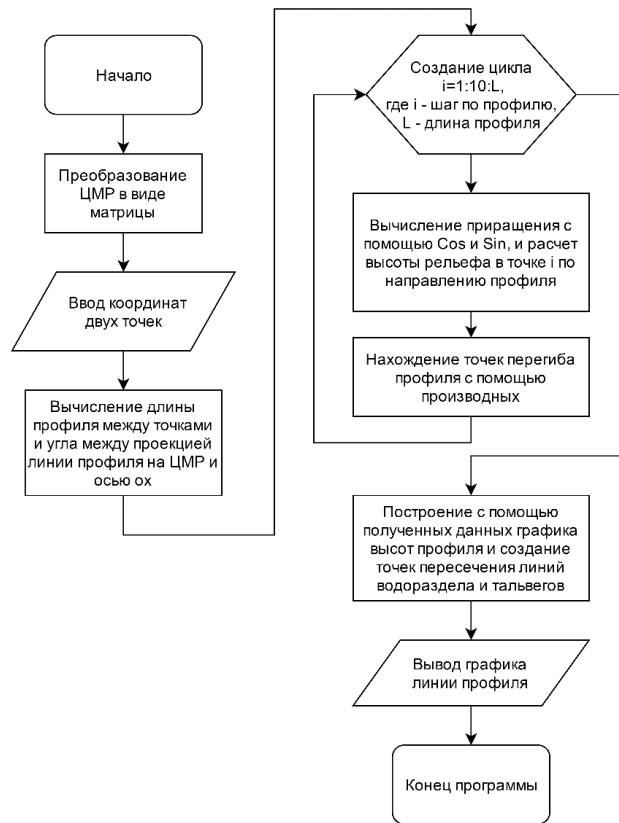


Рис. 1. Алгоритм обработки ЦМР в специализированной ИС "Нефтемагистраль"

Разрабатываемую программу определяет простота в применении и небольшое количество начальных данных для работы программы, возможность в будущем комплексировать входные материалы ЦМР с другими данными (геологическими, гидрологическими и др.). Развитие спутниковых технологий в отрасли позволит оптимизировать полевые изыскательские работы при проектировании, сократить ресурсы на изучение геологической среды и прокладку трубопроводов, позволит максимально эффективно распоряжаться финансовыми ресурсами при расширении нефтегазового комплекса на Дальнем Востоке.

Планируется расширение функционала программы за счет автоматизации выбора маршрута, проведение гидравлического расчета исходя из объемов перекачки нефти и нефтепродуктов, с последующей оценкой затрат на строительство исходя из особенностей текущего проложенного маршрута. Скорость работы программы и возможность комплексировать различные данные позволит провести оперативный сравнительный анализ различных проектов еще до выполнения полевых изыскательских работ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Стратегия социально-экономического развития Дальнего Востока и Байкальского региона на период до 2025 года // Дальневосточный Федеральный округ. Официальный сайт.URL: <http://www.dfo.gov.ru/index.php?id=80> (дата обращения 13.09.2016)
2. Farr T., Rosen P., Caro E., Crippen R., Riley H., Scott K., Michael P. et al. The Shuttle Radar Topography Mission // Reviews of Geophysics, Vol. 45, RG2004 – 2007. – URL: http://www2.jpl.nasa.gov/srtm/SRTM_paper.pdf (дата обращения 21.03.2016)

**ИМИТАТОР МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
ДЛЯ СТУДЕНЧЕСКОГО ЦЕНТРА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТАМИ**

Шевнин Е.А.

Научный руководитель: Костюченко Т.Г., доцент, к.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: shevnin92@mail.ru

SMALL SPACECRAFT SIMULATOR FOR STUDENT MISSION CONTROL CENTER

Shevnin E.A.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Kostyuchenko T.G.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: shevnin92@mail.ru

В статье рассмотрено предложение имитатора малого космического аппарата для отработки наземного комплекса управления и бортового оборудования малого спутника в научно-образовательных целях. Приведены примеры и описание программного обеспечения имитатора малого спутника. Обоснована целесообразность использования имитатора по сравнению с методом натурных испытаний.

The article deals with the simulator offer a small spacecraft to practice ground control and on-board equipment of small satellites for scientific and educational purposes. Submitted examples and description of the software simulator of a small satellite. Explained the expediency of using the simulator in comparison with the method of full-scale tests.

Не так давно в ТПУ состоялось открытие студенческого центра управления полетами(ЦУП) малыми космическими аппаратами (МКА). ЦУП– это научно-образовательная платформа для наблюдения за ранее запущенными малыми космическими аппаратами и контроля планируемых запусков и полетов. Обобщенная структурная схема студенческого ЦУП была приведена в [1]. Общий вид станции с основным приемопередающим и управляющим оборудованием представлен на рисунке 1 в виде 3D модели.

На рисунке 2 приведены фотографии ЦУПа в процессе работы.

В процессе управления МКА возникает потребность тестирования функциональных и технических характеристик бортовой аппаратуры; отработки программного обеспечения; отработки совместной работы бортовой аппаратуры и наземного комплекса управления; а также расчета движения МКА по околоземной орбите. Решение этих задач с реальными опытными образцами оборудования МКА являлось бы сложным и дорогостоящим, кроме того, одной из целей создания ЦУП являлось обучение студентов, что необходимо осуществлять в любое время, не дожидаясь очередного сеанса связи с объектом на орбите.

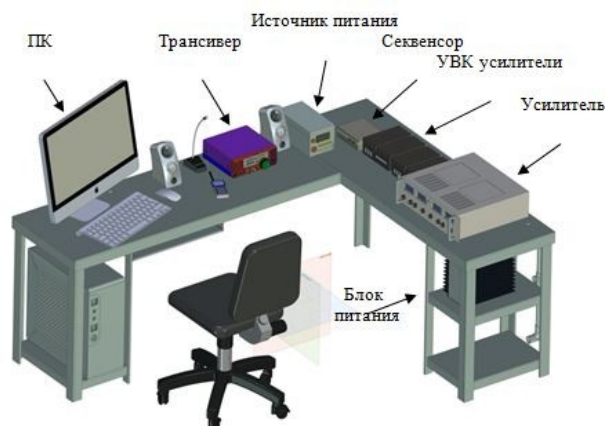


Рис.1. Приемопередающее и управляющее оборудование станции



Рис. 2. ЦУП в процессе работы

Поэтому более целесообразно и эффективно создать и использовать имитатор МКА, позволяющий выполнять отработки комплексов управления, функциональных модулей и аппаратуры на надежность и эффективность и организовать процесс обучения.

Имитатор МКА - это компьютерная модель спутника, функционирующая в реальном, ускоренном или замедленном масштабе времени. Имитатор обрабатывает телеметрическую информацию и реагирует на команды управления так же, как и реальный космический аппарат.

Имитатор МКА входит в состав студенческого ЦУП и может быть реализован на основе персонального компьютера с программным обеспечением; аппаратных средств, моделирующих бортовые системы космического аппарата на основе микроконтроллеров управления.

Программным обеспечением(ПО) имитатора МКА может являться любой программный продукт, как например: «СПУТНИКС Моделер», предназначенный для численного моделирования динамики движения малых космических аппаратов или Orbitron – спутниковая система слежения.

«СПУТНИКС Моделер» позволяет численно моделировать динамику вращения космического аппарата Земли вокруг центра масс, моделировать основные факторы космического пространства, влияющих на эту динамику, отслеживать работу различных алгоритмов определения ориентации и стабилизации, представлять интересующие параметры моделирования в режиме реального времени, визуализировать их, а также выполнять и целый ряд других задач численного моделирования (примеры представлены на рисунках 3, 4). Приложение также может быть использовано для полунатурного лабораторного моделирования систем управления, находящихся на борту, и, кроме того, для визуализации телеметрии, принимаемой с реальных спутников [2].

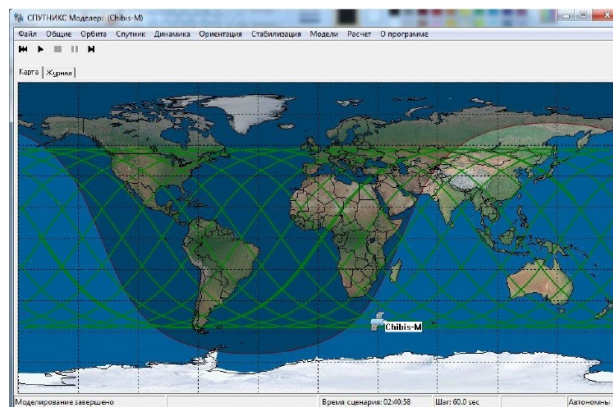


Рис. 3. Расчёт траектории движения МКА по околоземной орбите

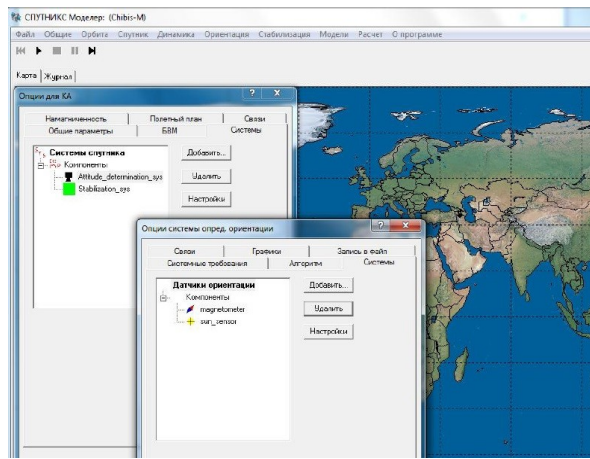


Рис. 4. Настройка параметров ориентации

Существуют и другие программы, использующиеся радиолюбителями и профессиональными пользователями спутниковых средств связи. Выбор ПО зависит от требуемых функций, доступности, индивидуальных предпочтений пользователя и т.д. Приложения могут дополнять друг друга по мере требуемой информативности.

Таким образом, предложенный способ решения задач проверки работоспособности систем наземной и бортовой аппаратуры МКА является экономически целесообразным и эффективным по сравнению, с методом натурных испытаний. Кроме того, использование имитатора МКА в образовательных целях позволит студентам и аспирантам более качественно на практике изучать основные принципы функционирования и структуру бортовых систем МКА, проводить эксперименты с оборудованием и программным обеспечением. Работа с имитатором МКА даёт возможность обучения студентов работе с ЦУП, позволяя использовать современные средства получения информации с целью образования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шевнин Е. А. Наземный комплекс управления малым космическим аппаратом // Космическое приборостроение: сборник научных трудов III Всероссийского форума школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием / Томский политехнический университет. – Томск : Изд-во Томского политехнического университета, 2015. –с 216 - 219.
2. SpaceScience, «СПУТНИКСМоделер»/SPUTNIXSatelliteSimulator. - [Электронный ресурс] – URL: <http://spacenscience.net/article/sputniks-modelersputnix-satellite-simulator.html>, режим доступа - свободный.

СЕКЦИЯ №5

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ БИОМЕДИЦИНСКОЙ ИНЖЕНЕРИИ И МОНИТОРИНГА ПРИРОДНОЙ СРЕДЫ

МНОГОФАЗНОЕ РЕГУЛИРОВАНИЕ НАПРЯЖЕНИЯ В РЕЗОНАНСНОМ ИНВЕРТОРЕ

Вавилова И.В.

Научный руководитель: Огородников Д.Н., доцент, к.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: irenavavilova@gmail.com

MULTIPHASE VOLTAGE REGULATION IN THE RESONANT INVERTER

Vavilova I.V.

Scientific Supervisor: Associate Prof., Ph.D. Ogorodnikov D.N.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: irenavavilova@gmail.com

Рассмотрены способы получения синусоидального выходного напряжения в преобразователях постоянного напряжения в переменное. Основными недостатками преобразователей с широтно-импульсной модуляцией являются большие коммутационные потери мощности в силовых ключах, высокий уровень высокочастотных помех, относительно высокая стоимость. Предложена схема автономного многофазного параллельного резонансного инвертора с синусоидальным выходным напряжением. Описан принцип действия двухфазного инвертора и способ регулирования выходного напряжения. Приведены результаты OrCAD моделирования резонансных инверторов. Показаны преимущества предложенной схемы по сравнению с однофазной.

Methods for obtaining the pure sinusoidal output voltage in DC-AC converters are considered. Large switching losses in power switches, high frequency interference, the relatively high cost are major disadvantages of DC-AC converters with pulse-width modulation. The circuit of a multiphase parallel resonant inverter with a pure sine wave output voltage is proposed. The operating principle of the two-phase inverter and the method of output voltage control are described. The results of OrCAD simulation of resonant inverters are shown. The advantages of the proposed inverter circuit compared with a single-phase circuit are shown.

Основная часть радиоэлектронной аппаратуры рассчитана на питание от сети переменного тока. Но в случаях, если стандартная промышленная сеть недоступна, возникает необходимость в устройствах, преобразующих напряжение первичного источника питания в сетевое. В большинстве случаев, как известно, первичные источники не удовлетворяют требованиям потребителя по частоте и величине выходного напряжения или стабильности его основных параметров. Наиболее часто относительно низкое постоянное напряжение первичного источника необходимо преобразовать в переменное синусоидальное напряжение. Инверторы – устройства, позволяющие осуществить преобразование постоянного напряжения в переменное. Так как в инверторах коммутирующие приборы (транзисторы, тиристоры) обычно работают в ключевом режиме, естественной формой выходного напряжения стала прямоугольная. Тем не менее, чтобы добиться универсальности инвертора по отношению к нагрузкам переменного тока, он должен на выходе формировать напряжение синусоидальной формы. В последнее время, в связи с широким распространением альтернативных источников энергии (ветрогенераторы, солнечные батареи), существует постоянная потребность в преобразователях нестабилизированного постоянного относительно низковольтного напряжения в относительно высоковольтное синусоидальное. Поэтому актуальность разработки таких преобразователей не вызывает сомнений.

Целью данного исследования стало создание модели и опытного образца многофазной схемы регулирования выходного синусоидального напряжения в резонансном инверторе.

Технологии преобразования постоянного тока в переменный получили в последние годы значительное развитие. Современные инверторы обеспечивают получение синусоидального напряжения с малым коэффициентом гармоник, низкий уровень электромагнитных помех [1]. Широкое развитие получили технологии, когда инвертор является промежуточным звеном в цепочке преобразования энергии. Принципиальной особенностью в таких схемах является повышенная частота преобразования (до нескольких сотен кГц). Для эффективной работы преобразователя на высокой частоте требуется более совершенная и дорогостоящая элементная база.

Основные свойства инверторов:

- Инвертор должен обладать высоким коэффициентом полезного действия, высокой надежностью и иметь приемлемые массу и габариты. Он также должен иметь допустимый уровень высших гармоник в кривой выходного напряжения (допустимое значение коэффициента гармоник) и не создавать при работе уровень пульсаций на выходных зажимах, недопустимый для потребителей.
- Инверторы напряжения способствуют устранению или уменьшению зависимости информационных систем от работы стандартной сети переменного тока. К примеру, в случае прекращения функционирования стандартной электросети, резервный аккумулятор в паре с инвертором обеспечат работу всех ПК до того момента, пока не будет корректно завершено выполнение необходимых задач.

Как правило, для регулирования формы и частоты выходного напряжения в инверторах, используется широтно-импульсная модуляция (ШИМ). Выходное напряжение в таких схемах имеет пульсирующую форму. Однако основной недостаток инверторов с ШИМ заключается в том, что они имеют значительные коммутационные потери. Одним из способов уменьшения коммутационных потерь является проектирование схемы инвертора так, чтобы коммутация ключей осуществлялась при нулевом токе или нулевом напряжении (так называемая «мягкая» коммутация). Такие инверторы называют резонансными. По сравнению с ШИМ-преобразователями синусоидальный характер изменения тока в резонансном контуре инвертора обеспечивает таким устройствам целый ряд преимуществ:

- минимальные потери на коммутацию силовых ключей;
- высокая надежность работы;
- низкий уровень высокочастотных помех;
- возможность применения в инверторе тиристорных – ключей с неполной управляемостью и др.

Резонансные схемы нашли применение в мощных тиристорных электроприводах и системах бесперебойного питания. Однако в маломощных преобразователях они используются редко.

В случаях, когда нагрузка меняется в широких пределах (включая режим холостого хода), предпочтение отдают параллельному резонансному инвертору. Кроме преимуществ, о которых говорилось выше, работа в режиме резонанса напряжений последовательного колебательного контура позволяет также получить повышенное по сравнению с входным напряжение на нагрузке без применения трансформатора.

Несмотря на преимущества резонансных инверторов, в литературе рассмотрены лишь простейшие схемы, не нашедшие широкого применения в качестве формирователей синусоидального напряжения, в том числе из-за довольно сильной зависимости величины выходного напряжения от добротности колебательного контура.

Схема параллельного резонансного инвертора, обеспечивающая регулирование потребляемой энергии и, как следствие, стабилизацию напряжения на нагрузке, приведена на рис. 1 [2, 3].

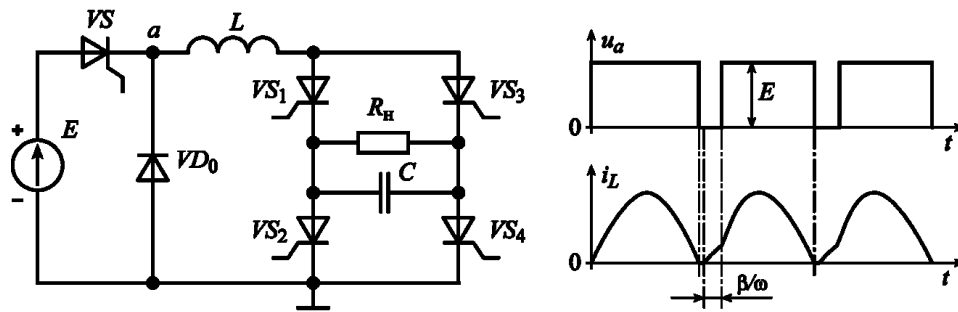


Рис. 1. Параллельный резонансный инвертор с тиристором ввода энергии VS и диаграммы его работы

Импульсное потребление энергии входного источника в процессе регулирования выходного напряжения требует использования входного сглаживающего фильтра, включаемого между первичным источником питания и инвертором. Масса и габариты этого фильтра напрямую зависят от формы потребляемого тока. Для того чтобы снизить массогабаритные параметры этого фильтра необходимо уменьшать коэффициент формы потребляемого тока, т.е. превышение действующего значения этого тока над средним. Основная идея состоит в том, что для того, чтобы снизить коэффициент формы входного тока целесообразно потреблять энергию из входного источника по нескольким параллельным фазам, которые будут включаться в работу последовательно по мере необходимости (момент включения зависит от нагрузки инвертора). При таком способе потребления входной ток будет меньшей амплитуды и, следовательно, большей длительности, чем в одноканальной схеме с широтным регулированием. Это обеспечит не только снижение коэффициента формы, но и уменьшение амплитуды высших гармоник в потребляемом токе, что также ведет к уменьшению массы и габаритов входного фильтра [4].

Разрабатываемая схема, реализующая предложенный принцип, показана на рис. 2. В данном примере входная цепь разделена на две фазы (такие схемы получили название многофазных).

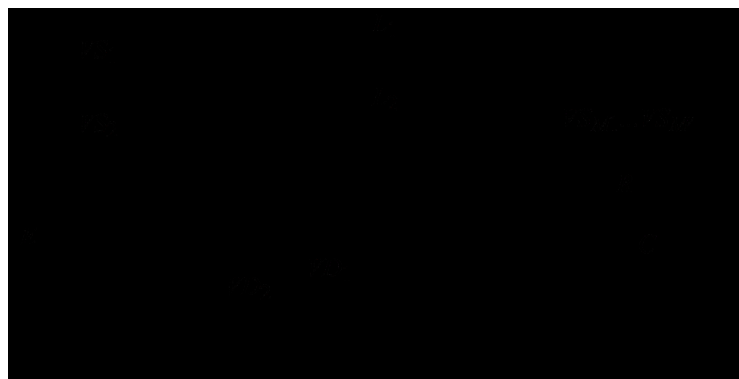


Рис. 2. Двухфазная схема параллельного резонансного инвертора

В первом цикле работы инвертора открываются оба входных тиристора VS_1 , VS_2 и пара тиристоров в одной из диагоналей моста. Заряд конденсатора происходит под воздействием напряжения источника E . Разность между входным напряжением и напряжением на диагонали моста прикладывается к входным дросселям, при этом они оказываются включенными параллельно друг другу. Отсюда следует, что для

обеспечения требуемого значения выходной частоты и добротности контура эквивалентная индуктивность параллельного соединения дросселей L_1 и L_2 должна равняться индуктивности дросселя в исходной однофазной схеме. Следовательно, индуктивность каждого дросселя в два раза больше индуктивности дросселя однофазной схемы. При условии равенства индуктивностей L_1, L_2 амплитуды токов в каждой фазе составят половину амплитуды тока дросселя однофазной схемы, то есть будут равны между собой.

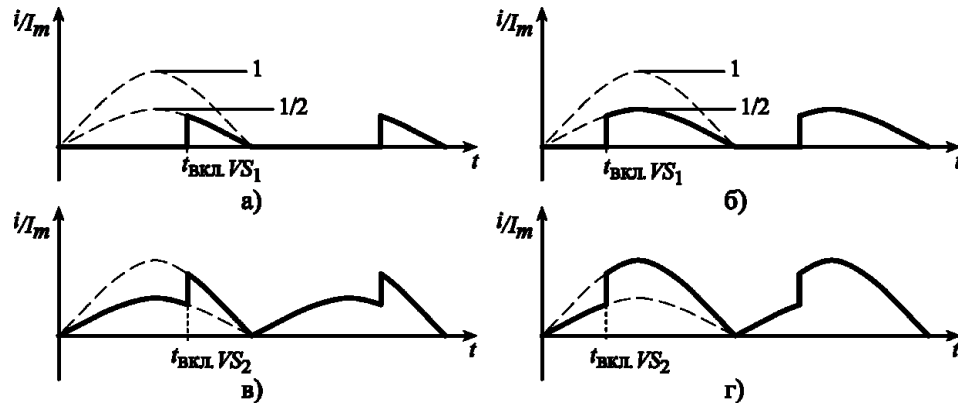


Рис. 3. Форма тока источника питания при увеличении нагрузки двухфазной схемы инвертора,

Здесь I_m – амплитуда тока источника при максимальной нагрузке

Задержка включения (угол включения) входного тиристора по отношению к тиристорам моста будет тем меньше, чем больше нагрузка инвертора. В режиме малой нагрузки регулирование (либо стабилизация) выходного напряжения осуществляется посредством одной фазы. Но если тиристор VS_1 уже проводит в течение всего периода, а мощность в нагрузке всё ещё не скомпенсирована, то в режим регулирования вступает вторая фаза (VS_2). Тогда тиристор VS_1 включается одновременно с тиристорами диагонали моста (угол включения равен нулю), а тиристор второй фазы VS_2 – с задержкой. Таким образом, углы включения тиристоров VS_1, VS_2 изменяются от π до 0 в зависимости от величины нагрузки, причём подключение второй фазы происходит после достижения нулевого угла включения входным тиристором первой фазы. На рис. 3 показано, как изменяется форма тока входного источника при увеличении нагрузки инвертора: от близкой к минимальной (рис. 3, а) до близкой к максимальной (рис. 3, г).

Исследования модели двухфазной схемы регулирования напряжения резонансного инвертора, проведенные в OrCAD, подтвердили правильность сделанных предположений. Для стабилизации напряжения использовался ПИД-регулятор. Исследования показали, что в большом диапазоне углов регулирования (они соответствовали изменению нагрузки примерно от 3% до 80% от максимальной) выигрыш в действующем потребляемом токе составил не менее 20% по сравнению с однофазным резонансным инвертором. В качестве входных ключей можно использовать полностью управляемые ключи – транзисторы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Электропитание устройств и систем телекоммуникаций: Учебное пособие для вузов / В.М. Бушуев, В.А. Демянский, Л.Ф. Захаров и др. – М.: Горячая линия–Телеком, 2009. – 384 с.: ил.
2. Огородников Д.Н., Ярославцев Е.В. Резонансный тиристорный преобразователь напряжения с тиристором ввода // ПТЭ. 1999. № 3. С. 105-107.

3. Огородников Д.Н., Ярославцев Е.В. Анализ однофазного параллельного резонансного инвертора со стабилизированным квазисинусоидальным выходным напряжением // Известия Томского политехнического университета, 2009 – т. 315, – № 4. –С. 120-124.
4. Огородников Д.Н., Ярославцев Е.В. Формирователь синусоидального напряжения на основе параллельного резонансного инвертора с многоканальным входным звеном // X Юбилейная международная научно-практическая конференция студентов, аспирантов и молодых учёных “Современные техника и технологии”, посвященная 400-летию г. Томска, 29 марта – 2 апреля 2004 г. Труды. В 2-х т. – Томск: Изд-во Томского политехн. ун-та, 2004. – Т. 1. – С. 110-112.

**АВТОМАТИЗАЦИЯ ВЫБОРА МАРШРУТА ТРАССЫ МАГИСТРАЛЬНОГО
НЕФТЕГАЗОПРОВОДА АНАЛИЗОМ МАТЕРИАЛОВ КОСМИЧЕСКИХ СЪЕМОК**

Мельников Г.С., Титов Г.К., Шевырëв С.Л.
Научный руководитель: Шевырëв С.Л., доцент, к.г.-м.н.
Дальневосточный Федеральный университет
Россия, г. Владивосток, ул. Суханова, 8, 690950
E-mail: bb-27@mail.ru

**AUTOMATION OF SELECTION OF OIL AND GAS PIPELINE'S ROUTE BY ANALYSIS
OF SATELLITE IMAGERY**

Melnikov G.S., Titov G.K., Shevirev S.L.
Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Shevirev S.L.
Far Eastern Federal University
Russia, Vladivostok, Sukhanova St., 8, 690950
E-mail: bb-27@mail.ru

Нефтегазовая отрасль является одной из ведущих отраслей, нуждающихся в современных технологиях с целью упрощения и удешевления процессов разведки месторождений, добычи и транспортировки углеводородов. Строительство магистрального трубопровода предваряется анализом физико-географических условий и геологического строения местности, на которой предполагается его спроектировать и проложить. На сегодняшний день становится возможным автоматизация процессов выбора маршрута трассы магистрального нефтегазопровода анализом материалов космических съемок.

Oil and gas industry is now one of the leading industries in need of modern technologies in order to simplify and reduce the cost of deposits exploration, extraction and transportation of hydrocarbons. The construction of the main pipeline is preceded by an analysis of the physical-geographical conditions and geological structure of the area on which it is supposed to be designed and built. Today it is possible to automate the track routing processes of oil and gas pipelines by analysis of satellite imagery.

Нефтегазовая отрасль сегодня является одной из ведущих отраслей, нуждающихся в современных технологиях с целью упрощения и удешевления процессов разведки месторождений, добычи и транспортировки углеводородов. Перед нефтегазовой отраслью встает задача также расширить и сеть трубопроводов, обеспечив потребителя сырьем.

Строительство магистрального трубопровода предваряется анализом условий местности. Решение этой задачи требует проведение геологических, геофизических и топографических изысканий. В условиях рискованного менеджмента нефтегазовой отрасли наиболее актуально снижение издержек на изыскательские и проектные работы, повышения уровня автоматизации производства.

Это может быть достигнуто с помощью анализа материалов космических съемок. Дистанционное космическое исследование Земли занимает особое место в топливно-энергетическом комплексе, однако до сих пор используется явно недостаточно.

Изображения Земли из космоса представляют источник широкого спектра информации, как о поверхностных процессах, так и о глубинном строении. Разработка специализированной информационной системы предполагает проведение мониторинга работы магистральных трубопроводов, контроль экологического состояния промысловых районов, прогноз и поиски нефтяных скоплений, а также рационально проводить проектирование трубопровода. Основные используемые преимущества космических снимков: актуальность, достоверность, обзорность и сравнимость.

Нами предложен метод анализа физико-географических условий местности посредством обработки космических снимков, включающих информацию об исследуемом участке территории. Обработка серии снимков является основой для автоматизации процессов проектирования, обосновании выбора маршрута трассы и снижает последующие риски.

Для анализа изображений и создание прототипа информационной системы применялась программное обеспечение GNUOctave [1], являющееся мощным инструментом анализа изображений, матричных, статистических расчетов и прогноза. Обработанные космические снимки могут являться основой для работы разрабатываемой автоматизированной программы прокладки маршрута, работающей на основе модели клеточного автомата [2].

Эта модель используется представление местности в виде регулярной матрицы ячеек, каждая из которых может находиться в одном из конечного множества состояний, характеризующих свойство субстрата и удаленность точки от конечного пункта.

Для работы клеточного автомата требуется:

- задание начального состояния всех ячеек;
- задание правил перехода ячеек из одного состояния в другое.

С учетом специфики задач конкретного клеточного автомата нами использовались три матрицы: матрица евклидовых расстояний (до конечной точки), «матрица препятствий» и «матрица маршрута» (упрощенный предварительно обработанный космофотоснимок). Разрешение этих матриц должно быть одинаковым и совпадать с дискретной моделью местности, взятой в масштабе.

Матрица евклидовых расстояний до конечной точки маршрута рассчитывается как результат обратной геодезической задачи (ОГЗ) для каждой точки исследуемой территории. Значение элемента матрицы расстояний приравнивается длине пути до конечной точки, взятой в пикселях.

Для задания «матрицы препятствий», необходимо упростить (кластеризовать) космический снимок, аэрофотоснимок или топографическую карту.

Для этой цели исходное изображение приводится к изображению в оттенках серого, затем бинаризуется. Кластеры изображения выделяются с помощью функции *bwlabel* программы GNUOctave. Результат выполнения этой функции – матрица нумерованных кластеров. Каждый кластер может рассматриваться как совокупность однородных объектов на местности, являться отражением реального водоёма, городской или сельской застройкой, лесным массивом или природоохранной зоной. Через некоторые объекты прокладка нефтегазопровода экономически нецелесообразна, поэтому пиксели следует включить в матрицу препятствий.

Последовательность действий при работе клеточного автомата, предназначенного для прокладки маршрута, включает:

- Создание матрицы евклидовых расстояний;

- Кластеризация масштабного изображения местности и формирования на ее основе матрицы расстояний;
- Установка значений для элементов матрицы расстояний, соответствующих препятствиям как «бесконечность», для исключения из прохождения маршрутом;
- Выполнение правила установки точки «матрицы маршрута», как «текущей» на очередном шаге выполнения автомата – последовательный переход от начальной точки до конечной в сторону уменьшения значения матрицы расстояний.

После запуска программы клеточный автомат решает задачу прокладки маршрута. По итогам выполнения программа выводит сформированную «матрицу маршрута», которая рассматривается лицами, принимающими решения как вариант определения маршрута магистрального трубопровода на местности.

В ходе работы мы выявили ряд достоинств и недостатков данного метода.

Достоинства метода клеточных автоматов: экономичность, иллюстративность, детерминированность и повторяемость.

В качестве недостатка хотелось бы указать невозможность разрешения автоматом, использующим простые правила, недостаточно формализованных ситуаций выбора маршрута. Некоторые морфологически сложные препятствия трудно определяются клеточными автоматами и не приводят к оптимальному решению.

Рассмотрев применимость космических снимков совместно с клеточным автоматом в прокладке маршрутов нефтегазовой инфраструктуры, можно утверждать, что их применение является перспективным в развитии методологии автоматизации проектирования. Их внедрение в практическое применение целесообразно для развития отечественной нефтегазовой отрасли.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. GNUOctave. Официальный сайт [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://www.gnu.org/software/octave/>. Дата обращения: 09.11.2015.
2. Тоффоли Т., Марголус Н. Машины клеточных автоматов / М.: Мир, 1991. 280 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ГЕПАТОТРОПНОГО КОНТРАСТНОГО СРЕДСТВА ДЛЯ МАГНИТНО-РЕЗОНАНСНОГО ТОМОГРАФА ДЛЯ МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ КОСМОНАВТОВ

Михайлова К.К., Нам И.Ф.

Научный руководитель: Нам И.Ф., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: Kkm2@tpu.ru

THE STUDY OF HEPATOTROPIC CONTRAST AGENTS FOR MAGNETIC RESONANCE IMAGING TO MONITOR THE HEALTH OF ASTRONAUTS

Mikhailova K.K., Nam I.F.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Nam I.F.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: Kkm2@tpu.ru

МРТ-томография с контрастированием является одним из самых информативных способов диагностики состояния здоровья. Очень важно, чтобы контрастирующее вещество удовлетворяло всем требованиям безопасности. Используя данный вид томографии для оценки здоровья космонавтов, можно

однозначно судить о текущем состоянии. В данном исследовании было предъявлено требование к размеру микросфер вещества. Результаты показали, что размер не должен превышать 10 мкм, чтобы свободно циркулировать в кровеносном пространстве организма.

MRI imaging with contrast is one of the most informative methods of diagnostics of health status. It is very important to contrast the substance met all the safety requirements. Using this type of imaging to assess the health of astronauts, can clearly judge the current state. In this study, were required to the size of the microspheres substances. The results showed that the size should not exceed 10 microns to freely circulate in the blood space of an organism.

Мониторинг состояния здоровья космонавта обязателен как до, так и после полета. Поэтому, чтобы исключить возможные злокачественные образования, разумнее использовать МРТ-диагностику в условиях динамического контрастирования.

На данный момент невозможно представить современную медицину без лучевой диагностики, состоящей из протонно-эмиссионной томографии, рентгеновской и магнитно-резонансной томографии (МРТ). Использование в клинической практике метода МРТ позволило вывести диагностические возможности медицины на качественно новый уровень [1].

Оптимизация результатов диагностической картины достигается с помощью использования магнитно-резонансных контрастных средств (МРКС). Визуализация с применением МРКС позволяет значительно увеличить объем информации при диагностике пациента, позволяет оценивать динамику патологических процессов с необходимыми временными и пространственными разрешениями, повысить разрешение и контрастность при анализе малых объектов, однозначно отличить очаги патологий от здоровых тканей [2]. Основными областями применения МРКС являются диагностика и идентификация онкологических образований в организме, в том числе метастазирования, а также заболеваний сердечно-сосудистой системы [3].

Печень — самая большая железа человеческого организма, её масса составляет в среднем 1,5 кг у мужчин и 1,2 кг у женщин. Печень выполняет свыше 500 различных функций, таких, как дезинтоксикационная, ферментативная, экскреторная, участие в процессах энергетического обмена и др.

Диагностика и дифференциальная диагностика очаговых поражений печени представляется актуальной проблемой современной медицины. В настоящее время различные новообразования печени выявляются в 3% ультразвуковых исследований, выполненных в качестве скрининга, и встречаются в 20–51% случаев аутопсий. При этом чувствительность диагностических методов колеблется от 20 до 95%, которая зависит от применяемых методик и размеров выявляемых очагов. Важным является не только обнаружение очаговых изменений печени, но и их тканевая дифференциация, определение стадийности, степени вовлечения сосудов, васкуляризации опухолей, поскольку от этих параметров зависит решение вопроса об оптимальной тактике лечения пациента. Печень является органом-мишенью при поражении метастазами. Наиболее часто наблюдаются метастазы колоректального рака, молочной железы, легкого и желудка от которых погибает около 20% пациентов.

Печёночная долька является структурно-функциональной единицей, которая имеет форму шестигранной призмы диаметром 1—1,5 мм и высотой 1,5—2 мм. Долька образована гепатоцитами (85 % всех клеток печени), расположенными вокруг центральной вены. Таких долек в печени насчитывается около 500 тысяч (рис. 5) [4].

Печень делится на правую и левую доли. Деление каждой доли на сегменты производится на основании сосудистой анатомии и строения путей оттока жёлчи.

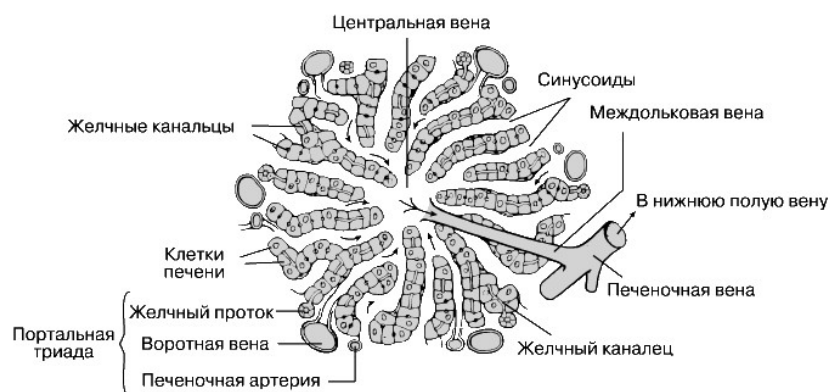


Рис. 1. Строение печеночной дольки

Для обнаружения и дифференциальной диагностики очаговых изменений печени наиболее информативным считается магнитно-резонансная томография (МРТ), выполненная в условиях динамического контрастирования [5]. Магнитно-резонансное контрастное средство (МРКС) увеличивает чувствительность, специфичность и диагностическую эффективность метода, способствуя не только идентификации патологического процесса, но и более точному определению характеристик очагового образования печени. В норме на МР-томограммах печень имеет форму равнобедренного прямоугольного треугольника с закругленными углами. У нее короткое T1, за счёт чего на T1-ВИ она выглядит высокоинтенсивной. На T2-ВИ печень имеет сигнал низкой интенсивности. В норме структура печени однородная, контуры её ровные [6].

Основными направлениями применения МРТ с контрастными средствами являются выявление метастазов и первичных злокачественных новообразований печени, которые имеют артериальный тип кровоснабжения и наиболее эффективно диагностируются в артериальную фазу контрастного усиления, либо в портальную фазу, когда образование становится гипоинтенсивным по отношению к гиперинтенсивной паренхиме печени [7].

Увеличить выделение низкомолекулярного МРКС, как и любых других низкомолекулярных соединений, печенью можно путем введения в структуру молекулы липофильного фрагмента, например, ароматического кольца. Именно таким путем была изменена органотропность самого применяемого во всем мире внеклеточного МРКС Магневиста (димеглюминагадопентетат) и были созданы 2 гепатобилиарных МРКС:

— Примовист® (гадоксетатдинатрия, Gd-EOB-DTPA, BayerScheringPharma);

— МультиХанс® (гедобенатдимглюмина, Gd-BOPTA, Bracco).

Эти МРКС поглощаются гепатоцитами и экскретируются в желчь при участии переносчиков для органических анионов, таких как билирубин и сульфобромфталейн. Внутри гепатоцитов эти МРКС связываются с белками, что увеличивает микровязкость вокруг них, повышая их T1-релаксирующую (т.е. контрастирующую) способность.

На сегодняшний день в России зарегистрированы и разрешены к клиническому использованию контрастные средства, состоящие из хелатных комплексов иона гадолиния. К ним относятся гадовист, дотарем, примовист, магневист, омнискан.

Все они используются для контрастирования при проведении МРТ диагностики печени. В России единственный (разрешенный к клиническому применению на настоящее время) гепатоспецифический контрастный препарат «Примовист» (динатриевая соль гадоксевой кислоты — Gd-EOB-DTPA). Он

селективно захватывается поверхностными рецепторами интактных гепатоцитов и таким образом накапливается здоровой тканью печени. Очаги же, где функция клеток печени снижена или утрачена полностью (кисты, гемангиомы и большинство злокачественных опухолей органа), не накапливают препарат или аккумулируют его значительно медленнее здоровой паренхимы органа. В связи с этим возникает потребность в разработке инновационного отечественного гепатотропного контрастного средства.

Получение микросфер

Первичную эмульсию получали с использованием ультразвукового диспергатора с погружным излучателем. Рабочая частота — 22кГц. Интенсивность ультразвукового воздействия — 250 Вт/см². При этом массовое соотношение крахмал : ДГПК оставалось неизменным.

Оптимальный размер микросфер (менее 10 мкм) обеспечивается при выборе соотношения полилактид/хлористый метилен 2...5 г/250 мл (табл. 21). Однако, при соотношении близком к 2 г/250 мл, часть смеси крахмала и ДГПК не включается во внутренний объем микросфер, а образует агломераты в реакционной массе.

С увеличением соотношения полилактид/хлористый метилен наблюдается рост размера микросфер, что обусловлено увеличением вязкости раствора.

Таблица 1. Зависимость размера микросфер от соотношения полилактид/хлористый метилен

	1	2	3	4
Соотношение полилактид/хл. метилен, г/250 мл	2	5	10	15
Размер микросфер, мкм	2,6	8,3	10,4	13,2

При получении вторичной эмульсии использовали гомогенизатор лопастного типа с волнообразной насадкой. Время воздействия — 2 минуты. Исследовали влияние концентрации стабилизатора эмульсии на размер микросфер (табл. 2). В качестве стабилизатора эмульсии использовали водный раствор поливинилового спирта.

Таблица 2. Зависимость размера микросфер от концентрации ПВС

	1	2	3	4
Соотношение полилактид/хл. метилен, г/250 мл	1	3	5	7
Размер микросфер, мкм	23,4	14,2	7,8	1,3

Как видно из табл. 2, при увеличении концентрации до 7%; наблюдается снижение размера микросфер, что связано с усилением стабилизации на границе раздела фаз. При использовании растворов с концентрацией ПВС ниже 5% наблюдается рост размеров микросфер и их агломерацию. Таким образом, оптимальным можно считать применение растворов ПВС с концентрацией 3...5 %. Более высокое содержание стабилизатора приводит к уменьшению полезного объема частиц, а также затрудняет последующую отмывку суспензии от стабилизатора.

На рисунке 2 представлена фотография микросферы (растровая электронная микроскопия), полученная при соотношении полилактид/хлористый метилен 5 г/250 мл и концентрации ПВС 5%. При диаметре микросферы приблизительно 8 мкм, толщина оболочки, сформированной из полилактида составляет величину порядка 150 нм. Верхний левый угол изображения — фрагмент фотографии этого же участка с меньшим увеличением. Геометрические искажения измеренной микросферы в центре фотографии возникли при дальнейшем увеличении и связаны с нагревом препарата электронным пучком.

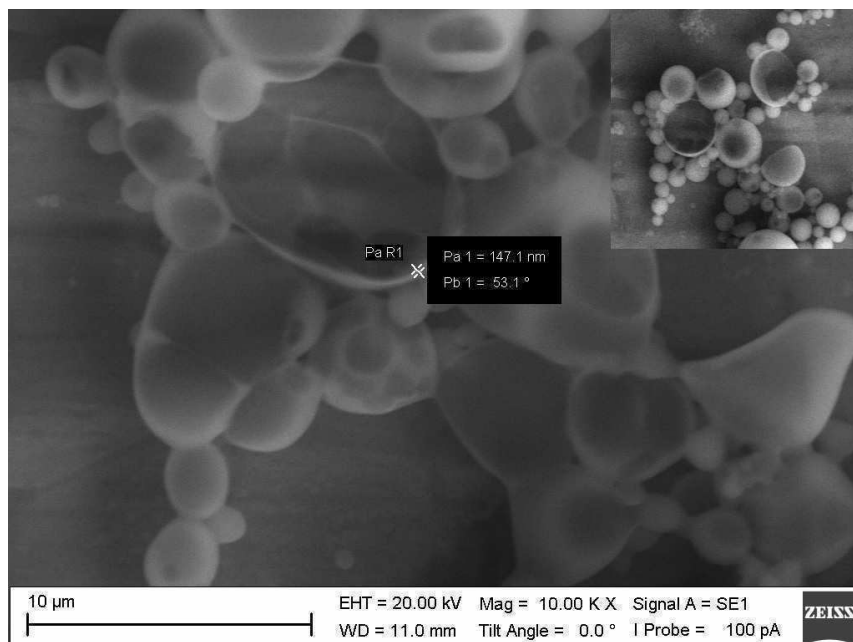


Рис. 2. Толщина оболочки микросферы

Результаты

1. Размер полученных микросфер не превышает 10 мкм, что позволяет свободно циркулировать в кровеносном пространстве;
2. С учетом полученных данных была разработана типовая лабораторная методика получения микросфер (лиофилизата лекарственного средства).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Уэстбрук К. Магнитно-резонансная томография: справочник. – М.: ТД Бином, 2011, с. 448.
2. Бахмутова Е.Е. Роль болюсного контрастного усиления томографических изображений в дифференциальной диагностике гиперваскулярных очаговых образований печени: автореф. дис. канд. мед. наук. М., 2010. 25 с
3. Шуракова А.Б., Кармазановский Г.Г. Магнитно-резонансная ангиография с контрастным усилением. – М.: Видар, 2013, с.64.
4. Торстен Б. Меллер. Норма при рентгенологических исследованиях. – М.: МЕ Дпресс-информ, 2011, 288 с.
5. Cruite I, Schroeder M, Merkle EM, Sirlin CB (2010) Gadoxetate disodium-enhanced MRI of the liver: part 2, protocol optimization and lesion appearance in the cirrhotic liver. AJR Am J Roentgenol 195:29–41
6. Faggioni L., Zampa V., Ortori S., Picano E., De Lucia R., Soldati E., Bongiorno M. G., Neri E., Bartolozzi C.: Time-resolved contrast-enhanced magnetic resonance angiography (CEMRA) of the left atrium-pulmonary veins

complex with half dose of intravenous gadolinium-based contrast agent. Technical feasibility and comparison with a conventional CEMRA, full contrast dose protocol. //European journal of radiology 2012, 81(2):250-256

7. Praveena D. Garimella, AnkonaDatta, Dante W. Romanini, Kenneth N. Raymond, and Matthew B. Francis. Multivalent, High-Relaxivity MRI Contrast Agents Using Rigid Cysteine-Reactive Gadolinium Complexes. // J. Am. Chem. Soc., 2011, 133 (37), pp 14704–14709.

РАЗРАБОТКА КОМПЬЮТЕРНОЙ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ ПО ОРБИТЕ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ

Рыспаев А.Б.

Научный руководитель: Бакланова О.Е., доцент, к.ф.-м.н.
Восточно-Казахстанский государственный технический университет им. Д. Серикбаева
Республика Казахстан, г. Усть-Каменогорск, ул. Серикбаева, 19, 070018
E-mail: adilko.vip@mail.ru

DEVELOPMENT OF COMPUTER MODEL OF THE MOVEMENT OF AN ARTIFICIAL SATELLITE OF EARTH ON AN ORBIT FOR MONITORING OF ENVIRONMENT

Ryspayev A.B.

Scientific Supervisor: Ass. Prof., Ph.D. Baklanova O.E.
D. Serikbayev East Kazakhstan state technical university
Republic of Kazakhstan, Ust Kamenogorsk, Serikbayev St., 19, 070018
E-mail: adilko.vip@mail.ru

Для мониторинга окружающей среды на базе космических средств наиболее продуктивно используются искусственные спутники Земли, которым присущи целостность, целенаправленность, динамизм, преемственность, совместимость, автономность. В данной работе рассматривается разработка компьютерной модели движения искусственного спутника по орбите для мониторинга окружающей среды. Для осуществления этой цели были поставлены и решены следующие задачи: получение начальных параметров движения искусственного спутника Земли; предварительная обработка результатов наблюдений с целью отбраковки грубых ошибок и составления нормальных точек; построение математической модели движения искусственного спутника Земли; построение математической модели изменения координат и скорости искусственного спутника Земли; построение компьютерной модели движения искусственного спутника Земли. В работе приводится алгоритм расчета и пример реализации компьютерной модели движения искусственного спутника Земли.

For monitoring of environment on the basis of space means artificial satellites of Earth in which are inherent integrity, focus, dynamism, continuity, compatibility, autonomy are most productively used. In this work development of computer model of the movement of an artificial satellite on an orbit for monitoring of environment is considered. For implementation of this purpose the following tasks were set and solved: obtaining initial parameters of the movement of an artificial satellite of Earth; preliminary processing of results of supervision for the purpose of rejection of gross errors and drawing up normal points; creation of a mathematical model of the movement of an artificial satellite of Earth; creation of a mathematical model of change of coordinates and speed of an artificial satellite of Earth; creation of computer model of the movement of an artificial satellite of Earth. In work it is brought algorithm of calculation and example of implementation of computer model of the movement of an artificial satellite of Earth.

Введение

Искусственные спутники Земли продуктивно используются для мониторинга окружающей среды. Искусственными спутниками Земли (ИСЗ) – это такие космические летательные аппараты, которые выводятся на орбиты вокруг Земли и, собственно, которые предназначены для решения прикладных и научных задач. Космический летательный аппарат является спутником, когда он совершает не менее одного оборота вокруг Земли, тогда противном случае он будет считаться ракетным зондом, который будет проводить измерения вдоль баллистической траектории, и не регистрируется как спутник [1].

Первые космические наблюдения Земли начались в 1960-е гг. с советских и американских метеорологических спутников, таких как: "ESSA", "Nimbus", "Tiros", "Метеор", "ITOS" [2]. В 70-е применение космических аппаратов ДЗЗ и информационные возможности значительно расширились. После метеорологических ИСЗ пришли спутниковые системы, которые предназначены для мониторинга окружающей среды и исследования процессов, в свою очередь, динамики планетарных, которые идут совместно с изучением систем природных ресурсов Земли, ("Landsat") (США, запущены с 1972 г.), "Ресурс" (РФ, запущены с 1988 г.), "SPOT" (Франция, запущены с 1986 г.) и заданиями космических исследовательских аппаратов [3].

Любой спутник должен выполнять хотя бы одну из задач по изучению химического состава атмосферы, энергетики и динамики атмосферы, водного и энергетического баланса, облачного покрова, динамики, глобального биохимического цикла, физико-химических и энергетических свойств океана, гравитационного поля, биологических ресурсов, и в области геологии, картографии, геодезии.

По программе EOS, группировке самых первых спутников к 2016 г. поставлены задачи[4]:

- 1) оценка климата за 10 лет;
- 2) оценка явления Эль-Ниньо за 15-20-месяцев;
- 3) оценка выпадения дождей в региональном масштабе за 12-месяцев;
- 4) оценка извержения вулканов за 60 дней;
- 5) оценка погоды за 10-14 суток;
- 6) оценка маршрутов ураганов с точностью 30 км за 5 дней;
- 7) экспериментальная оценка землетрясений за 5 лет.

Искусственные спутники Земли выходят на свои орбиты при помощи автоматических управляемых многоступенчатых ракет-носителей, которые движутся благодаря тяге, развиваемой реактивными двигателями. Путь, который называется активным участком движения ракеты или траекторией выведения искусственных спутников Земли на орбиту, обычно составляет от нескольких сотен до двух-трёх тыс. км. При старте ракеты, она движется вертикально вверх, и проходит самые плотные слои земной атмосферы на сравнительно малой скорости [5].

На подходе к орбите, Искусственный спутник Земли есть эллипс с фокусом в центре Земли (или окружность), который сохраняет свое неизменное положение в пространстве [6]. Движение по этой орбите будет невозмущённым и соответствует предположениям, что Земля будет притягиваться по закону Ньютона – на спутник действует только сила притяжения Земли, спутник подобен шару со сферическим распределением плотности. Следующие факторы, а именно, сжатие Земли, сопротивление земной атмосферы, притяжения Луны и Солнца, давление солнечного излучения являются их причиной отклонений от невозмущённого движения. Порядок движения Искусственного спутника Земли и остальных орбитальных объектов происходит через наблюдения со специальных наземных станций [7].

Создание орбит не важно каких искусственных тел в околоземном пространстве опирается на отыскание решений, а именно, ограниченной задачи трех тел. В связи с этим применяются самые разнообразные численно – аналитические и численные модели. Желание получить новые семейства орбит заставляет нас развивать способы интегрирования этой сложной задачи. Разработке данных алгоритмов посвящено значительное число монографий и статей, как отечественных, за авторством Р. Ф. Аппазова [8], Е. П. Аксенова [9], Г. Н. Дубошина [10], В. Н. Гущина [11] и др., так и зарубежных, за авторством Р. Баттина [12] и др.

В данной работе рассматривается разработка компьютерной модели движения искусственного спутника по орбите для мониторинга окружающей среды.

Для осуществления этой цели необходимо решить следующие задачи:

- 1) Вычисление начальных параметров движения ИСЗ;
- 2) Первичная обработка результатов наблюдений;
- 3) Построение математической модели движения ИСЗ;
- 4) Построение математической модели изменения координат и скорости ИСЗ;
- 5) Построение программной модели движения ИСЗ.

Построение математической модели движения искусственного спутника Земли

Как гласит закон Кеплера, траектория спутника, который движется в поле тяготения Земли, лежит в неподвижной плоскости, называемой орбитальной плоскостью, проходящей через центр тяготения, и представляет собой кривую второго порядка, в одном из фокусов которой находится центр притяжения.

Ориентацию орбитальной плоскости характеризуют ее положением относительно экваториальной плоскости XOY (рис. 1). Линию пересечения этих плоскостей называют *линией узлов*. Узлами орбиты спутника являются точки пересечения орбиты с экваториальной плоскостью. Узел U , соответствующий движению спутника из южной небесной полусферы в северную называют восходящим, а узел D , соответствующий движению из северной небесной полусферы в южную - нисходящим.

Положение плоскости орбиты спутника относительно экваториальной плоскости определяют два орбитальных элемента - долгота восходящего узла Ω и наклонение орбиты i . Угол Ω отсчитывается в экваториальной плоскости от оси X до линии узлов и может изменяться в пределах от 0° до 180° . При $= 90^\circ$ орбита называется полярной, при $i = 0^\circ$ - экваториальной, в остальных случаях - наклонной.

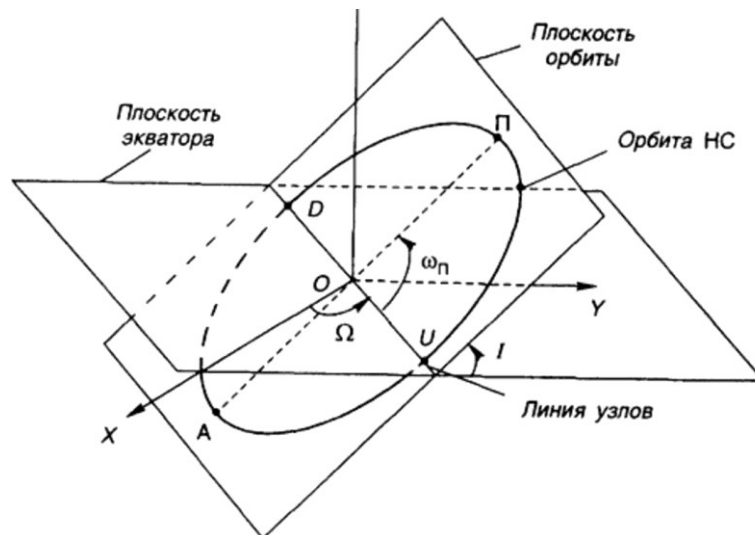


Рис. 1. Ориентация орбитальной плоскости

Если спутник движется строго в соответствии с законами Кеплера (при отсутствии возмущающих воздействий), то пять параметров орбиты Ω , i , ω_p , p , постоянны и не меняются при движении спутника, а шестой параметр v (истинная аномалия) характеризует положение спутника на орбите в каждый фиксированный момент времени t_k . Время t_k , характеризующее нахождение спутника в конкретной точке орбиты, называется *эпохой*. Время нахождения спутника в какой-либо характерной точке орбиты имеет собственное название, например, время перигея t_p .

В связи с тем, что генераторы частоты, установленные на каждом спутнике, имеют некоторые погрешности, то показания часов на спутнике отличаются от времени *GPS*.

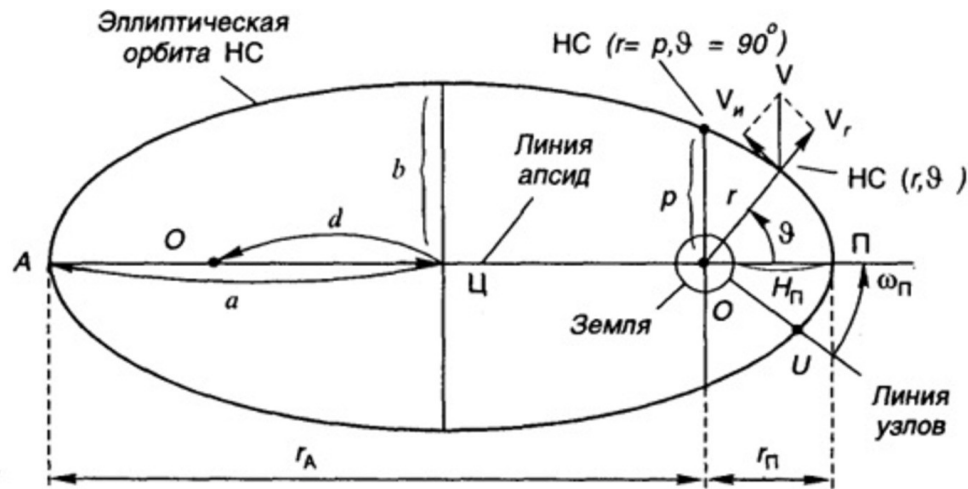


Рис. 2. Эллиптическая орбита спутника

С целью приведения времени спутника в систему времени *GPS* необходимо вычислить и ввести поправку в часы спутника, используя полиномиальные коэффициенты, которые передаются в спутниковом сообщении. Время спутника исправляют на величину Δt_s :

$$t = t_s - \Delta t_s,$$

$$\text{где } \Delta t_s = a_0 + a_1(t - t_{oc}) + a_2(t - t_{oc})^2.$$

Вычисляют промежуток времени от опорной эпохи до момента данного измерения:
 $t_k = t - t_{oc}.$

В дальнейших расчетах потребуются следующие константы:

$\omega_e = 7,2921151467 \cdot 10^{-5}$ рад/с - угловая инерциальная скорость вращения Земли;

$\mu = 3986005 \cdot 10^8$ м³/с² - гравитационный параметр Земли;

$\pi = 3,1415926535898$ - точное значение числа π .

Среднее движение на момент $t^{\wedge}$ вычисляется по формуле:

$$n_0 = \frac{\sqrt{\mu}}{A^3},$$

а скорректированное среднее движение равно:

$$n = n_0 + \Delta n.$$

Средняя аномалия вычисляется по формуле:

$$M_k = M_0 + nt_k,$$

а эксцентрическую аномалию на момент излучения сигнала находят, используя уравнение Кеплера:

$$E_k = M_k + e \sin E_k.$$

Эта задача решается итерациями, воспользовавшись тем, что эксцентриситет орбит спутника мал ($e \leq 0,001$), в первом приближении принимают:

$$E_1 = M_1$$

а затем уточняют по формуле:

$$E_i = M + e \sin E_{i-1}, i = 1, 2, 3 \dots$$

затем вычисляют истинную аномалию по формулам:

$$\cos v_k = \frac{\cos E_k - e}{1 - e \cos E_k},$$

$$\sin v_k = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E_k}{1 - e \cos E_k}.$$

Приближение к аргументу широты равно:

$$u_{0k} = v_k + \omega$$

В связи с тем, что спутник движется по возмущенной орбите, в связи с неравномерным распределением масс в теле Земли, солнечным давлением Солнца на спутник и др., в навигационном сообщении спутника, кроме шести параметров Кеплера, содержится 9 корректирующих поправок.

Корректирующую поправку к аргументу широты вычисляют по формуле:

$$\delta U_{0k} = C_{uc} \cos 2U_{0k} + C_{us} \sin 2U_{0k}.$$

Аргумент широты на момент излучения равен:

$$U_k = U_{0k} + \delta U_k.$$

Корректирующую поправку к радиус-вектору вычисляют по формуле:

$$\delta r_k = C_{rs} \cos 2U_{0k} + C_{rs} \sin 2U_{0k}.$$

Радиус-вектор на момент t_k вычисляют по формуле:

$$r_k = A(1 - e \cos E_k) + \delta r_k.$$

Найденные величины r_k и E_k позволяют вычислить координаты спутника в плоскости оскулирующей орбиты:

$$X_{0k} = r_k \cos U_k;$$

$$Y_{0k} = r_k \sin U_k;$$

$$Z_{0k} = 0.$$

Коррекцию за наклон орбиты к плоскости экватора вычисляют по формуле:

$$\delta i_k = C_{ic} \cos 2U_{0k} + C_{is} \sin 2U_{0k},$$

а наклон орбиты к плоскости экватора равен:

Долготу узла на момент t_k вычисляют по формуле:

$$\lambda_k = \Omega_0 + (\Omega - \omega_e)t_k - \omega_e t_{0e}.$$

Координаты спутника в системе координат WGS-84 могут быть получены по следующим формулам:

$$X_k = X_{0k} \cos \lambda_k - Y_{0k} \sin \lambda_k \cos i_k;$$

$$Y_k = X_{0k} \sin \lambda_k - Y_{0k} \cos \lambda_k \cos i_k$$

$$Z_k = \sin i_k.$$

Под эфемеридами спутников понимают прогнозируемые координаты положения спутников на момент времени, интересующий потребителя. Применительно к спутниковым навигационным системам эфемериды спутников состоят из двух частей:

- математической модели движения спутников, которая опубликована в научной литературе;
- параметров математической модели, которые передаются в навигационном сообщении спутника.

Поскольку описать с высокой точностью реальное движение спутников не удастся даже при наличии столь значительного количества коэффициентов, то прогнозируемую орбиту спутника разбивают на интервалы длительностью 1 ч. Каждый час в навигационном сообщении обновляются все параметры и корректирующие коэффициенты.

Разработка алгоритма

Для реализации компьютерной модели был разработан алгоритм движения искусственного спутника Земли по орбите:

1. Начало
2. Создание таймера, где на каждом отсчёте фиксируется точка и линии от фокусов до неё. Задаются значение ширины и высоты рабочей формы, эллипса и Земли.
3. Фиксация точек через определённый промежуток времени таймера, где изображаются точки следов спутника, линии от Земли и до спутника.
4. Вывод графика движения спутника по орбите, где происходит обрисовка движения спутника по таймеру.
5. Конец

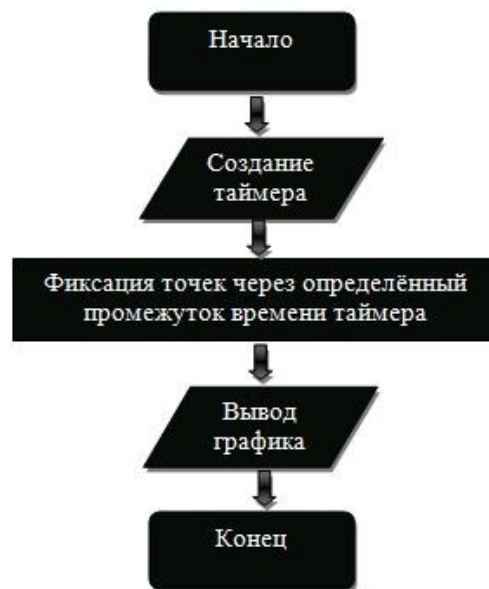


Рис. 3. Алгоритм реализации компьютерной модели движения спутника по орбите

Разработка компьютерной модели

Для реализации компьютерной модели была выбрана среда программирования Visual Studio язык C#. Была реализована компьютерная модель движения спутника по орбите, который удовлетворяет всем поставленным требованиям и обладает хорошим дизайном, простой и понятной навигацией.

Таким образом, если использовать теорию Кеплера, его методику и формулы, можно получить параметры, которые интересны для пользователя, то есть параметры движения спутника в любой из моментов времени. Также были упрощены некоторые вычисления и получены параметры, без привлечения закона всемирного тяготения Ньютона и без таких определений как сила, энергия, момент количества движения и масса.

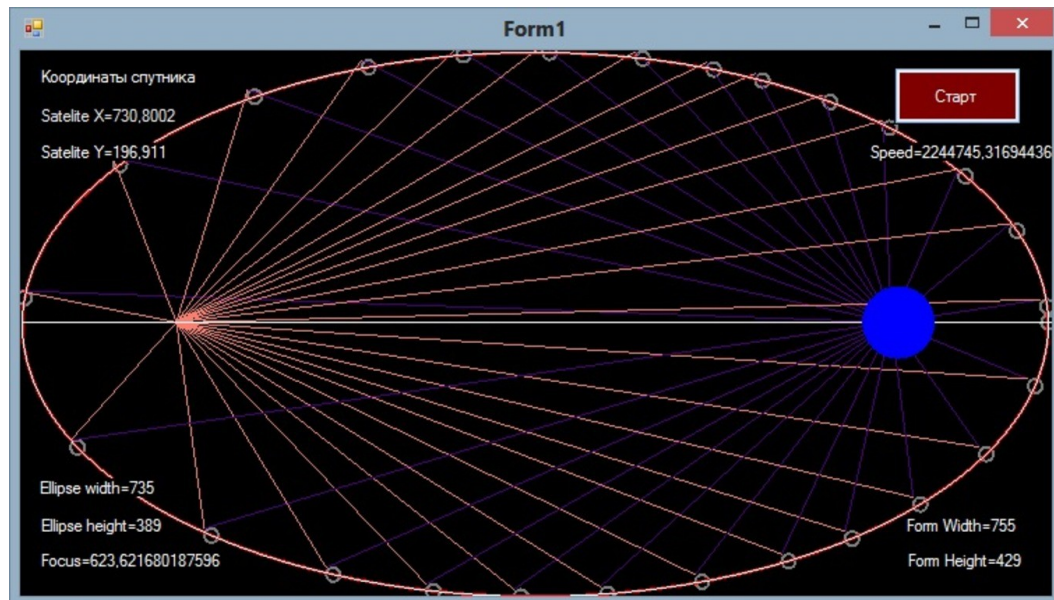


Рис. 4. Движение спутника по орбите в Visual Studio

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Маркеев А.П. Теоретическая механика. – М.: Наука, 1990. 414с.:ил.
2. Средства спутникового мониторинга. – (<http://www.ecologyreality.ru/ecolits-853-1.html>)
3. Бутиков Е.И. Закономерности Кеплеровых движений. – СПб.: Физический факультет СПбГУ, 2007. 60с.
4. Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении. М.: Наука, 1974
5. Рябов Ю.А. Движение небесных тел. М.: Наука, 1977
6. Бутиков Е.И. Движение космических тел в компьютерных моделях – СПб.: Физический факультет СПбГУ, 2007. 43с.
7. Бордовицына Т.В., Авдюшев В.А. Теория движения искусственных спутников Земли – Т: Издательство Томского университета, 2007. 174с.
8. Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. 1987
9. Аксенов Е.П. ТЕОРИЯ Теория движения искусственных спутников Земли – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1977, 360 стр.
10. Дубошин Г.Н. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. 1976
11. Гуцин В.Н. Основы устройства космических аппаратов. 2003
12. Бэттин Р. Наведение в космосе М.: Машиностроение. 1966
13. Бутиков Е.И. Закономерности Кеплеровых движений. – СПб.: Физический факультет СПбГУ, 2007. 60с.
14. Самарский А.А., Михайлов А.П. Математическое моделирование. Идеи. Методы. Примеры. Издание второе, исправленное. Москва: Физматлит, 2005.

СЕКЦИЯ №6

ЮННЫЕ ИННОВАТОРЫ КОСМИЧЕСКОЙ ИНЖЕНЕРИИ

ВОДЯНАЯ РАКЕТА

Буй Суан Тунг

Научный руководитель: Буй Дык Бьен, магистрант каф. ТПС ИНК ТПУ

Средняя школа Суан Бак

Вьетнам, пров. Нам Динь, уезд. Суан Чьонг, община Суан Бак

E-mail: bientomsk@mail.ru

WATER ROCKET

Bui Xuan Tung

Scientific Supervisor: Bui Duc Bien

Xuan Bac Middle school

Viet Nam, Nam Dinh, Xuan Truong, Xuan Bac

E-mail: bientomsk@mail.ru

В данной статье представлены принцип работы, конструкция пневмогидравлической ракеты. На основе приведенных знаний был разработан макет данной ракеты.

This article presents the operating principle, the design of the fluid rocket. On the basis of the above knowledge the layout of the rocket was designed.

Пневмогидравлическая ракета, водяная ракета - ракета, использующая в качестве рабочего тела воду (или другую жидкость), вытесняемую из корпуса ракеты через сопло давлением сжатого воздуха или иного газа. Получили распространение, в основном, в качестве игрушек. Используются также для демонстрации принципов реактивного движения.

Сжатый воздух при истечении из сопла ракеты способен создавать тягу без жидкости-посредника. Однако масса воздуха в корпусе ракеты ограничена. Более выгодным представляется использование в качестве рабочего тела жидкости. В виду того, что через сопло пневмогидравлической ракеты истекает жидкость, которая имеет плавно очерченную сужающуюся форму.

В качестве корпуса ракеты используется пластиковая бутылка. В качестве пусковой установки используется вертикально установленная на станину пластиковая трубка (рис. 1).

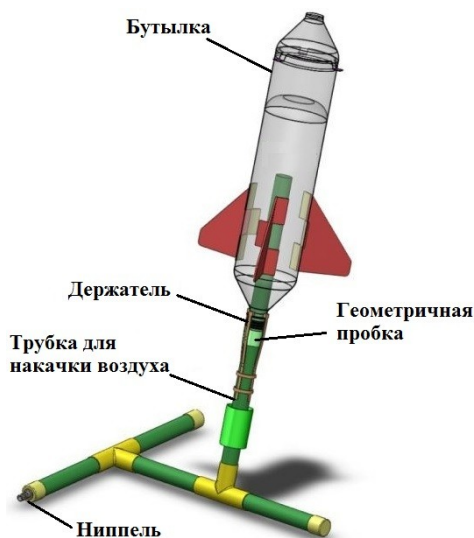


Рис. 1. 3D модель ракеты

Герметично надевается на эту трубу бутылка, которая заполнена воду примерно на 1/3. Воздух накачивается насосом через ниппель велосипедной камеры, установленный в нижней части трубки. В бутылке будет создаваться высокое давление под водой в верхней части корпуса ракета при накачивании воздуха. Воздух выталкивает воду через горлышко. И когда бутылка срывается с пусковой установки, струя воды продолжает вырываться вниз, создавая реактивную тягу, и толкая ракету вверх.

В данном макете используются 2-х литровая пластиковая бутылка Pepsi, резиновая пробка, кабельные стяжки нейлоновые, пластиковая водопроводная труба и ниппель от велосипедной камеры (рис. 2).



Рис. 2. Макет ракеты

Заключение

На основе разработанного макета можно сделать вывод что, данный эксперимент дает возможность закрепления знаний по реактивному движению, полученных в школе и является одним из подходов изучения физики.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Tên lửa nước. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://vi.wikipedia.org/wiki/Tên_lửa_nước
2. Tài liệu hướng dẫn làm Tên lửa Nước. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.thienvanhoc.org/haac/clb-ten-lua-nuoc/tai-lieu-huong-dan/406-tai-lieu-huong-dan-lam-ten-lua-nuoc.html>
3. Водяная ракета из пластиковой бутылки [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.tavika.ru/2013/01/handemade-rocket.html>.

СОЛНЕЧНОЕ ЗАТМЕНИЕ 9 МАРТА 2016 ВО ВЬЕТНАМЕ

Вьонг Тхй Линь

Научный руководитель: Вьонг С. Ч., магистрант каф. ТПС ИНК ТПУ

Высшая средняя школа Хо Тонг Тхок

Тхо Тхань, Иен Тхань, пров. Нгэ Ан, Вьетнам

E-mail: chientomsk@gmail.com

SOLAR ECLIPSE 9 MARCH 2016 IN VIETNAM

Vuong Thi Linh

Supervisor: Vuong Xuan Chien

Higher total school Ho Tong Thoc

Tho Thanh, area Yen Thanh, provinces Nghe An, Viet Nam,

E-mail: chientomsk@gmail.com

Актуальность солнечного затмения. Подобное явление природы существует в нашей окружающей среде и заключается в том, что Луна закрывает полностью или частично Солнце от наблюдателя на Земле. Во время полного затмения, солнечный диск полностью закрыт (рис. 1). При частичном затмении или кольцевой, солнечный диск закрыт только частично (рис. 2) [1].



Рис. 1. Фаза полного солнечного затмения



Рис. 2. Частичное солнечное затмение

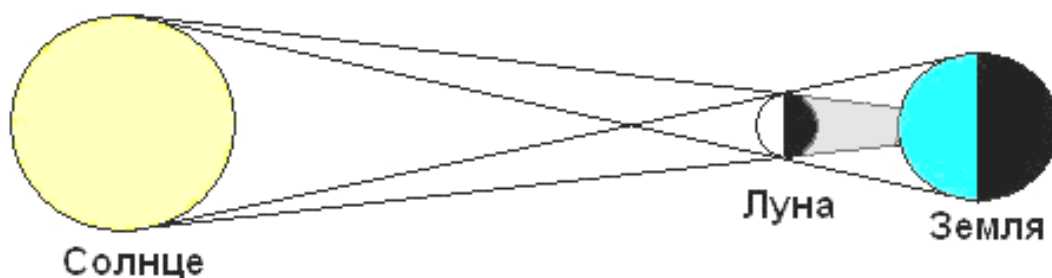


Рис. 3. Схема солнечного затмения

Объяснение сущности явления солнечного затмения. Когда Луна находится в точке между Солнцем и Землей, Луна будет мешать свету от Солнца светить вниз на Землю создавая явление затмения. Поскольку радиус Луны меньше радиуса Солнца и Земли так много раз затемняется свет Луны на Земле составляет лишь малую часть (рис. 3).

Полное затмение Солнца в течение 2016 года произойдёт 9 марта, которое можно будет наблюдать в северной и центральной частях Тихого океана и на востоке Индийского океана (рис. 4) [2].

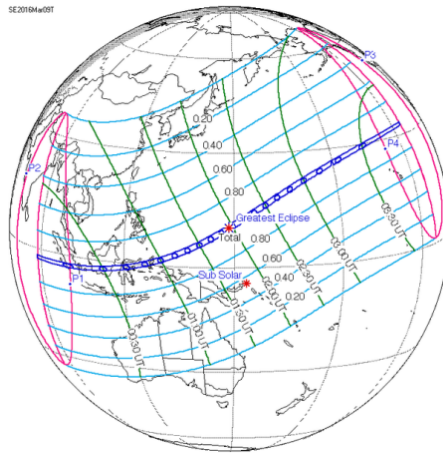


Рис. 4. Солнечное затмение 9 марта 2016 года

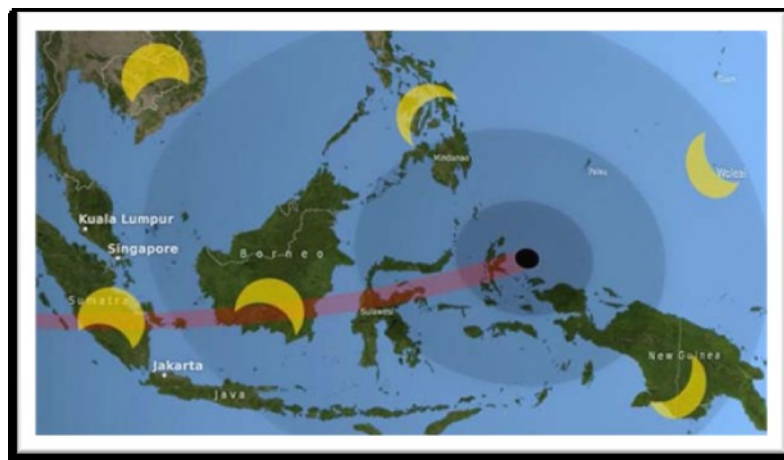


Рис. 5. Полный диапазон цветов красного, темных областях - черный круг, полутень - темные концентрические круги

Информация о солнечном затмении 9 марта во Вьетнаме. Вьетнам находится в полутени (рис. 5), поэтому наблюдаемое частичное затмение. Красный диапазон дальше, уровень покрытия. Все провинции во Вьетнаме могут наблюдать частичное затмение. В южных провинции наблюдается идеальное затмение. В провинции Ка мау будет самое максимальное затмение(57,6%), Хошимин (52,2%), Дананг (36,2%) и в Ханое только (22,3%) [3].

Заключение

В статье рассмотрено натуральное явление, объяснена сущность и приведена информация о частичном солнечном затмении, наблюдаемом во Вьетнаме.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Почему происходят солнечные затмения – (<http://allforchildren.ru/why/why54.php>)
2. Полное затмение Солнца 9 марта 2016 года можно будет увидеть только в Индонезии и на Дальнем Востоке – (<http://www.eastrussia.ru/news/polnoe-zatmenie-solntsa-9-marta-2016-goda-mozhno-budet-uidet-tolkov-indonezi-i-na-dalнем-vostoке/>)
3. Bài viết độc quyền: Tác giả về nhật thực toàn phần ngày 9/3/2016/ - (<http://soha.vn/kham-pha/bai-viet-doc-quyen-tat-ca-ve-nhat-thuc-toan-phan-ngay-9-3-2016-20160301115552279.htm>)

КОСМИЧЕСКАЯ РАДИОСВЯЗЬ

Головачев А.В., Тимошин Д.А.

Научный руководитель: Науменко А.Д., магистр, преподаватель

ОГБПОУ «Томский экономико-промышленный колледж»

Россия, г. Томск, ул. Иркутский тракт, 175, 634040

E-mail: golovachev-sasha@list.ru

SPACE RADIO COMMUNICATION

Golovachev A.V., Timoshin D.A.

Scientific Supervisor: msc Naumenko A.D., teacher

Tomsk economic-industrial College

Russia, Tomsk, Irkutskii tract, 175, 634040

E-mail: golovachev-sasha@list.ru

В данной статье рассматривается проблема реализации радиосвязи между центром управления полетом и космическим объектом. Проблема заключается в том, что информация передается на очень большие расстояния, в результате чего рассеивается в пространстве и подвергается воздействию различных помех. На основе изученной литературы установлено, что есть несколько путей решения задачи – использование спутников-ретрансляторов, располагающихся на орбите Земли, и усовершенствование приемных антенн. В результате чего на современном этапе развития космонавтики экипаж может общаться с Землей практически в режиме онлайн. Современные технологии позволяют пользоваться данной связью не только ученым и космонавтам, а так же и простым радиолюбителям.

This article discusses the problem of implementation of radio communications between mission control and space object. The problem is the information is transmitted over very long distances, the result is dissipated in space and is exposed to various types of noise.. Based on the review of the literature it was found that there are several ways of solving the problem - the use of relay satellites, which are located on the Earth's orbit, and the improvement of the reception antennas. As a result, at the present stage of development of astronautics crew can communicate with Earth almost in on-line mode. Modern technologies allow to use this communication not only scientists and astronauts, as well as radio fan.

Для связи международной космической станции с центром управления полетом на Земле используется дальняя космическая радиосвязь. С ее помощью узнают о работе удаленного аппарата и физическом состоянии экипажа [1].

Космическая связь передается на очень большие расстояния, в результате чего частично рассеивается в пространстве. Каким образом космонавтам удаётся не только связываться с землей, но еще и передавать видеофайлы?

Нет практически никаких трудностей при передаче сигнала с Земли на космический аппарат, поскольку тут можно создать сигнал любой мощности, а в космосе нет помех для его приема.

По-другому дело обстоит с приемом сигнала из космоса. Во-первых, мощность сигнала ограничена возможностями бортовой аппаратуры. Во-вторых, на земле, при приеме, высокий уровень электромагнитных помех, что мешает выделить полезный сигнал.

Данные проблемы частично решаются путем использования антенн, разнесенных друг от друга на расстояние в несколько тысяч километров. Тогда вероятность того, что антенны уловят одинаковый сигнал с Земли очень мала, в то время, как для всех антенн информация из космоса будет совпадать.

Еще один способ приема космической связи – применение спутников-ретрансляторов, находящихся на орбите Земли. Они не подвержены электромагнитным помехам и сигнал не ослабляется атмосферой, но скорость приема информации у них очень мала [2].



Рис. 1. Спутник-ретранслятор

Понятно, что чем дальше спутник, тем хуже связь с ним, т.к. на её качество влияет множество факторов. Перечислим основные:

- Мощность передатчика,
- Размер антенн,
- Длина волны,
- Качество электроники,
- Помехи, шумы.

Некоторые вопросы решаемы – например, мощность передатчика можно увеличить. Но сделать это можно только на Земле, т.к. на спутнике количество выделяемой энергии ограничено массой солнечных батарей и радиоизотопных генераторов. Увеличить их массу зачастую невозможно, потому что всё жёстко рассчитано и нельзя изменить один параметр системы, не изменив при этом другие.

Можно увеличить размер принимающей антенны, тем самым улучшая качество приёма слабых сигналов. Раньше антенна по габаритам была не больше обтекателя ракеты-носителя – это всего несколько метров. Сейчас же учёные придумали компактные антенны, которые разворачиваются как зонтик и становятся длиной 12 метров [3].



Рис. 2. Антенна

Размер антенны важен ещё тем, что чем он больше, тем меньше рассеивается сигнал. Маленькая антенна рассылает сигнал вокруг себя, большая же сжимает пучок и направляет его точно.

Для устранения шумов и помех в целях выделения полезных сигналов используют полосовые фильтры. В частности, цифровые фильтры, работающие по методу частотной выборки [1].

Интересно, что самый дальний космический объект, с которым до сих пор поддерживается связь, был запущен в 1977 году американцами. Это межпланетная станция «Вояджер-1», вплотную подошедшая к границе Солнечной системы, расстояние до нее более 15 миллиардов километров. Радиосигнал идёт с неё 14 часов, и это при том, что электромагнитные волны движутся со скоростью света.



Рис. 3. Межпланетная станция «Вояджер-1»

Каналы связи со спутниками всегда дублируют во избежание потери связи из-за непредвиденных обстоятельств. Такими обстоятельствами могут быть неправильные команды, сбой в работе компьютера и другие причины.

Кажется, что космос – это так сложно и серьёзно, что связью с ним могут заниматься только учёные из государственных учреждений, однако это не так. Уже в 1961 году в Америке был запущен первый радиолобительский спутник Оскар-1. На МКС есть специальная радиостанция с короткими волнами, при помощи которой космонавты выходят на связь с радиолулюбителями всех стран [3].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Науменко А.Д. Математическое моделирование цифровых фильтров // Сборник научных трудов «Космическое приборостроение» - 2015 – С. 121-123
2. Дальняя космическая связь (https://ru.wikipedia.org/wiki/Дальняя_космическая_связь)
3. Копик А. Космические радиолнии // Журнал «Вокруг света» - 2007 - №10 - (<http://coollib.net/b/226291/read>)

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СИНТЕТИЧЕСКИХ АЛМАЗОВ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА ВЫСОКОТЕПЛОПРОВОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Гришко Н.Е.

Научный руководитель: Дитц А.А. доцент каф. ТСН НИ ТПУ

МБОУ лицей при ТПУ

Россия, г. Томск, ул. Аркадия Иванова, 4, 634028

E-mail: grishko-98@list.ru

Проблема рассеяния тепла всегда является лимитирующей при конструировании изделий электроники повышенной мощности. Эту задачу можно решить с помощью создания нового материала с высокой теплопроводностью. Создание такого материала возможно за счет введение в исходный порошок нитрида алюминия (теплопроводность 180 Вт/м·К) материала с экстремально высокими значениями теплопроводности - фуллерены, углеродные трубки или синтетический (природный) алмаз. Свой выбор мы остановили на алмазе.

Цель работы: Получение керамики на основе нитрида алюминия с экстремально высокими эксплуатационными характеристиками путем введения в него синтетического алмаза.

Для достижения цели были поставлены следующие задачи:

- 1) Изучить свойства исходных порошков.
- 2) Определить устойчивость порошка алмаза к нагреванию.
- 3) Исследовать взаимодействие порошка алмаза и порошка нитрида алюминия при нагревании.

В качестве объектов исследования были выбраны: порошок нитрида алюминия производства фирмы H.C. Starck, и порошок алмаза производством «ВНИИ алмаз». Исходные порошки обследовали методами РЭМ, РФА, гранулометрия. Порошок нитрида алюминия представлен частичками неправильной формы, крупные частички размером порядка 10 мкм. Алмаз представлен зернами обломочной формы с размерами порядка 1 мкм. Согласно данным рентгенофазового анализа, порошок нитрида алюминия представлен одной фазой нитрида алюминия. Порошок алмаза представлен одной фазой – алмаз (рис. 1, 2).

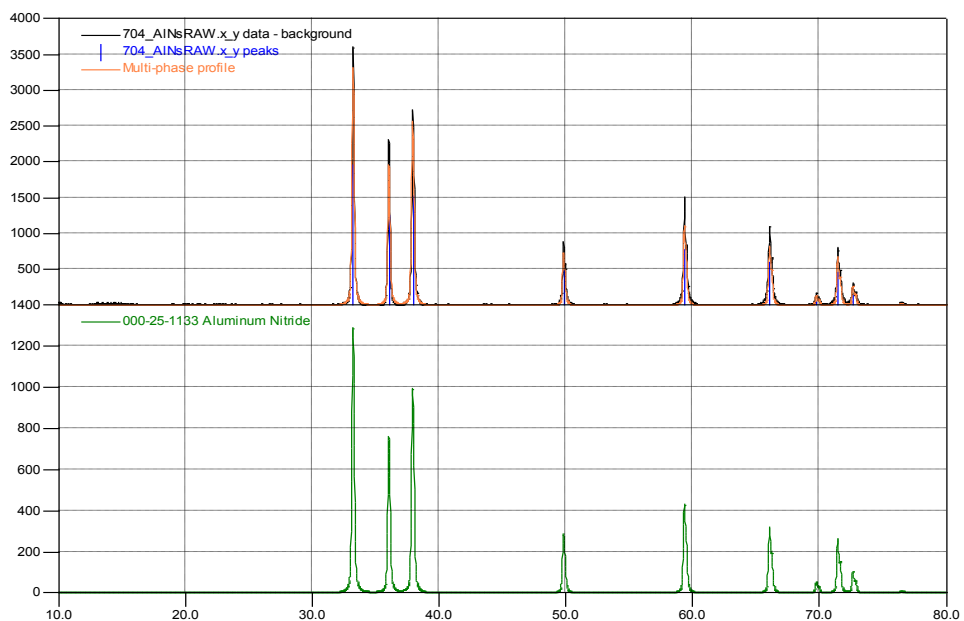


Рис. 1. Рентгенограмма порошка нитрида алюминия

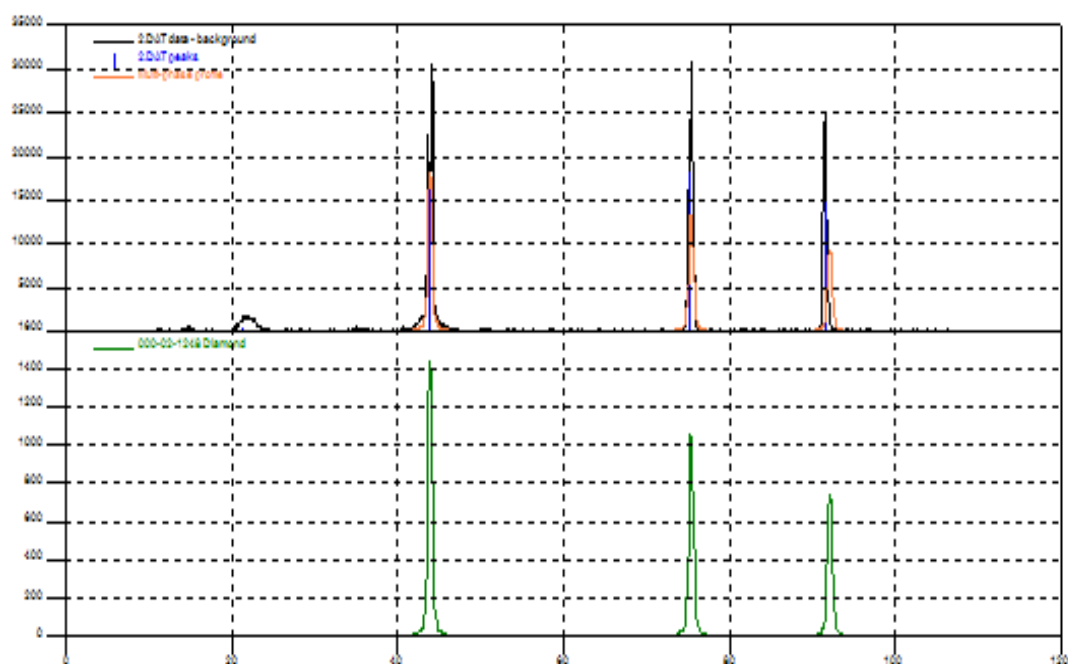


Рис. 2. Рентгенограмма порошка алмаза

Алмаз при определенных условиях претерпевает полиморфное превращение и переходит в графит, взаимодействует с другими веществами с образованием карбидов или сгорает. Превращение алмаза в графит может быть осуществлено в инертной атмосфере или в вакууме. При нагреве в атмосфере воздуха примерно при 500 °С, алмаз начинает гореть, о чем свидетельствуют данные синхронного термического анализа (рис. 3). В работе установлено, что в инертной атмосфере данный процесс начинается при других температурах. Для проверки были изготовлены образцы в виде дисков (диаметр 30 мм, толщина 5 мм). Диски изготавливали по стандартной керамической технологии. Порошок нитрида алюминия и порошок синтетического алмаза смешивали 1:1. Затем диски подвергались высокотемпературной обработке при различных режимах (таблица 1) в высокотемпературной печи.

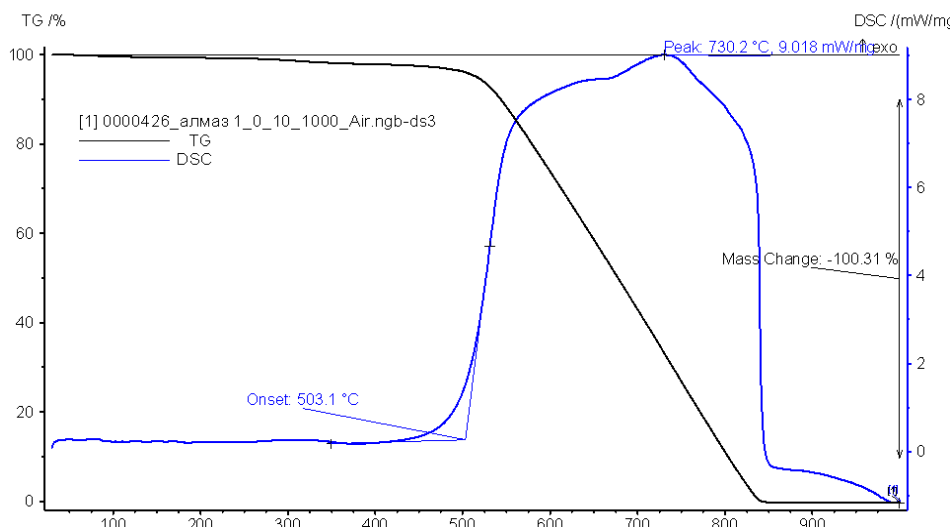


Рис. 3. Данные термического анализа порошка алмаза

Таблица 1. Параметры режимов термообработки

Режим	Максимальная температура, °C	Скорость нагрева, °C/мин	Атмосфера	Время выдержки, мин
1	1600	10	Азот	30
2	1780	10	Азот	240

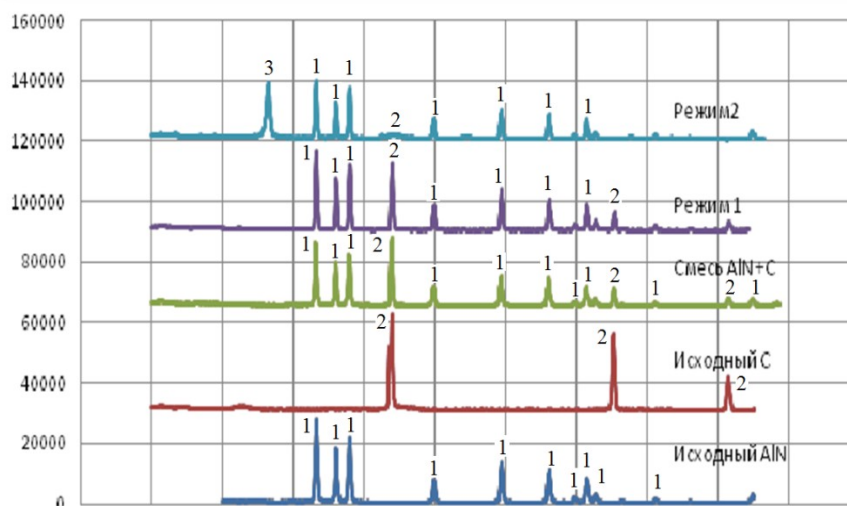


Рис. 4. Данные рентгеновского анализа образцов

1- Нитрид алюминия; 2- Углерод (алмаз); 3- Углерод (графит)

Полученные образцы исследовались методом рентгенофазового анализа (рисунок 4). Согласно полученным данным порошок алмаза сохраняется в смеси с нитридом алюминия при температуре до 1600 °C и выдержке 30 мин. С увеличением температуры и выдержки до заводских режимов спекания нитрида алюминия, происходит его полиморфный переход в форму графита. Следовательно, нужно обеспечить покрытие зерен алмаза тугоплавкими материалами для защиты его от контактных реакций и полиморфного перехода.

Вывод:

- 1) При нагреве порошка алмаза в атмосфере воздуха при 500 °C, алмаз начинает гореть.
- 2) В инертной атмосфере алмаз сохраняется до температуры более 1600 °C, далее с увеличением температуры и времени выдержки происходит взаимодействие между порошками и полиморфный переход алмаза в форму графита.
- 3) Для дальнейшего применения алмаза с нитридом алюминия требуется создать на поверхности алмаза барьер исключающий взаимодействие материалов и полиморфный переход.

ОСВОЕНИЕ ЛУНЫ

Иванова А.А.

Научный руководитель: Долгих А.Г., ассистент
МБОУ «Средняя общеобразовательная школа № 28»
Россия, г. Киселёвск, ул. Весенняя, 7, 652723
E-mail: ivanovatonya@tpu.ru

MOON EXPLORATION

Ivanova A.A.

Scientific Supervisor: assistant Dolgih A.G.
Municipal budgetary educational institution "Secondary school № 28"
Russia, Kiselevsk, Vesennyaya str., 7, 652723
E-mail: ivanovatonya@tpu.ru

В работе рассмотрены причины освоения Луны и возможные результаты данного процесса. Приведена историческая справка по освоению Луны СССР и США. Обозначены основные стратегии современного времени по освоению Луны.

The paper discusses the causes of Moon exploration and possible results of this process. The historical reference of the Moon exploration by USSR and the USA is shown. The main strategy for the development of the modern time Moon exploration is considered.

С достижениями современной космической техники человечество стало задумываться не только об освоении околоземного пространства, но и всего Космоса. Наиболее достижимой и оправданной целью, и в большей степени изученным космическим объектом является Луна (рис. 1). Выполняя функцию естественного спутника Земли, Луна выступает также самым близким к Солнцу спутником планеты. Луна - второй по яркости объект на земном небосводе после Солнца и пятый по величине естественный спутник планеты Солнечной системы. Среднее расстояние между центрами Земли и Луны - 384 467 км (~ 30 диаметров Земли) [1].



Рис. 1. Фотография Луны

В научном плане Луна представляет собой ценную базу для проведения разноплановых исследований в космологии, астрономии, планетологии и космической биологии. Изучение лунного грунта может помочь в решении вопросов создания и эволюционирования Солнечной системы и системы Земля-Луна. Луна может стать базой для построения обсерваторий наблюдения за удаленными областями Вселенной. Вследствие более низкой гравитации и отсутствия атмосферы на Луне можно получить более четкие и детальные изображения объектов наблюдения, чем на Земле.

С точки зрения геологии и освоения, на Луне обнаружены разнообразные полезные ископаемые, например, алюминий, железо, титан, которые являются ценными металлами на промышленном уровне.

Обнаружены залежи водяного льда. Поверхностный слой лунного грунта, называемый реголит содержит изотоп гелий-3, редко встречающийся на Земле. Данный изотоп может быть использован в ядерных реакторах в качестве топлива. В настоящее время стоит вопрос разработки методов добычи металлов, кислорода, гелия-3 на Луне. Как известно, на Земле, вследствие большой концентрации свободного кислорода в атмосфере, качество литья и сварки металлов становится хуже. При этом невозможно получить сверхчистые сплавы. На Луне для электроники, металлообработки, металлургии и материаловедения условия более благоприятные из-за наличия дешевой солнечной энергии и глубокого вакуума. Кроме того, можно рассмотреть вопрос выведения на Луну вредных и опасных производств.

На этом возможности освоения Луны не ограничиваются. С точки зрения космического туризма Луну выделяют как невероятные ландшафты, так и экзотичность подобного путешествия. Космические путешествия помогут привлечь не только средства, но и людей для освоения Луны. С целью более масштабного проникновения человечества на лунную поверхность, там необходимо развивать инфраструктуру. Но прежде чем строить перспективные планы по освоению Луны, вернемся к вехам истории и рассмотрим данный процесс в историческом аспекте.

В 1957 году началась так называемая космическая гонка между США и СССР, которая продолжалась 18 лет до 1975 года [2]. Первые победы в космической гонке были за СССР: первый искусственный спутник Земли, первые полеты в космос животных, первый полет человека в космос. 13 сентября 1959 года советская автоматическая межпланетная станция "Луна-2" (рис. 2) впервые достигла поверхности Луны. Первым искусственным спутником Луны также была советская станция "Луна-10" (рис. 3), запущенная 31 марта 1966 года. В 1970 году автоматическая межпланетная станция "Луна-17" несла на своем борту первый в мире, не знавший аналогов, планетоход, способный полноценно работать в условиях гравитации луны. Он получил название "Луноход-1" и предназначался для изучения поверхности, свойств и состава грунта, радиоактивного и рентгенологического излучения Луны.

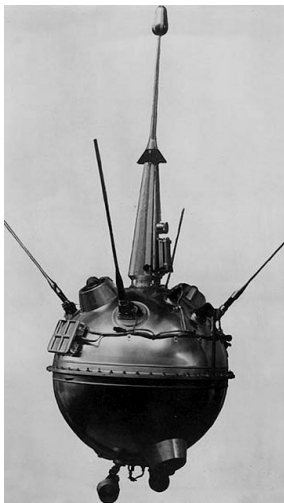


Рис. 2. Космический аппарат "Луна-2"

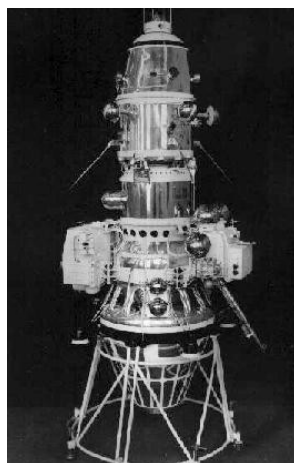


Рис. 3. Межпланетная станция Луна-10

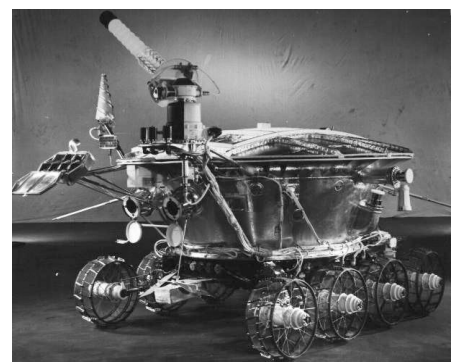


Рис. 4. "Луноход-1"

Однако именно американские астронавты впервые высадились на Луну [3]. Американские пилотируемые космические корабли высаживались на спутницу Земли шесть раз с 1969 по 1972 годы. Всего посадку на Луну совершили двенадцать человек (рис. 5): Нил Армстронг, Эдвин Олдрин, Чарльз Конрад,

Алан Бин, Алан Шепард, Эдгар Митчелл, Дэвид Скотт, Джеймс Ирвин, Джон Янг, Чарльз Дьюк, Юджин Сернан и Харрисон Шмитт. Все они - американцы, участники космической программы "Аполлон".



Рис. 5. Американские астронавты, участники космической программы "Аполлон"

Советская программа лунных пилотируемых полетов включала в себя ряд проектов и две параллельно выполнявшиеся программы: лунно-облетную и лунно-посадочную, имевших своей целью исследование Луны с помощью пилотируемых космических кораблей. Из-за соперничества между разными конструкторскими бюро проекты аналогичного предназначения одновременно и параллельно разрабатывались в двух, а то и трех из них. Так, разные варианты лунного корабля разрабатывались в КБ С. П. Королёва и В. Н. Челомея, а сверхмощный носитель для полета на Луну - в КБ Королёва, Челомея и М. К. Янгеля. Такое состояние дел было следствием плохой координации лунной программы и приводило к ненужному распылению сил и средств. Это стало одной из причин, по которым пилотируемые полеты к Луне и на Луну в СССР так и не состоялись [4].

Вернемся к настоящему времени и рассмотрим тему популяризации освоения Луны. Если раньше планы по освоению Луны фокусировались в основном на научных интересах, то сейчас стала не менее интересной тема путешествия на наш спутник. Некоторые частные иностранные компании, например, "Virgin Galactic" и "Bigelow Aerospace", строят долгосрочные планы на туристическое освоение Луны. Компания "Bigelow Aerospace" разработала расширяемый модульный дизайн космических коммерческих модулей для туристических целей. Данный вариант может стать недорогим решением с возможностью аренды или лизинга как для частного сектора, так и для национальных организаций по освоению космоса. Чтобы продемонстрировать факт начала эры расширяемых космических структур, "Bigelow Aerospace" запустила в июле 2006 года и июне 2007 соответственно "Genesis 1" и "Genesis 2" с 22 камерами на борту – тестовых предшественников предназначенного для проживания людей "BA-330" (рис. 6). Аппараты были выведены на ракетах "Днепр" с космодрома "Ясный" в Сибири. Следующей целью "Bigelow Aerospace" является размещение на орбите в 2015 году реального жилого пространства [5].

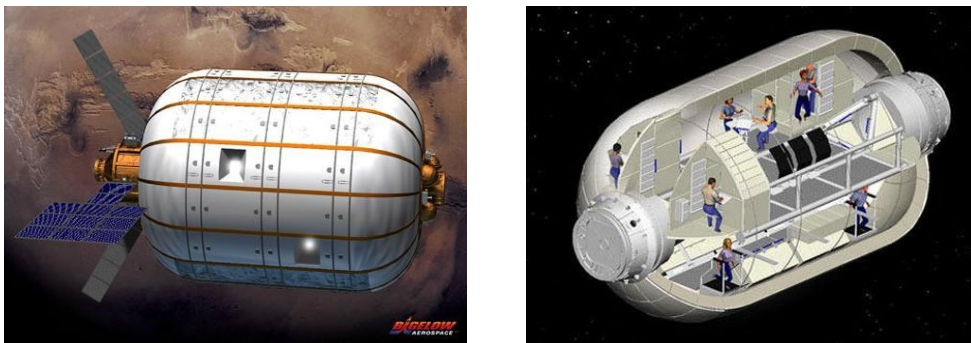


Рис. 6. Модуль ВА-330 для проживания шести человек

По некоторым сведениям американское космическое агентство NASA не планирует финансировать Международную космическую станцию (МКС) после 2024 года, поскольку новая главная цель агентства - доставить людей на орбиту Луны. NASA уже давно говорило о необходимости освоения более дальнего космоса, прежде чем отправлять людей на Марс. Новая колоссальная ракета SLS сможет доставить четырех астронавтов на лунную орбиту уже в 2021 году [6].

Таким образом, развитие новой перспективной космической техники в совокупности с целями космических агентств ведущих стран мира ставят перед человечеством всё более амбициозные задачи по освоению космоса. Поставленные задачи, тем не менее, должны приносить плоды не только в виде научных прорывов, но и окупать собственные затраты.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Астрономия. (Энциклопедия для детей. Том 8). - М.: Аванта +, 1997. - 688 с.
2. Караш Ю.Ю. Тайны лунной гонки. - М.: ОЛМА-ПРЕСС Инвест, 2005. - 473 с.
3. Голованов Я. Правда о программе "APOLLO". - М.: ООО Изд-во Яуза, ЗАО Изд-во ЭКСМО-Пресс, 2000. - 352 с.
4. Мишин В.П. Почему мы не слетали на Луну? -М.: Знание, 1990. - 64 с. (Новое в жизни, науке, технике. Сер. "Космонавтика, астрономия"; № 12).
5. Bigelow Aerospace – космические станции, отели, лунные базы в аренду [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.3dnews.ru/585998>, свободный.
6. NASA откажется от МКС ради Луны [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://hi-news.ru/research-development/nasa-otkazhetsya-ot-mks-radi-luny.html>, свободный.

3D-МОДЕЛИРОВАНИЕ КОРПУСОВ СПУТНИКОВ ФОРМАТА CUBESAT

Иванченко Е., Марков В., Мостипан Г., Подгорный И., Соломин Д.

Научные руководители: Доржиева С.Б., Кухарев А.С., Стасевский В.И., студенты кафедры ТПС ИНК ТПУ

Томский физико-технический лицей

Россия, г. Томск, ул. Мичурина, 8, 634049

E-mail: tftl@inbox.ru

3D-MODELING SATELITE FRAMEWORK OF FORMAT CUBESAT

Ivanchenko E., Markov V., Mostipan G., Podgornyj I., Solomin D.

Scientific Supervisors: Dorzhieva S.B., Kukharev A.S., Stasevsky V.I.,

students of Precision Instrument Making Department, TPU

Tomsk Physico-Technical Lyceum

Russia, Tomsk, Michurina Str., 8, 634049

E-mail: tftl@inbox.ru

Статья посвящена выполнению проекта по созданию 3D-модели корпусов формата CubeSAT. В ходе выполнения проекта получены представления о форматах корпусов, особенностях сверхмалых искусственных спутниках Земли и создание их 3D-моделей разных конфигураций. Конечным итогом выполнения проекта является распечатанная на 3D-принтере модель одного из корпусов CubeSAT.

The article is devoted to the implementation of the project on creation of 3D-models of buildings CubeSAT format. In the course of the project ideas are get about formats of framework, features of ultra-small artificial Earth satellites and the creation of 3D-models of various configurations. The end result of the project is printed the 3D-printer model is one of the frameworks.

Цель выполнения проекта – получение представления о форматах корпусов, особенностях сверхмалых искусственных спутниках Земли и создание их 3D-моделей разных конфигураций, а также создание реального корпуса CubeSATa с дальнейшим его распечатыванием на 3D-принтере.

Для выполнения поставленной задачи необходимо:

- 1) изучить особенности сверхмалых спутников, их возможности и области применения, а также детально рассмотреть различные варианты конструкции корпусов CubeSATов;
- 2) освоить программный пакет 3D-моделирования для того, чтобы создать 3D-модель корпуса;
- 3) передать и обработать 3D-модели в 3D-принтер;
- 4) поэлементно распечатать и собрать 3D-модель корпуса CubeSAT.

С 1999 года разрабатываются и используются спутники единого стандарта CubeSAT – малые спутники модульной кубической формы. Они имеют фиксированные габариты, которые могут меняться кратно, т.е. CubeSAT 1U (unit) - это космический кубик 100x100x100 мм, 2U - это уже два кубика т.е. 100x100x200 мм. На рисунке 1 приведены фотографии реальных спутников формата 1U и 3U.

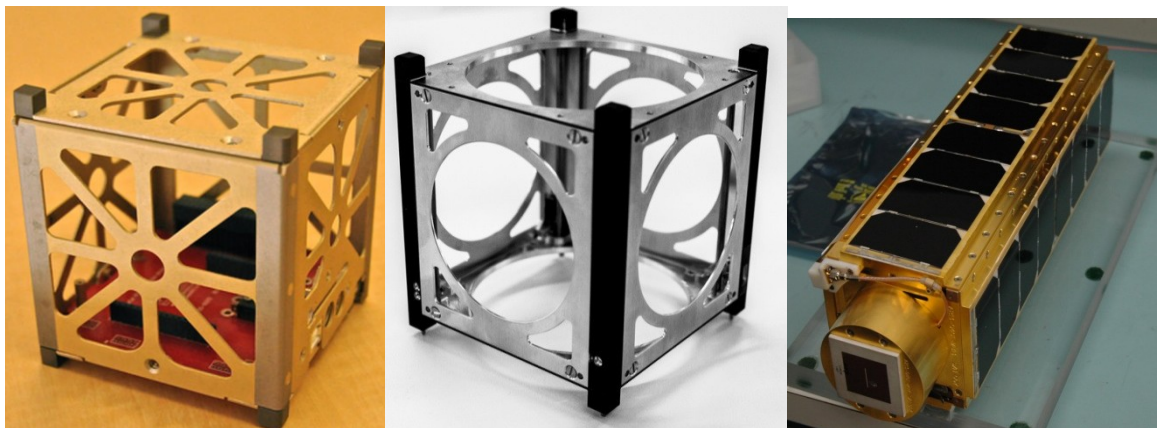


Рис. 1. Конфигурации CubeSAT формата 1U и 3U

Вес спутников не превышает 10 кг, что по международной классификации соответствует классу наноспутников [1]. Конструкция корпуса спутника представляет собой каркас, выполненный из анодированного алюминия или другого материала (композиционного либо специального пластика). Грани корпуса являются рельсами, по которым спутник скользит в момент отделения от ракеты-носителя. Боковые поверхности каркаса закрываются солнечными батареями. Внутри корпуса располагаются печатные платы различных систем спутника и полезной нагрузки. Такие спутники создаются из электронных компонентов, которые обеспечивает работоспособность космических беспилотных аппаратов до года, а иногда и больше. Большинство CubeSAT имеют один или два научных прибора (полезную нагрузку), которые выполняют определённые исследования в зависимости от их предназначения. Некоторые CubeSATы имеют небольшие выдвижные антенны, поверхностные или распахивающиеся солнечные батареи. Все детали CubeSATа надёжно закрепляются, чтобы в процессе полета не было случайного отделения элементов и не создавался дополнительный космический мусор. Для выведения обычных спутников конструируется специальный адаптер, который необходим для совмещения конкретного спутника и конкретной ракеты. На орбиту CubeSAT выводится при помощи специального контейнера с крышкой и пружинным механизмом. Выведение же наноспутников в космос возможно с помощью ракет, межорбитальных буксиров и с Международной космической станции космонавтами[2]. Все это дает возможность сравнительно недорого создавать космические аппараты частным компаниям, любителям, студентам и даже школьникам.

При моделировании корпусов CubeSATов (рис. 2) использовался конструкторский CAD пакет - российский программный комплекс САПР T-FLEX CAD для трехмерного проектирования и моделирования.

Этот комплекс применим в общем машиностроении и приборостроении, в аэрокосмической, автомобильной, судостроительной и других отраслях промышленности.

Система автоматизированного проектирования T-FLEX CAD предназначена для повышения эффективности труда конструктора-проектировщика:

- сокращает трудоёмкость проектирования и планирования;
- сокращает сроки проектирования;
- сокращает себестоимость проектирования и изготовления, уменьшение затрат на эксплуатацию;
- повышает качество результатов проектирования [3].

В процессе моделирования сначала был начерчен профиль. Затем с помощью основных операций 3D-моделирования - вращения и выталкивания – из двумерного профиля был получен трехмерная объемная модель.

Одновременно создавалось несколько вариантов 3D-моделей корпусов. Все они разные по конфигурации и сложности. На рис. 2 приведены 3D-модели корпусов.

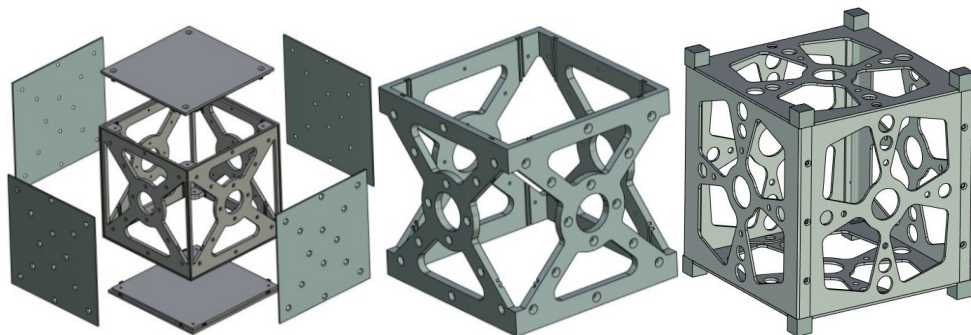


Рис. 2. 3D-модели различных конфигураций корпусов CubeSATов

После создания 3D-моделей было принято решение о создании распечатывании модели корпуса, приведенной на рисунке 3.

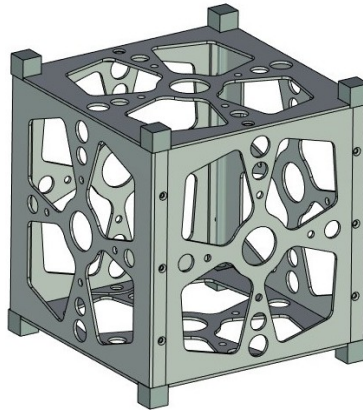


Рис. 3. 3D-модель корпуса для печати на 3D-принтере

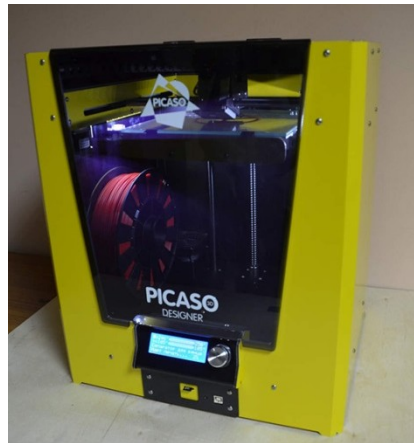


Рис. 4. 3D-принтер Picaso Designer и процесс печати

Подготовка к печати 3D-модели CubeSATa заключалась в следующем. Модель в формате .grb была переведена в формат .stl (специальный формат для 3D-печати). 3D-печать осуществлялась с использованием 3D-принтера Picaso Designer, имеющегося на кафедре точного приборостроения ИНК ТПУ. С помощью программы Polygon для 3D-принтера Picaso Designer («слайсер» для разложения 3D-модели на слои) 3D-модели корпуса (все элементы) были обработаны и подготовлены к печати. Затем элементы корпуса были распечатаны и собраны. На рисунке 4 показан принтер Picaso Designer и процесс печати на нем.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Спецификация конструкции CubeSAT – [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.satspec.ru/cubespec.html>, режим доступа, свободный.
2. Спутники стандарта CubeSAT– [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://CubeSAT.ru/ru/CubeSATs.html>, режим доступа, свободный/
3. Computer Aided Design– [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://portal.tpu.ru/SHARED/k/KSO/Files/TomskCAD/CAD/CAD.htm>

ДИАГНОСТИКА УСТРОЙСТВ НАБЛЮДЕНИЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ АСИНХРОННЫХ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕЙ

Кибартайте Е.В.

Научные руководители: к.т.н. Кибартас В.В., к.т.н. Кибартене Ю.В.

Павлодарский государственный университет им. С. Торайгырова

Казахстан, г. Павлодар, ул. Ломова 64, 140000

E-mail: vkibartas@yandex.ru

Для надежной и корректной работы устройств наблюдения электромеханических показателей асинхронного электродвигателя необходима система диагностики этих наблюдательных систем. [1,2]. Предложенная система, показана на рисунке 1, содержит трехфазный датчик тока, включенный входами между выводами обмоток статора электродвигателя и выходами силового управляющего устройства, два датчика напряжения и блок вычисления скорости. Входы первого датчика напряжения подключены к первому и второму выходам силового управляющего устройства, входы второго датчика напряжения подключены ко второму и третьему выходам силового управляющего устройства. Первый, второй и третий входы блока вычисления скорости подключены соответственно к первому, второму и третьему выходам трехфазного датчика тока, четвертый вход блока вычисления скорости подключен к выходу первого датчика напряжения, а пятый вход блока вычисления скорости подключен к выходу второго датчика напряжения. Первый, второй и третий входы блока диагностики подключены к первому, второму и третьему входам блока вычисления скорости, четвертый и пятый входы блока диагностики подключены к четвертому и пятому входам блока вычисления скорости, шестой вход блока диагностики подключен к выходу блока вычисления скорости и соединен с первым входом запоминающего устройства. Выход блока диагностики подключен ко второму входу запоминающего устройства и входу блока индикации. Блок диагностики, указан на рисунке 2, реализует алгоритм [3] и содержит шесть компараторов, семь логических элементов НЕ, блок логической функции ИЛИ, блок логической функции И и логический элемент ИЛИ.

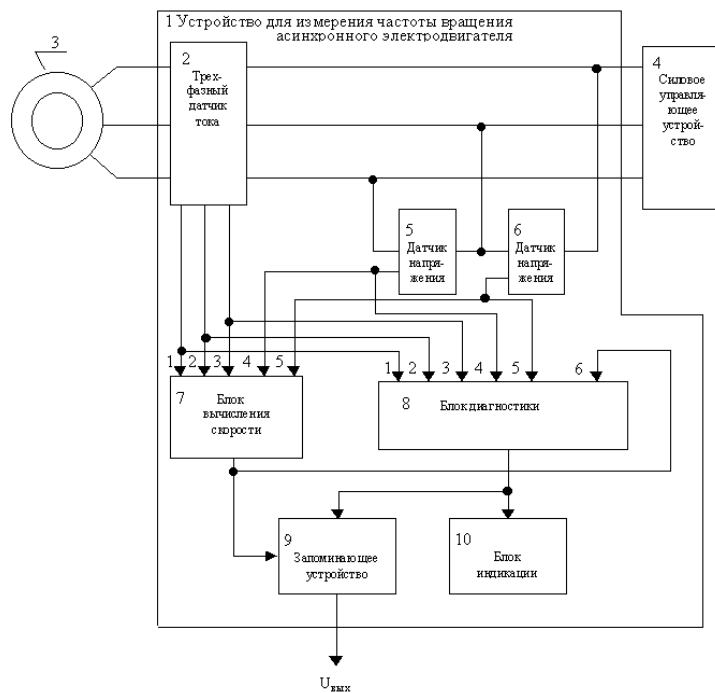


Рис. 1. Функциональная схема подключения устройства для измерения частоты вращения асинхронного электродвигателя

Входы первого, второго, третьего, четвертого, пятого и шестого компараторов образуют соответственно первый, второй, третий, четвертый, пятый и шестой входы блока диагностики, выходы первого, второго, третьего, четвертого, пятого и шестого компаратора подключены соответственно через первый, второй, третий, четвертый, пятый и шестой логические элементы НЕ к первому, второму, третьему, четвертому, пятому и шестому входам блока логической функции И и блока логической функции ИЛИ. Выход блока логической функции ИЛИ подключен через седьмой логический элемент НЕ к первому входу логического элемента ИЛИ, второй вход которого подключен к выходу блока логической функции И. Выход логического элемента ИЛИ, реализующий функцию $Y = f(i_A, i_B, i_C, U_{AB}, U_{BC}, U_{вых})$, является выходом блока диагностики.

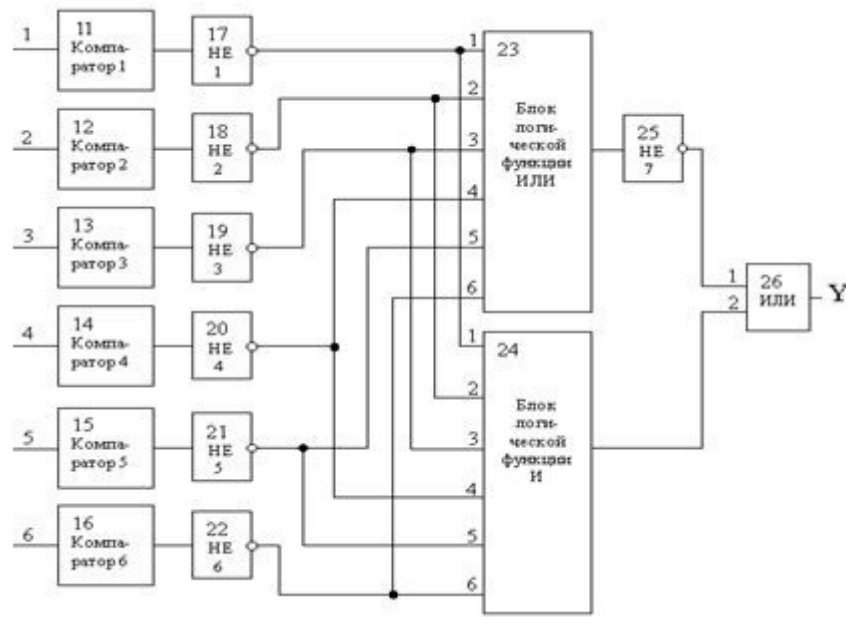


Рис. 2. Функциональная схема блока диагностики

Частота вращения асинхронного электродвигателя вычисляется в блоке вычисления скорости 7 по выражению [1]:

$$U_{вых} = \frac{-\frac{1}{AL_\mu} \frac{di_{s\alpha}}{dt} - \frac{L_r^1}{L_\mu} R_s i_{s\alpha} + R_r^1 i_{r\alpha} + \frac{L_r^1}{L_\mu} U_{s\alpha}}{-(L_\mu i_{s\beta} + L_r^1 i_{r\beta})},$$

где: $A = \frac{1}{(L_s L_r^1 - L_\mu^2)}$; L_r^1 – полная индуктивность обмотки ротора;

L_μ – взаимная индуктивность обмоток статора и ротора; R_s, R_r^1 – соответственно активные сопротивления обмоток статора и ротора; $U_{s\alpha}$ – напряжение статора по оси α ; $i_{s\alpha}, i_{\beta s}, i_{r\alpha}, i_{\alpha r}$ – токи статора и приведенные токи ротора по осям α и β .

Диагностирование блоков 2, 5, 6, 7, обеспечивающих измерение частоты вращения асинхронного электродвигателя, осуществляется путем контроля выходных координат и их дальнейшего преобразования блоком диагностики 8 по заданному алгоритму [3]. Каждый из входных сигналов блока диагностики 8 преобразуется в контрольный сигнал логических уровней. Сигнал с блока логической функции ИЛИ

инвертируется логическим элементом НЕ и поступает на первый вход логического элемента ИЛИ, а сигнал с блока логической функции И поступает на второй вход логического элемента ИЛИ, выходной сигнал которого показывает в каком состоянии находится устройство измерения частоты вращения электродвигателя: в аварийном (логический ноль) или нормальном (логическая единица) режимах. Если нарушения нормального функционирования блоков 2, 5, 6, 7 отсутствуют, то текущий выходной сигнал с выхода блока вычисления скорости проходит через запоминающее устройство без коррекции и определяет действительную частоту вращения асинхронного электродвигателя. Если имеют место нарушения нормального функционирования блоков 2, 5, 6, 7, то текущий выходной сигнал с выхода блока вычисления скорости не проходит через запоминающее устройство. Величина сигнала на выходе запоминающего устройства соответствует при этом частоте вращения до наступления аномального режима, а именно, предыдущему измеренному значению частоты вращения, записанному в параллельный регистр запоминающего устройства при нормальной работе. Блок индикации при этом сигнализирует о произошедшем нарушении.

Принцип диагностирования и предупреждения последствий технологических аварий может быть реализован на типовых элементах электротехники. Применение предлагаемых подходов позволит сократить время поиска неисправности при нарушении нормального режима работы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Устройство для измерения частоты вращения асинхронного электродвигателя: пат. РК по заявке № 2001/0178.1-7837/ Мельников В.Ю., Кибартас В.В., Кибартене Ю.В., Зигангирова Е.В.
2. Новые средства и методы контроля электротехнических устройств на основе интеллектуальных структур. Мельников В.Ю., Кибартас В.В., Кибартене Ю.В. Международная конференция «Социальные и экономические аспекты развития региона: потенциал, проблемы и перспективы». г. Павлодар 1-3 ноября 2001 г. Павлодарский университет.
3. Алгоритм диагностики устройств автоматизированного электропривода. Международная конференция «Энерго- и ресурсосберегающие технологии Прииртышья» г. Павлодар 20-22 декабря 2001 г. Мельников В.Ю., Кибартас В.В., Кибартене Ю.В.

ВЬЕТНАМСКИЕ ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ ЗЕМЛИ

Ло Зуи Бао

Руководитель: Ло В.А., магистрант каф. ТПС ИНК ТПУ

Высшая школа Ле Куи Дон

Вьетнам, провинция Тхай Бинь, г. Тхай Бинь

E-mail: lovanhao.pro@gmail.com

THE VIETNAMESE ARTIFICIAL EARTH SATELLITES

Lo Duy Bao

Supervisor: Lo V.H, student

High school Le Quy Don

Viet Nam, the provincial Thai Binh, city Thai Binh

E-mail: lovanhao.pro@gmail.com

4 октября 1957 года первый искусственный спутник Земли с названием ПС-1 успешно был запущен в космос советскими учеными в СССР. Это событие стало мировым прорывом и обозначило научно-технический прогресс человечества в процессе исследования космоса. До сегодняшнего дня число

искусственного спутника на околоземной орбите, отслеживаемых средствами контроля космического пространства, составляет более 3 тысяч единиц. Смотри на это его огромное число, отмечает важную роль в каждой сфере нашей жизни. Спутник предназначен для предоставления услуг телерадиовещания, передачи данных, услуг мультимедиа, обеспечения президентской и правительственной связи, телефонии и т.д [1].

На сегодняшний день много стран в мире обладают своими спутниками. Из этих стран есть Вьетнам. В 2008 и 2012 года Вьетнам запустил свои 2 спутника Винасат-1 и Винасат-2.



Рис. 1. Спутники Винасат-1 и Винасат-2

Винасат-1 был выведен в апреле 2008. "Винасат-1" - телекоммуникационный спутник, запуск которого позволяет улучшить качество вьетнамского телевидения, интернета и телефонной связи, а также заняться мониторингом стихийных бедствий.

Компания Vietnam Telecom International (VTI), инвестор и оператор спутника, в течение нескольких лет ведет переговоры с потенциальными клиентами. Первыми пользователями услуг спутника предположительно станут радио "Голос Вьетнама", Вьетнамское телевидение, Министерство общественной безопасности и Министерство обороны.

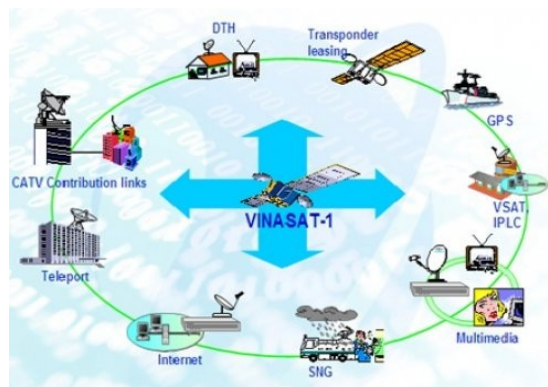


Рис.2. Применения спутника в жизни

В 2012 года Вьетнамский спутник связи "Винасат-2 " успешно выведен на орбиту. Запуск второго в истории СРВ собственного телекоммуникационного спутника при помощи ракеты-носителя Ariane-5 состоялся на космодроме Куру во Французской Гвиане. "Винасат-2 " массой 2,97 тонны был создан американской корпорацией Lockheed Martin. Этот запуск обеспечивает дальнейшее развитие телекоммуникационной сферы Вьетнама, а также полностью удовлетворить растущие потребности СРВ и ряда стран региона в цифровых системах связи. В зону охвата VINASAT-2, помимо Вьетнама, попадет территория Лаоса, Камбоджи, Таиланда и часть территории Мьянмы[2].

Третий Вьетнамский маленький спутник Ф-1 был разработан и построен космическим исследовательским отделом " FSpace" FPT университета. Ф-1 отправили в космос в июле прошлого года с космического корабля НТВ-3 в Японии. Спутник Ф-1 имеет форму кубическую 10 см и вес 1 кг [3].



Рис. 3. Вьетнамский маленький спутник Ф-1

Четвертый спутник VNREDSat-1 является первым наблюдательным спутником Вьетнама. Спутник способен фотографировать целые участки на поверхности Земли. VNREDSat-1 разработан и изготовлен компанией EADS Astrium Франции,. Спутник был выведен на орбиту в мае 2013 года [3].



Рис. 4. Спутник VNREDSat-1

Второй наблюдательный спутник "MicroDragon", разработанный отечественными инженерами, будет сконструирован в сентябре 2016 года и выведен на орбиту в 2018 году. Это станет новым шагом в процессе развития так называемых искусственных спутников «Made in Vietnam», что также откроет хорошую возможность молодым инженерам развивать свой талант. Спутник «MicroDragon» будет использован в исследовательских целях для оценки качества морской воды, определения местоположения морских ресурсов и наблюдения за природными явлениями, происходящими вдоль вьетнамского морского побережья, в интересах рыбной промышленности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Запуск "Протона" со спутником "Экспресс-АМ8" назначен на понедельник - [Электронные ресурсы] - <http://ria.ru/science/20150914/1249635692.html>. -14/09/2015.
2. Второй вьетнамский спутник связи успешно выведен на орбиту - [Электронные ресурсы] - <http://www.iksmedia.ru/news/4332672-Vtoroj-vetnamskij-sputnik-svyazi.html#ixzz426yRxcwS>. - 16/05/ 2012
3. Những vệ tinh của Việt Nam đang trong vũ trụ - [Электронные ресурсы] - <http://khoahoc.tv/nhung-ve-tinh-cua-viet-nam-dang-trong-vu-tru-46329>

МНОГОРАЗОВЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Тажихан Б.Т.

Научный руководитель: Колесникова М.В.

E-mail: balnurtajikhan@gmail.com

Цели работы

- 1) Разработать теоретическую модель многоразового ракетного двигателя
- 2) Выявить, обосновать и экспериментально проверить условия функционирования сохраняемых ступеней ракет.

Задачи исследования:

Разработать экспериментальный метод спасения ступени. Обосновать экономическую целесообразность и проверить теоретические данные на практике.

Методы исследования:

- Анализ теоретической литературы по теме
- Практические расчеты
- Испытание модели
- Анализ официальных источников об уже существующих ракетах.

Актуальность темы:

Эта тема и определенные ее аспекты недостаточно изучены, но ведь нельзя проигнорировать тот факт что у нас есть возможность повторного использования мощных двигателей. Необходимо приложить некоторые усилия, и выявление способов сохранения ступеней значительно повысит экономику нашей страны. Практическая значимость этой работы высока, так как уже многие люди зависят над этой темой.

Ярким доказательством тому что наука активно развивается, является пиротехника, которая была придумана в Китае десятки тысячи лет назад и развиваясь достигла до уровня ракетной техники. Двадцатый век сложно представить без этой отрасли науки, так как с появлением ракет качество жизни человечества возросло. К примеру спутников, обеспечивающих нас теле и радиовещанием, навигационной связью и применяемых в различных других научных целях, доставляют на орбиту Земли именно ракетополетники.

Так как у всего существующего на этом свете есть две стороны, у ракетной техники тоже есть свои, которых нельзя проигнорировать, ведь последствия могут быть и разрушительными. Ракета является затратным транспортом и состоит в основном из трех ступеней (трехступенчатая ракета), ступень выработавшая свое топливо отделяется, так как она уже не пригодится для дальнейшего полета. При отделении ступень и двигатели разбиваются, то есть они становятся непригодными для дальнейшего использования, это и есть минус трехступенчатой ракеты. Двигатели могли бы использоваться несколько раз, но после падения их уже не используют, они выходят из строя. А так же с экологической точки зрения объекты побывавшие за пределами атмосферы подвергаются излучению, после падения они отчасти несут опасность. Двигателей можно было использовать повторно если пренебречь условиями падения и разбиванием, но пока для каждого запуска ракеты применяют все новые двигатели. Это огромный ущерб для страны, которая запускает эти ракеты, ведь сохранением ступеней можно было бы и не раскошелиться как это делается сейчас.

Анализируя все вышесказанное, я хочу предложить свою идею насчет сохранения ступеней ракет. Сейчас в строительстве используется монтажная пена, ей характерна быстрое увеличение в объеме после распыления. В лютые морозы пена обеспечивает в доме тепло, а в сильную жару прохладу, также пена

используется для установки пластиковых окон и дверей, то есть он является прочной. Суть участия пены в сохранении ступеней состоит в этом:

- 1) Разрабатывается пена с принципом работы идентичной монтажной пене
- 2) Компоненты этой пены подобраны специально для активации в космосе
- 3) Помещение пены в специальную посуду и прикрепление ко второй ступени ракеты
- 4) Пена автоматически распыляется при отделении третьей ступени и полностью покрывает третью ступень, тем самым обеспечив мягкую посадку отделившейся ступени

Основными компонентами монтажной пены являются полиуретан и хладон (модель хладона R11). После вспенивания, под влиянием давления хладон расширяет пену. Эта модель хладона работает только при таких земных условиях как, большое давление и летняя температура воздуха. По собственным исследованиям я пришла к выводу что многое зависит от хладона и для активирования пены в космосе нужно заменить хладон R11 на R22. Хладон R11 хорошо вступает в реакцию и работает при низком атмосферном давлении и низкой температуре. Чтобы расширение и отвердевание пены произошло быстро можно включить в ее состав сильные катализаторы, для объема увеличить долю хладона.

По реализации данного проекта есть одна проблема. При сильном нагревании температура повышается до $+1000^{\circ}\text{C}$, а термостойкость монтажной пены $+125^{\circ}\text{C}$. Для защиты пены ее можно покрыть новым инновационным, жидким материалом RE-THERM.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Развею миф о монтажной пене, а так же о ее производителях – (<https://www.forumhouse.ru/threads/71167/page-6>)
2. Алпатов А.В. Двигательные установки и энергосистемы
3. <http://www.termocons.md/>
4. Системы спасения моделей ракет – (http://modelist-konstruktor.com/v_mire_modelej/sistemy-spaseniya-modelej-raket)
5. Пилотируемые полеты на Луну. Шунейко Иван

СЕКЦИЯ №7

SPACE ENGINEERING

COLONIZATION OF PLANETS BY HUMANITY: MYTH OR REALLY?

Damdinov B.O.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: damdinov.94@mail.ru

КОЛОНИЗАЦИЯ ПЛАНЕТЫ ЛЮДЬМИ: МИФ ИЛИ РЕАЛЬНОСТЬ?

Дамдинов Б.О.

Научный руководитель: Иванова В.С., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: damdinov.94@mail.ru

The humanity seeks for conquering a galaxy. Colonization of other planet will be one of the biggest step to space exploration. The humanity have managed a lot of achievements in the space exploration sphere in short period of time. Many researches of space have been realized. Many planets have been explored for determination of possibility for their colonization, and methods how they can be reached. Among all the planets of the solar system, Mars is the most similar to Earth. In this article it is written about colonization of this planet. It will also consider projects that are currently developing in this area.

Человечество стремится покорить галактику. Одним из самых больших шагов к освоению космоса будет колонизация другой планеты. В течение очень короткого времени человечеству многого удалось достичь в области космонавтики. Были проведены многочисленные исследования космоса. Было изучено много планет для определения возможности их колонизации, а также способы добраться до них. Среди всех планет солнечной системы планета Марс имеет самое большое сходство с Землёй. О колонизации этой планеты будет говориться в данной статье. Также будут рассмотрены проекты, которые в данный момент развиваются в этой сфере.

Introduction

Lately the humanity thinks about colonization of any planet suitable for life. There are many planets similar to our Earth which locate outside of Solar system. One of the major challenges is to get to these planets, which will take years. Thereby, we must choose a planet, which is located in the Solar system.. Venus isn't suitable for life. The average temperature on all surfaces of Venus sometimes exceeds four hundred eighty degrees Celsius, and pressure of the atmospheres is in ninety times more than Terrestrial. The planet is completely surrounded with the clouds, which almost consist of sulfuric acid and there are often acid rains on planet surfaces. Jupiter does not have surface and almost completely consists of helium and hydrogen and the strongest winds never stop in the atmosphere. The other planets are also not suitable for life, except Mars [1]. Afterwards, in the course of studying of the splinters of the meteorites falling from a surface of Mars to the Ground fossilized remains of microorganisms have been found.

In scientifically fantastic movies and books colonization of other planets seems idle time. We only need to make the leap into "hyperspace" on your star cruiser, and you punch the put space time and instantly you arrive to the destination. In reality it doesn't look that beautiful. Mankind will colonize the planet by series of small steps, since successful accommodation on low Earth orbit [2].

In order to understand the process of Mars colonization, first of all it should be briefly examined the different phases of activity which will be necessary to make in transforming the Red Planet. The author have chosen four main phases, which are called "exploration," "base building," "settlement," and "terraforming".

The phase of research of the colonization of Mars was made through telescope reviews. It is necessary to learn resources on the red planet, and also the optimum location for the basis and the settlement of people. To

determine an operations procedure, which people will be based and by means of what can live on Mars and perform useful operations on essential areas of a surface of Mars.

The following phase is a construction phase. In this phase we should conduct agricultural, industrial and chemical researches. Thereby, the humanity wants to know if they could turn the Martian raw materials into useful resources. In these missions the question whether it is possible to provide from Martian air, fuel and oxygen in a phase of construction of a basis for colonization are raised. The purpose of this mission is to grow crops on Mars, to be able to make ceramics, metals, plastics and all kinds of other minerals. The initial phase of research can demand small team in number of 4 people working from the base camps widespread in areas of a Martian surface. The phase of construction of a basis will require division of labor. This phase should involve a lot of people. The big team must have lumps of the equipment and have a lump of power supplies for these devices as energy on Mars meanwhile won't manage to be got.

If turn out well supports of a considerable part of the population on Mars from local resources, it is possible to begin a phase of settlement of the red planet. This phase will help to create a new human civilization on Mars. And further, by the growing opportunity to transform the Red planet.

However, long-term accommodation in Martian colonies will demand transformation of the planet, so-called terraforming. Terraforming includes a rise in temperature on Mars to terrestrial conditions. The only realistic way to make it — to construct blocks of processing of the soil, which will pump up super greenhouse gases like methane and ammonia in the atmosphere of Mars. These gases will absorb solar energy and to warm the planet, starting emission of carbon dioxide from the soil and polar ice caps. As carbon dioxide increases in the atmosphere, pressure will fall, providing additional heat and formation of the oceans. Eventually the colonists will begin to do without space suits though will be forced to carry oxygen cylinders.

After several decades later Mars will be almost indistinguishable from Earth. If it will happen, Mars can become the second home for people.

People can't inhale the atmosphere of Mars, which red planet have at this moment. Plants from the Earth could be planted on the surface of Mars to make it possible to create the soil and oxygen. Presence of pressure considerably would bring benefit to human settlers. People will be able to breathe and walk without spacesuits, therefore, it was possible to accelerate to the process of colonization of Mars. Also, it is necessary to create special structures or buildings for storage and use by people of air from Earth. Such buildings have very big expenses and aren't really convenient [3].

Among extraterrestrial bodies in our solar system, Mars is unique in this. Red planet possesses all the raw materials required to support not only life, but a new branch of human civilization. This uniqueness is illustrated most clearly if we compare Mars and Moon, the most frequently cited alternative location for extraterrestrial human colonization [4].

Difference of Mars from the Moon that it is rich with carbon, nitrogen and oxygen, in all biologically available forms, such as CO₂ gas and gas of nitrogen and so on. These components of the Moon are only present in paucity, also as well as gold in sea water on Earth. Oxygen of course enough on the Moon, but there is a problem that she is in densely connected oxides, such as SiO₂, Fe₂O₃, MgO and Al₂O₃. According to knowledge which is collected during all the time, scientists have put forward the theory. The theory says that if Mars was smooth and all permafrost, which is present on Mars has thawed and would turn into water, then all planets would be covered by the ocean more than 100 meters from the surface of Mars. This judgment gives plus towards Mars. In order to grow plants on the Moon, it is necessary to import much of our planet Earth.

Also not only metals (or example, copper), and such elements as sulfur and phosphorus are interesting to humanity. While Mars has almost all elements stated above numerous number. On Mars, as well as on Earth, there were hydrological and volcanic processes which, most likely, will concentrate various elements in local concentrations of quality mineral ore. Judging by mineral resources, it is possible to draw optimistic conclusions. And on the Moon there were no events connected with water or volcanic actions. As a result of the Moon is made of rocks of garbage with very small difference in ores which represent useful concentration something interesting [5].

The most important difference of colonists of Mars from colonists of any other planet, Martian inhabitants will be able to live quietly on a surface. Won't hide from various storms and will be able freely to grow up grain crops on a surface of Mars. Mars is a place where people can increase population and supporting itself by those materials which are made of local Martian raw materials. Mars is placed where the actual civilization, can be developed not only a scientific outpost and mining industry, but also various fields of activity which are in the interests of humanity. It is also possible to create interplanetary trade, Mars and Earth - where people will be able to be engaged in export in all fields of activity [6].

Everything that has been described above, can be made ideally. But in reality there will be set of difficulties. It isn't enough events on the colonization of Mars.

There is a project called Mars One. It is the private project directed by the Bass Lansdorp and assuming flight to Mars with the subsequent basis of a colony on his surface and broadcast of all events per television. At the moment the project has already carried out several stages of realization of creation of a colony on Mars. In 2013 the international selection of astronauts has been made. And also in 2015 technical and psychological training of the selected 24 candidates, obtaining skills of a survivor in the isolated environment and in the conditions which are brought closer to Martian started.

Also, there is such project as Inspiration Mars Foundation — the American non-profit organization (fund) founded by Dennis Tito, planning to send in January, 2018 the piloted expedition for flight on Mars with return to Earth. In 2013 the Inspiration Mars Foundation fund has held a press conference to announce the plan of fund to provide an equipment, to get services to start on the carrier rocket, to select crew from marrying men and women. Now fund raising, lacking for a start is made.

If to look even more widely and further, then it is possible to consider the project under the name Hundred-Year Starship-the project of NASA and DARPA for preparation of the piloted flight in distant space. The project assumes preparation within hundred next years of the piloted expedition for other star systems [7].

At the moment, "Mars One" project, has the largest commitment to the colonization of Mars than the other projects. Technology development continues, so in the future we might be able to colonize Mars.

REFERENCES

1. Solar System Planets: Order of the 8 (or 9) Planets [Electronic resources] –2016. – URL: <http://www.space.com/16080-solar-system-planets.html>
2. Will We Ever Colonize Mars? (Op-Ed)[Electronic resources]– 2015 – URL: <http://www.space.com/30679-will-humans-ever-colonize-mars.html>.
3. The Economic Viability of Mars Colonization [Electronic resources] – 2015 – URL: <http://www.aleph.se/Trans/Tech/Space/mars.html>.
4. The cosmic abundances of potassium, uranium, and thorium and the heat balances of the Earth, the Moon, and Mars [Electronic resources] – 1955 – URL: <http://www.pnas.org/content/41/3/127.short>.

5. Colonization of Mars - Wikipedia [Electronic resources] – URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Colonization_of_Mars
6. The colonization of space. Gerard K. O'Neill. Princeton University [Electronic resources] – 1975 – URL: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1975-2041>.
7. How to colonize Mars [Electronic resources] – 2015 – URL: <https://www.theguardian.com/science/political-science/2015/nov/05/how-to-colonize-mars>.

MINING OF NATURAL RESOURCES IN SPACE

Dorzhieva S.B.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: dsuranzan@mail.ru

ДОБЫЧА ПРИРОДНЫХ РЕСУРСОВ В КОСМОСЕ

Доржиева С.Б.

Научный руководитель: Иванова В.С., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: dsuranzan@mail.ru

This article is an overview of information about the extraction of natural resources in outer space. Earth exhaustible natural resources and mining in space begins to develop, and is an alternative. This is determined by the relevance of the article. Measures to study the asteroids began relatively recently, in 2015, so the problem is poorly understood and requires further research. The article describes the research plans of companies "Planetary Resources" and "Deep Space Industries", are engaged in asteroid mining.

Данная статья является обзором информации о добыче природных ресурсов в космическом пространстве. Земные природные ресурсы исчерпаемы, а добыча полезных ископаемых в космосе начинает развитие и является альтернативным вариантом. Этим определяется актуальность статьи. Мероприятия по исследованию астероидов начались относительно недавно, с 2015 г., поэтому данная проблема мало изучена и требует дальнейших исследований. В статье описываются планы исследований компаний «Планета ресурсов» и «Глубокая космическая индустрий», которые занимаются промышленным освоением астероидов.

There are a lot of minerals in the world. Nothing is useless in nature. Now geologists continue to discover new deposits. But unfortunately it is exhausted. It has formed more than a million years ago in depths of the Earth. We all know that most of the minerals are formed from asteroids. In the future, they are an excellent source of minerals.

Asteroids are primordial material left over from the formation of the Solar System. They are scattered throughout it: some pass close to the Sun, and others are found out beyond the orbit of Neptune. A vast majority have been collected by Jupiter's gravity into a belt between it and Mars – an area known as the Main Belt. As it turns out, astronomers have been discovering thousands of asteroids that do not belong to the Main Belt, but instead pass near Earth's orbit – more than 11,000 to date, with over a thousand more discovered every year [1].

Many of these asteroids are in range and many also contain huge reserves of resources: from the water, ending with platinum. Their use will provide an almost infinite source that will establish stability in the world, to increase the well-being of humankind, as well as create a basis for the presence and space exploration.

There are more than 1,500 asteroids are also easily accessible, as well as to the moon. Their orbits intersect Earth's orbit. Such asteroids possess small force of gravity, which facilitates the task takeoff and landing.

Resources asteroids have a number of unique features, which makes them even more attractive. Unlike Earth, where heavy metals are closer to the core metals on asteroids are distributed throughout the facility. Thus, they are much easier to extract. And asteroids contain precious minerals, such as iron, nickel, water, PGM (platinum group metal) and gold [2].

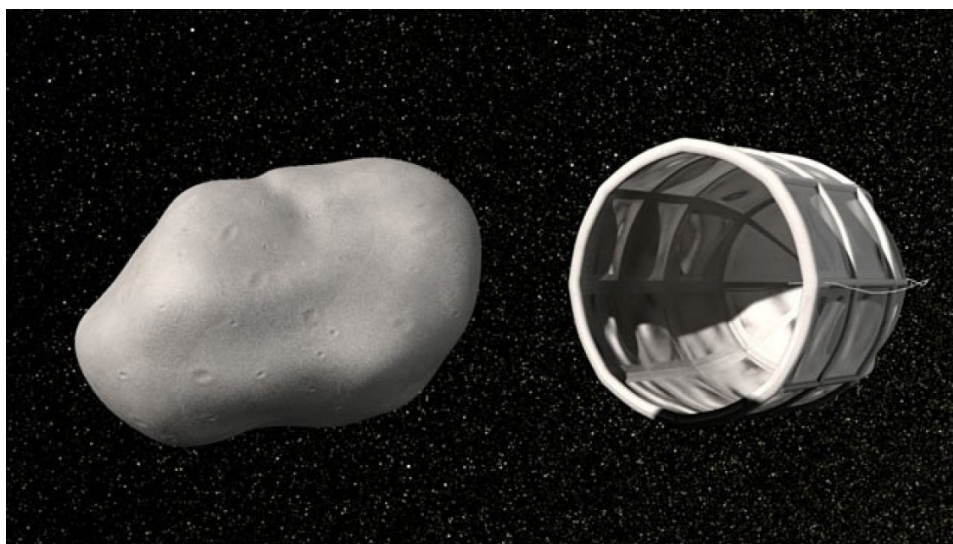
In 2015 the US Congress passed a bill, according to which US companies can conduct resource extraction in the cosmic bodies [3].

The two companies entered into the scientific sphere and to do business and recreation on the idea that these sources in outer space can be recovered and returned to Earth. Planetary Resources is the first company for the extraction of raw materials to the asteroids. Deep Space Industries, Inc. has released a fleet of exploratory spacecraft in 2015, and plans to engage cleaning of metal, and water from the near-Earth asteroids within a decade or so [4].

At the first press conference were named following objectives: to explore space and its natural resources; to increase global GDP by one trillion dollars. This groundbreaking start-up will create a new definition of environmental resources and a new industry. It has been calculated that a single 100-foot-long asteroid can accommodate \$25 billion to \$50 billion in platinum by company Planetary Resources. Precious metals in outer space contains a huge number of. When the availability of these resources will increase the cost of appliances such as televisions, computer monitors, handheld devices, phones, will decrease. And the same in the presence of these metals will give you the opportunity to use them in mass production.

The extraction of objects in space is the most environmentally friendly option. This statement is confirmed by Anderson: "Breaking the earth's crust not only is terribly Intrusive from an environmental point of view, but it's actually very expensive and very difficult. Why not go to the source?" Eric Anderson is one of the first space tourists and co-founder and co-chairman of Planetary Resources.

Planetary resources want to use oxygen and hydrogen from water on the asteroid (pic. 1). Water can serve as a shelter from dangerous radiation as obstacles and also be used by astronauts to avoid dehydration and to grow food. Asteroids can be set up as "refuelling point" for spaceships.



Pic. 1. Capture an asteroid saturated with water for extraction of resources by Planetary Resources' ship

Planetary Resources plans to use unmanned spacecraft for the production of chemical propellants, precious metals, including gold and platinum, and water. By 2020, the company's founders expect to create in space "fuel storage" [5].

Deep Space Industries, or DSI was officially announced its opening on 22 January 2013, after 9 months establishment the company "Planetary Resources". DSI is an American private company, working in the field of space technology and resources area.

FireFly is the first spacecraft proposed Deep Space Industries. It is designed to make visits to asteroids and mineral survey, before of extraction. FireFly share missile with large number of communications satellites in order to lower costs. DSI plans to launch a second satellite called dragonfly in 2018 with the ability to load 150 kg asteroid material [6].

DSI expects to begin production of metals and water on asteroids by 2023. And dividing the water into oxygen and hydrogen will provide interplanetary rocket propellant. Precious metals such as gold, platinum, which are extracted from the asteroid may be transported to the ground. It will be recycled and may be put up for sale. Other metals, nickel, iron can be used to create a large space communications platforms or solar power. These may initially be used for the construction of military bases and disaster-affected areas. Only after that they can be used for clean energy and communications through the planet.

In addition, one of the objectives of the two companies is the reduction in technology development costs, which will enable humanity to use space resources. But the extraction of resources on the Earth, too expensive. The costs of development and production of hundreds of millions of dollars. These companies are spending money, trying to find a new mineral assets. Mining of mineral resources stretched for decades. Thus, the time frame and costly extraction of natural resources in space will be comparable to the earth. But in spite of the financial problems, this activity will stop the degradation of Earth's natural resources.

REFERENCES

1. Planeta Resource - [Electronic resources] – Access mode: <http://www.planetaryresources.com/asteroids/asteroids-types-of-asteroids>
2. Poleznye iskopaemye v kosmose - [Electronic resources] – Access mode: <http://zolotodb.ru/articles/technical/10880>
3. Mining asteroids is legalized in the US - [Electronic resources] – Access mode: <http://sverdport.lg.ua/?p=210917>
4. Minerals in Space - [Electronic resources] – Access mode: <https://sites.google.com/a/maine207.org/economic-geology-in-the-21st-century/minerals-in-space>
5. Companies plan to mine precious metals on asteroids, moons - [Electronic resources] – Access mode: <http://techstew.com/post/2012/04/24/Companies-plan-to-mine-precious-metals-on-asteroids-moon.aspx>
6. Commercial Asteroid Hunters announce plans for new Robotic Exploration Fleet - [Electronic resources] – Access mode: <http://www.prweb.com/releases/2013/1/prweb10346181.ht>
7. Asteroid-Mining Project Aims for Deep-Space Colonies - [Electronic resources] – Access mode: <http://www.space.com/19368-asteroid-mining-deep-space-industries.html>

SOME CHARACTERISTICS OF JUNO SPACECRAFT

Dzoz G. Ya., Gerasimchuk E. V.
Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Kuimova M. V.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: dzozgy1997@gmail.com, gera-33@mail.ru

НЕКОТОРЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЮНОНА»

Дзозь Г. Я., Герасимчук Е. В.
Научный руководитель: Куимова М. В., доцент, к. п. н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: dzozgy1997@gmail.com, gera-33@mail.ru

В статье рассматриваются вопросы развития ракетно-космической отрасли и научно-исследовательских космических аппаратов. Планируется, что в июле 2016 года, аппарат «Юнона» выйдет на орбиту Юпитера. «Юнона» – автоматическая межпланетная станция НАСА, запущенная 5 августа 2011 года для исследования Юпитера. Данная миссия имеет ряд целей: изучение гравитационного и магнитного полей Юпитера, проверка гипотезы о наличии у планеты твёрдого ядра. Космическому аппарату «Юнона» предстоит сделать снимки северного и южного полюсов планеты. «Юнона» измерит тепловое излучение, исходящее от глубин планеты, что позволит дополнить данные о составе планеты, распределении воды и кислорода. Авторы исследуют некоторые характеристики космического аппарата «Юнона» и задачи, которые ему предстоит решить.

The article describes the importance of the development of the aerospace industry and scientific-research spacecrafts. It is expected that in July 2016, Juno will enter Jupiter's orbit. Juno is NASA's automatic interplanetary station. It was launched on August 5, 2011 to study Jupiter. This mission has several purposes: to study the gravitational and magnetic fields of Jupiter, test the hypothesis about the presence of a solid inner core on the planet. The spacecraft Juno will take pictures of the north and south poles of the planet. Juno will measure the heat radiation coming from the depths of the planet. It will complement the data on the composition of the planet, the distribution of water and oxygen. The authors study some characteristics of Juno spacecraft and the tasks, which it has to solve.

Nowadays space technologies have so widely taken root in the modern life of human society that the refusal of them would lead to the degradation of a whole civilization because with the help of aerospace industry it is possible to develop society in general. For this reason, we invest considerable money in the development of new space technology and in particular on spacecrafts.

Spacecraft (SC) is a technical device intended for various tasks in space. In addition, it is used for carrying out research and other activities connected with celestial bodies, sometimes in direct contact with them. There are different types of spacecrafts. They are distinguished by functions, operating modes, types of control and purposes [1]. Monitoring, analysis of planets and outer space, inspection of space bodies of the Solar system and also carrying out experiments in outer space are among the main goals of space devices development. In recent years a number of space-rocket systems, such as “Philae”, “Dawn”, “Curiosity”, “New Horizons”, “Vostok (meaning *East*)”, “Voyager-1”, Juno and many others have been created.

In our opinion, one of the most interesting scientific research is the SC Juno. It weighs about 3,625 kg and has the size of 20 m with deployed solar panels.

Juno or Jupiter Polar Orbiter is the second successfully launched SC from the “New Boundaries” research program. The program has set the goal to study the remote corners of the Solar system. The developer of the Jupiter Polar Orbiter project was Scott Bolton with his team. A preliminary preparation ended in 2008. Then the production of the components of automatic station started. The most part of the radio equipment of Juno was made in Italy. Final assembly of the spacecraft was carried out by Lockheed Martin Space Systems. The cost of the project is

estimated as \$1.1 billion. The special mission to research Jupiter is assigned totally to this automated interplanetary station [2].

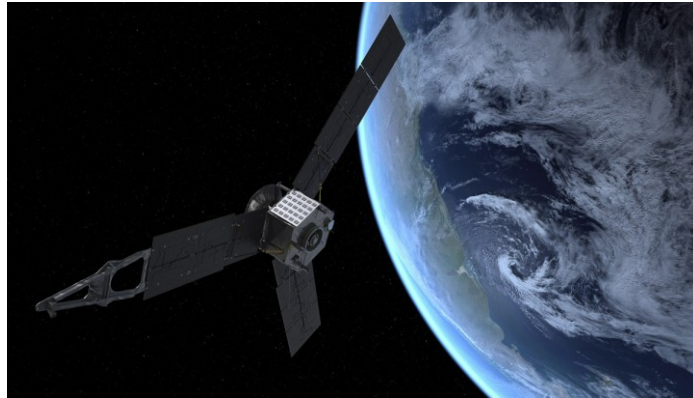


Image 1. Juno leaves Earth's orbit

On August 5, 2011 when the average distance to Jupiter was equal to 778.55 million km. (5.2 AU), the unmanned SC Juno was launched. It was delivered to Earth orbit by the Atlas-5 rocket.

For a long time the largest planet of the Solar System hasn't left the scientists indifferent because its surface is badly studied, especially at its poles [3]. This problem is also intended to be solved by Juno which orbit was constructed to take pictures of the poles of Jupiter. Juno will help enrich scientists' understanding of giant planets.

Juno has a number of objectives. It has to:

- study the atmosphere;
- determine the content of water and ammonia on the planet;
- confirm the solid inner core of the planet and its size;
- observe the magnetosphere and the formation of winds [4, 5].

Juno flight has been continuing for 5 years. It will reach its target on July 4 in 2016. It is planned that it will make 32 turns around Jupiter. Each turn takes about 14 Earth' turns.

Most of the time of the flight, Juno uses solar batteries (the area of which is 60 square meters). For the high speed of the probe, it was decided to use the force of gravity and perform gravity assists.



Image 2. Juno's approximation to Jupiter

What about electronic equipment of Juno? It was placed in a titanium cube to protect it from strong radiation of Jupiter. To study Jupiter, Juno has been equipped with various technical devices, which include:



Image 3. Juno spacecraft

- mass spectrometer JADE with fix particles in the aurora;
- particle detector JEDI that displays the distribution of ions of helium, hydrogen and oxygen in a magnetic field;
- magnetometer MWR which amounts a map of the planet's magnetosphere;
- spectrograph ultraviolet UVS to capture the image of Jupiter's aurora;
- visible spectrum camera JunoCam that gives color pictures of the planet at a close approximation to it;
- detector of plasma and radio waves;
- infrared camera JIRAM which takes photos and video with high resolution.

At the moment, the space station continues its flight at the maximum solar lighting. Now Juno is in the final stretch of its way to Jupiter. The unit is in excellent working condition. Its movement velocity in relation to our planet is about 29 km/s.

Thus, scientific-research spacecrafts such as Juno play a huge role in the life of modern society. They help people increase knowledge of the entire universe and its separate bodies: planets, moons, stars, etc. Spacecrafts do not only describe various celestial bodies and their location, they also provide information about different unknown materials. This in turn results in the improvement of a variety of technical devices and more rapid development of civilization.

REFERENCES

1. Belous A.I., Solodukha V.A., Shvedov S.V. Space electronics. M.: Technosphere century, 2015. 695 p.
2. Giant Jupiter. Start of AMC Juno. <http://galspace.spb.ru/index262.html> (accessed 5 March, 2016).
3. Polyushko D.A., Kuimova M.V. Challenges of manned missions to Mars // *Molodoj uchenyj*. 2015. № 10 (90). C. 293-295.
4. Juno Overview. https://www.nasa.gov/mission_pages/juno/overview/index.html (accessed 5 March, 2016).
5. Latest News About the Juno Mission to Jupiter. <http://www.space.com/topics/nasa-juno-jupiter-mission-news> (accessed 5 March, 2016).

**AUSFÜHRLICHE ERFORSCHUNG DES ERHALTENS VON MAGNESIUM-BIKARBONAT
AUS HYDROMAGNESITS**

Fateyev P.V.
Scientific Supervisor: Fr. Dr. E. Prokhorez
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: daiki24@mail.ru

**ПОДРОБНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПОЛУЧЕНИЯ БИКАРБОНАТА МАГНИЯ
ИЗ ГИДРОМАГНЕЗИТОВОЙ ПОРОДЫ**

Фатеев П.В.
Научный руководитель: Прохорец Е.К., доцент, к.п.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет,
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: daiki24@mail.ru

Magnesia Bindemittel hat eine Reihe von einzigartigen Eigenschaften wie erhöhte Biegefestigkeit, geringe Schwindung, hohe Druckfestigkeit, Verschleißfestigkeit und Elastizität. Der wichtigste Nachteil ist die geringe Wasserbeständigkeit, die für ihre Zunahme, wurde ein Verfahren zur Herstellung und die Zusammensetzung der Fluidmisch durch Hydromagnesit zu entwickeln entschieden.

Целью исследовательской работы является разработка состава и способа получения эффективной жидкости затворения на основе гидромагнезита для магнезиального вяжущего. Жидкость затворения на основе гидромагнезита имеет высокий коэффициент водостойкости, что делает её более перспективной нежели другие.

Hydromagnesit (auch Magnesia alba oder helles Magnesia) ist ein eher selten vorkommendes Mineral aus der Mineralklasse der „Carbonate und Nitrate“. Er kristallisiert im monoklinen Kristallsystem mit der Zusammensetzung $\text{Mg}_5(\text{CO}_3)_4(\text{OH})_2 \cdot 4\text{H}_2\text{O}$, ist also chemisch gesehen ein wasserhaltiges Magnesiumcarbonat mit Hydroxidionen als zusätzlichen Anionen [1].

Hydromagnesit wird industriell zusammen mit Huntit zu anorganischen Flammschutzmitteln verarbeitet. Hydromagnesit hat die Eigenschaft unter thermischer Beanspruchung sich endotherm unter Abgabe von Wasser und Kohlendioxid zu zersetzen. Hierdurch wird die Brandausbreitung bei der Verwendung in Kunststoffen verhindert. Als festes Zersetzungsprodukt bleibt Magnesiumoxid übrig. Die Zersetzung beginnt schon bei, für Flammschutzmittel niedrigen, 200 °C, was gegenüber anderen Flammschutzmitteln, wie Aluminiumhydroxid einen Vorteil darstellt [1].

Hydromagnesit ist durchsichtig bis durchscheinend und entwickelt nur kleine, nadelige bis tafelige Kristalle, die meist in büscheligen Aggregaten angeordnet sind. Oft bildet er allerdings auch massige Aggregate und krustige Überzüge. Die Oberflächen der farblosen bis weißen Kristalle weisen einen glasähnlichen Glanz auf. In Aggregatform oder Krusten schimmert das Mineral dagegen eher perlmuttartig oder ist matt [2].

Hydromagnesit ist durchsichtig bis durchscheinend und entwickelt nur kleine, nadelige bis tafelige Kristalle, die meist in büscheligen Aggregaten angeordnet sind. Oft bildet er allerdings auch massige Aggregate und krustige Überzüge. Die Oberflächen der farblosen bis weißen Kristalle weisen einen glasähnlichen Glanz auf. In Aggregatform oder Krusten schimmert das Mineral dagegen eher perlmuttartig oder ist matt [3].

Hydromagnesit stellt ein Verwitterungsprodukt von magnesiumhaltigen Mineralien (Brucit, Serpentin) bzw. Gesteinen (Ultramafit, Dolomit, Marmor) dar. In Dolomit und Marmor kann es das Resultat einer hydrothermalen Umwandlung der entsprechenden Gesteine sein. Hydromagnesit kommt typischerweise als Verkrustungen oder Ausfüllung von Klüften und Hohlräumen vor.

Weiterhin kommt Hydromagnesit in (Kalkstein-)Höhlen als Speläothem bzw. als sog. Mondmilch vor. Hier wird es durch magnesiumreiche Sickerwässer gebildet. Nach Calcit und Aragonit ist es das häufigste speläotheme Mineral.

Eine Besonderheit ist, dass Hydromagnesit, ähnlich Calcit und Aragonit auch von lebenden Organismen gebildet wird. Es ist bekannt, dass Stromatoliten unter alkalischen Bedingungen (pH>9) Hydromagnesit.

Die wichtigsten physikalischen und chemischen Kenndaten sind in der folgenden Tabelle 1 zusammengefasst.

Tabelle 1. Die wichtigsten physikalischen und chemischen Kenndaten [3]

<u>ChemischeFormel</u>	$\text{Mg}_5[\text{OH}(\text{CO}_3)_2]_2 \cdot 4\text{H}_2\text{O}$
<u>Mineralklasse</u>	Carbonate 05.DA.05 (nach <u>Strunz</u>) 16b. 07.01.01 (nach <u>Dana</u>)
<u>Kristallsystem</u>	monoklin
<u>Kristallklasse</u>	2/m, Punktgruppe: P 2 ₁ /c
<u>Farbe</u>	farblos, weiß
<u>Strichfarbe</u>	weiß
<u>Mohshärte</u>	3,5
<u>Dichte (g/cm³)</u>	2,16 - 2,20
<u>Glanz</u>	Glasglanz, Seidenglanz, Perlglanz
<u>Transparenz</u>	transparent bis durchscheinend
<u>Bruch</u>	uneben
<u>Spaltbarkeit</u>	perfekt nach {010}, schlecht nach {100}
<u>Habitus</u>	Krusten oder Büschel
<u>Zwillingsbildung</u>	lamellar nach {100}

Wässriger Magnesium Bikarbonat wurde durch Karbonieren von Magnesium Hydromagnesithergestellt gebacken bei verschiedenen Temperaturen (400 ° C, 500 ° C, 600 ° C, 700 ° C) für 30 Minuten in destilliertem Wasser bei einem Druck von 2 MPa Kohlendioxid.[4]Um den Vorgang des Karbonierens zu aktivieren, wirdkaustische Magnesia Pulver in einer Menge von 2,5 Gewichts-% eingesetzt. Na_2CO_3 wirkt hierbei als Katalysator und beeinflusst die Bildung von Endprodukten, die Bildung des Reaktionsprodukts in Form einesinstabilen Doppelsalzes $\text{Na}_2\text{Mg} (\text{CO}_3)_2 \cdot n\text{H}_2\text{O}$. In Übereinstimmung mit dem Gesetz der Gleichgewichtskonzentrationenzerfällt dieser Doppelsalz durch eine reversible Reaktion in ihre ursprünglichen Bestandteile zu MgCO_3 mit Defektstruktur zu bilden und Na_2CO_3 wieder in Gegenwart von CO_2 und reagiert mit dem $\text{Mg} (\text{OH})_2$ und MgCO_3 .

Der Autoklav wurde verschlossen und es wurde CO_2 unter einem Druck von 2 MPa zugeführt. Das Karbonierenzeit ist 30 Minuten. Zur effizienteren Prozessablauf Autoklav mit einem Rührer, die die Lösung unmittelbar nach der Gaszufuhr rührt. Nach dem Vorgang des Karbonierenwird erhaltenen Lösung von Magnesium-Bikarbonat zusammen mit ungelöstem Niederschlag dem Autoklaven entnommen.

Danach wurde die Konzentration von Magnesium-Ionen und Bikarbonat-Ionen bestimmt, die Druckfestigkeit der Proben auf Basis von Magnesia Bindemittel unserer Fluidmisch sowie Wasserbeständigkeit wurde Koeffizient bestimmt.

Zur Bestimmung der Festigkeit ist erforderlich, eine zur Bildung Proben der erforderlichen Größe homogenen Teig zu erhalten $2 \times 2 \times 2$ cm. 100 g kaustische Magnesia wird zugegeben, dazu 50 ml Magnesium-Bicarbonat, alles wird gründlich gemischt, um einen homogenen Teig zu erhalten. Der Teig wird dann in eine Silikonform gegossen. Nach dem Aushärten werden sie Wasser, Exsikator und Luft aufgeben. Nach 14 Tagen des Härtens der Druckfestigkeit wurde auf der Presse bestimmt. Die Ergebnisse sind in Tabelle 2 gezeigt.

Tabelle 2. Die Kenndaten von Magnesium-Bicarbonat

№	BrenntemperaturHydromagnesit, °C	UmgebungHärten	Koeffizienten der Wasserbeständigkeit	Druckfestigkeit, MPa
4.1	400	Luft	3,72	4,74
4.2		Luft.-Wasser.		15,56
4.3		Wasser		17,65
5.1	500	Luft	3,62	4,77
5.2		Luft.-Wasser.		14,03
5.3		Wasser		17,28
6.1	600	Luft	4,11	4,06
6.2		Luft.-Wasser.		14,98
6.3		Wasser		16,69

Die Arbeit festgestellt, dass die Druckfestigkeit der Proben in Wasser und Luft und feuchter Umgebung bietet ähnliche Werte. Haltbarkeit in Luft ist 3-4 mal weniger Haltbarkeit in Wasser und Luft und feuchter Umgebung.

Der höchste Druckfestigkeit (17,65 MPa) in Wasser bei Härte wurde unter Verwendung Hydromagnesit, bei 400 ° C gebacken

Wenn die Brenntemperatur von 600 ° C wurde mit dem höchsten Koeffizienten der Wasserbeständigkeit, aber die niedrigste Druckfestigkeit wegen der niedrigen Konzentration von Mg_2^+ -Ionen und HCO_3^- erhalten.

Wenn die Brenntemperatur 400° C wurde durch ausreichend hohe Geschwindigkeit der Wasserbeständigkeit, der höchsten Druckfestigkeit des Härtens in einem wässrigen Medium, und die größte Konzentration an Magnesium-Ionen und Hydrogencarbonat-Ionen erhalten.

QUELLENVERZEICHNIS

1. L. A. Hollingbery, T. R. Hull: The Fire Retardant Behaviour of Huntite and Hydromagnesite - A Review, in: Polymer Degradation and Stability, Band 95 (2010), S. 2223-2225 (imWebarchivvom 18. Juli 2011)
2. Braithwaite, C. and Veysel Zedef, Living hydromagnesite stromatolites from Turkey, Sedimentary Geology, Volume 106, Issues 3-4, November 1996, Page 309, DOI: 10.1016/S0037-0738(96)
3. Fr. von Kobell: Ueber den Hydromagnesit von Kumi auf Negroponte, in: Journal für praktische Chemie, Band 4, Leipzig 1835 in der Google-Buchsuche
4. Способ получения ультрадисперсных порошков карбонатов: патент РФ № 2374176; заявл. 10.10.2007; Смирнов А.П., Лотов В.А., Архипов В.А., Прохоров А.Н., Резников И.В.; опубл. 27.11.2009, Бюл. № 2374176. – 2 с.

FLIGHT TO MARS USING THE RS-25 ENGINES

Golousenko M.A., Scherbakov V.V.
Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Kuimova M.V.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: max.ze2013@yandex.ru, 87nar@sibmail.com

ПОЛЕТ НА МАРС ПРИ ПОМОЩИ ДВИГАТЕЛЕЙ RS-25

Голоусенко М.А., Щербаков В.В.
Научный руководитель: Куимова М.В., доцент, к.п.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: max.ze2013@yandex.ru, 87nar@sibmail.com

People are exploring space trying to open new horizons in our solar system. The main goal of today's scientists and researchers is Mars because the conditions on this planet are similar to the Earth ones. Therefore, in order to find the second home people invest a lot of money in space projects. These projects promote the developments of old and new technologies. Currently, scientists launch spacecrafts which will practice landing techniques, explore the soil and atmosphere of the Red Planet. The article discusses the issues of using liquid rocket engine RS-25, with which researchers suggest to send a spacecraft to Mars.

Люди давно покоряют космос, стремятся открывать все новые горизонты нашей солнечной системы. Главной целью ученых на сегодняшний день является Марс, а все по тому, что условия на этой планете схожи с земными. Поэтому для того, чтобы найти себе второй дом человечество вкладывает в эти проекты огромные деньги. С этими проектами развиваются старые и появляются новые технологии. В настоящее время, запускаются космические корабли, которые будут отрабатывать технологии посадки, исследовать грунт и атмосферу Красной планеты. Статья посвящена рассмотрению вопросов использования жидкостного ракетного двигателя RS-25, с помощью которого ученые предполагают отправить космический корабль к Марсу.

Science is not static. Every country wants to achieve excellence in a particular activity. Nowadays countries develop Mars space projects. The colonization of Mars has a psychological aspect. People must discover something new. There are broad prospects to create a complex on Mars to protect against asteroid and meteorite impacts. Moreover, the area of the Red Planet can be used for the development of technology and as a burial ground for hazardous waste [1].

That is why humanity spends a lot of money on space exploration. Spaceflight projects for the 20th century cost Americans a large amount of about 25 billion dollars! [2]; 70% of the money was spent on the design of Apollo 11. It was the spacecraft that made the first landing on the Moon. Subsequent design and flights were cheaper. Flight to Mars with humans on board will be several times more expensive, primarily because of the large distances. The distance between Earth and Mars is 55.76 million kilometers. However, Earth can be more distant from Mars due to their position in their orbits. The distance can be much more than 401 million kilometers [3].

Money is necessary to plan the development of spacecrafts, astronauts' protection and fuel. Moreover, many things that will be discussed below are closely connected with this very important point – money. Space is fraught with dangers for man and his life, and high costs are necessary to prevent any problems. Professionals need to anticipate every detail, not only in space but also on Earth! Now, humanity is able to create spacecrafts that can be controlled remotely in space and on the ground.

If there are humans in the spacecraft, it must be equipped with all facilities for people to feel comfortable during the long months of flight. In addition, the spacecraft should be simple, without superfluous extra features that are not needed during the flight, as well as to have a certain weight in order to be safe and avoid debris and solar radiation [4]. From the technical point of view, the spacecraft must be equipped with RS-25 modern engines. We are going to research why the spacecraft should have this engine, compare it with another powerful engine and identify its drawbacks.

Rocket engines, “the RS-25”, also known by another famous name SSME (Space Shuttle main engine), were developed by Rocketdyne (USA) in the 70s of the 20th century (1972-1977). RS-25 was designed for the Space Shuttle Program (SSP) which appeared over 30 years ago. Over time, it has been subjected to many changes and transformations. SLS will use four RS-25 engines to send the spacecraft Orion with humans into far space.

If we assume the distance from Earth to Mars (it is approximately 55-100 MM km) and make simple calculations, we can reach the surface of Mars in approximately 150-300 days with the help of engines RS-25. For the flight, it is necessary to use a minimum of four engines of this model to take off from Mars. The first test was carried out at the site A-1 in the Space center John Stennis (Mississippi, USA). The engine ran in a special test mode for about 9 minutes at the maximum capacity. As a result, the experts had the opportunity to measure the pressure levels of fuel entering the engine in its combustion chamber and at the output [5].

Here is a good example why this engine is useful for flying. The comparison of the RS-25 with its main rival the RD-170 is presented in the table:

Table 1. Comparison of engines' characteristics

Characteristics	Engines	
	RE-170	RS-25
Creation time	1981	1972—1977
Class	LRE	LRE
Fuel	Kerosene	Liquid Hydrogen
Oxidizer	Liquid Oxygen	Liquid Oxygen
Combustion chamber	4	1
Mass	21.495 lb (9.750 kg)	7474 lb (3390 kg)
Length	4000 mm	4240 mm
Diameter	3600 mm	2400 mm
Working hours	150	520
Pressure in the combustion chamber	242 atm	186.5 atm
Expansion ratio	36.87	77.50
Thrust-to-Weight ratio	82.66	73.12
Specific Impulse	In Vacuum: 337.2 (3308 m/s) At Sea Level: 309.5 (3036 m/s)	In Vacuum: 452.5 (4439 m/s) At Sea Level: 363 (3561 m/s)

Analyzing this table, it can be argued that the RS-25 creates a more significant impetus than the RE-170. The pressure in the combustion chamber has a lower value, resulting in lower risk of explosion. The main advantage is the use of fuel, liquid hydrogen whose density is almost 10 times less than that of kerosene. By means of it, the RS-25 runs 3.5 times as long as the RE-170. In conclusion, we want to note that though RS-25 develops the same speed as the RE-170, the main advantage of the proposed engine is relatively lighter weight and simpler structure. One advantage of the SSME is that it is equipped with a remote control system [6]. This difference could presumably be overcome with additional engineering cost.

Speaking more specifically, SSME is not exactly a new invention. It includes all the technology of past years. However, the system is not the same as was used in RE-180. As to the unit of the turbo pump, the resource for

two dozen launches was installed and included a minimum of moving parts. Now Americans are realizing their mistakes and trying to apply already-developed equipment (over fifty years of technical models) and buy all accessible components. That way they can obtain cheap schemes. The modernization of the RS-25 is an attempt to extend the life of the scientific-technical backlog. In fact, LRE has reached its theoretical maximum. The improvements aim only in the direction of increasing reliability and systems reusable for the duration of the work [7].

More often attention is paid to the cooling system because it is located near the four engines which can lead to mutual heating, potentially resulting in melting of the engine nozzles. Many scientists have struggled with a solution to this problem. Based on the article, written by Valentin Glushko [8], we conclude that the combination of the invention of Glushko and the use of a cooling system would provide a solution to this problem. Now a combustion chamber with two walls is used for cooling. With its help cooling is achieved by means of Liquid Oxygen which flows between the walls of the combustion chamber. V. Glushko made copper combustion chamber. As copper is an excellent conductor of heat, and thus heated by the burned fuel, it can give the accumulated heat to the environment without melting at the same time. According to this, you can create two walls of the combustion chamber by combining works of the scientist and the current cooling system. The outer wall is composed of poorly heat conductive metal and the inner part of copper which will not cool the combustion chamber.

After examining the engine RS-25, we came to the conclusion that there are no other matches for the flight to Mars as it has sufficient power with low weight. We want to believe that all the discovery of scientists will not go in vain, and people will be able to visit Mars.

REFERENCES

1. Hronomir. <http://hronomir.ru/zachem-cheloveku-letet-na-mars-zachem-ego-kolonizirovat/> (accessed 5 March, 2016).
2. Aerojet Rocketdyne will resume the production of the rocket engine RS-25. http://www.arms-expo.ru/news/kosmoss/aerojet_rocketdyne_vozobnovit_proizvodstvo_raketnogo_dvigatelya_rs_25/ (accessed 5 March, 2016).
3. What is the distance between Mars and Earth. <http://universeru.com/2013/04/kakoe-rasstoyanie-mezhdu-marsom-i-zemlej/> (accessed 5 March, 2016).
4. Полюшко Д.А., Куимова М.В. Challenges of manned missions to Mars // Молодой ученый. 2015. № 10 (90). С. 293-295.
5. The RS-25 engine, designed to run the next generation of the SLS system, successfully passed the first test. <http://www.dailytechinfo.org/space/6645-reaktivnyy-dvigatel-rs-25-prednaznachenny-dlya-sistemy-zapuskasleduyuschego-pokoleniya-sls-uspeshno-prohodit-pervyy-test.html> (accessed 5 March, 2016).
6. Eye of the planets. <http://oko-planet.su/science/sciencecosmos/268306-reaktivnyy-dvigatel-rs-25-prednaznachenny-dlya-sistemy-zapuskasleduyuschego-pokoleniya-sls-uspeshno-prohodit-pervyy-test.html> (accessed 5 March, 2016).
7. Look. <http://vz.ru/society/2015/8/14/761223.html> (accessed 5 March, 2016).
8. Open Space of Zelenyikot. <http://zelenyikot.livejournal.com/58678.html?thread=10612790> (accessed 5 March, 2016).

ERNÄHRUNG FÜR KOCMONAUTEN: IN-VITRO-FLEISCH

Hudeeva K.A.

Wissenschaftsleiterin: Fr. Dr. E. Prokhorets

Politechnische Universität Tomsk

Russland, Tomsk, Lenin av., 30, 634050

E-mail: hudeeva@mail.ru

ПИТАНИЕ ДЛЯ КОСМОНАВТОВ: МЯСО ИЗ ПРОБИРКИ

Худеева К.А.

Научный руководитель: Прохорец Е.К., доцент, к.п.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г.Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: hudeeva@mail.ru

Seitdem Jurij Gagarin in dem Weltraum geflogen war, die Ernährung des Menschen in der Schwerelosigkeit ist ein wichtiges Problem vieler Wissenschaftler. Das Essen sollte nährend, bekömmlich, kompakt, leicht und verzehrfertig sein. Der Artikel befasst sich mit einer der Lösungen für dieses Problem, die von der NASA angeboten wurde, dass sogenannte «In-Vitro-Fleisch».

С тех пор, как Юрий Гагарин полетел в космос, питание человека в невесомости является насущной проблемой многих ученых. Пища должна быть максимально питательной, легко усвояемой и в то же время портативной, легкой и готовой к употреблению. В статье рассмотрен один из вариантов решения данной проблемы, предложенный НАСА, так называемое «мясо из пробирки».

Heutzutage liegen große finanzielle und gesundheitliche Zukunftsmöglichkeiten in der Ernährung für „In-Vitro-Fleisch“, das heißt im kultivierten Fleisch, nach der Meinung vieler Erforscher. Es geht eigentlich darum, dass tierisches Fleisch ohne ein Tier hergestellt werden kann. Ganz wenige Ausgangszellen stammen vom Tier initial, und zwar werden dem vitalen Organismus schmerzfrei eingegriffen. Diese Zellen wachsen und vervielfachen sich außerhalb von Tieren in Nährflüssigkeit und können, wie die Erforscher annehmen, den gesamten Weltfleischverbrauch bedecken. Das alles kann ohne Einsatz von Gentechnik passieren. Jovanovic schreibt, dass sich der Fleischverbrauch von 1961 bis 2011 weltweit fast vervierfacht hat [1]. Dementsprechend argumentiert die Organisation des In Vitro Fleisches „The In Vitro Meat Consortium“ in Betracht von Ökologie: für unsere Erforschung ist es wichtig, dass sich Aufzuchten in sterilen Zellkulturen oder Bioreaktoren besser zur großtechnischen Fertigung eignen, da die Fernhaltung von Krankheitserregern und Giftstoffen einfacher ist, „zudem entfällt auch das aufwendige Entfernen von Innereien, Haaren und Knochen“ [2]. Ein Ersatz eines Großteils der Tierhaltung durch Biotechnologie könnte wieder eine ausgedehnte Viehwirtschaft im kleinen ökologischen Maßstab gönnen, die das Hochpreis-Segment bedient. Dennis und Kosnik in ihnen „Excitability and isometric contractile properties of mammalian skeletal muscle constructs engineered in vitro“ schreiben darüber, dass die Ziele auch „Senkung der Abgasbelastung, da kein für den Treibhauseffekt relevantes Methan entsteht und keine Ausscheidungen, wie sie bei der Massentierhaltung in großen Mengen anfallen“ sind [3].

Gegenüber dem Viehzüchten, ist das energetische Gleichgewicht des In-Vitro-Fleisch es billiger, aber befindet sich in der unvorteilhaften Lage. Pany hat mitgeteilt, dass im Folgenden "die Nutzung der Spitzentechnologien in der Nahrungsmittelindustrie sehr teuer " ist [4].

Eigentlich wurde der erste In-vitro-Burger von einem holländischen Forscherteam herausgestellt und im Jahre 2013 bei einer Pressedemonstration in London zurichtet und geprüft. Da wurden Myoblasten verwendet – „ein Zelltyp, der einen Kompromiss aus Ausdifferenziertheit und Vermehrungsrate darstellt“ [5]. Die Ausgangszellen wurden aus dem jeweiligen Tier durch Biopsie und ohne Tötung entnommen [6]. Haagsman behauptet, dass „die zu Grunde liegende Biotechnologie -um Transplantate für Schwerbrandverletzte zu züchten- schon länger in der Medizin mit menschlichen Hautzellen verwendet wird“ [7].

Nach der Analyse kann gesagt werden, dass sie bis heute nur noch auf dünnlagige Hautschichten begrenzt ist. Die Wissenschaftler behaupten dabei, dass die Membranen übereinander gelegt werden können und wenig strukturiertes Hackfleisch ersetzen, wie es in Hamburgern eingesetzt wird, dabei nach Haagsman und andere, „bereiten kompliziertere Strukturen Schwierigkeiten, da diese an einem dreidimensionalen Gerüst wachsen müssen und die Muskelzellen für kongruente Fleischkonsistenz mechanischer Bewegung ausgesetzt sein sollten“ [7]. Eine einfache Aufgabe ist dabei die Herstellung von verarbeiteten Fleischwaren wie Würste, Nuggets oder Burger. Schwierig stellt sich die Erzeugung von Fleisch in der Originalkonsistenz, insbesondere eines In-Vitro-Fleisch/ Steaksein. Die Schwierigkeiten sind damit kombinieren, dass Steak-Fleisch aus Muskelfleisch besteht mit langen, feinsten Äderchen zum Transport von Blut und Nährstoffen direkt zu den einzelnen Zellen [5]. Wir stimmen den Erforschern zu, dass so etwas nachzubauen eine größere Herausforderung als die Erzeugung kleiner Zellbällchen ist, die dann zu größeren Zellbällchen und zu einem In-Vitro-Hühnernugget zusammengebaut werden.

Die Frage hier wäre, welche Art von Zellen benutzt werden können. Nach der Definition: „Stammzellen sind Zellen, die sich quasi noch nicht entschieden haben, was sie mal werden wollen, ob Muskel oder Knochen oder was auch immer“ [5]. Das kann als ein Nachteil gezeichnet werden, weil man zur In-Vitro-Fleischerzeugung gezielt Muskelzellen anlaufen lassen will. Als Vorteil der Stammzellen kann aber genannt werden, „dass sie sich extrem rasch vermehren lassen“ [6]. Interessant ist die Meinung, dass das Gegenteil der Verwendung von Stammzellen die Verwendung völlig ausdifferenzierter Muskelzellen wäre, die „wissen zwar, was sie sind“, aber lassen sich kaum vermehren. Der Kompromiss ist die Nutzung der Zellen zwischen den Extremen, das heißt die Zellen von der annehmbaren Vermehrung, und zwar Myoblasten [6]. Hier ist das Ziel, kostengünstige und von tierischen Inhaltstoffen freie Wachstumsmedien zu anfahren. Kälberserum beispielsweise ist im Zusammenhang mit kultiviertem Fleisch natürlich keine Option [6]. Es wird akzentuiert, dass das Medium die Zellen durchgehend ernähren können muss, weil bei kultiviertem Fleisch keine Verdauungsorgane wie beim Tier vorhanden sind, die die Nährstoffsubstanzen für die Ernährung der Zellen benutzen können. Man braucht Gerüste, um dreidimensionale In-Vitro-Fleischprodukte aufzubringen, und um den Zellen etwas zu geben, worauf sie wachsen können. Dabei ein essbares Gerüst, das vom Endprodukt nicht ausgetrieben werden muss, ist am besten. Es wäre auch gut, dass Variationen von pH-Wert oder Temperatur eine große Volumsreaktion des Andock-Gerüsts erfordern, um die Zellen durch Bewegung zu „trainieren“, analog wie es im tierischen Muskel auch der Fall ist [6]. Statt auf Träger oder Schwämmen könnten die Zellen auch auf Membranen oder Kügelchen wachsen, die man dann aufeinander stapelt oder miteinander verbindet. Chitin, Collagen oder Alginate könnten hier als Ausgangsstoffe für die Andockstrukturen für die Zellen behandelt werden, dabei müssen diese Materialien pflanzlich oder chemisch hergestellt werden. Letztlich kommt alles im Bioreaktor zusammen. Durch Temperaturschwankungen wird eine Umgebung wie im Fitnesscenter für die Zellen geschaffen mit Bewegungstraining für die Muskelzellen. Kultiviertes Fleisch muss aus den Muskelzellen der kleinen und grossen Fasern des Anschlussstoffes bestehen, dazu werden Bindegewebe, das Elastin und Collagen produziert, sowie Fettzellen als Geschmacksgeber [6]. Wir stimmen zu, dass für alle oben genannten Punkte wirtschaftlich akzeptable Lösungen noch unerforscht sind, und die Menschheit erwartet noch den großen Durchbruch in diesem Forschungsbereich.

In-Vitro-Fleisch ist eine wichtige und interessante biotechnologischen Erforschung. Anfängliche Ergebnisse dieser Erforschung wurden verwendet, um die Astronauten im Weltraum zu ernähren. Aber Nachteile von der Technologie erlaube nicht, dieses Experiment in der Umlaufbahn durchzuführen. Die wichtigste Herausforderung ist die Ummöglichkeit, die Bedingungen für die richtige Entwicklung von Muskelzellen zu schaffen. Die Lösung von Problem diese Technologie macht es möglich, nicht nur auf der Erde, sondern auf im Weltraum einzuführen.

Zusammenfassend können folgende Schlussfolgerungen gezogen werden. Im Artikel wurden einige Erforschungen in Gebiet der Biotechnologie betrefflich In-Vitro-Fleisch analysiert. Es wurde die Geschichte der Schöpfung, Empfangsmechanismus, Vorteile und Nachteile dieser Methode vorgestellt. Außerdem wurde die Verwendung von In-Vitro-Fleisch als Energiequelle der Astronauten in den Internationalen Raumstationen analysiert.

QUELLENVERZEICHNIS

1. JOVANOVIĆ, L. (2011): Fleisch der Zukunft aus dem Labor. <http://www.rp-online.de/panorama/wissen/fleisch-der-zukunft-aus-dem-labor-aid-1.1861348>. Erstellt: 13.09.2011
2. Patent WO9931222: Industrial Scale Production of meat from in vitro cell cultures/.
3. Dennis R. G., Kosnik P. E. Excitability and isometric contractile properties of mammalian skeletal muscle constructs engineered in vitro.// In vitro cellular & developmental biology. Animal. 2000. - Vol. 36.- S. 327–335
4. Pany T. Ist Laborfleisch das neue Gemüse für Unbelehrbare?// Telepolis, 2008.
5. Сайт de.wikipedia.org [электронный ресурс] // URL: <https://de.wikipedia.org/wiki/In-vitro-Fleisch> (Датаобращения 28.02.2016).
6. Сайт Future Food [электронный ресурс] // URL: http://futurefood.org/in-vitro-meat/index_de.php (Дата обращения: 3.03.2016).
7. Haagsman, H.P., Hellingwerf, K.J., & Roelen, B.A.J.: Production of animal proteins by cell systems: A desk study on cultured meat ("kweekvlees"). Universität Utrecht, Fachbereich Veterinärmedizin 2009

RAUMGESTÜTZTE ÜBERWACHUNG VON WALDBRÄNDEN

Ivanova M.V.

Wissenschaftliche Betreuer: Perminov V.A., Professor, Doktor der physikalisch-mathematisch Wissenschaft.;
Plekhanova M. V., Doktor der Pädagogik, Dozentin.
Nationale Polytechnische Forschungsuniversität Tomsk
634050, Russland, Tomsk, Lenin-St., 30
E-mail: margo_ivan@mail.ru

КОСМИЧЕСКИЙ МОНИТОРИНГ ЛЕСНЫХ ПОЖАРОВ

Иванова М.В.

Научные руководители: Перминов В.А., профессор, д.ф.-м.н.; Плеханова М.В., доцент, к.п.н.
Национальный исследовательский Томский Политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: margo_ivan@mail.ru

Der Gegenstand des vorliegenden Artikels ist die raumgestützte Überwachung von Waldbränden durch erdumkreisende Satelliten in Russland. Zudem werden die Ziele und die Eigenschaften des Monitorings beschrieben. Der Schwerpunkt liegt auf dem Forschungsinstitut „Aerokosmos“ und seinen Einrichtungen. Zum Schluss werden die Perspektiven für die Systeme des kosmischen Monitorings analysiert.

В данной статье рассматривается спутниковый мониторинг лесных пожаров в России, как один из эффективных направлений борьбы с пожарами. Кроме этого, автор приводит описание цели и особенностей данного вида мониторинга. Особое внимание уделяется рассмотрению деятельности научно-исследовательского института «Аэрокосмос», занимающегося разработкой и внедрением средств слежения и обнаружения лесных пожаров. В заключении описаны и проанализированы перспективы развития систем космического мониторинга.

Im vorliegenden Artikel betrachte ich über die raumgestützte Überwachung von Waldbränden.

Der Waldbrand ist eine spontane, unkontrollierte Ausbreitung von Feuer im Wald oder an Waldflächen.

Es ist unmöglich, die Bedeutung der Wälder einzuschätzen. Sie geben nicht nur Stoffe zum Bauen, für die Energie-, Chemie- und Papierindustrie. Der Wald ist der Lebensort für viele Tierarten, der Wald ist ein Erholungsgebiet. Der Wald ist die Hauptquelle von Sauerstoff auf der Erde. Leider wurden die Wälder, seit langem zerstört. Sie wurden für wirtschaftliche Zwecke abgeholzt, sie sind aufgrund von natürlichen Prozesse verschwunden, durch menschliche Fahrlässigkeit verbrannt. Trotz der Schutzmaßnahmen, vernichtet man in der Russischen Föderation jährlich mehr als eine Million Hektar Wald.

Der beigebrachte Schaden ist kolossal. Die großen Waldbrände wirken negativ auf die Umwelt, bedingen die Luftverschmutzung in den Städten, beschädigen Wirtschaftsobjekte und führen zu Menschenopfern [1]. Deshalb ist die Frage der früheren Erfassung von Waldbränden, ihres Monitorings und die Verlaufsvoraussage aktuell.

In Russland wird das systemumfassende Monitoring von Waldbränden angewendet – das überholte menschliche Monitoring, die Videoüberwachung, „Computersehen“, das Flugzeugmonitoring. Aber am vielversprechendsten ist die Anwendung der erdumkreisenden Satelliten (raumgestützte Überwachung), denn in Russland befinden sich großräumige Wälder und eine Vielzahl von schwerzugänglichen Stellen..

Alle Flächen, wo die raumgestützte Überwachung stattgefunden hat, werden in zwei Gruppen geteilt. Die erste Gruppe sind entlegene und schwerzugängliche Flächen, wo andere Monitoringformen nicht durchgeführt und geplant werden können. Die Brandbekämpfung findet statt, wenn die Gefährdung für die Wirtschaftsobjekte oder die Siedlungspunkte entsteht. Die zweite Gruppe ist die Fläche, wo verschiedene Monitoringformen durchgeführt werden können, und die Brandbekämpfung wird mit Hilfe von Flugzeugen durchgeführt [2].

Das raumgestützte Monitoring hat folgende Ziele:

1. Beschaffung von Kontrollinformationen über die Wetterlage.
2. Sofortige Erfassung der Flächen, wo Brände möglich sind.
3. Monitoring des besonderen Schutzgebiets.
4. Sofortige Berechnung der Parameter der aktuellen Waldbrände – z.B, die Grundfläche, die Geschwindigkeit, die Ausbreitungsorientierung, die Rauchentwicklung, die Feuerzone, die Hitzezone, die Schwelzone.
5. Brandschadenschätzung.
6. Zustandseinschätzung der Bäume nach dem Feuer.
7. Datenauswertung über einzelne Waldbrände oder die Brandsituation.
8. Richtigstellung der kartographischen Information.

Die Erfassung der Zündquelle verläuft anhand des Infrarotradiometers und der multispektral optischen Apparatur, die zum erdumkreisenden Satelliten gehören. Die Daten werden auf die Erde geleitet und bearbeitet.

In Russland befasst sich das wissenschaftliche Forschungsinstitut „Aerokosmos“ mit der raumgestützten Überwachung. Die Einrichtungen des Instituts „Aerokosmos“ haben folgende Vorteile gegenüber den früheren Einrichtungen für die Distanzerfassung [2]:

1. Möglichkeit für die Kontrolle über alle Flächen Russland und einigen anderen Ländern.
2. Hohe Häufigkeit des Monitorings – bis 25 Mal pro Tag.
3. Hohe Datendurchgangsrate – bis zehn Minuten der Gesamtdatenaufnahme
4. Völlig automatische Systemarbeit.
5. Hohe Bestimmtheit und Authentizität der Daten.
6. Möglichkeit der Vorbestimmung des Brandverhaltens.
7. Intensiveres Monitoring der feuergefährdeten Objekte, z.B., die Energetikobjekte, die Überlandleitungen, die Pipelines.
8. Ausarbeitung von Empfehlungen für die Entscheidungsfunktion.

Es ist absehbar, dass die Vorteile mit der Anwendung von speziellen Methoden, Einrichtungen und Technologien der automatischen sofortigen Datenbeschaffung und der Datenverarbeitung verbunden sind, und auch hier wird die einzigartige System der Entscheidungsfunktion, der Abschätzung des Maßstabs und der Auswirkung der Notfall angewandt.

„Aerokosmos“ umfasst drei Zentren der Datenaufnahme (Moskau, Sibirien und Ferner Osten), die spezielle Programmierungshilfen, ein Geoinformationssystem und Kommunikationsmittel haben.

Es ist auch wichtig, gemischte Systeme zu betrachten, wo die numerische Brandsimulation nach dem Befund von den Satellitenverläuft. Sie werden das Brandverhalten mit der Beschaffenheit des Waldbrennstoffs, der Bodengestalt und des Wassergehalts eingehender simulieren – das ist ihr Vorteil. Aber diese Systeme sind sehr anspruchsvoll Bezug auf Rechenkapazität, darum werden sie nur am Supercomputer. Z.B, WFDS, in den USA angewandt.

Die Ergebnisse sind also immer eine Landkarte mit der Brandkontur.

Solche Systeme sind normalerweise für die einfachen Benutzer geschlossen, aber Ausnahmen kommen vor. Zum Beispiel wurde 2013 wurde die Internet-Ressource „Die raumgestützte Überwachung im Fernen Osten“ eröffnet. Es gibt auch eine Online-Karte, wo man die Brandposition bis zehn Metern genau definieren kann. Hier werden drei alternative Datenquellen über Informationen und Brände angewandt: FIRMS-Systeme, SFMS-Systeme und Daten des Katastrophenschutzministeriums mit der Aktualisierung bis zu sechsmal pro Tag [3].

Die Perspektiven für die Entwicklung der Systeme des kosmischen Monitorings sind mit einer stärkeren Nutzung der kosmischen Informationen aus verschiedenen bestehenden und geplanten Raumfahrzeugen verbunden. Es entwickeln sich auch Methoden und Technologien der Datenverarbeitung für den Erhalt einer größeren Menge an Informationen sowie die Verbesserung ihrer Genauigkeit, Zuverlässigkeit und Leistungsfähigkeit für die rechtzeitige Erkennung von Bränden und entsprechende Maßnahmen und Lösungen zur Beseitigung und Verringerung der Schäden durch Folgen der Katastrophe.

QUELLENVERZEICHNIS:

1. Dorrer, G.A. Dynamik der Walidbrand / G.A. Dorrer; Novosibirsk: Ed. RAW, 2008. – 404 s.
2. Abushenko N.A., Bartalev S.A., Beljaev A.I., Ershov D.V., Zaharov M. Ju., Lupjan E.A., Korovin G.N., Koshelev V.V., Krashennnikova Ju. S., Mazurov A.A., Min'ko N. P., Nazirov R.R., Semenov S. M., Tashhilin S.A., Flitman E.V., Shhetinskij V.E. Opyt i perspektivy organizacii operativnogo sputnikovogo monitoringa territorii Rossii v celjah sluzhby pozharoohrany lesov // Issledovanie Zemli iz kosmosa, 1998. № 3. S.89-95.
3. Bondur V.G. Kosmicheskij monitoring prirodnyh pozharov v Rossii v uslovijah anomal'nojz hary 2010 g. // Issledovanie Zemli iz kosmosa. - 2011. - №3. - S.3 – 13
4. Sputnikovyy monitoring pozharov na Dal'nem Vostoke. [Elektronisches Ressource]. –Zugriff: <http://fires-dv.kosmosnimki.ru>

STRUCTURE OF SPACE SUITS

Kan D.V.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: dvk32@tpu.ru

СТРОЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ СКАФАНДРОВ

Кан Д.В

Научный руководитель: Иванова В.С., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: dvk32@tpu.ru

This article focuses on the general structure and the materials used in the production of space suits.

В этой статье рассматривается общее строение и материалы, используемые в изготовлении космических скафандров.

Previously, a spacewalk was a heroic act and each person who took a step into the void of space were remembered and recognizable all over the world. Today, man can be in open space so often that even the names of the astronauts sometimes we do not remember. But what thing makes possible spacewalk? All thanks to modern "armor" of the astronauts - space suits, which allow for a long time to be in open space without any harm to the health of the astronauts.



Modern suits are miniature autonomous spacecraft, which in open space astronaut can stay up to 10 hours. The suit consists of two main layers: a sealed internal and external power.

Since the space industry has grown directly from aviation, and solutions in terms of protecting the pilots also were taken out. With increasing altitude on the human body begins to affect low pressure and lack of oxygen. To compensate for the oxygen level using a forced flow of oxygen, but the case of pressure-compensation is interesting thing. At the moment, there are only 2 types of pressure compensation: mechanical, by contracting the body directly astronaut suit, and the creation of the pressurized gas environment. Each method has its drawbacks: the mechanical compression is not achieved even load distribution, which in turn is extreme even for a trained pilot, gas compression allows astronaut to be in space is infinite, but it does suit heavy and sedentary. Currently, for protection from the effects of astronauts' lack of oxygen and low-pressure gas environment is used suit method of filling a pressurized gas.



The first Soviet space suits inside sealed shell is made from high quality sheet rubber. When building rescue suit "Sokol" began to use the rubberized fabric and use this method until now. Used tires only from natural rubber. The suit has ventilation system. It spends the whole body along the air-conditioned air, removes waste, excess moisture. In the first, the simplest pattern, all these "surplus" were thrown out. Modern suits long stay, such as "eagle" and "Merlin", equipped with regeneration system. Here, the exhaled gas is selected from carbon dioxide, moisture, and air enriched with oxygen is cooled. In fact, it is a thumbnail of all life-support systems of the spacecraft.

The outer shell fabric. The US spacesuits used nylon in Russian - caprone. Both types of textile are analogous to and perform the same task - to protect the integrity of the shell from mechanical damage and harmful effects of space. Under the outer fabric shell have about 5-6 hidden layers of special thermal insulating film from a special polyethylene - terephthalate, which is on both sides covered with a layer of aluminum. Layer of fabric radio also introduced, which essentially act as an antenna for the radio system.

The basis construction idea of the suit is "hard shell - soft hands and feet" was taken. The case, called cuirass, made from Al-Mg alloy type. Due to the success of this design, this technology was used in US spacesuits later. To enter the hard cuirass on his back there is a hatch cover which closes with a special system of ropes. After closing the rubber seals firmly fixed in the slot and provide a complete seal design. All life support systems of Russian space suits, in contrast to the US, are located inside the suit. This greatly simplifies the design and allows the astronaut to wear a suit on their own without assistance.

Helm - the most important part of the spacesuit. In particular filter for spacewalks. On it is applied spray of pure gold for the transmission of 34% of the sunlight, avoid burns and blinding of astronauts. The "glass" of helm is made from LEXAN and have amazing durability.

Gloves for working in open space sewn from a special material - neoprene. It does not break, does not burn and is not afraid of the cold. In order that the fabric is not torn by blowing up the inner layer of the suit, use special thread that inhibit filaments. For shoes used a special system often materials and special sole construction.

Modern spacesuit is very technological device and if we want to explore it properly we should spend a lot of time for each separate part of suit.

REFERENCES

1. Journal "Russian space" [electronic resource]: <http://www.r-kosmos.ru/976/>.
2. Journal "Popular mechanic" [electronic resource]: <http://www.popmech.ru/science/8370-odezhda-dlya-vakuuma-kak-ustroeny-kosmicheskie-skafandry/>.
3. Journal "Science and life" [electronic resource]: http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/n_i_j/1978/6/skaf.html.

ASTRONAUTS TRAINING FEATURES

Khaydukova V.M.
Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: vmh1@mail.ru

ОСОБЕННОСТИ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ

Хайдукова В.М.
Научный руководитель: Иванова В.С., доцент, к.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г.Томск, пр.Ленина, 30, 634050
E-mail: vmh1@mail.ru

The main types of preparation and selection criteria of future astronauts are considered in the article. And also the complete all stages description of candidates training for astronauts is presented.

В статье рассмотрены основные виды подготовки и критерии отбора будущих космонавтов. А также представлено полное описание всех этапов подготовки кандидатов в космонавты.

Training of astronauts includes a complex of actions that directives to acquire and support special knowledge and skills and abilities. These knowledge and skills are necessary for safe and secure execution of the space flight. Before they can fly in space, astronauts have to undergo hundreds of hours of training [1].

Training of astronauts includes the following types:

- technical training on equipment of a manned spaceship;
- training of astronauts on fulfillment of applied research and experiments
- training of integrated crew a manned spaceship ;
- training of Extra Vehicular Activity (EVA);
- training of Bio-medical;
- training of survival when landing in extreme geographical and climate environment;
- training of flying and parachute;
- training of psychological;
- training of nonscience [4].

Selection of astronauts is methods and procedures which allow to choose for work on the piloted spacecraft of the person, which corresponds on the individual qualities and readiness to requirements of professional activity of the astronaut. [5]. Selection of cosmonaut is not a public process. Candidates are usually taken from the Russian Air Force, RSC (Rocket and Space Corporation) Energia and IBMP (Institute for Biomedical Problems).

Criteria of selection of future astronauts:

- weight has to be from 50 to 95 kg
- growth has to be from 150 to 190 cm
- existence of the Higher education
- The age is limited to a state of health
- Be in good health generally (no serious chronic conditions, no tomography-detectable pathologies)
- requiremented professionals of space industry – researchers, engineers, pilots, doctors [3].

Training is very important component for future astronauts. During training astronauts, get practical experience of work with the equipment, which is available in the spaceship. Training helps astronauts to tackle all kinds of emergency situations in a space shuttle. It will help them to carry out successfully further objectives as soon as they are in space [2].

The important part of training is preparation of a body of the candidate for weightlessness. Candidates are boarded the big plane which flies through a number of arcing climbs and immersions. During this process the candidate is exposed floating exercises in the aircraft. Another aspect of training is floating the body on the surface of water to get used to the feeling of weightlessness.

The following phase is mission training. Candidates get used to an arrangement of a cabin and various systems, which are connected with control facilities flight. During various phases of training possibilities of candidates are estimated. Based on the results is ascertained if the person has the potential to be an astronaut or not. Successful development of the program of training is not sufficient for immediate start of the astronaut in space for mission.

When a trained astronaut is picked for a specific mission, he undergoes additional training. Further training of astronauts is carried out in simulators. Simulators are devices that are developed to recreate the feeling of being in a spaceship. Members of team spend nearly eight hours a day to these. Practical training in simulators helps astronauts to solve problems, which can occur during stay in space. It helps astronauts in case of an unforeseen situation during flight [2].

The last stage of training passes in the constructed spaceship model. Astronauts learn to live and work within the ship. They are trained in simple daily actions; it as cooking and storage of points onboard the spaceship. They also entrance of practice and departure of the spaceship. The new astronaut has to pass this training within 18 months whereas skilled astronauts are trained within 6 months [2].

The program astronauts of training at all its stages is planned on the base of separate training events which depend on educational tasks and purposes of a certain group of astronauts or crew [3].

There are three main objectives of cosmonaut training:

- training to receive skills in operation and control for spacecrafts, orbital transport a research complex and onboard systems;
- training directed conducting space systems tests and scientific researches in space conditions;
- physical astronaut training for action of adverse factors of space flight [3].

Training of astronauts is carried out in three stages:

1. initial training of candidates for astronauts;
2. training in groups
3. preparation as a part of crews

At the first stage of preparation acquire knowledge, skills and abilities which are the basis of cosmonaut proficiency by cosmonaut candidates. In the course of this preparation candidates for astronauts gain profound knowledge in the field of sciences which make fundamentals of astronautics (the theory of flight of the spaceship, a control system, basis of space navigation, the principles of creation of spaceships and launch vehicles, etc.). In addition, beginners gain basic knowledge about the international space station. The candidates receive knowledge in the principles of research and experiments as well as space engineering testing. They also get acquainted with scuba diving [4].

Improvement of professional qualities of astronauts is carried at the second stage of training. Skills of operation of certain types of spaceships are formed. Beginners learn to control the state of health and maintenance of high performance during flight. In the course of this preparation astronauts acquire knowledge and practical experience which will be necessary for preparation as a part of crews. Also they learn about various parts of the international space station, experiments and vehicles and participations of control of the earth in more detail [4].

Astronauts are developed steady skills to implement the program of the upcoming space flight at the third stage of training. In the course of preparation concrete features of a manned spaceship and the rule of his operation, the program of flight, onboard documentation are studied. On exercise machines and stands skills of interaction of crew members when performing elements of the program of space flight including in emergencies are fulfilled. Techniques of performance of scientific experiments and researches are fulfilled. Working as much as possible with other members of team, they learn about the special tasks connected with their mission, and they get acquainted with zero gravity. For several years astronauts know each other very well as they visit training centers in the USA, Russia, Japan, Canada and Europe. It can include learning of foreign language, and also learn about scientific experiments and special actions for mission [4].

Training of astronauts is very long and hard work. This training though, could make all the difference between a successful and unsuccessful mission [2].

REFERENCES

1. Astronaut training. Copyright 2000 – 2014/ European Space Agency. - (http://www.esa.int/esaKIDSen/SEM3RIWJD1E_LifeinSpace_0.html)
2. Astronaut Training/ 2000-2015, 2016 Buzzle.com - (<http://www.buzzle.com/articles/astronaut-training.html>)
3. Cosmonaut training overview.SuzyMcHale.com/ Updated 12 Jul 2015 - (<http://suzymchale.com/ruspace/training.html>)
4. Cosmonauts' training at the Center. State Organization "Gagarin Research&Test Cosmonaut Training Center"/Developed by: "RayStudio" - (<http://www.gctc.su/main.php?id=117>)
5. Professional selection of cosmonauts. State Organization "Gagarin Research&Test Cosmonaut Training Center"/Developed by: "RayStudio" (<http://www.gctc.su/main.php?id=116>)

OVERVIEW OF THE MARKET OF PARTICLE ACCELERATORS USED FOR NON-DESTRUCTIVE TESTING

Kolomeytsev A.A.

Scientific Supervisor: Prof., Dr. Borikov V.N.

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: aak65@tpu.ru

ОБЗОР РЫНКА УСКОРИТЕЛЕЙ ЧАСТИЦ ДЛЯ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ

Коломейцев А.А.

Научный руководитель: Бори́ков В.Н., профессор, д.т.н.

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: aak65@tpu.ru

В статье представлен обзор рынка ускорителей заряженных частиц. После успешного запуска Большого адронного коллайдера в 2008 году, значительно возрос интерес к ускорительной технике. Как результат, повысилось количество способов их прикладного применения. Наиболее активной областью их применения является неразрушающий контроль. В настоящий момент необходимо определить, есть ли необходимость дальнейшего развития и инвестиций в развитие ускорителей частиц. Для исследования поставленных вопросов, описаны ключевые направления развития рынка ускорительных технологий. Представлен подробный обзор российских производителей с кратким обзором продукции. Изучена ретроспектива развития ускорительной техники, а также выделены основные тенденции развития в радиографии и томографии для неразрушающего контроля. По результатам обзора рынка товаров и технологии сделан вывод о значительных перспективах развития рынка радиационных технологий и ускорительной техники для России.

Introduction

Currently, radiation technologies are an inherent part of everyday life. Many people do not even realize how often they encounter products and products derived from the use of radiation technologies. There are tropical fruit, tires and a chip in a mobile phone, and aviation turbine blade as part of the aircraft. All these products have one common thing: they have been processed on the particle accelerator. The flow of particles (or ionizing radiation), which is generated by an accelerator or ion source ensures the destruction of insect pests in mango, "bonding" of polymers in the rubber material for tires, form a new semiconductor layer of the material for the chip, provides the test turbine blades for cracks. One of the first areas of application of the accelerators in scientific sector was industrial food processing. Processing products allows destroying pathogens, insect pests, thereby making products consumed daily safer for human health (meat, grains, seafood, etc.). Further accelerators have become the basis for inspection systems that allows detection of the baggage and cargo of weapons, explosives and drugs, fissile materials. These systems have been proliferated in customs and border points, seaports, and airports and at railway junctions.

With radiation polymerization of new materials for the cable and the tire industry have been received. The polymer is more heat-resistant insulation, pipes are suitable for pumping corrosive and hot liquids, tires have a higher wear resistance.

The penetrating ability of the particle flow also allows you to scan the metal parts of aircraft and rocket engines, the car and detect even small cracks or inaccuracies welds without destroying the product.

Currently new facilities for the layering structure of the metal parts under the influence of the electron beam are creating based on the accelerators.

Electron beam additive manufacturing technology is gradually being introduced for the production of a new generation of metal products in the aerospace, automotive and medical industries. With the improvement of production technologies in these industries share of these technologies will increase.

Thus, industrial accelerators continue to meet the current challenges, providing high quality of daily life and remain safe for the environment.

This review describes the key application areas of industrial accelerators, as well as information on products and services of the Russian manufacturers of this equipment.

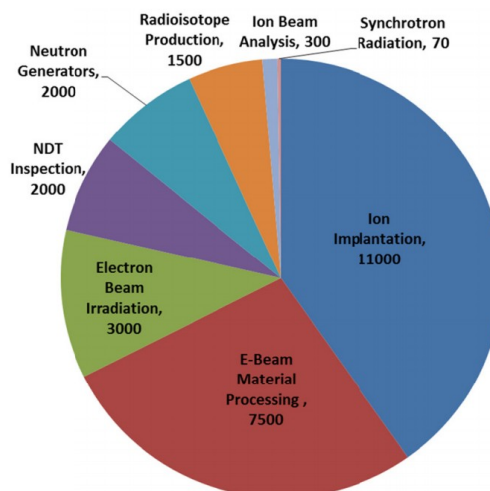


Fig. 1. Distribution of the world's established industrial accelerators (units) by application

Experts estimate that over the past 60 years all over the world was put into operation more than 27000 accelerators for various industrial applications. A large portion of them in the ion implantation and electron beam processing of materials (Figure 1). It should be noted that the categories of industrial accelerators considered excluded inner beam forming apparatus (cathode-ray tubes, x-ray tube system for lithography or electron beam microscopy, etc.). Since the average industrial accelerators life cycle is estimated at 20-40 years, it can be assumed that at present this number is operated by about 75% (or about 20000 units) accelerators [1].

In general, despite the fairly slow change in technology, the speed of implementation accelerators as industrial processing tools has been steadily increasing in recent years. So according to the 2010 total value of products and goods, processed, irradiated, or a checked using a charged particle beam has exceeded \$ 500 billion.

This fact has increased the interest in the business accelerator, which are currently involved no less than 70 companies and research organizations around the world. Moreover, with the expansion of areas of application accelerators in various industries in developing countries, new manufacturing companies. However, the total number of companies remained roughly constant since the emergence of new players is offset by the departure of former operating companies, primarily through mergers and acquisitions with other producers or consumers of technology companies.

Currently, the main volumes of production of industrial accelerators are concentrated in North America, Europe and Japan, which together to read 53 manufacturers. However, recently there has been a rapid increase in the number of producers in other regions, especially in China, Russia, South Korea and India. This is often the work of these new manufacturers focused on specific geographical regions or niche markets.

Robert Hamm estimated based on published statistics and surveys of large manufacturers, the share of these companies supply volume accounts for about 1000 accelerators per year, which corresponds to an annual market volume of about 2.2 billion dollars USA [2].

Today in Russia there are 8 manufacturers of accelerators: Institute of Nuclear Physics GI Budker with RAS, JSC "NIIIEFA them. DV Ephraim, "Research Institute of Nuclear Physics. DV Skobel'tsyn MSU. MV University, "Research and Production Enterprise" Korad "National research" Tomsk Polytechnic University ", FSUE" RPC "Thorium", OAO "Moscow Radio Engineering Institute of the Russian Academy of Sciences' National Research Nuclear University" MEPhI ". To date, 22 countries of the world are more than 515 accelerators and ion sources, produced by Russian companies, members of the "Radteh 'Association.

The largest number of Russian accelerator is operated in developed countries such as the UK, Germany, USA and France. The most demanded in these markets for steel cargo inspection system (254 accelerator) and non-destructive testing (157 accelerators). Accelerators betatron type used in such systems are characterized by small size, easy to operate, less energy-intensive. Penetration level of up to 300 mm of steel allows both to detect prohibited materials (weapons, explosives, etc.) In containers and cars, as well as to monitor the casting of parts, welds for defects.

80 accelerators used for the modification of materials. Under the influence of the electron beam radiation cross linking takes place, in which the insulation is made of cables and wires, heat shrink tubing, packaging films, rubber for tires and others. The largest number of Russian accelerators for the sector operated in China, South Korea and India.

About 10 Russian accelerators are used for the sterilization of medical products and processing of food and agricultural products. Electrons and gamma radiation allows treatment to destroy pathogens, insect pests, thereby extend the shelf life of products. For these purposes, the Russian boosters operate in China, Vietnam, South Korea, Kazakhstan and others.

Along with the accelerators to irradiate food, plant material, as well as the sterilization of medical devices used gamma-installation in which ionizing radiation is generated gamma sources, mainly on cobalt-60.

According to statistical data IAEA currently there are more than 300 units, and the gamma-1500 accelerators used mainly for food processing and sterilization. The greatest amount of accelerator set in the USA (500 units) and in Japan (300). Also accelerators predominate in the BRICS countries. An exception is India, where the number of gamma-ray systems exceeds the number of accelerators (17 vs. 4).

Other applications, such as flue gas purification and wastewater treatment of ores, ion implantation, manufacture of radioisotopes, research and development has about 5 singly accelerators.

Non-destructive testing refers to the types of materials testing equipment and methods which do not alter the structure, properties and performance characteristics of the object. One of the key non-destructive testing technologies is the X-ray or radiography, consisting in scanning X-ray products, the source of which can act as X-ray tubes, accelerators and radio nuclides.

Currently, the equipment and methods used for radiographic inspection of products in aviation, aerospace, automotive, chemical, oil and gas industry, in the field of nuclear, thermal and hydro power, as well as microelectronics. It is carried out inspection of welds, turbine blades, solid rocket fuel, building structures, and printed circuit boards. In its development, industrial radiography market has gone through several stages:

I stage is 1920-1950-ies. Accumulating the first experience of the practical application of X-ray tubes and gamma-ray sources for the inspection of welds and castings, is the first development control procedures. In 1941 it was created the American Society for Nondestructive Testing (the American Society of Nondestructive Testing, ASNT). Since society is engaged in the training of specialists, develops standards and improving methods of radiographic studies. Linear accelerators have proliferated since the 50s. With their help it was possible to inspect more dense and thickened products. One of the first applications was ammunition control.

II stage is 1960-1980-ies. Equipment for non-destructive testing is spreading in civil industries. Accumulating standardized monitoring techniques. In non-destructive testing systems and automated solutions are introduced, there is integration with electronics.

III stage is 1990-2010-ies. Create an integrated system with the inclusion of software for visualization of images and constructing a three-dimensional picture of the internal structure of the object. There are developments of new types of detectors and computer tomography. Forming new market niches: the control circuit boards, micro and nano-focused systems for medicine and biology, dental scanners, monitoring systems for plastics and other.

Accelerators exploit the different ways in which energetic particles can interact with matter to investigate, or transform, its properties. Figure 2 shows the dramatic increase in the particle energies since the first accelerators were built around 80 years ago.

To achieve these requirements an accelerator must not only accelerate the particles but control the properties of the beam. All accelerators therefore have the following features in common:

particle source; means of acceleration; means of focusing in space (and time); high vacuum enclosure.

X-ray tubes are used up to now. They are effective for studying small sites, as well as the thickness of the steel to 10 cm. Linear accelerators with energies of 1-9 MeV effective for investigating and tighter thick objects such as turbine blades, engine casings or heavy casting. The limit on the thickness of the steel for the energy range of up to 30 cm. High-energy accelerator (15 MeV) are used to control the solid propellant complex welded structures, components for aircraft and ships from both metal and composite materials. The limit of the thickness is 45 cm.

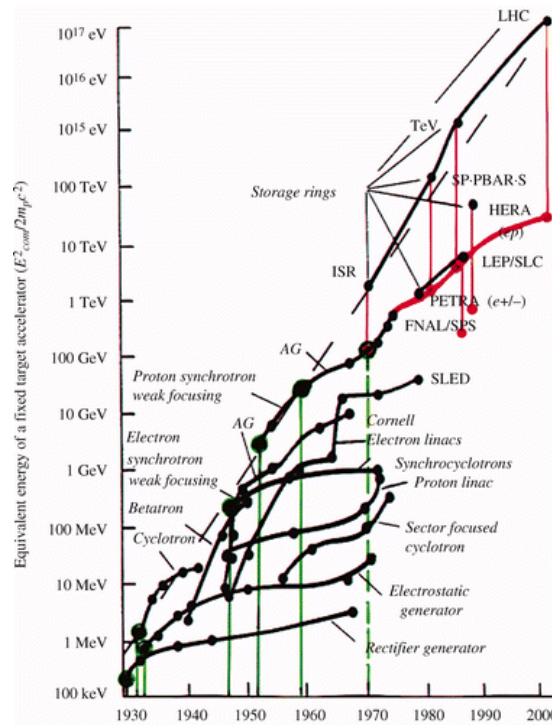


Fig. 2. The chart of accelerator evolution (from [3])

Major trends in industrial radiography are as follows:

- Improving spatial resolution;
- increasing the contrast of the image;
- reducing spurious radiation to reduce the room requirements;
- Reducing the time of obtaining the image;
- increase reliability;
- Increasing the range of material thicknesses, controlled by one of the accelerator;
- the use of new types of detectors and configurations;
- the development of interfaces for monitoring and control parameters such as touchscreen displays;
- developing systems in-line control (as part of the conveyor).

To date, the key areas of new developments in radiography are Digital Radiography, three-dimensional (3D) and four-dimensional (4D) imaging. The first four-scanner on the principle of action similar to medical CT scanner is declared by GE Measurement & Control Solutions.

The Russian company "PromIntro" first in the world to mark the two light sources on one platform: X-ray tube with an energy of 450 keV and electron accelerators (betatron production Tomsk Polytechnic University) 5 MeV for dense and thick products. So on one platform can be equally effective shine and components, and a thick metal product as a whole, having detection and sampling system.

Significant development of industrial imaging systems is only possible when using these modern technological solutions, new types of scintillates and photomultipliers, micro focus tube, the transition from the X-ray tubes to the accelerators of energy 2-5 MeV, three-dimensional scanning and new mathematical methods of image processing, the use of two energy beam.

Currently, the world operated about 1000 accelerators in non-destructive testing. Operating accelerators Term radiography is from 10 to 20 years. Market electron accelerators with energies of 3-15 MeV in 2010 was

estimated at 200-300 accelerators per year, which amounted to about US \$ 250 million in cash. More portable and compact accelerators with energies of 1-3 MeV can also over the next few years to make a significant contribution to the total number of operated setting. In addition, the need for new accelerators will increase as a result of the replacement demand worn out and obsolete accelerator. According to Frost & Sullivan global market volume of non-destructive testing systems and services, including not only radiography, by 2018 will amount to approximately US \$ 11.6 billion (in 2013 the market volume was about 8 billion US dollars) (figure 3). The average annual is growth rate of 7.5% per year. The Russian boosters and systems based on them for industrial radiography develop and release: The National Research "Tomsk Polytechnic University" Scientific Research Institute of Nuclear Physics, Moscow State University together with LLC "Laboratory of electron accelerators of MSU" and FSUE "RPC" Thorium ", Joint-Stock Company" NII- EFA them. DV Ephraim, "" PromIntro OOO "Group of Companies" TESTRON ".

About 160 Russian-made accelerators operate abroad. In cooperation with Tomsk Polytechnic University JME Ltd since the mid 80-ies more than 110 betatrons was delivered to the UK. Small Betatrons different energies are used for testing of welded joints at the installation site, the stocks, the repair of boilers and power plants, control of concrete supports of bridges and other engineering structures. In China 15 accelerators are operating: 12 produced by TPU and 3 produced by NII-EFA.

In 2007, the SINP and FSUE "RPC" Thorium "started joint development of a new generation of linear electron accelerators for radiography. In 2012, 3 of the configuration of the accelerator were delivered to the Russian nuclear industry enterprises, inspection system have been established on the basis of 2 accelerators.

Currently, National Research Nuclear University "MEPhI" and OOO "NPP" Korad" are joint development of systems for 4D scan as part of the conveyor.

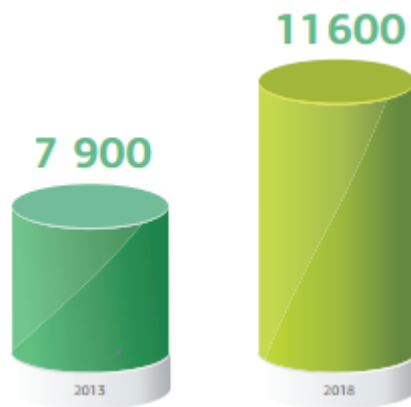


Fig. 3. The volume of the world market of non-destructive testing systems and services (millions of US dollars)[4]

Conclusion

This paper has endeavored to provide an overview of market of the main accelerating technologies for charged particles. This is a field which is always working at the boundaries of knowledge and the techniques which have been described have a history of many decades of research and development behind them. The demands from users of accelerators will continue to drive the field forward with emphasis on higher performance coupled with smaller size and reduced capital and running costs [4]. These factors apply to small machines for cargo inspection and industrial applications as much as to the huge machines for fundamental scientific experiments.

The research which will provide the basis for future accelerators is already in progress. As might be expected, much of it is focused on issues like increasing the accelerating gradient in superconducting structures. For normal-conducting machines there is a trend towards the use of higher frequencies for this purpose [5-7].

Market research has shown that the accelerator technique has great potential in the market and Russia occupies a leading position here.

REFERENCES

1. Robert W Hamm, Current and future industrial applications of accelerators // R & M Technical Enterprises, October 4, 2013, NA-PAC-13, Pasadena, California, p. 201
2. Industrial Accelerators and Their Applications / edited by Robert W. Hamm and Marianne E. Hamm - R & M Technical Enterprises, California, USA, 2012, Chapter 7, the author William A. Reed, p. 312
3. Teng, L. Particle Accelerators-outlook for the Twenty-first Century. Second Asian Particle Accelerator Conference, Beijing, 2001; pp 926-933
4. Frost & Sullivan "Beyond BRIC: exploring the next game changers for the NDT industry", 2012, p 5-6.
5. Döbert, S. Status and future prospects of CLIC, Victoria, BC, Canada: LINAC 08. 2008; pp 364–368
6. Rene Flukiger, Reviews of Accelerator Science and Technology 5- JAMA.2012, p 3-7
7. Industrial Electron Beam Processing, IAEA draft report, Dec. 2010; (www.cirms.org/pdf/industrial-eb-processingdecember-2010-revision4.pdf)

SYSTEMS OF ORIENTATION OF SMALL SPACECRAFTS

Komarov D.S.

Scientific Supervisors: Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.; Prof., Dr. Dmitriev V.S.

Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: syndicattel613@gmail.com

СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Комаров Д.С.

Научные руководители: Иванова В.С., доцент, к.т.н., Дмитриев В.С., профессор, д.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: syndicattel613@gmail.com

The end of the twentieth and the beginning of twenty-first century were marked by intense development of methods of research of the Earth by space monitoring tools. Experience the interpretation of satellite measurements in the interests of the various branches of the economy and sciences about the Earth shows that observations from space make it possible to obtain information about the processes occurring in the atmosphere, ocean and land surface. The main problem is that during flight the spacecraft must be oriented in a certain way in the space. This article at first presents the goals and tasks performed by the orientation system, classification orientation systems: active, passive, combined, and the second is represented by way of improving the gravitational orientation system. Results of research extend knowledge about the potential of using small satellites and problems of orientation systems.

Конец двадцатого и начало двадцать первого столетия ознаменовались интенсивным развитием методов исследования Земли с помощью космических средств наблюдения. Накопленный опыт интерпретации спутниковых измерений в интересах различных отраслей народного хозяйства и наук о Земле показывает, что наблюдения из космоса позволяют получать сведения о процессах, протекающих в атмосфере, океане и на поверхности суши. Основной проблемой является то что во время своего полёта космический аппарат должен быть определённым образом ориентирован в пространстве. В данной статье во-первых представлены цели и задачи выполняемые системами ориентации, классификация

систем ориентации: активная, пассивная, комбинированная, а во-вторых представлен путь улучшения гравитационной системы ориентации. Результаты исследования расширяют знания о потенциале использования малых космических аппаратов и задачах систем ориентации.

One of the main trends in the development of space technology is the creation of small spacecraft (Figure 1) (SSC).



Fig. 1. Small spacecraft

The first SSC emerged as prototypes of university development, or used as a means of gaining experience in the development and operation of space technology, or as a tool for developing new engineering and technological solutions. However, at the end of past and the beginning of this century due to the latest advances in electronics and other science and technology fields, which led to the possibility of miniaturization of virtually all service spacecraft systems without compromising their functional qualities, it is possible to use a small spacecraft to solve rather complex scientific and applied tasks [1].

During the flight the spacecraft must be oriented in space a certain way. Whereas the first satellites, intended for the scientific exploration of space, were uncontrolled, the subsequent satellites include onboard devices, systems to provide the desired orientation in space.

Depending on the purpose of the spacecraft (satellite communications, Earth remote sensing satellite) attitude control system could be discernible, but the main problem they have one - to provide the required orientation of the spacecraft body to perform the necessary technical operations [2].

This task of orientation system of artificial satellites is divided into sub-tasks:

- Provision of electricity on-board equipment, participation in the implementation of maneuvers for maximum illumination of solar panels;
- Communication software, antenna pointing at items reception and transmission of information and instructions;
- Provision of navigation tasks, implementation of the program and trajectory correction maneuvers;
- Provision of scientific research (the study of the planets, astrophysical objects, etc.);
- Providing solutions of problems of the national economy (communications satellites, metrological satellites, etc.).

Classifying orientation system by what benchmark or their combination are major in the system, or a physical phenomenon plays a major role, they can be divided:

- 1) solar orientation system;
- 2) a system of solar-stellar of orientation;
- 3) of orientation the Earth system;

- 4) orientation system on the moon;
- 5) Ion of orientation system, etc [4].

In some cases the classification is quite rational, and gives a fairly correct idea of the system. For example, orientation of the solar system - a single-axis system that holds some SSC axis of the Sun; Solar-star system - three-axis, most likely associated with any maneuver (path correction, etc.).

In other cases, the system is not look so clearly associated with the appropriate name; for example, under the name "system of orientation to the earth," it is difficult to conclude whether we are talking about the system the guide to earth antenna SSC, or talking about some kind of system installed on the artificial earth satellite and ensure its fit. Some types of orientation systems not be part of such a classification.

From the above we can conclude that the considered benchmarks for the classification are not strict enough and can only be used in cases where it does not cause confusion.

It should also be noted that in many cases the orientation system makes versatile enough, and usually above items are modes of a single system. Therefore correct to say that, for example, the system operates on a solar orientation, and then moves in the orientation mode the planet than the claim that are carried in two different systems [3].

There are active, passive and combined systems of spacecraft orientation.

In the event that for the creation of the control actions need to power consumption stored on board, and for the formation of these impacts requires a block of logic, orientation sensors and actuators, such a system is called an active attitude control system. With it you can implement sufficiently arbitrary and fast angular turns.

Reactive engines orientation, gyrodynes, flywheels, solenoids, etc. refer to active systems, because they require energy stored by the on-board unit.

Passive orientation systems utilizing interaction with external fields of natural origin, in contrast to active, do not consume the working fluid and energy stored on board the satellite.

Maybe only in the initial moment of time it takes them a short-term expenses to orientation of the system into the operating position, such as to push rod, turned the satellite [5].

Nowdays is working to the development of combined system of orientation.

The invention relates to the orientation of the system, namely, a gravitational orientation system (GOS) spacecraft . It can be applied in the management of the angular position of spacecraft relative to its center of mass at the expense of creating this system orientation control points:

- gravitational ;
- electromechanical.

It requires improving the accuracy of gravitational orientation system by installing additional active elements (Figure 2).



Fig. 2. Electromechanical active element

REFERENCES

1. Aaron Cohen, Cyrus Foster, Brian Lewis, David Mauro, Matthew Nehrenz, Matthew Sorgenfrei, and Michael Soulage., Small Spacecraft Technology State of the Art. NASA Ames Research Center Moffett Field, California. [Electronic access]: https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/Small_Spacecraft_Technology_State_of_the_Art_2014.pdf
2. Samir Ahmed Rawashdeh University of Kentucky., Passive Attitude Stabilization For Small Satellites. The Graduate School University of Kentucky. [Electronic access]: http://uknowledge.uky.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1628&context=gradschool_theses
3. Scott R. Starin, NASA Goddard Space Flight Center John Eterno, Southwest Research Institute., Attitude Determination and Control Systems. NASA Ames Research Center Moffett Field, California. [Electronic access]: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110007876.pdf>
4. Ali SiahpushGlobesat Inc. Logan, Utah and Janet Gleave Honeywell Inc., A brief survey of attitude control systems for small satellites using momentum concepts. Satellite Systems Division Glendale, Arizona. [Electronic access]: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2394&context=smallsat>
5. Christopher D. Hall Assistant Professor of Aerospace and Systems Engineering., Integrated Spacecraft Power and Attitude Control Systems Using Flywheels. Air Force Institute of Technology. [Electronic access]: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/courses/aoe4065/litrev.pdf>

SMART MATERIALS IN SPACE INSTRUMENT MAKING

Lyapunova M.V.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: lyapunovamv@gmail.com

УМНЫЕ МАТЕРИАЛЫ В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ

Ляпунова М.В.

Научный руководитель: Иванова В.С., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: lyapunovamv@gmail.com

"Smart" materials are materials whose properties can be changed under the influence of various external factors, such as temperature, mechanical stress, magnetic and electric fields. With the help of "smart" materials in the future it will be possible to ensure the safety and reliability of aircraft. But, at the moment, not all of the properties studied and the nuances of using this type of materials. Smart materials which can change the design with changed conditions of environment are future of aerospace manufacture.

«Умные» материалы – материалы, свойства которых могут меняться при воздействии различных внешних факторов, например, температура, механические нагрузки, магнитные и электрические поля. С помощью «умных» материалов в будущем можно будет обеспечить безопасность и надёжность летательных аппаратов. Но, на данный момент, не изучены все свойства и нюансы использования данного типа материалов. Интеллектуальные материалы, которые могут менять конструкцию исходя из условий окружающей среды- будущее в авиакосмической отрасли.

Introduction

Reliability and safety of aircraft in future can be achieved among other things, with design of smart materials that change their properties depending on environmental conditions.

Properties of smart materials are react to changes in environment, such as temperature, mechanical stress, light, pressure or electricity. This change is reversible and can be repeated many times [1].

There is main types of smart materials:

- Self-healing materials
- Self-lubricating materials
- Shape-memory alloys
- Magnetorheological fluid

Self-healing materials

As human beings travel farther into space, we need new alternative materials to create and build the spacecraft for long space travels.

Astronauts will not find any parts stores or repair shops millions of kilometers from Earth. Damage caused to a spacecraft from fast-moving debris in space, such as comets or pieces of meteoroids, could be fatal. A spaceship must be made of strong material that can repair itself.

Self-healing materials are a type of smart materials that have the ability to repair damage by mechanical stress over time. The example was biological systems of our body, which can to heal after injury.

NASA has been experimenting with a new material that has the healing to patch itself. These materials are made from thiol-ene-trialkylborane liquid resin, sandwiched between two polymer plates. As long as the resin is contained between panels, it stays in its liquid form. When the material is broken, the resin is flows and forms a solid plug [2].

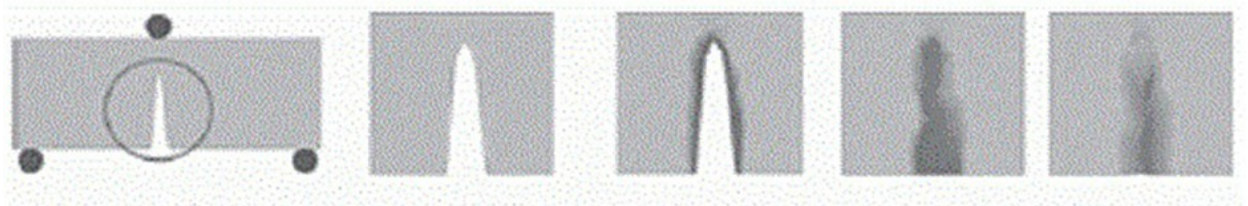


Fig. 1. The general principle of self-healing materials

Self-lubricating materials

There is a high friction and rapid wear at high temperatures, which is very bad for any product. We needed a high-temperature self-lubricating material with high wear resistance and good frictional properties. Recently, advances in the development of self-lubricating materials were achieved. Such materials can help to any production and in any product.

The property of plastic lubricants is the ability to maintain the shape, not spread on the surface, does not flow from the lubricated components. The ability to retain its shape allows the grease to stay on the lubricated surfaces without special seals, greatly simplifies the design of the lubricated node and application of lubricants themselves. This property contributes to the prevention lubricated unit from being hit by dust, water and other harmful substances, which eliminates the need for special seals and gaskets.

Known that the friction and wear of metal alloys at high temperatures are controlled by their tribochemically generated oxide films. Strength of films covering the surface friction between two bodies should be lower than the strength of the base material of the bodies. This is achieved by applying friction to the surface of liquid, grease or solid lubricant, since the shear strength of the lubricant layer is significantly lower than the metal friction pairs. In the friction pair of such a gradient can be achieved in the following ways: applying a film;

application of a self-lubricating solid material which during friction positive gradient also provides mechanical strength by archival filler or extrusion lubricant; using a resin with solid lubricant. As the temperature in the friction zone, all these phenomena are amplified [3].

Shape-memory alloys

Shape memory alloys are metals that remember their original form.

Shape memory - the ability of the material when heated to restore its original form, changed by plastic deformation. The most famous memory alloy is Nitinol. Nitinol is a nickel-titanium alloy (55% nickel, 45% titanium).

The alloy that remembers its shape has two crystal lattice. In nitinol, a crystal structure at a temperature up to a certain degree (when the alloy is cold), and the second crystalline structure - when the alloy is heated to a temperature of, say, 70 degrees Celsius. In other words, when the nitinol cold - his present one set of properties and qualities, and when it is heated to a certain temperature, it already has other properties.

Another simpler - Nitinol can be bent and deformed as desired in that case, if it is cold (45 degrees Celsius), but if the alloy is heated above a certain temperature, it will remember its shape and returns to it (will bend to its original state) [4].

Surface of Nitinol elements coated with titanium dioxide, which determines their superior corrosion resistance to seawater, brines, most acids and alkalis.

Magnetorheological fluid

The magnetorheological fluid (MR) is a type of smart fluid in a carrier fluid, type of oil. MR fluids are oils include iron particles. Surfactants surround the particles to protect them and help keep them suspended within the fluid. Particles of iron is between 20 and 40 percent of the all volume. The iron particles are small, measuring between 3 and 10 microns. The particles have a large impact on the fluid. A liquid becomes denser when subjected to a magnetic field because the particles are queued [5].

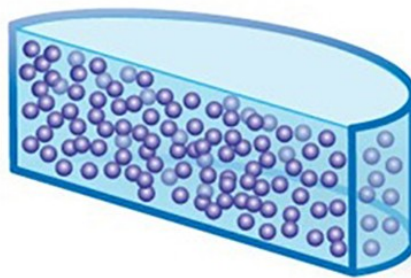


Fig. 2. Magnetorheological fluid without magnetic field

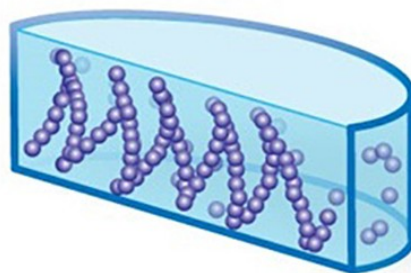


Fig. 3. Magnetorheological fluid with magnetic field

Magnetorheological dampers with MR under development for use in military and civilian helicopters to reduce the risks of accidents.

Application

Due to the properties of the variety of "smart" materials, they can be used in various structural elements of space engineering (housings, fairings, cut, friction units, and others.). The use of such materials will allow to monitor and forecast the state of the different designs and structures to the desired point in time, and even remote areas, significantly improve resource systems and their reliability. From the analysis of the expert's estimates that in the next 20 years 90% of the modern materials used in the industry, will be replaced by new ones, including "intelligent", which will create structural elements that will determine the technological advances of our 21 century.

REFERENCES

1. BBC [Электронный ресурс]. URL: <http://www.bbc.co.uk/schools/gcsebitesize/design/electronics/materialsrev5.shtml> дата обращения (1.03.2016).
2. Gizmag [Электронный ресурс]. URL: <http://www.gizmag.com/self-healing-material-space-ships/39120/> дата обращения (1.03.2016).
3. Good Gadget. [Электронный ресурс]. URL: http://goodgadget.ru/shop/product/umnaja_provoloka_word/ дата обращения (1.03.2016).
4. Stanford University [Электронный ресурс]. URL: <http://web.stanford.edu/~richlin1/sma/sma.html/> дата обращения (1.03.2016).
5. Science. Howstuff works [Электронный ресурс]. URL: <http://science.howstuffworks.com/liquid-body-armor2.htm> дата обращения (1.03.2016).

COMPOSITE MATERIALS IN THE AEROSPACE INDUSTRY

Mantykova M.V.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: mantykova.marina@gmail.com

КОМПОЗИТНЫЕ МАТЕРИАЛЫ В АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Мантыкова М.В.

Научный руководитель: Иванова В.С., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: mantykova.marina@gmail.com

This article discusses the role of composite materials in modern aerospace industry, their influence on the further development of this industry. Describes some of the properties of composite materials.

В данной статье рассматривается роль композитных материалов в современной авиационно-космической промышленности, так же их влияние на дальнейшее развитие данной отрасли. Описаны некоторые свойства композитных материалов.

The use of composites in the aerospace industry has increased sharply since the 1970-ies. Typical materials for aircraft construction contain aluminum, steel and titanium. The main benefits that may be offered components are reducing weight and simplifying assembly. The efficiency advantages associated with decreasing the weight of aircraft structural components has been the considerable impetus for military aviation composites development.

Though commercial carriers have increasingly been concerned with fuel economy, the potential to reduce production and operating costs were a major factor in the push towards composites. Composites are also increasingly used to replace metal parts on older aircraft. Chart shows current and projected outlay for advanced composite materials in the aerospace industry. When comparing aerospace composites growth in the Maritime industry, it is important to note the distinctions in economic and engineering ideologies. Research, design and testing resources accessible to the aerospace constructor. Eclipse what is available to his partner in the marine industry at least an order of magnitude. Aircraft rising remains one of the last strongholds of American superiority, which accounts for its wide economic base of support. In technical terms, the performance advantages are much more considerable for aircraft than ships. The comparison of the total vehicle weight is a good illustration of this concept. Although the two industries are so much various, lessons can be learned from aircraft growth programs that apply for offshore structures. Material and process development, design methodologies, competence programs and long-term performance are some of the fields where the marine designer can adapt the experience that the aerospace industry has designed. The modern aircraft use what would be considered high-performance composites in marine environment. They contain carbon, boron and aramid fibers combined with epoxy resins. Such materials have substituted fiberglass supports, which are still the backbone of the Maritime industry. However, structural integrity, productivity and performance at elevated temperatures, several issues common to both industries.

Examples of specific aerospace composites development programs are provided to illustrate the trends in this sector.

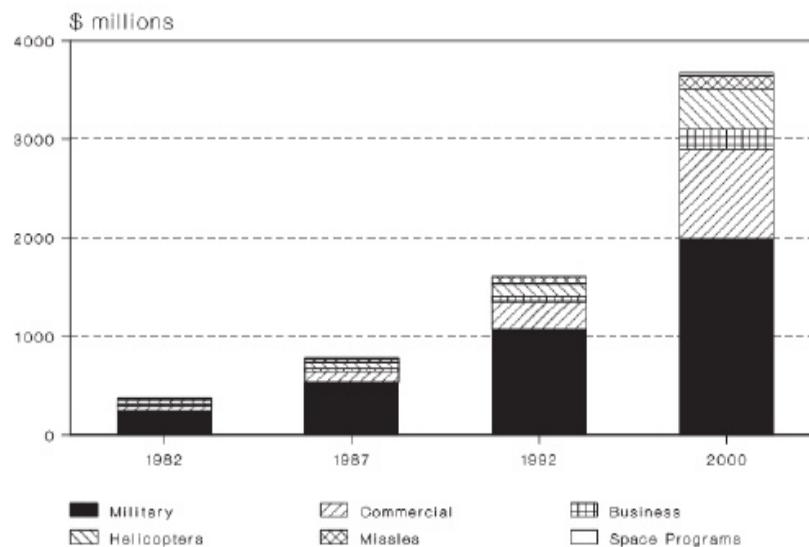


Fig. 1. Composites realization for the aerospace industry

HondaJet Innovation: Integrally-Molded Carbon Composite Fuselage

In the fuselage of the HondaJet uses a carbon composite for a strong, lightweight design. For Assembly of the fuselage, Honda has designed integral molding technology, in which two types of panel-sandwich panels and honeycombstiffened panelcombine to create the body of the plane. The fuselage of the carbon composite material and integral molding technology not only promote weight loss, but also make the HondaJet is its sleek exterior design.

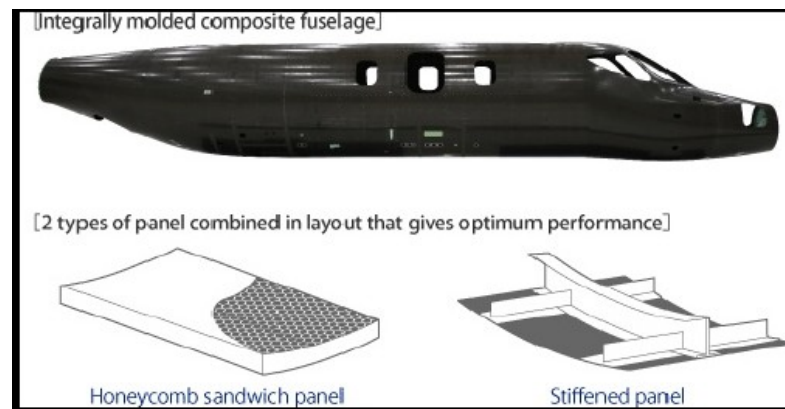


Fig. 2. Hondajet composite fuselage

Dassault Falcon Innovation: One Piece Fuselage

European project FUBACOMP (2001-2006). First European composite fuselage manufactured as a single part, using automated fiber-placement.



Fig. 3. Fubacomp

Carbon Fiber Wing

Falcon 10 s/N 005, known as V f 10, first flew on may 21, 1985 with a wing made from composite materials. It was part of a joint study with Aerospatiale. The V 10 f was the first civil carbon transport aircraft to be certified worldwide. With more than 8000 hours and 20+ years of operation, the aircraft returned valuable experience on composite structure, the process of aging.

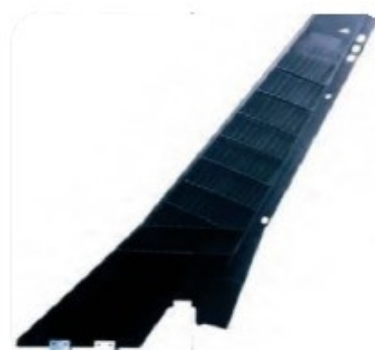


Fig. 4. The Falcon 10 S/N 005 with a wing made of carbon composite

Future Falcon Composite wing

In 2010, Dassault started an ambitious project to develop, manufacture and test composite wing based on Falcon 7X aircraft reference. This work is sponsored by the CORAC initiative (Civil Aviation Research Council). A founding research dedicated to help reduce the carbon footprint of air transport. The main objective of the project is:

- To validate the expected weight savings.
- To develop and validate an industrial process for the wing production
- To validate the certification of the solutions, especially regarding lightning strike protection requirement.
-



Fig. 5. Future Falcon composite wing

Fokker AeroStructures Innovations: TAPAS Project

Started in 2009, TAPAS (Thermoplastic Affordable Primary Aircraft Structure) is a multiyear project in which Fokker Aerostructures, Airbus and a Dutch cluster of institutes and companies cooperate in the development of main structure in thermoplastic composites. Carbon/UD materials, design concepts and manufacturing technologies are designed and qualified. Also, demonstrator products are being developed, built and tested. Fokker Aerostructures is in the lead of the development and production of a torsion box demonstrator. The Gulfstream 650 business jet horizontal tail has been chosen as the demonstrator product. Key to the improved cost/weight performance of this product is a butt-joint stiffened skin panel concept. This panel concept is achieved by co-consolidating, or co-melting, various simple preforms into a skin panel with integrated stiffeners. A thermoplastic butt-joint between the stiffener and skin is key to this concept. Fokker Aerostructures is also developing and usage a thermoplastic fiber placement capability for the create of skin panels. thermoplastic composite technology to large primary structure.

Thermoplastic Current Applications:

- Current applications of thermoplastic are:
- Gulfstream G450, G550 and G650 rudders with press-formed ribs and thermo folded trailing edges.
- 55 meters of resistance welded wing fixed leading edge on the A380 (glass/PPS material), 10 meters on the A340-500/600 wing fixed leading edge.
- Co-consolidated access panels on the A340-500/600 wing fixed leading edge (material carbon/PPS).
- Gulfstream G450, G550 and G650 thermoplastic floor panels, including mainstructure pressure bulkhead panels (carbon/PEI material).

- Induction welded Gulfstream G650 rudder and elevators (JEC 2010 Innovation Award winner, carbon/PPS material).
- Co-consolidated ice protection shields A400M (glass/PPS material).

The use of composites in the aerospace industry is a big achievement. Further research and work will give over a great future for composites in the aerospace industry. The need for composite materials is growing which provides the basis for an in-depth research, development.

REFERENCES:

1. Composites UK (<https://compositesuk.co.uk/composite-materials/applications/aerospace>)
2. Aerospace engineering (<http://aerospaceengineering.aero/aerospace-engineering-degrees-in-universities/>)
3. Honda/Innovations – (<http://world.honda.com/HondaJet/innovation>)
4. Numerical Investigation of Polyphenylene Sulfide Basis Composite Materials for Airframe. – (http://www.uobabylon.edu.iq/uobColeges/service_showarticle.aspx?fid=17&pubid=5975)

ENVIRONMENTAL MONITORING BY OBSERVATION FROM SPACE

Murzabekov A.B

Scientific Supervisors: Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.; Associate Professor, Ph.D. Silushkin. S.V.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: adikush1393@mail.ru

МОНИТОРИНГ СОСТОЯНИЯ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ ПУТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ ИЗ КОСМОСА

Мурзабеков А.Б

Научные руководители: Иванова В.С., доцент, к.т.н.; Силушкин С.В., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: adikush1393@mail.ru

Those times when we can trace everything happening on the earth long ago have come presently many aerospace of sputnik for various purposes and missions urgency is presently receiving in time most shortly exact information in a graphic look is where it is possible to consider easily everything and to understand.

Те времена, когда мы можем проследить все, что происходит на земле, давно пришли в настоящее время многие аэрокосмические Спутника для различных целей и миссий срочности в настоящее время приема во времени наиболее скором времени точной информации в графическом взгляд, где можно рассмотреть легко все и понять.

The basic requirements of any satellites for environmental monitoring as well as marine oil spills can be introduce to the following: to provide images captured on the same spot of land surface with a high frequency re-shooting, to provide imagery of day and night, as well as adverse weather conditions (clouds, haze, rain and fog), to provide images

Large swath area, provide high coarse images and provide lower the cost of satellite manufacture and launch, and the minimum time of deployment in the event of renouncement.

The RADARSAT mission designed for three main purposes: maritime surveillance, disaster management and ecosystem monitoring.

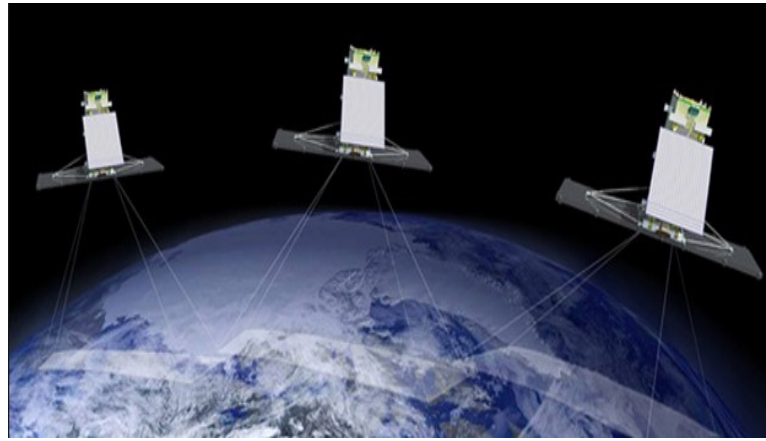


Fig. 1. The RADARSAT

1. Marine oil spills may cause major environmental damage, especially in coastal waters. Oil spillages occur frequently in the Gulf of Mexico, due to geological causes. However, the major sources remain the deliberate discharge of oils by ships carrying it as cargo, and the accidental oil released in activities associated with the exploration of seabed. The most effective instruments for monitoring of marine oil spills seem to be Synthetic Aperture Radar - SAR sensors carried by airborne or space borne observational platforms. The space borne SAR radar sends radio wavelengths to Earth's surface and the antenna on the satellite collects the wavelengths that are reflected back. These wavelengths are also called "backscatter". The radar backscatter from the sea surface is reduced in areas where oil is present, the main requirements of any satellite missions for monitoring marine oil spills can be summarized as follows: (a) provide imagery captured over the same spot (on the Earth's surface) with high revisit frequency; (b) provide imagery day and night, and in unfavorable weather conditions (clouds, haze, rain and fog); (c) provide imagery with large swath areas; (d) provide high-to-coarse resolution imagery; and (e) provide lower costs of satellite manufacture and launch and minimum deployment time in case of failure. The requirement can be attended by any depends on the image acquisition modes of the satellites. However, single, large SAR satellites are not compatible with requirements first, the detection of contingencies is possible only if a sufficient number of space borne sensors is available, then the constellations appears the only solution in order to limit the temporal gaps of acquisition caused by utilization of a single spacecraft. Second, the replacement of these traditional satellites into orbit is expensive and time consuming, and might be affected by budget constraints of the space agencies responsible for its development, launch, and operation.

2. Marine oil spills monitoring using space remote sensing SAR sensors is a group of methods that allow us to obtain information objects or phenomena, without having to be in contact with them. Nowadays, when we talk about remote sensing, this usually means the use of sensor imaging technology, including the use of aircraft and spacecraft in the tool board. There are two classes of remote sensing systems. Passive sensors detect natural radiation that is emitted or reflected by the object or area of observe. Reflected sunlight is the most common source of radiation measured by passive sensors. On the other hand, active sensors radiate energy for the purpose of scanning sites and domains. Visualizing Radar (radar) is an example of an active remote sensing and became an alternative method for observing the Earth, due to a number of advantages provided by the space radar, the most important of which is the ability to achieve global coverage. SAR is a coherent radar system, which can generate. It has provided useful information for commercial and scientific users in areas such as disaster management, interferometry, agriculture, cartography, hydrology, forestry, oceanography, ice studies and monitoring of coastal areas.

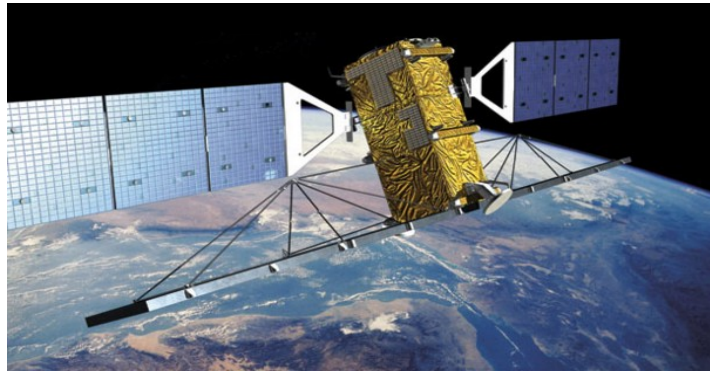


Fig. 2. RADARSAT-2 Space Age

RADARSAT-2 offers technical advancements that enhance many environmental SAR applications. RADARSAT-2 imagery has been successfully used in marine oil spills monitoring.

The evolution of this program is the RADARSAT Constellation. A constellation is composed of two or more spacecraft in similar orbits with no active control by either to maintain a relative position. The mission development has begun in 2005, with satellite launches planned for 2018. The baseline mission includes three medium-size satellites, but the constellation is designed to be scalable to six satellites. The coherent combination of several SAR images obtained from different observing angles can improve the image resolution and provide accurate geometric information. Furthermore, combining a broad illumination source with multiple small receiving antennas placed on separate formation-flying small satellites, we can obtain high-resolution SAR images of wide areas. The implementation of satellite constellations to increase the time resolution and ground coverage is a unique feature of small satellites. Another reason for using the constellation of small SAR satellites is to mitigate the cost, fabrication, and deployment issues associated with placing a large SAR satellite into orbit. Furthermore, the likelihood of system failure can be reduced since failure generally occurs only to individual small satellites, instead of a large satellite carrying an entire system. In short, instead of launching a single, large-to-medium, high-performance satellite, the capabilities of the system are distributed across several satellites, increasing revisit frequency, and introducing a more robust (resistant to random failures), flexible system that can be maintained at lower cost and launched into orbit using smaller, less expensive launch vehicles.



Fig. 3. RADARSAT-2 an example of satellite imagery

The spacecraft RADARSAT-2 is created under the control of the Canadian Space Agency. RADARSAT-2 satellite that is equipped with side-scan radar with synthetic aperture. Taking the Earth's surface held in C - band

wavelength of approximately (5.6 cm), with a variable polarization of radiation in a range of shooting angles from 10 degrees to 60.

Conclusion

All methods of the satellite have been considered in order to achieve the goals that we have chosen to follow the land, namely the three main objectives monitoring of seacoasts, disaster management and ecosystem monitoring. For these operations, it is an ideal Canadian RADARSAT satellite in accordance with the invention, which can solve this problem, it works better and gives good results, currently the Canadian organization receives many orders related to problems in the ecosystems and the elimination of natural disasters. RADARSAT is currently successfully implementing its mission.

REFERENCES

1. Ahmadi an A. 2008. System dynamics and technological innovation system Master of Science Thesis. ESA Report n° 2008:15, Chalmers University of Technology. Goteborg, Sweden Retrieved July 20, 2014, from <http://publications.lib.chalmers.se/records/fulltext/74728.pdf/>
2. Atrium Services. 2014. TerraSAR-X Radar Satellite Imagery. Retrieved July 20, 2014, from <http://www.astrium-geo.com/terrasar-x/>
3. Anderson P. 1999. Complexity Theory and Organization Science. Organization Science 10(3): 216-232 Special Issue: Application of Complexity Theory to Organization Science. Retrieved July 20, 2014, from <http://www.jstor.org/stable/2640328/>
4. Angelica M. and Giampaolo D. 2012. COSMO Skimmed e-GEOS Supports Development of Innovative Services. 13th IICWG (International Ice Charting Working Group), Troms, Norway, October 15-19, 2012. Retrieved July 20, 2014 from https://nsidc.org/noaa/iicwg/presentations/2012/Angelucci_COSMO_SkyMed_eGEOS.pdf/
5. Baker AM, Davies P, and Boland L. 2010. Moving Towards Commercial Earth Observations Services with Small Satellite Constellations. In Sandau, R; Rouser, HP; Valenzuela, Arnaldo (Eds). Small Satellites for Earth Observation: Selected Contributions. XXII, 406p.
6. Canadian Space Agency (CSA). 2014. The RADARSAT Constellation. Retrieved July 20, 2014, from <http://www.asc-csa.gc.ca/eng/satellites/radarsat/>
7. Euroconsult. 2012. Opportunities in Earth Observation Satellite Services: Lessons of the Past for the Future. Industry Symposium. 49th.

SOME ADVANTAGES OF LIQUID-PROPELLANT ENGINE

Nikiforov D.S.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Kuimova M.V.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: denis.n.1997@mail.ru

О НЕКОТОРЫХ ПРЕИМУЩЕСТВАХ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Никифоров Д.С.

Научный руководитель: Куимова М.В., доцент, к.п.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: denis.n.1997@mail.ru

One of the most challenging scientific and engineering problems in the history of mankind was the conquest of space. Technical difficulties were the main problem. The article studies some characteristics of a liquid-propellant engine. Liquid-propellant engine is widely used in space programs. It is relatively rarely used in military equipment, mainly on heavy missiles. The author considers the issues of creation of a liquid-propellant engine, structure, advantages and disadvantages, illustrates the comparison with other engines and gives some prospects of the engine in the future. Liquid-propellant engines are in demand and will be in demand because they can lift cargo from Earth and bring it to Earth orbit.

Одной из самых сложных научно-инженерных задач в истории человечества было покорение космоса. Основной проблемой были технические трудности. В данной статье исследуется жидкостный ракетный двигатель. Жидкостный ракетный двигатель широко используется в космических программах. В военной технике жидкостный ракетный двигатель применяется относительно редко, преимущественно на тяжёлых ракетах. Автор рассматривает вопросы создания жидкостного ракетного двигателя, строение, плюсы и минусы, сравнивает жидкостный ракетный двигатель с другими двигателями. В заключение кратко разбирается перспектива жидкостного ракетного двигателя в будущем. Жидкостные ракетные двигатели востребованы и будут востребованы ещё очень долго, так как они способны надёжно и экономично поднять груз с Земли и вывести его на околоземную орбиту.

Liquid-propellant engine is the engine for which fuel is partially liquified into gases and chemical fluids. In 1903 Russian scientist Konstantin Eduardovich Tsiolkovsky developed the scheme of the engine. In 1923 American scientist Robert Ervin Howard began to create the engine. In 1926 missiles with liquid-propellant engines were launched; gasoline and liquid oxygen were used as the fuel [0].

There are quite large varieties of schemes of a liquid-propellant engine, but the main principle of their action is the same. The classical scheme of a liquid-propellant engine is shown below.

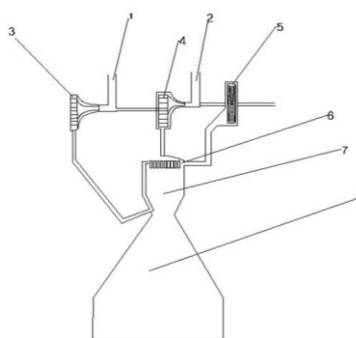


Image 1. The scheme of liquid-propellant engine

Fuel (1) and oxidizer (2) go from the tanks to the centrifugal pumps (3, 4) which are set in motion by the turbine (5). Under a high pressure, the fuel components go to a nozzle head, (6) - the place where the nozzles are located. Through them, the fuel goes into a combustion chamber (7), mixes and burns forming gaseous substance, heated to high temperature, which expands in the nozzle (8), works and transforms internal energy gas into kinetic

energy of its directional movement. Gas expires through a nozzle reporting to the engine jet draft [Ошибка! Источник ссылки не найден.]. Specific impulse is an important index of the combination and combustion of propellants.

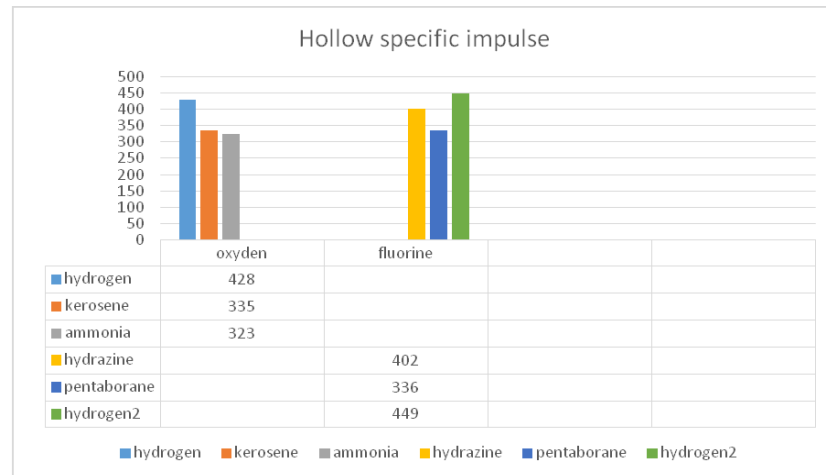


Image 2. Specific impulse

It is visible from the chart that the mixture of hydrogen and oxygen has one of the highest specific impulses [0]. A mixture of oxygen and kerosene is the most harmless in compliance with the environmental standards. In plans of further space exploration, considerable attention is devoted to liquid-propellant engines; because propellants can vary a lot. An example of this can be an interfusing of liquid hydrogen with solid that allows saving the fuel, reducing the evaporation stage. In addition, much attention is given to fuel with fluorine addition. Fluorine is the strongest oxidizer and is extremely aggressive, that creates many problems when using this product [Ошибка! Источник ссылки не найден.]. But some success is already being achieved. In the coming years fluorine-liquid rocket engines will find application as perspective engines for spaceships. In addition, liquid-propellant engine is very popular in missile armament [0].

Liquid-propellant engines have the following advantages:

- highest specific impulse in the class;
- possibility to change the size of the jet draft and control the fuel consumption;
- smaller weight of the fuel compartment in comparison with solid-state fuels.

Scientists emphasize the following disadvantages of liquid-propellant engines:

- difficult structure and high cost in comparison with solid-state fuel substances;
- high requirements when transporting;
- imponderable fuel becomes uncontrollable and moves in tank space. For a deposition it is necessary to connect additional engines [0].

Table 1. Comparison of engines

Engine	Specific impulse	Reactive thrust
Liquid propellant engine	4500 m/s	800 t/p
Solid-fuel rocket engine	2000 – 3000 m/s	1300 t/p
Nuclear rocket engine	8000 m/s – 50 k/s	1400 t/p
Electronic rocket engine	10 – 210 k/s	400 t/p

In comparison with a solid-fuel rocket engine, a liquid propellant engine (LPE) gives higher impulse and can work in various modes. By contrast to a nuclear rocket engine, the main advantage of LPE is ecological safety. Therefore, the launch of a nuclear rocket engine from the Earth's surface is unacceptable. According to the scientist B.I. Katargin, a liquid propellant engine will be in demand for a long time because this equipment can deliver cargo to Earth orbit cheaper [0]. However, the main drawback of LPE is the limit of the energy opportunity of fuel. The project to increase the power of liquid-propellant engines is in progress.

Liquid rocket engines have given humanity the opportunity to travel to space. In addition, they are quite popular as engines for rockets and missile carriers; however, the increase of the power of these engines necessitates large material costs.

REFERENCES

1. Narod. <http://wmpt.narod.ru/zz19.htm> (accessed 7 March, 2016).
2. Schematic of a liquid rocket engine. <http://www.zamandayolculuk.com/html-3/roketmotors.htm> (accessed 7 March, 2016).
3. Nuclear rocket engine. <http://www.sovkos.ru/cosmicheskie-apparaty/yadernye-raketnye-dvigateli.html> (accessed 7 March, 2016).
4. Avia. <http://avia.pro/blog/zhidkostnyy-raketnyy-dvigatel> (accessed 7 March, 2016).
5. Copenhagen suborbitals. <http://copenhagensuborbitals.com/technology-2/liquid-rocket-engines/> (accessed 7 March, 2016).
6. LPRE. <http://www.lpre.de/> (accessed 7 March, 2016).
7. Encyclopedia. <http://encyclopedia2.thefreedictionary.com/Nuclear+Rocket+Engine> (accessed 7 March, 2016).

APPLICATION OF MEMS TECHNOLOGY IN SPACE

Panimaskina M.V.

Scientific Supervisors: Associate Professor, Ph.D. Nesterenko T.G.; Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: gfybvfcbyf@mail.ru

ПРИМЕНЕНИЕ МЭМС ТЕХНОЛОГИЙ В КОСМОСЕ

Панимаскина М.В.

Научные руководители: Нестеренко Т.Г., доцент, к.т.н.; Иванова В.С., доцент, к.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: gfybvfcbyf@mail.ru

Microelectromechanical systems (MEMS) refer to a device that combines electrical and mechanical components in the micron scale [1]. The problem of the development and production of new MEMS devices for space applications is a challenge for the microelectronic and instrument-making can be solved through the use of new technologies, technical solutions and design methodologies. Achieve high precision MEMS products posing a complex of new actual problems: keeping the physical properties of new construction materials, the influence of manufacturing errors of the sensing elements and operating conditions on the accuracy of the sensor measurement, development and improvement of MEMS technology, reduction of terms the design and prototyping of new MEMS. This paper presents the importance of the introduction of technologies of miniaturization of components and systems for the development of space technology. Are marked the possible prospects of MEMS in space, as well as advantages and disadvantages.

Микроэлектромеханические системы (МЭМС) относятся к устройствам, объединяющим электрические и механические компоненты в масштабе микронов [1]. Проблема разработки и производства новых МЭМС устройств для космической техники является актуальной задачей для микроэлектронного приборостроения и может быть решена с помощью применения новых технологий, технических решений и методик проектирования. Достижение высоких точностей МЭМС изделий ставит комплекс новых актуальных задач: учет физических свойств новых конструкционных материалов, влияние погрешностей изготовления чувствительных элементов и условий функционирования на погрешности измерений датчиков, развитие и улучшение технологии МЭМС, сокращение сроков проектирования и изготовления прототипов новых МЭМС. В данной работе представлена важность внедрения технологий миниатюризации компонентов и систем для развития космической техники. Отмечены возможные перспективы МЭМС в космосе, а также преимущества и недостатки.

Introduction

MEMS are a set of microdevices most varied constructions and purposes, in the production process uses modified microelectronics techniques. Microelectromechanical systems are obtained by the combination of chemical elements, sensors, and electronics on a silicon base by microgeneration technologies. All the elements may be implemented as a single piece, with tens or hundreds of how the chips on a silicon wafer. Typical dimensions of the micromechanical elements are in the range from 1 micrometer to 100 micrometers, whereas the crystal sizes of MEMS chip having a size from 20 micrometers to one millimeter. Figure 1 shows a comparison of MEMS sensor.

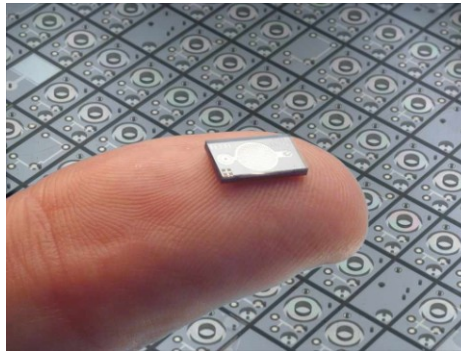


Fig. 1. An example of MEMS sensor

The movable elements of MEMS are moving no more than a few microns. MEMS devices provide a high level of functionality, reliability and low price. During the last ten years in the global space market set the trend of development and production of micro-satellite systems in weight from 1 to several tens of kilograms.

The miniaturization of space systems

The most important trend in the development of modern space technology is the miniaturization of components and systems. That is, through the introduction of advanced technologies of miniaturization made possible a sharp decrease in mass, volume spacecraft and fuel consumption, resulting in lower costs for each start and will open new opportunities for space transportation systems. Another important advantage is providing significantly higher reliability and increase flight safety. Miniaturization allows creating spaceships weighing one hundred and tens kilograms or grams which can carry out the same tasks. 20 years ago satellites weighed many tons [2].

Miniaturization of MEMS production is very important for space technologies, exactly the following properties:

- portability;
- long lifetime (extremely small mass elements is minimized vibration and inertial overload);
- low power consumption;
- ease of maintenance and replacement.

For example each spaceship uses a lot of different sensors of pressure on board. Introduction of MEMS in such sensors helps to reduce weight from several tens to hundreds of grams [3].

Prospects of MEMS in space

MEMS technology provides great opportunities for the future use of miniaturized space systems.

The first prospects role of MEMS as technology is allowing for miniaturized space systems of the future. At the present time MEMS technology provides opportunities that are vital to the long-term missions. There are many unique physical effects that take place in the microcosm, such as electrostatic force. Electrostatic force is not deeply studied in the macrocosm, but it could work as a switch actuator in MEMS. Drives and motors [4] by MEMS technology can provide significant power and torque, and replace conventional mechanisms. Of particular interest is the use of space for electrostatic actuators as microswitches microwave signals, promising for use in space communication systems [5].

The possibility of manufacturing electromechanical switches [6] on a single chip with nanoelectronic components opens the prospect of the creation of systems with higher functionality. Many excellent micromirrors [7] treatment or membrane mirror can allow the inter-satellite optical communication or optical surveillance nanosatellite. The miniaturization of rocket and space technology requires the use of new materials. It is primarily concerned of material having a nano-sized structure. MEMS processing technology will also enable the implementation of photovoltaic solar cell structures in flat antennas. Multi-function ability can significantly reduce the resources necessary components for miniaturized spacecraft.

The final prospect is that the MEMS technology demand in the space industry. At present there are the intervals between of MEMS products, developed as stand-alone components to be integrated into miniaturized spacecraft. Typically, the compound and the sequence between the MEMS components are not known. This can lead to extensive test and thus release the benefit of using MEMS technology [8].

Advantages and disadvantages of MEMS

One of the main advantages of MEMS is the simplicity of their principle of operation (Figure 2). Their operating principle is based on the principle of the work plane parallel capacitor.

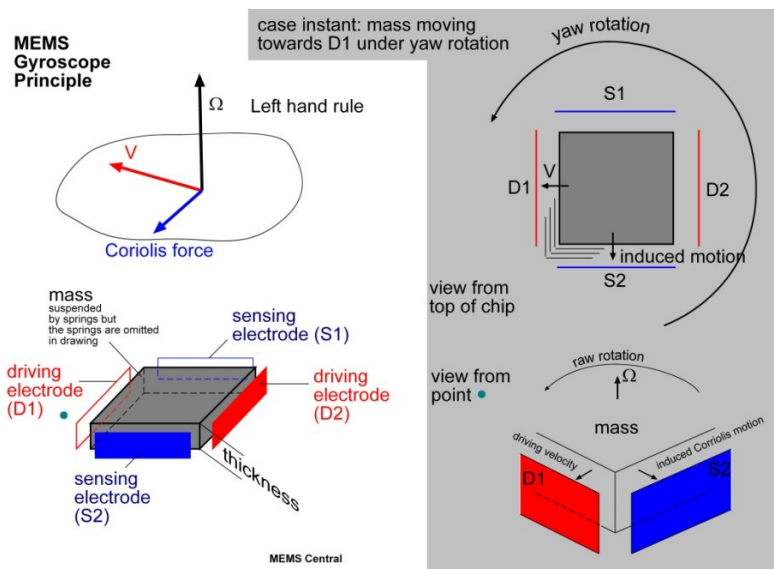


Fig. 2. Work principle of MEMS

The small size of MEMS - this is the most attractive in them. Production of components in a single process cycle produces almost indistinguishable parameters from the same components. In the manufacture mainly MEMS devices are used well developed and controlled processes that allows to obtain products with the desired characteristics. Use of chip technology and provides a micromechanical optical nodes significantly smaller than is possible by conventional techniques. Miniaturized products and the possibility of manufacturing the sensors, processing circuits and actuators in one device allows to create complete systems large enough complexity in a small package [9]. The electronics and electrical communication channels with sensors and mechanisms made by the integrated technology and having a small size can improve characteristics such as working frequency, the signal, noise, etc. High precision and repeatability of the sensing element and integral execution together with of processing scheme can significantly improve the precision of measurements. The repeatability and accuracy of mechanical components improves their performance. Mechanical MEMS in terms of vibration and shocks, tend to work better with small size and weight.

MEMS devices operate at a size scale far below that of typical mechanical devices, surface forces such as adhesion and friction may dominate over other forces in the system, leading to failure of the device. Small sizes of MEMS devices also make them difficult to interact mechanically with other MEMS components. In addition, packaging of MEMS [10] components has often presented a challenge because each device must be packaged in a way that keeps the components clean and free from contamination, while also allowing mechanical motion and, in many cases, interaction with the environment.

Conclusion

At the present time space technology has become so widely in modern life that failure to it would throw the back development of civilization. It is inconceivable that the weather forecast, mineral exploration, environmental monitoring, development of telecommunications and television, to ensure the defense capability and many other tasks would be solved without any means of space-based. If the first spacecraft functioned for a year, the challenge now is to ensure that the terms of the spacecraft active operation for 10-12 years, and in the future - 15 years or more. Space an extremal environment, where man-made systems rarely get a second chance. Therefore, exceptional attention is required for the quality of electronic components, systems designed for long periods of active existence. Microelectromechanical systems currently used and have been shown quite active, it is one of the most promising and efficient technologies in the development of space.

REFERENCES

1. Haifeng Dong, Xingguo Xiong / Design and Analysis of a MEMS Comb Vibratory Gyroscope, 2009.
2. Tor-Arne Grönland, Pelle Rangsten, Martin Nese, Martin Lang / Miniaturization of components and system for space using MEMS-technology, 2012.
3. Mems pressure sensor: patent US20110107838 A1; US 12/900,398// Matthijs SUIJLEN, Jan Jacob Koning, Herman Coenraad Willem BEIJERINCK; patent holder Nxp B.V.; declare 07.10.10; publish 21.05.11; 7 illustrations.
4. MEMS closed chamber heat engine and electric generator: patent US6978611 B1; S 10/453,251// Geoffrey A. Landis; patent holder The United States Of America As Represented By The Administrator Of The National Aeronautics And Space Administration; declare 16.09.03; publish 27.10.05; 8 illustrations.
5. V. Ziegler, W. Gautier, A. Stehle, B. Schoenlinner, V. Prechtel / Challenges and opportunities for RF-MEMS in aeronautics and space - The EADS perspective, 2010.

6. Micro electromechanical capacitive switch: patent US8102638 B2; US 12/157,828// Tughrul Arslan, Anthony J. Walton, Nakul R. Haridas; patent holder The University Court Of The University Of Edinburgh; declare 13.06.08; publish 24.01.12; 5 illustrations.
7. MEMS micromirror and micromirror array: patent US8472105 B2; US 13/540,844// Tiansheng ZHOU; patent holder Tiansheng ZHOU; declare 03.07.12; publish 25.06.13; 44 illustrations.
8. E. Gilla, J. Gu / MEMS Technology for Miniaturized Space Systems: Needs, Status and Perspectives, 2012.
9. Herbert R / Reliability of MEMS for space applications, 2006.
10. MEMS packaging using a non-silicon substrate for encapsulation and interconnection: patent US20060194361 A1; US 10/611,334// John Heck, Joseph Hayden, Steve Greathouse, Daniel Wong; patent holder John Heck, Hayden Joseph S Iii, Greathouse Steve W, Wong Daniel M; declare 30.06.03; publish 30.08.06; 7 illustrations.

DIE METHODEN DES SCHUTZES VOR DER KOSMISCHEN STRAHLUNG

Pavlukevich M.P.

Wissenschaftliche Betreuerin: M.V. Plekhanova, Doktor der Pädagogik, Dozentin,
Nationale Polytechnische Forschunguniversität Tomsk
Russland, Tomsk, pr. Lenina 30, 634050
E-mail: ipavlukevich@gmail.com

СПОСОБЫ ЗАЩИТЫ ОТ КОСМИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Павлюкевич М.П.

Научный руководитель: Плеханова М.В., доцент, к.п.н
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: ipavlukevich@gmail.com

Im vorliegenden Artikel werden die Probleme des Schutzes der Raumschiffe, der Flugapparate und des Menschen im Kosmos vor der Einwirkung der ionisierenden kosmischen Ausstrahlung betrachtet. Im Artikel wird beschrieben, was die kosmischen Strahlen sind, warum sie für die Menschen gefährlich sind. Außerdem werden die Methoden des Schutzes vor der schädlichen kosmischen Ausstrahlung betrachtet. Wir betrachten die Rentabilität von Methoden zum Schutz gegen ionisierende Strahlung aus wissenschaftlicher Sicht. Dieser Artikel ist besonders wichtig, weil die Zahl der Weltraumreisenden von Jahr zu Jahr wächst. Außerdem haben die Menschen vor, bald den Planeten Mars zu kolonisieren. Die Mars-Kolonisten müssen gegen die kosmische Strahlung geschützt werden. Das erhöht die Relevanz des Artikels.

В данной статье рассматриваются проблемы защиты космических кораблей, летательных аппаратов и человека в космосе от воздействия ионизирующего космического излучения. В статье описывается, что представляют собой космические лучи, какой вред они могут нанести человеку. Кроме того, рассматриваются способы защиты от вредного космического излучения. Рассматривается рентабельность методов защиты от ионизирующего излучения с научной точки зрения. Данная статья является особо важной, потому что с каждым годом количество космических путешественников увеличивается. Кроме того люди будут колонизировать планету Марс. Людям на Марсе необходима защита против космических лучей. Это делает данную статью более актуальной.

Was sind kosmische Strahlen? Die kosmische Strahlung ist eine hochenergetische Teilchenstrahlung, die von der Sonne, der Milchstraße und von fernen Galaxien kommt. Sie besteht vorwiegend aus Protonen, daneben aus Elektronen und vollständig ionisierten Atomen.

Die Luftschicht schützt die Bewohner der Erde vor der kosmischen Strahlung. Aber diese Ausstrahlung ist für die Kosmonauten sehr gefährlich. Für ein Jahr des Lebens auf der Raumstation lässt sich der Mensch so bestrahlen, als ob er an einem Atomkraftwerk lebenslang tätig wäre.

Zum ersten Mal hat die Menschheit über den Begriff "kosmische Strahlung" im Jahre 1912 gehört. Viktor Franz Hess hat sekundäre kosmische Strahlung auf der Erdoberfläche mit atmosphärischen Sonden entdeckt. Hundert Jahre sind schon seit dem Zeitpunkt der Entdeckung der kosmischen Strahlung vorbei und 55 Jahre seit dem ersten Raumflug des Menschen. Aber wir verwenden immer noch primitive Methoden zum Schutz des Menschen im Kosmos [1 - 3].

Das Raumschiff besteht aus Legierungen verschiedener Metalle. Jede Metalllegierung ist verantwortlich für den Schutz der einzelnen Elemente des Raumfahrzeugs. Typischerweise bestehen diese Metalllegierungen aus Aluminium, Kupfer, Silber und Titan. Es gibt aber auch Seltenerdmetalle [4].

Der kosmische Anzug schützt den Menschen, der sich außer dem Raumschiff befindet. Unter der oberen Schicht, gibt es mehrere Schichten aus Aluminium 2 mm dick gegen die Auswirkungen der kosmischen Strahlung.

Man glaubt, dass solche Schutzmethode zu den primitiven Methoden zum Schutz vor der kosmischen Strahlung gehört. Seit hundert Jahren veränderte sich nur noch die Legierung des absorbierenden Materials, nicht die Art und Weise des Schutzes vor der kosmischen Strahlung.

US-amerikanischer Astronom und Physiker Eugene Parker führte mathematische Berechnungen der Auswirkungen der kosmischen Strahlung auf den menschlichen Körper durch. Seine Schlussfolgerungen aus den Berechnungen: Im Laufe des Jahres, in dem man im Kosmos bleibt, kann ionisierende Strahlung ein Drittel seiner DNS zerstören. Die kosmische Strahlung kann Katarakt, Hirnschäden, Krebs verursachen. Wissenschaftler der NASA haben die Gefahr der Strahlung im Kosmos bestätigt [5, 6].

Im Verwaltungszentrum für die kosmischen Flüge wurden verschiedene Varianten des Schutzes vor der kosmischen Ausstrahlung entwickelt. 2004 haben die Gelehrten aus an der Universität des Staates Michigan die möglichen Varianten der Lösung des Problems besprochen. Kurze Übersicht von diesen Varianten wird unten dargestellt [6].

Plan 1: Eine dicke Schicht der Materie rund um die Astronauten absorbiert die Strahlung und Sekundärpartikel. Sphärische Wasserschale hat eine Dicke von 5 m. Es schafft den gleichen Schutz wie die Atmosphäre der Erde in einer Höhe von 5500 Metern. Der Vorteil: ein einfaches Arbeitsprinzip. Die Ladekapazität des Raumschiffes beträgt 30 Tonnen, und die notwendige Wassermenge 500 Tonnen [6].

Plan 2: Die Generatorspule schafft das magnetische Feld um das Raumschiff herum. Es gibt dabei aber ein Problem: die kosmische Strahlung dringt der Raumschiffachse entlang. Das Problem kann schnell beseitigt werden. Die Ingenieure haben angeboten, den Generator des magnetischen Feldes ins Zentrum des Raumschiffes zu montieren [6].

Da das System zu kompliziert ist, gibt es jetzt keine Möglichkeit, es in den Weltraum einzulenken [6].

Plan 3: Die letzte Idee war fantastisch. Das Raumschiff schießt mit dem Bündel von Elektronen. Das Raumschiff erwirbt die positive elektrische Ladung, und beginnt von sich die kosmischen Strahlen abzu stoßen. Die Idee ist wirklich genial! Jetzt entsteht aber ein ganz anderes Problem. Das Raumschiff zieht an sich Elektronen aus dem Weltraum. Die Elektronen würden sich in diesem Fall wie die kosmische Strahlung verhalten. Sie bohren sich mit einer riesigen Kraft ins Raumschiff. Um dieses Problem zu lösen, benötigt man das elektrische Feld mit großer Energie. Es ist aber zurzeit unmöglich [6].

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die Menschheit seit dem Beginn der Weltraumerforschung ständig auf der Suche nach Möglichkeiten zum Schutz vor der kosmischen Strahlung ist. Im Moment gibt es keine universellen Schutzmöglichkeiten. Jede Methode hat ihre Vorteile und Nachteile. In Russland und anderen Ländern werden die Versuche der Entwicklung von neuen Schutzmethoden unternommen, aber bis heute sind sie erfolglos.

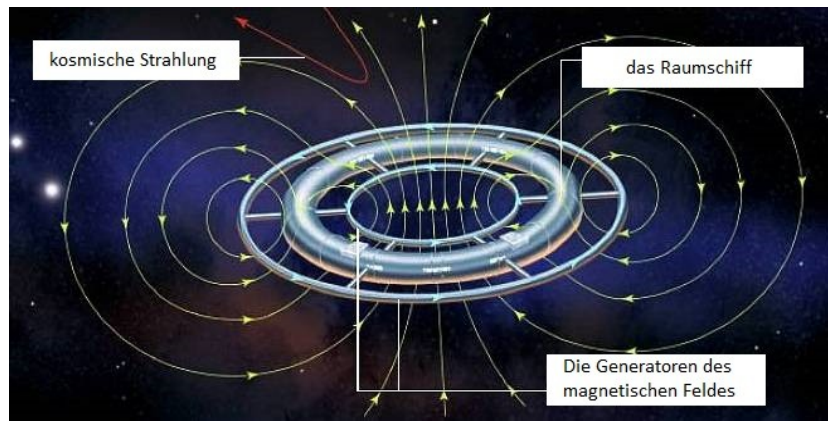


Abb. 1. Die Spule des Generators schafft das magnetische Feld um das Raumschiff [6]

QUELLENVERZEICHNIS

1. Wikipedia. Kosmische Strahlung. [Elektronisches Ressource]. Zugriff: https://de.wikipedia.org/wiki/Kosmische_Strahlung.
2. Umingo. Evolution und Radioaktivität. [Elektronisches Ressource]. – Zugriff: <http://www.umingo.de/doku.php?id=politik:art02.2>.
3. Wikiwand. Kosmische Strahlung. [Elektronisches Ressource]. – Zugriff: http://www.wikiwand.com/de/Kosmische_Strahlung.
4. Populjarnajamechanika. [Elektronisches Ressource]. – Zugriff: <http://www.popmech.ru/science/6230-raketnye-metally-kak-zakalyalas-stal-i-drugie-metally/#full>.
5. Wikipedia. Eugene Parker [Elektronisches Ressource]. – Zugriff: https://en.wikipedia.org/wiki/Eugene_Parker.
6. Gorizont vozmozhnogo. Kak zashchitit' kosmicheskikh puteshestvennikov/Gorizont vozmozhnogo. Kak zashchitit' kosmicheskikh puteshestvennikov [Elektronisches Ressource]. Zugriff: http://go2starss.narod.ru/pub/E024_KZP.html

MATERIALS FOR HULL SPACECRAFT

Polushko D.A.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: Polushko.07@mail.ru

МАТЕРИАЛЫ ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ ОБШИВКИ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Полюшко Д.А.

Научный руководитель: Иванова В.С., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г.Томск, пр.Ленина, 30,634050

E-mail: Polushko.07@mail.ru

One of the main tasks that must be solved by engineers when design spacecraft is to select the best material for his hull. It is connected with fact, that during the flight hull will be exposed to different types of loads that can lead to its destruction. In connection with it, occurs a problem associated with choice of such material, which throughout the flight would be able to counteract the adverse factors acting on the part of the external environment on the spacecraft. For solve it problem addressed materials, which properties are able to provide the required protection. Turned out, that the most universal properties have alloys based on titanium, because they can provide reliable protection of the spacecraft during the entire flight. The results of research presented in this report, extend

the knowledge about the properties of the materials used for the hull of spacecraft, and about to counteraction unfavorable factors of space environment.

Одной из главных задач, которую приходится решать инженерам при проектировании космических летательных аппаратов является выбор лучшего материала для его обшивки. Это связано с тем, что во время полёта обшивка будет подвержена разным видам нагрузок, которые могут привести к её разрушению. В связи с этим возникает проблема связанная с выбором такого материала, который на протяжении всего полёта смог бы противодействовать неблагоприятным факторам, действующим со стороны внешней среды на космический летательный аппарат. Для решения этой проблемы рассматривались материалы, свойства которых способны обеспечить требуемую защиту. Оказалось, что наиболее универсальными свойствами обладают сплавы на основе титана, так как они способны обеспечить надёжную защиту космического летательного аппарата на протяжении всего полёта. Результаты исследования, представленные в данной статье, расширяют знания о свойствах материалов используемых для обшивки космических аппаратов, а так же о способах противодействия неблагоприятным факторам космической среды.

Unfavorable factors act on a spacecraft from the surrounding environment throughout the flight. Their main act takes hull of the aircraft. So one of the main problems that the constructors solve it is the right choice of material for this hull, which properties will be able to provide the required level of protection. All spacecraft use a variety of materials in a variety of conditions.

Flight of the spacecraft can be divided into four stages: rise spacecraft with punching dense air layers, flight in near-Earth space, flight in outer space and the reverse entry into the atmosphere.

During the rise spacecraft and the punching of dense layers of air, hull it will warm up to a temperature of hundreds of degrees. Glowing walls will be streamlining of the gas flow, disintegrated into individual atoms. Interaction with the dissociated gas is different from conditions flow around the hull of normal air. In addition, the mechanisms of space flying machines operate at extremely high heat, vibration and acoustic loads. After all, in rocket engines converted for a short time a huge amount of energy. Coming out of the jet nozzle, the flow of hot gases primarily affects on spacecraft parts. And the higher the power of the engines is the heavy-duty materials that aircraft are built from.

After hitting the spacecraft in near-Earth space it will begin to operate near-Earth radiation belt caused by three sources: the earth, the sun and the galactic. The terrestrial source is Earth's radiation belts, of which four are recognized: the inner and outer ion belts and the inner and outer electron belts. Because they reach energies that penetrate matter to significant depths, ions in the inner belt and electrons in the outer belt pose the greatest hazards to space hardware and astronauts[1]. Therefore it is obvious the need for a strong anti-radiation protection for the crew, especially because the harmful effects of radiation on the body has the property to accumulate and can manifest itself in a few years or inherited.

Overcoming all the radiation belts, the spacecraft gets into space, which will face the same problem as the frostbite. This is due to the fact that space is a deep, almost absolute vacuum, where there is ice cold. If there are any artificial objects - a satellite, spacecraft, automatic station, in the shadow of the earth its walls will be cooled to very low temperatures, and the side turned towards the Sun will strongly overheat, that will lead to destruction of hull. Another serious irritant to the spacecraft in space is a bombardment of cosmic particles, flying at high speed. Few metals can withstand these super heavy working conditions in space.

Even more unusual for the material is environment at the time of the reverse input spaceship in the Earth's atmosphere. As a result, the braking apparatus a large part of its energy of motion is transformed into heat. Specifically, shuttles face intense temperatures of about 3000 degrees Fahrenheit [2]. Air molecules in the boundary layer are destroyed, and the fragments of the gas molecules - atoms turn into a mixture of electrons, ions and atomic

nuclei - plasma. It will be a source of extremely high heat of the aircraft wall. He was for a time would be in a kind of fire bag. Even a short stay the aircraft in the plasma flow will leave a deep mark on its casing.

To counter all the above factors, the designers have to design a skin of the aircraft, which can provide protection at all stages of flight. To solve the problem with overheating housing used refractory materials that have a melting point above 2000 ° C, chemically inert, and have a relatively high index of density. These include four metals: niobium, tantalum, tungsten and molybdenum. Each of these metals has its quality. For example the proportion of niobium is almost the same as that of copper. However, the metal melts at a temperature of 2420 degrees. It does not break down at temperatures up to about 1300°C[3]. At this temperature, conventional steel already begins to melt. Widespread use of niobium is currently limited because of its high cost. Furthermore, methods of producing niobium ductile still not perfect. At high temperatures (above 1100 ° C) it begins to oxidize rapidly. Oxidation resistance of niobium can be improved by introducing into the alloy chemically resistant metal such as tantalum.

Tantalum - one of the most refractory elements of the periodic table. He goes into a liquid state at 3027 degrees. Tantalum is a shiny, silvery metal which is soft when is pure[4]. The color of it is similar to platinum, and tantalum alloys with copper not only in color but also in chemical properties resemble gold. The most outstanding feature of this element is its exceptionally high resistance against the effects of various acids and alkalis. Although tantalum resists electrochemical corrosion, it, like other refractory metals at high temperatures needs to be protected from oxidation. Great interest is shown by foreign experts to the tantalum-tungsten alloy containing about 7 percent of the refractory metals - tungsten. This alloy, according to the foreign press, is able to operate reliably at temperatures up to 1900 degrees. Another tantalum alloy contains in its composition and 10 percent tungsten is already used for producing rocket engine nozzles.

The attractiveness of tungsten is in its highest of all known metal melting point - 3410 degrees. To melt tungsten, it is necessary to create a temperature of only two times less than the temperature of the Sun's surface. From this metal for a long time stretched filament bulbs only, and only relatively recently acceptable ways of rolling and casting parts made of this metal have been developed. The great strength of tungsten at high temperatures makes it very difficult to make the processing of his desired detail shape. The disadvantage of tungsten is its great weight. It is seven times the mass of alumina and 11 times the mass of beryllium. Tungsten forms compounds with calcium and magnesium that have phosphorescent properties and are used in fluorescent light bulbs [5].

Of all the high-temperature metals most attention of designers and metallurgists attracts molybdenum. The metal is silvery white, very hard transition metal, but is softer and more ductile than tungsten [6]. The technology of it so far proved to be more advanced than the other refractory metals. Molybdenum-based alloys provide the best combination of properties for use at high temperatures. Like most other heat-resistant metal molybdenum is oxidized at a temperature of about 800 degrees.

Also to the above list used for the construction of plating materials is credited. It is in contrast to the other four metals in this list is not refractory. Among metals, located on the melting temperatures, beryllium, it takes a modest place somewhere in the twenties. It melts at 1315 degrees. But it is very light in weight and yet strong material. It is five times lighter than copper. Steel gray in color, beryllium's modulus of elasticity is about one-third greater than steel [7]. Rigidity and strength change little when heated to 650 degrees. Beryllium and has a large heat-absorbing ability. Each kilogram of it is able to absorb 15 times more heat than a refractory metal such as platinum. These properties of beryllium and put forward as a possible material for buildings and heat sink screens spacecraft. But it also has a significant drawback is a big expense, which is due not only to the difficulty of obtaining, but also the limited deposits of beryllium ores.

The most promising abroad is considered to be the protection of spacecraft from burning by covering the nose of the so-called sublimating material, which is converted by heating from solid to gas, bypassing the liquid phase. Best of all, for the conversion of solid state directly into gas required a huge amount of heat. The absorbed heat is left in the nose cone, and with the gas in the space allocated. With using sublimation can be secured from the combustion internal components of the aircraft. Material of the cone should be burnt uniformly and correctly with the aerodynamic point of view. In contrast to the metals used in heat absorption method, evaporating cones should conduct heat more slowly. In this case, the cone surface will turn into gas at the time when the inner layers remain still cold and therefore still quite strong. As a sublimating material may be used beryllium oxide. It's easy matter goes to a gaseous state at a temperature of about 2500 degrees. Despite such a large ship cone surface temperature, the heating is not harmful to its design and equipment, as well as the impact of heat briefly, and the thermal conductivity of beryllium oxide is low. Furthermore beryllium oxide may be applied previously mentioned metals such as tantalum, molybdenum, tungsten, and even gold, as well as plastic, which has low thermal conductivity, it is flexible and high resistance to thermal shock. Methods of protection against cosmic radiation can be passive or active. Passive methods similar to those currently used in the practice of reactor, and based on the properties of materials absorbing and partially reflecting radiation. The best absorption capacity have elements with high atomic weight and durable electronic communication, such as lead. It is an effective protective material not only on the proton, but also the secondary radiation from the products. Hydrogen, for example, as a protection against protons by weight is five times more effective than lead but hydrogen is helpless against gamma radiation. The system of protection lead screens has a very large weight. For active methods include reflection of protons using electrostatic or electromagnetic fields. Using the positive charge of the proton, can change the direction of the influence of the field of flow and force to get around the space station. Active Protection is more effective but is associated with a very high energy consumption.

To ensure frost aircraft used titanium alloys, which are able to maintain their physical and mechanical properties at low and ultralow temperatures down to -200 or even -250 ° C. In place of this, thanks to their strength properties, they are used to protect the aircraft from a meteor rain. On par with titanium, a very promising way antimeteoritoy protection is the use of multi-layer plating, which consists of several sheets of metal separated by gaps. Protective plates can be made very thin, and the total weight of the multi-layer plating is many times less than the weight of a single-layer protection. In the simplest case, the sheathing consists of two walls. The outer wall made of beryllium - thin - thickness of 0.3-0.5 mm; it is designed to absorb the energy of low density micrometeors. The thickness of the inner wall, as beryllium, is selected in accordance with conventional conditions for impenetrability certain particle size in a specified time. The multilayer casing can be made even thinner and lighter, if the gaps between the walls to fill a rubber material or special material capable of "seal" the holes, for examples, boiling under reduced pressure.

Thus, from the above we can conclude that for counter the considered adverse factors best to use alloys based on titanium, because they will be able to sustain extremely low and extremely high temperatures. But these alloys will not be able to provide reliable protection from radiation, for this reason will need to provide additional protection from radiation, for example, based on electromagnetic field.

REFERENCES

1. Radiation and the International Space Station - (<http://www.nap.edu/read/9725/chapter/3>).
2. How do spacecraft re-enter the Earth's atmosphere? - (<http://science.howstuffworks.com/spacecraft-reentry.htm>).
3. Chemistry Explained "Neobium" - (<http://www.chemistryexplained.com/elements/L-P/Niobium.html>).

4. Lenntech "Tantalum" - (<http://www.lenntech.com/periodic/elements/ta.htm>).
5. It's Elemental "The Element Tungsten" - (<http://education.jlab.org/itselemental/ele074.html>).
6. Lenntech "Molybdenum" - (<http://www.lenntech.com/periodic/elements/mo.htm>).
7. Facts About Beryllium - (<http://www.livescience.com/28641-beryllium.html>).

ROTARY CONNECTION JOINT OF PANELS OF SOLAR BATTERIES ON SMALL SPACECRAFT

Prygov A.N.

Scientific Supervisors: Associate Professor, Ph.D. Gormakov A.N.; Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: pryg1992@mail.ru

ПОВОРОТНОЕ УСТРОЙСТВО ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НА МКА

Прыгов А.Н.

Научные руководители: Гормаков А.Н., доцент, к.т.н.; Иванова В.С., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: pryg1992@mail.ru

In article the used sources on small space the device for obtaining energy are described. Problems which face when using panels of solar batteries are described. Possible solutions to the problems with the use of small spacecraft solar panels are considered. The connection joint for a turn and fixing of the revealing panels is developed and designed.

В статье описаны используемые источники на малых космических аппарат для получения энергии. Описаны проблемы, с которыми сталкиваются при использовании панелей солнечных батарей. Рассмотрены варианты решения проблем с использованием панелей солнечных батарей на малом космическом аппарате. Разработан и спроектирован узел для разворота и фиксации раскрывающихся панелей солнечных батарей.

Introduction

Solar panels are one of the main ways to get electricity on spacecraft: solar panels are working for a long time without the expense of any materials, and at the same time are environmentally friendly, unlike nuclear and radioisotope power sources. Today, solar panels are considered to be one of the most reliable and sufficiently well-developed spacecraft to ensure energy options. Solar panels have or on the outer surface of the device or drop hard panels (Fig. 1).

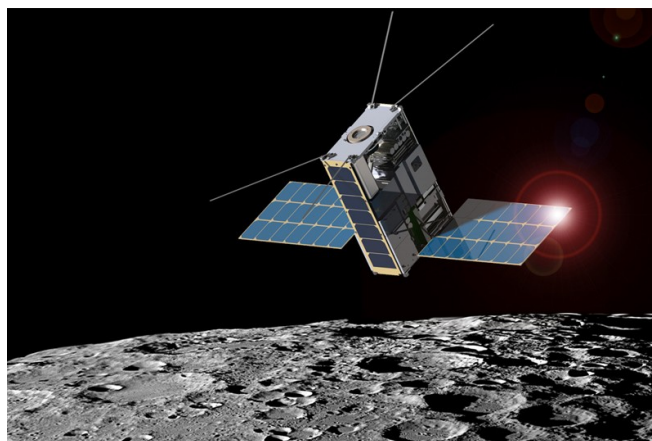


Fig. 1. Unwindsolar power satellite

Solar energy is characterized by the maximum usability; solar energy is the main type of energy received in a space [1]. To date developed a solar panel with an efficiency of 46% [2]. New solar cells are currently being developed to work in conditions where the light intensity and temperatures are low; meaning that solar powered spacecraft will be able to operate further away from the Sun [3].

The navigation system of solar batteries is an integral part of design of small spacecraft. Development of the revealing panels of solar batteries gives an opportunity continuously and constantly to receive the necessary volume of solar energy irrespective of an arrangement of the small spacecraft [4].

The located solar batteries mounted only on the sides of the case of the small spacecraft give the small volume of the received solar energy, the fact that the largest tension is given by those solar batteries, which are located perpendicularly concerning the Sun, is the reason of such low efficiency. Such spacecraft located under a necessary corner cannot have more than one solar battery, from the small spacecraft with the revealing panels of solar batteries. At which solar batteries are in difference under the most favorable corner and is guided teams from the on-board computer [5].

The small spacecraft is exported also to the conclusion to an orbit with assembled solar panels which keep on the flaring-up threads which fuse in a space when giving current or explosion of pyrotechnics [6,7], also for opening of panels there is an elastic element, in the form of a spring which stimulates disclosure of solar panels. Folding panels and fixing their position with respect to the axis of rotation of the stepper motor provides a connection joint rotary (Fig. 2).

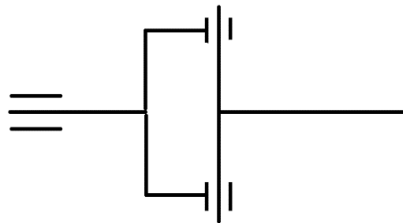


Fig. 2. Kinematic scheme of rotary connection joint

This connection joint has a ball latch, which interferes with folding of rotary connection joint.

At disclosure of solar batteries, mobile parts of rotary connection joint it is fixed by a lock pin. The clamp consists of the cylindrical case with an external carving, a spring and a ball of fig. 3.

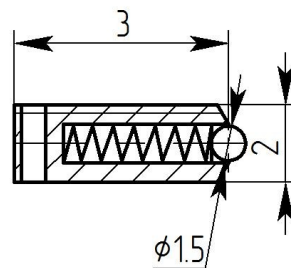


Fig. 3. Drawing clamp ball

The principle of work of a ball clamp resides is in the following: when the connection joint is in a collected state the ball is drowned in a clamp, at disclosure of rotary connection joint, the ball of a clamp is fixed in a hole as shown in fig. 4.

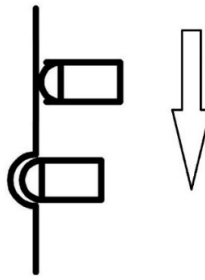


Fig. 4. Scheme of fixing of a clamp

The woven thread (4) conveying a state drop-down panel (Fig. 5) close to the body of small spacecraft (3), which fixes the drop-down portion of the mobile node from premature disclosure of the panels. Thread itself is fixed on the solar frame and on the other hand is rigidly fixed inside the small spacecraft (5). Inside small spacecraft body, woven thread is urged with a certain pressure of thread material with a high electrical resistivity (e.g. nichrome). Once in orbit the satellite and calm, on the thread of Nichrome is energized by the battery, the filament heats up and burn through a woven thread. Then there is the disclosure of the movable part of the rotary assembly of solar panels. The impulse for opening the frame with solar panels sets the leaf spring (7), located in the stress-strain state between the frame (2) and the housing (3) of small spacecraft. After the scope of the disclosure, the fixing of solar panels in the unfolded state. The turn drives the panels based on a stepper motor (8).

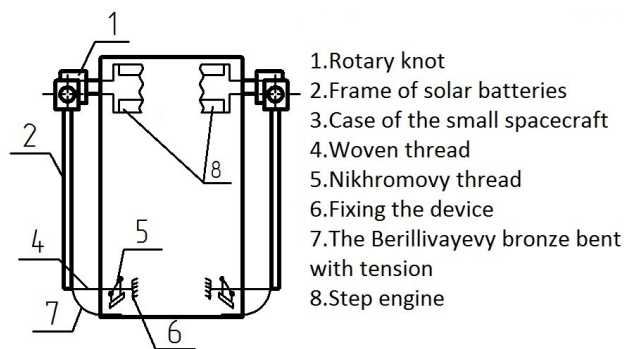


Fig. 5. Mounting solar panels to the chassis frame of small spacecraft

Conclusion

The use of the revealing panels of solar batteries gives an opportunity continuously and constantly to receive the necessary volume of solar energy irrespective of an arrangement of the small spacecraft. It allows using more effectively the small spacecraft. Disappear times when the sun is not enough to complete the work of small spacecraft.

REFERENCES

1. Solar Energy Materials and Solar Cells Volume 68, Issue 1, April 2001, Pages 31–53. Solar cells in space.
2. F. Dimroth, M. Grave, P. Beutel, U. Fiedeler, C. Karcher, T.N.D. Tibbits, E. Oliva, G. Siefer, M. Schachtner, A. Wekkeli, A.W. Bett, R. Krause, M. Piccin, N. Blanc, C. Drazek, E. Guiot, B. Ghyselen, T. Salvétat, A. Tauzin, T. Signamarcheix, A. Dobrich, T. Hannappel and K. Schwarzburg, Wafer bonded four-junction GaInP/GaAs//GaInAsP/GaInAs concentrator solar cells with 44.7% efficiency. Progress in Photovoltaics: Research and Applications, 2014. 22(3): p. 277-282.

3. What will power tomorrow's spacecraft? [Electronic recourse] – 2016. – URL: <http://www.bbc.com/future/story/20160119-what-will-power-tomorrows-spacecraft>
4. Tkachenko V. A. Stabilization of angular situation SSC with elastic panels of solar batteries dynamic regulator//Space researches. — M.: Science, 1984. - Т.XXII, issue 4
5. Zubenko A.A., Prygov A.N. A pilot study of efficiency of power return of solar CUBESAT batteries//the Collection of scientific works of the III All-Russian forum of school students, students, graduate students and young scientists with the international participation "Space instrument making":collection of scientific papers. – Tomsk: Publishing house of Tomsk Polytechnicuniversity, 2015. – Page 175-176.
6. Modi V. D., Shrivastava S. K. The angular movement and management of orientation of satellites in the presence of the external moments//Ser.62, Research of a space: RZh. - VINITI. - 1985. - No. 7. - Paper 7.62.184.
7. Gaushus E. V., V. A. Rajevski, etc. Navigation system and stabilization of the satellite of televising broadcasting "Screen"//Izv. Academy of Sciences of the USSR. Technical cybernetics. — M.: Science, 1977. - No. 4. - page 18-27.

MATERIAL PROCESSING IN SPACE

Rudnikov D.E.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: rudnikov.dmitriy@mail.ru

СОЗДАНИЕ МАТЕРИАЛОВ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Руденков Д.Е.

Научный руководитель: Иванова В.С., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина 30, 634050

E-mail: rudnikov.dmitriy@mail.ru

The possibility of creating more advanced materials in space were considered. Prospects of using of the space for materials manufactory. And the examples of already conducted scientific experiments.

В данной статье рассмотрены возможности создания более совершенных материалов в условиях космоса, перспективы использования космического пространства в материаловедении. А так же примеры уже проведённых научных экспериментов.

From the 20th century, humanity is rapidly exploring the space. For the first, the flight into space was a sensational event and attracted the attention of all humanity, but over the time, it has become a common and nothing special. Since the first launch of rockets and satellites, humanity is actively exploring space, and conduct experiments. However, the next step is development of space because progress does not stand still. The space gives unusual phenomena and opportunities for people nowadays. Many achievements of astronautics are widely used in various industries and scientific activities.

An important area of human studies during the whole period of development was the creation of new materials and their properties improvement. Space opens up new opportunities for this. Production of new materials in space is one of the promising areas of space exploration. The practical realization of scientific and technical experiments has been made possible because the progress in the construction of long-term stations and spacecraft. They are necessary for the delivery of these stations and the return of astronauts to the Earth together with the necessary materials.

Research on the production of materials in space caused by the desire to use in industrial processes unusual conditions which are created during the motion of spacecraft by orbit of Earth. For example, this long-term weightlessness surrounding high vacuum, high and low temperatures and space radiation.

There are some unique differences between the properties of materials in space comparing with the same materials on the Earth.

These differences can be exploited to manufacture unique or improved manufacturing technology.

In weightlessness, some physical processes are different from Earth. Manufacturing in space has some potential advantages over Earth-based industry:

1. The unique environment of space can allow making some industrial processes that can not be easily produced on Earth.
2. Potentially dangerous processes can be executed in space with minimal risk to the environment of the Earth or other planets.
3. Elements too big to launch on a rocket can be mounted in orbit for use in orbit.

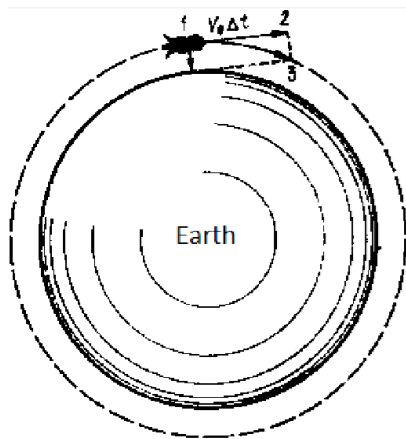


Fig. 1. The emergence of weightlessness on the spacecraft

Weightlessness greatly affects the behavior of the liquid. The Archimedes force disappears in the transition to weightlessness in liquid. This force affects the liquid components, and separates them. This separation is not in weightlessness. Materials with unique properties can be obtained after solidification of liquids.

Liquid on the board of spacecraft can be in a free-floating state and container does not need to retain it. When the molten material has solidified, contamination comes from the walls of vessel. People can do without the container and obtain more pure substances in space.

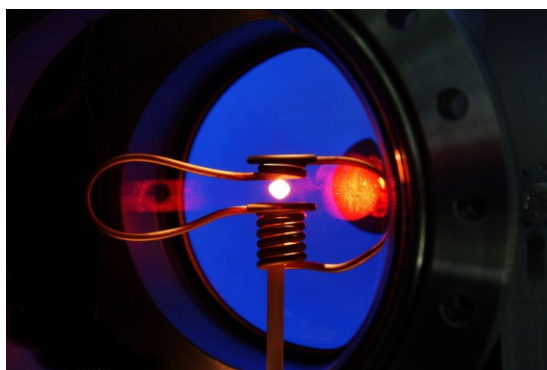


Fig. 2. Melting of metal in zero gravity

Manufacturing of semiconductor materials in space can provide significant advantages compared with their creation on the Earth. Firstly, the properties of these materials depend on their preparation technology. Many unwanted effects caused by expression of the weight force. Secondly, the uniform distribution of dopant in the semiconductor can be improved in terms of space.

The most important process of obtaining materials in space is their crystallization. Experiments on crystal growth from solution melt and vapor phase showed that crystalline materials can be prepared in the space and they have a higher perfection and uniformity. The main feature of these experiments in space is the lack of convection in the liquid, which leads to fluctuations in the growth rate and the crystal composition. From this viewpoint, the quality of the crystals obtained in space must be higher.

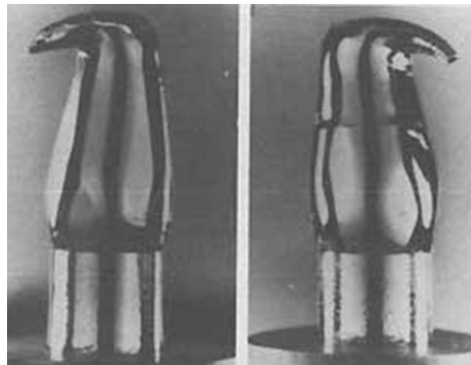


Fig. 3. Grown on board of the orbital station "Skylab" unalloyed indium antimonide crystals

Materials for optical systems can be improved also. Optical fibers can be obtained with better characteristics in terms of space. Preparation of gradans – glasses, with essentially parabolic refractive index profile along the radius will increase by several times the operating parameters of the optical systems.

The results of research on the orbital stations caused to the creation of new scientific and technical direction - space materials science. Experiments conducted to date have shown promising work in space for new materials and fundamental data for improving technology.

REFERENCES

1. MATERIALS SCIENCE AND ENGINEERING IN MICROGRAVITY – [electronic resource] - Access mode: <https://www.princeton.edu/~ota/disk3/1982/8205/820516.PDF>
2. MATERIALS PROCESSING IN SPACE – [electronic resource] - Access mode: <http://er.jsc.nasa.gov/seh/msp.html>
3. Materials processing in space – [electronic resource] - Access mode: <https://books.google.ru/books?id=T5UrAAAAYAAJ&pg=PA1&lpg=PA1&dq=MATERIALS+PROCESSING+IN+SPACE&source=bl&ots=ZEDBA5dXYO&sig=qCi54JMK-dkKOEmcA3Sm5ExkZOo&hl=ru&sa=X&ved=0ahUKEwj0jNKjydnLAhUqOJoKHATWD-IQ6AEIYjAN#v=onepage&q=MATERIALS%20PROCESSING%20IN%20SPACE&f=false>

USE OF ACCELEROMETERS IN SPACE ENGINEERING

Rustembek u A.

Scientific Supervisors: Associate Prof., Ph.D. Ivanova V.S.; Associate Prof., Ph.D. Baranov P.F.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: Abdiwka@bk.ru

ПРИМЕНЕНИЕ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ В КОСМИЧЕСКОЙ ИНЖЕНЕРИИ

Рустембек у А.

Научные руководители: Иванова В.С., доцент, к.т.н.; Баранов П.Ф., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: Abdiwka@bk.ru

In article described accelerometers for space missions, the general configurations and technical requirements of the accelerometer. Providing a quiescent microgravity, or low-gravity, environment for fundamental scientific research is one of the major goals of the International Space Station program. This apparent weightlessness is created as the Space Station circles and falls around the Earth, and the continuous free fall simulates the absence of gravity. The microgravity acceleration consists of two regimes: the quasi-steady environment and the vibratory transient environment; therefore, the measurement of the microgravity acceleration environment is best accomplished by two accelerometer systems [6]. In the United States Laboratory Module, the measurement of these two regimes is accomplished by the Space Acceleration Measurement System-II (SAMS-II) and the Microgravity Acceleration Measurement System (MAMS). SAMS-II provides this distributed measurement system through the use of Remote Triaxial Sensor systems (RTS). The MAMS will record the quasi-steady microgravity environment, including the influences of aerodynamic drag, vehicle rotation, and venting effects.

В статье описывается акселерометры для космических миссий, общие конфигурации и технические требования акселерометра. Обеспечивая неподвижную микро-гравитацию или низкую силу тяжести, окружающая среда для фундаментального научного исследования - одна из главных целей программы Международной космической станции. Эта очевидная невесомость создана как круги Космической станции и падения вокруг Земли, и непрерывное свободное падение моделирует отсутствие силы тяжести. Ускорения микро-гравитации состоит из двух режимов: квазистойчивая окружающая среда и вибрирующая переходная окружающая среда; поэтому, измерение окружающей среды ускорения микро-гравитации лучше всего достигнуто двумя системами акселерометра. В лабораторном модуле Соединенных Штатов измерение этих двух режимов достигнуто Космической системой измерения-II Ускорения SAMS-II и MAMS. SAMS-II обеспечивает эту распределенную систему измерения с помощью Отдаленных Трехмерных систем датчика (RTS). MAMS сделает запись квазистойчивой окружающей среды микро-гравитации, включая влияния аэродинамического сопротивления, вращения транспортного средства и эффектов выражения

Introduction

Numerous space applications require dedicated accelerometers with ranges and sensitivities optimized for the in-orbit environment. For the microgravity experiments performed on board the shuttle, the quasi-continuous residual acceleration and the vibration levels of the platforms carrying the experimental devices have to be surveyed or controlled even better [1].

Two main applications of the ultra-sensitive accelerometers merge. The first one is the measurement of the surface forces acting on the satellite which provides information on the atmospheric density variations and on the high-altitude winds. It also provides information on the radiation pressure from the sun or from the planet. The second major objective lies in the global and accurate recovery of the gravity field of the Earth or of another planet. The simpler way is to observe the satellite orbit, like in Challenging Micro-satellite Payload(CHAMP) mission. A low altitude is necessary since altitude is a filter for small wavelength gravity anomalies. But at a low altitude, non-gravitational effects much perturb the orbit, mainly because of the atmospheric drag which is preponderant with respect to the radiation pressure for an altitude lower than about 700 km, depending on the satellite mass and shape and the sun's activity. So, to eliminate the non-gravitational effects, an accelerometer is integrated at the satellite center of gravity in order not to be disturbed by the centrifugal and the angular accelerations.

Accelerometers for CHAMP, GOCE and GRACE space missions.

The CHAMP mission (Challenging Micro-satellite Payload) is dedicated to observing the Earth with several scientific instruments: two magnetometers devoted to the Earth's global magnetic field mapping, one digital ion drift meter, to deliver complementary measurements of the Earth's electrical field, one GPS dual frequency receiver, contributing to the atmospheric analysis, density, pressure and temperature.



Fig. 1. GRACE accelerometer mechanical core

STAR - the accelerometer with six axes providing three linear accelerations along the tool sensitive axes and three angular accelerations (Fig. 1 and 2). The STAR represents the range of measurement of $\pm 10^{-4}$ m/s² and shows permission better, than 3×10^{-9} m/s² for y and z axes and 3×10^{-8} m/s² for x-axis within ability of measurement from 10^{-4} Hz to 10^{-1} Hz. The configuration of the tool is compatible to ground tests which demand certain features of less exact x-axis for operation under one by the area of g gravity. In orbit, STAR x-axis is vertical from the Earth, the y-axis is normal to the orbit and the z-axis along track [1].

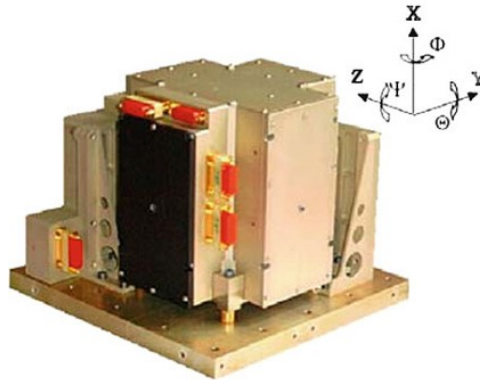


Fig. 2. STAR sensor in the CHAMP satellite

For the GRACE mission, the two SuperSTAR accelerometers are now defined and under development to meet a resolution of 10^{-10} ms⁻². The instrument range is again reduced to a few 10^{-5} ms⁻² by increasing the intervals between the mass and the electrodes, 175 μ m instead of 75 μ m, and by reducing the electrostatic actuator sensitivity.

Even greater requirements of sensitivity and alignment matching are needed for the space gradiometer mission GOCE (Gravity and Ocean Circulation Explorer). The proposed electrostatic gravity gradiometer is composed of six accelerometers derived from SuperSTAR and accommodated on a very stable carbon structure in a diamond configuration, two accelerometers aligned along each axis. On board a drag-free satellite, at an altitude of 250 km, this full tensor gradiometer should provide the fine measurements of the Earth's gravity. The theoretical model of the accelerometer operation and the evaluation of performance based on the experimental results have been

exploited to demonstrate the adequacy of these sensors to obtain resolution of better than $10^{-12} \text{ ms}^{-2} \text{ Hz}^{-1/2}$ in the frequency capacity from $5 \times 10^{-3} \text{ Hz}$ to 0.1 Hz .

Accelerometer specifications and general configuration.

Space accelerometer for gravitation experiment (SAGE) general configuration. The SAGE instrument is made of two electrostatic accelerometers, each sensor including a test mass and operating at liquid helium temperature (Fig. 3). The cage of the accelerometer is made of fused silica and the necessary electrodes for the electrostatic suspensions are defined by gold coatings. The materials of the test masses have been selected because of their physical characteristics, such as purity, homogeneity, machining ability, magnetic susceptibility and electrical conductivity [2].

Electrostatic accelerometers for the EP test in space

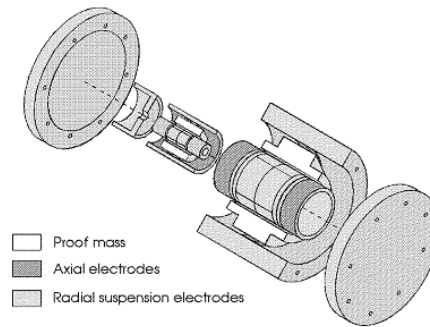


Fig. 3. Space accelerometer for gravitation experiment (SAGE): general configuration

Both accelerometers (in one SAGE instrument) will work independently. The acceleration of each test mass will be measured along the three directions. The difference of the measured acceleration along SAGE a sensitive axis will be executed out of the electronic loops necessary for operation of a suspension of each test mass. The configuration is optimized to increase resolution of this measurement of distinction.

Test-mass shapes. Another specification demanded for the design of SAGE concerns the test-mass shape. First, Worden has proposed cylindrical shapes. Then, as shown to Lockerbie, test masses made of the external surrounded cylinder and the direct internal cylinder reduce effects of any gradients of self-gravity with temporary dependence of the satellite, especially helium streams. The concept of the surrounded cylinders has been optimized for SAGE taking the restrictions arriving from operation on a touch head and production into account. In particular, flat areas have been added for control of the test-mass rotation about the sensitive axis and a minimum radial distance of 8 mm has been imposed between two test masses to weaken production and integration of cages of the accelerometer of quartz. We also relax the constraint of having the inner mass equal to the outer one [2].

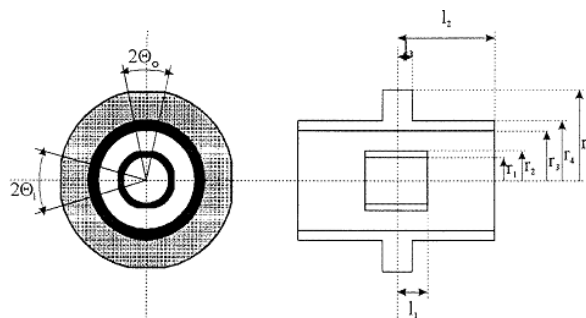


Fig. 4. Test - mass shapes

Conclusion

The configuration of a kernel of the sensor of the electrostatic accelerometers of the CHAMP, GOCE and GRACE missions has been especially developed for space applications and so optimized concerning the weak level of acceleration to sustain and measure onboard satellites depending on height on the orbit and presence of system of material encouragement of resistance. This configuration is quite strong, simple to work in an orbit and nevertheless compatible to certain ground tests.

The proposed accelerometer for the GOCE mission is derived from the STAR and the SuperSTAR instruments configuration, all being electrostatic accelerometers with contactless levitation of a solid mass are made of Titanium or Platinum alloy. While the sensor core configuration is especially selected for space applications and optimized according to the weak level of acceleration to be sustained during each mission [3].

REFERENCES

1. P. Touboul, E. Willemenot and B. Foulon . Accelerometers for CHAMP, GOCE and GRACE space missions: synergy and evolution // OsservatorioGeofisicoSperimentale. – 1999. – Volume 40. – № 3-4. – p. 321-327.
2. M. Rodrigues, E. Willemenot and A. Bernard. Electrostatic accelerometers for the equivalence principle test in space // France: Quantum Grav. – 2005. – Volume 13. – p. 67-78.
3. P. Touboul, B. Foulon, B. Christophe and J.P. Marque. CHAMP, GOCE, GRACE Instruments and Beyond // Geodesy for Planet Earth. – 2012. – Volume 26. – p.215-221.
4. B. Lenoir, A. Levy, B. Foulon, B. Lamine, B. Christophe, S. Reynaud. Electrostatic accelerometer with bias rejection for gravitation and solar system physics // France: Published in advances in space research. – 2011. – Volume 48. – p.1248-1257.
5. Accelerometer - Wikipedia [Electronic resources] – URL: <https://en.wikipedia.org/wiki/Accelerometer>
6. International Space Station Operations [Electronic resources] – 2005 – URL: https://spaceflightsystems.grc.nasa.gov/MSD/MSD_htmls/issops.html#
7. Accelerometer: patent 20090241667 United States: Int. CI. G 01 P 15/125, US. CI. 73/514.32/ Jen-Tsornng Chang, Taipei Hsien, the applicant and the patentee Hai Hon Precision Industry CO., LTD., Taipei Hsien (TW). – № 200810300705; application 25.03.08; publication 01.10.09, priority 02.09.08, № 12/202,582. – p. 4.
8. Fiber optic micro accelerometer: patent 6921894 United States: Int. CI. G 01 J 1/34, US. CI. 250/227.21/ Steve P. Swierkowski, the applicant and the patentee the Regents of the University of California, Oakland. – № 2004/0046111; application 10.09.02; publication 11.03.04, priority 10.09.02, № 10/238,660. – p. 3.
9. DEVICE AND METHOD FOR ORBIT DETERMINATION AND PREDICTION OF SATELLITES PROVIDING SIGNALS TO USERS: patent 8095312 United States: Int. CI. G 01 C 21/00, G 01 S 19/01, US. CI. 701/226/ Hans L. Trautenberg, Michael Kirchner, patent attorney AstriumGmbh, Munich (DE). – № 2009/0204324; application 30.07.07; publication 10.01.12, priority 29.07.08, № 12/181,750. – p. 5.
10. APPARATUS WITH GYROSCOPES AND ACCELEROMETERS FOR DETERMINING THE ATTITUDES OF AN AERODYNE: patent 6588117 United States: Int. CI. G 01 C 19/42, US. CI. 33/328/ Nicolas Martin, Jean-Rene Chevallier, patent attorney Thales Avionics S.A. (FR). – № 9901181; application 02.02.99; publication 08.07.03, priority 01.31.00, № 09/889,578. – p. 4.
11. MEMS Sensor Systems and Methods: patent 7237437 United States: Int. CI.G 01 I; 3/04, G 01 I; 1/02, US. CI 73/510/ Neal R. Fedora, the applicant and the patentee Honeywell International, Morristown, NJ (US). – application 27.10.05; publication 03.07.07, priority 27.10.05, № 11/260,817. – p. 7.

SOME CHALLENGES OF SPACE DEBRIS

Startseva D.A., Devyatova K.P.
Scientific Supervisor Associate Professor, Ph.D. Kuimova M.V.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str, 30, 634050
E-mail: starceva-dasha97@mail.ru, devyatovaksu@yandex.ru

НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Старцева Д.А., Девятова К.П.
Научный руководитель: Куимова М.В., доцент, к.п.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: starceva-dasha97@mail.ru, devyatovaksu@yandex.ru

Thousands of spacecraft and satellites have been launched since the beginning of the Space Age. Currently, tons of abandoned satellites, artificial objects and wandering debris are circling around our planet. Some objects of space debris can be dangerous for the Earth if they descend from orbit and do not completely burn up in the upper atmosphere, as well as for astronauts, satellites and space stations as they are orbiting the Earth at a great speed. The volume of debris is growing every year. In this article, the authors study one of the actual problems of the modern world – space debris. The authors consider the main causes of space debris, estimate risks and offer solutions to this problem.

С начала космической эры было сделано несколько тысяч запусков космических аппаратов и спутников. В настоящее время вокруг нашей планеты кружат тонны брошенных спутников, искусственных объектов и блуждающих фрагментов мусора. Некоторые объекты космического мусора могут представлять опасность как для планеты Земля, если сойдут с орбиты и не полностью сгорят в верхних слоях атмосферы, так и для астронавтов, спутников и космических станций, так как вращаются вокруг Земли с огромной скоростью. Объем космического мусора растет с каждым годом. В данной статье авторы исследуют актуальную проблему современного мира – засорение космического пространства. Авторы рассматривают основные причины появления космического мусора, оценивают опасности и предлагают пути решения данной проблемы.

People are becoming more and more aware of their responsibility towards future generations for environmental pollution. Currently, no one is as eager to conquer nature as we were in the early twentieth century. Humanity is facing the need for secure development. This requires new knowledge about the environment and new technologies. It is impossible to solve this challenge without the study of ecology and development of ecological knowledge. Environmental knowledge helps explain not only unknown aspects of reality, but also environmental risks and restrictions in relation to human activities.

Environmental pollution potentially damages either the environment or human health. Pollution occurs in various forms:

- air pollution (exhaust fumes, burning of fossil fuels, harmful off-gassing from paint, nuclear accidents, etc.);
- land pollution (use of pesticides, litter, oil spills, damage and debris from mining and logging practices, etc.);
- water pollution (industrial waste, sewage and waste water, accidental oil leakage, radioactive waste, etc.);
- light pollution (electronic advertising boards, streetlights and car lights, residential areas, etc.);
- noise pollution (social events, commercial and industrial activities, transportation, etc.);
- thermal/heat pollution (industrial plants, etc.);
- visual pollution (skyscrapers, billboards, litter, abandoned homes and vehicles, etc.).

Nowadays, much is written about the alarming pollution of the atmosphere, oceans, rivers, and soil.

Environmental pollution is linked to health issues. The emission of greenhouse gases leads to global warming and contributes to depletion of the ozone layer. Pollution negatively affects human life and wildlife. In this

paper we are going to research another form of pollution (about which very few people are concerned). It is space debris.

Objectives of the research are as follow:

- causes of space debris;
- threats to the world's inhabitants;
- ways to solve the problems of space debris.

Space debris is debris left in orbit as a result of human activity. Its quantity increases in low-Earth orbit. This may be spent rocket stages or defunct satellites, fragments left over from chance encounters. Debris size can be up to several meters, but most often, it is small particles, such as metal chips and paint. These fragments are already defective, do not work and will never serve any useful purpose. All this debris orbits the Earth at a tremendous speed, and there is no atmosphere, about which it could slow down or grind off. Space debris may cause harm on operating space vehicles and manned space missions. Several centimeter fragments have the potential to destroy whole satellites because of the speed at which they are travelling. There are no practical effective measures to protect against space debris objects larger than 1 cm in diameter.

Following are some of the causes of space debris:

- “dead” devices. Satellites launched into orbit at elevation of 15,000 km above the Earth's surface are able to survive for 10,000 years. In less than 50 years of the space age, of the more than 11,000 satellites put into Earth orbit, about 4000 of them are still there.
- space accident. For example, as a result of the explosion of French rocket “Ariane” in 1986, about 3000 debris fragments were formed with dimensions large enough to be traced by means of ground devices. In addition, there are countless, smaller fragments.
- upper-stage rockets, by which satellites are launched into geostationary orbit. About 5-10% of the fuel remains in their tanks. The fuel is extremely volatile and is easily converted into vapor that often yields powerful explosions.

Space debris threatens the people of the planet. Here there are some possible consequences:

- drop of first stage launchers;
- space stations after they exhaust their term (especially if they have nuclear power units);
- emissions of combustion products (e.g. may lead to heavy acid rains);
- powerful acoustic, electromagnetic and optical radiation from large rockets;
- exposure from solar ultraviolet radiation because of the ozone hole;
- impact on weather and climate [1, 2, 3].

To solve the problems of space debris, we should develop:

- new technology that will allow to minimize the waste;
- space equipment adapted for the use in space after the expiration of the service life;
- effective methods of use of waste resulting from space flights, equipment used in space and life-sustaining activity of the crew;
- advance measures to eliminate space debris;
- ways to reduce the number of devices into space and use satellites for multi-purpose;
- a resource to bring debris to the dense layers of the atmosphere, where it will burn, or send it to less “populated” orbits;
- space dwelling units and equipment that can be used several times and on other flights to other

destinations.

Scientists and engineers offer many different strategies for active cleaning of space debris. These include:

- ElectroDynamic Debris Eliminator (capture orbital debris in a net, then drag it down out of harm's way);
- Gossamer Orbit Lowering Device (large and thin balloon which will rotate the object and increase its aerodynamic drag in a few hundred times, thereby causing it to fall into Earth's atmosphere);
- CleanSpace One (robots that will move large fragments and satellites to re-entry into the atmosphere);
- Surrey Space Centre (this system will remove objects from orbit due to aerodynamic drag and momentum exchange with charged cables and ionospheric plasma);
- Ballistic Orbital Removal System (rockets filled with water can be sent into space. After they unload their cargo on the orbit, a field of crystallized water will appear. Space debris will fall in the field, slow down and descend from the orbit);
- Laser Orbital Debris Removal (powerfully pulsed lasers that will shoot from the surface and create plasma jets on space debris. This will cause the debris to slow down and re-enter the atmosphere falling into the ocean) [4].

However, there are no economically and technically acceptable ways of recycling space debris. The majority of measures focus on the control of debris. These include withdrawal of spent spacecraft to "burial orbits", prevention of orbital explosions that accompany the flight of the technological elements, etc. We must develop projects that will help eliminate space debris globally.

Thus, the growth of space debris on the Earth's orbit may lead to the termination of manned and unmanned flight as it would be risky because the probability of collisions with debris will increase many times. To avoid this, mankind has to remove all near-Earth space debris. Special attention must be paid to the removal of debris from the geostationary orbital range as it is littered today even more than lower orbits.

REREFENCES

1. How dangerous is space debris? <https://www.theguardian.com/science/across-the-universe/2012/oct/04/astronomy-space> (accessed 10 March, 2016).
2. Trouble in orbit: the growing problem of space junk. <http://www.bbc.com/news/science-environment-33782943> (accessed 17 March, 2016).
3. Space Debris and Human Spacecraft. http://www.nasa.gov/mission_pages/station/news/orbital_debris.html (accessed 10 March, 2016).
4. How to clean orbit from space debris? <http://hi-news.ru/space/kak-ochistit-orbitu-ot-kosmicheskogo-musora.html> (accessed 10 March, 2016).

SOME CHARACTERISTICS OF SPACESUITS

Ukhov S.A., Kiyaniitsyna A.A.
Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Kuimova M.V.
Tomsk Polytechnic University
Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050
E-mail: sergey@ukhov.ru, miss.kiyaniitsyna@yandex.ru

НЕКОТОРЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОСМИЧЕСКИХ СКАФАНДРОВ

Ухов С.А., Кияницына А.А.
Научный руководитель Куимова М.В., доцент, к.п.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: sergey@ukhov.ru, miss.kiyaniitsyna@yandex.ru

The conditions in space and on other planets are very different from the Earth. There are a lot of challenges of space exploration. The lack of oxygen, in the greater part of the universe, is the main difficulty; it causes severe limitations on our ability to breathe outside the Earth. Astronauts need a spacesuit to protect from the impact of the killing space environment. Spacesuits have greatly evolved since the Apollo program. Modern spacesuits allow astronauts to work outside the spacecraft for several hours. Today's spacesuits are tailored to suit each astronaut. The paper studies some characteristics of spacesuits and the history of their improvement.

Условия в космосе и на других планетах сильно отличаются от земных. Существует масса проблем освоения космоса. Основная сложность – это отсутствие кислорода в большей части Вселенной, что вызывает серьезные ограничения на наши возможности дышать за пределами Земли. Космонавтам необходим скафандр, который бы защищал человека от воздействия убийственной внешней среды. Скафандры сильно изменились со времен программы Apollo. Современные скафандры позволяют astronautам работать вне космического корабля несколько часов. В настоящее время скафандры шьют специально для каждого космонавта. Скафандр является сборной моделью с разным размером частей, которые объединяются так, чтобы размер костюма подходил для любого космонавта. В статье рассматриваются некоторые характеристики скафандров и история их развития.

Space is not a natural habitat for humans. Our planet is rich in oxygen; pressure does not change on the planet because the atmosphere of the Earth does not allow it. The ozone layer of the atmosphere protects the Earth's surface from ultraviolet rays. The human body needs these conditions for existence, and mankind has not yet discovered another planet with such favorable conditions for life. Nevertheless, humanity wants to explore space and find a planet with suitable conditions for life. Our body needs to be protected from super cooling, from the excessive fall of pressure and from ultraviolet rays that appear in space [1]. A man will lose consciousness if oxygen stops flowing through the body for 10-15 seconds. Additionally, humans get burns from radiation exposure. To survive in the hostile space environment and re-create the environmental conditions of Earth's atmosphere, scientists develop spacesuits.

A spacesuit is a sealed suit in which the astronaut can live and work in open space and on the surface of celestial bodies. The spacesuit is tailored for a human body and reduced to the size of a pressurized cabin.

There are several types of spacesuits for different purposes:

- life-saving;
- work outside of a spacecraft;
- work on the surfaces of other planets [2, 3].

A spacesuit is used during the depressurization of a spacecraft, temperature change or atmospheric gases inside the man-rated modules. Spacesuits are comfortable and have offset gloves and an opening headpiece. If external pressure falls, the spacesuit automatically seals off, the headpieces close and life-support system activates. The clothing reflects the sun's rays and the headpiece has a safety optical light filter. The gloves and headpiece do not detach from the spacesuit. There are higher standards for joint mobility. This problem is solved by using crimp surfaces, rockers and fluid-tight pivots which are located in the places of bend bearings. The spacesuit's gloves

provide tactile sensitivity for fingers. Also spacesuits have a life-support system and radio station. Vacuum membrane is double and very stable. Next generation of spacesuits has modernized boots to help astronauts maintain balance [3].

To trace the changes in the development of autonomous life support systems, we decided to evaluate some models of spacesuits using the following criteria: weight, pressure and spacesuit's battery life.

SK-1 is a spacesuit that was developed in the USSR for the first flights of the astronauts on the spacecraft series "Vostok" (meaning *East*) [5].

Table 1. Specification of "SK-1" spacesuit

Mass of the spacesuit		20 kilogram
Pressure		270–300 hectopascal
Elapsed time	In hermetically sealed room	12 day
	In cabin depressurization	5 hour



Image 1. Spacesuit "SK-1"

On March 18, 1965, Alexey Leonov made the first spacewalk. He was dressed in a space suit "The Berkut" (meaning *Golden Eagle*) [6]. The suit was made from several layers of film with a shiny aluminum surface. The place between the layers was a gap to reduce the heat transfer in either direction, according to the principle of a thermos. In addition, the layers of the film-tissue were separated by a special mesh material. As a result, it was possible to achieve very high thermal resistance. Astronauts' eyes were protected by a special filter made of tinted plexiglas with the thickness of about half a centimeter. It weakened the intensity of sunlight and did not allow facing biologically hazardous rays of the solar spectrum. Circulating air was ensured in the spacesuit. Also there was a backup oxygen system that was joined to the spacesuit by a hose.

Table 2. Specification of "The Berkut" spacesuit

Mass of the spacesuit		41.5 kilogram
Pressure		270–400 hectopascal
Elapsed time	In cabin depressurization	4 hour
	In open space	0.75 hour



Image 2. Spacesuit “The Berkut”

The Krechet (meaning *Gyr Falcon*) is a Soviet semiflexible astronautical spacesuit. It was specially developed for the expedition to the moon. The spacesuit ensures motion and working ability. An astronaut can work with different devices and work on the Moon’s surface. The spacesuit allowed an astronaut to eat liquid foods through a small port in their helmet. The temperature on the surface of the Moon varies from minus 153°C on the dark side of the Moon, to +123°C on the bright side of the Moon.

Table 3. Specification of “The Krechet” spacesuit

Mass of the spacesuit	106 kilogram
Pressure	400 gigapascal
Elapsed time	10 hour



Image 3. Spacesuit “The Krechet”

The Orlan MKS (meaning *Sea Eagle*) spacesuit uses articulated joints. They provide mobility of the body. The spacesuit has an automatic thermoregulation system. Astronauts themselves can change the temperature in the spacesuit. Sometimes they forget to do it. Sunny and shady sides are often quite different. The astronauts may freeze on one side and roast on the other. So the system itself regulates the temperature using water refrigeration [7]. Also the suit has heated insoles.

Table 4. Specification of the “Orlan MKS” spacesuit

Mass of the spacesuit	110 kilogram
Pressure	400 gigapascal
Elapsed time	7 hour

*Image 4. Spacesuit the “Orlan MKS”*

Thus, we can conclude that the elaboration of spacesuits is developing. New generation models are being manufactured. Experts and scientists are trying to improve spacesuits. One of the most promising is Biosuit [8, 9, 10]. It is convenient, easy and long-lasting. It does not constrain the movement. Consequently, it increases astronaut's performance. The spacesuit consists of titanium and nickel. It preserves astronauts' health and prevents diseases that are caused by space.

REFERENCES

1. Сысоева Н.В., Куимова М.В. Some hazards of long-term space flights // Молодой ученый. 2015. № 8 (88). С. 315-316.
2. Spacesuits. http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/n_i_j/1978/6/skaf.html (accessed 14.03.16)
3. Spacesuits. http://alnam.ru/book_e_tech.php?id=108(accessed 14.03.16)
4. Why does an astronaut need a spacesuit? <http://www.kakprosto.ru/kak-902303-zachem-kosmonavtu-skafandr-> (accessed 14.03.16)
5. SK-1 (spacesuits). [https://ru.wikipedia.org/wiki/СК-1_\(скафандр\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/СК-1_(скафандр)) (accessed 14.03.16)
6. Spacesuits and suits of astronauts. <http://kraeved1147.ru/spacesuits/> (accessed 14.03.16)
7. Test of new spacesuit “Orlan MSK” <http://www.nashkosmos.ru/news/roskosmos-news/2011/05/1505-1505-ispytania-novogo-skafandra-orlan/> (accessed 14.03.16)
8. Encyclopedia Astronautica. Bio-Suit. <http://www.astronautix.com/craft/biosuit.htm> (accessed 14.03.16)
9. Futuristic Skintight Spacesuits May Shrink-Wrap Astronauts. <http://www.space.com/27214-skintight-spacesuit-biosuit-photos.html> (accessed 14.03.16)
10. Martian biosuit. <http://alternathistory.com/marsianskii-bioskafandr> (accessed 27.03.16)

VANTABLACK APPLICATION IN SPACE TECHNOLOGIES

Yamnich Yu.I.

Scientific Supervisor: Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: yamnich.96@gmail.com

ПРИМЕНЕНИЕ VANTABLACK В КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЯХ

Ямнич Ю.И.

Научный руководитель: Иванова В.С., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: yamnich.96@gmail.com

This article refers to new absolutely black material, which called Vantablack. It is made of carbon nanotubes 10,000 times thinner than a human hair and is designed for use in high performance infrared cameras, sensors, telescopes and other scientific instruments that require the least amount of scattered light. Government are want to use this material for military purposes in future.

В данной статье говорится о новом абсолютно черном материале Vantablack. Он изготовлен из углеродных нанотрубок в 10 000 раз тоньше человеческого волоса и предназначена для использования в высокопроизводительных инфракрасных камер, датчиках, телескопах и других научных приборов, которые требуют наименьшего количества рассеянного света. В будущем правительство хочет использовать этот материал в военных целях.

Black body scientists previously used only in theory. But new developments and technologies have allowed scientists from the British company Surrey NanoSystems to invent close to absolutely black body, the black material that can absorb the light emitted for 99.96%. Now it is the best absorbent material Vantablack.



Fig. 1. Vantablack

ABSL(Association of Business Service Leaders), NPL(National physical laboratory) and Surrey NanoSystems has developed a nanostructured black coating based on carbon nanotubes, which is currently the lowest reflectance in the IR spectrum. The material, called Vantablack, is an improvement compared to previous generation. Material specific properties are reflected in its name. The first two syllables Vanta are the acronym vertically aligned carbon nanotube arrays. Vantablack absorbs 99.965% of visible light, which is the best value and allows to consider it as the blackest of all modern materials. In addition, this new material is grown in a Chemical Vapour Deposition chamber at a temperature of 430°C or higher. Vantablack can be grown on materials that cannot withstand higher temperatures. According to the results of the measurements reflects 0.035 percent of light. Thus, scientists once again came close to unraveling such effects as invisibility. Several investigators have compared a

new substance with a black hole. With only one difference Vantablack has a powerful and destructive the force of gravity. So it is absolutely safe for the environment.

The production process Vantablack is based on the technology of low temperature synthesis of vertically-arranged carbon nanotubes. The Vantablack coating is made from a nanotube length of 20 nm. On one square centimeter of the coating is placed about 1 billion nanotubes. These nanotubes scientists have grown in the laboratory on aluminum foil at low temperatures. They are tightly composed together, allowing light to penetrate, but a very small number — mostly ultraviolet, infrared and microwave — reflected from this "forest" Technique of coating deposition Vantablack is suitable for various materials with sizes from fractions of a micron and larger. It is easily combined with standard techniques of lithography and allows, if necessary, to make complicated patterns. When bending Vantablack observer expects to see dents and wrinkles, but instead, he sees the illusion of a completely dark hole in space.

Earlier VANTA coatings could only be applied to expensive, bulky heat-resistant alloys and heat resistant materials, such as silicon, they could not be used for sensitive electronics or materials with relatively low melting point. The difference of the coating of the black material Vantablack is the material which can be synthesized in many temperature-sensitive materials, for example aluminum. It's get a huge application of land, space and air army. Nanostructured Vantablack is chemically inert, has a high resistance to shock and vibration and superior stability when exposed to heat and the environment. Supercherry such a material reduces the level of scattered light, as well as in seven and a half times better than copper conducts heat and is 10 times more durable than steel. But because he has a lot of potential applications, including as a "cap of darkness" for military facilities that should be hidden.

The black material is an array of vertical, arranged close to each other carbon nanotubes (Fig. 2). This kind of structure determines the unique properties of Vantablack, as passed through the "crown" of such nanocarbon forest the light is very hard to get out of this material and reflect off the surface. Property of nanostructures from carbon to effectively absorb virtually all the light has been known for a long time, but there was no way of applying such a coating at low temperature. The company has managed to develop a low-temperature process to create a coating with good adhesion — it is able to withstand overloads and vibrations at a start of the rocket

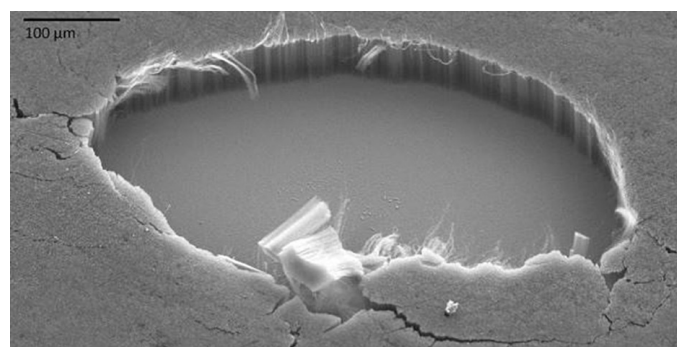


Fig. 2. Structure

Vantablack has the highest thermal conductivity and lowest mass-volume of all materials that can be used in applications requiring high emissivity. It has practically negligible level of outgassing and particle emission, thus eliminating the main source of contamination in sensitive imaging systems. It withstands mechanical loads that occur when you run missiles, and long-term vibration, and is perfect for lining the interior components, such as apertures, baffles and optical sensors based on MEMS (microelectromechanical systems). The company has also

developed a version of Vantablack coating S-VIS, which can be applied in the form of a spray — it can be called the blackest paint in the world, although the reflectance of the paint is higher than that of the original coating.

The practical application of the black material is, mainly, in an optical instrument: the reference sources of radiation "black material" in sensitive telescopes, satellite calibration systems, IR-detectors and to suppress the interference from scattered radiation in optical systems. The presence of stray light inside the telescope increases the noise, resulting in sharp pictures does not work. Using new materials to cover the interior walls of the telescope, and plates of the diaphragm, the diffused light is reduced and the image is much clearer. Also Vantablack can be applied to military vehicles and armor as would make them practically invisible, especially when used at night.

In conclusion it should be mentioned that Vantablack is a revolutionary material that can change the instrumentation area and, if the development to be properly applied, it makes the world a better place.

REFERENCES

1. International Business Times[electronic resource].URL: <http://www.ibtimes.co.uk/vantablack-material-so-super-black-it-absorbs-light-laser-1548037>
2. Mir sovremennyhmaterialov[electronicresource]. URL: <http://worldofmaterials.ru/spravochnik/special-materials/182-samyj-chernyj-material-vantablack>
3. Iflscience[electronic resource]. URL: <http://www.iflscience.com/technology/new-super-black-material-absorbs-99965-light>
4. Livejournal[electronic resource]. URL: <http://masterok.livejournal.com/2353170.html>
5. Geek times[electronic resource]. URL: <https://geektimes.ru/post/272218/>
6. Science Debate[electronic resource]. URL: <http://www.sciencedebate2008.com/samyy-chernyy-material/>

KONTRASTMITTEL

Zakharov M.G.

Wissenschaftliche Betreuerin: Fr. Dr. E.K. Prohorets, Fr. Dr. I.F. Nam
Nationale Polytechnische Forschungsuniversität Tomsk
Russland, Tomsk, Lenina Prospekt , 30, 634050
E-mail: zaharoff.prk@hotmail.com

КОНТРАСТНЫЕ ВЕЩЕСТВА

Захаров М.Г.

Научные руководители: Прохорец Е.К., к.п.н.; Нам И.Ф., к.т.н.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050
E-mail: zaharoff.prk@hotmail.com

In diesem Artikel wird der Begriff "Kontrastmittel" beschrieben, seine Funktionen und warum es wichtig ist das Kontrastmittel zu verwenden. Des Weiteren werden in diesem Artikel bestimmte Kontrastmittel beschrieben, die während der Forschung verwendet werden. Alle möglichen Risiken, die bei der Eingabe des Präparates in den Körper folgen können, sind angegeben.

В данной статье приведено описание понятия «контрастное вещество», для чего оно нужно, как оно функционирует и почему важно применять контрастные вещества. Помимо этого, в статье приведены конкретные контрастные препараты, которые применяются в процессе исследования. Приведены возможные риски при введении препарата в организм.

Heute ist die Entwicklung der qualitativen medizinischen Geräte für die Teilnehmer der Weltraumfahrten eine der vordringlichsten Aufgaben der modernen Wissenschaft. Man muss bemerken, dass in Bezug auf der Versorgung der Kosmonauten von der qualitativen ärztlichen Betreuung die Menschheit weit vorwärts gegangen ist, aber auch die Präparate nicht zu vergessen sind, die bei den Forschungen verwendet werden. Vor der Weltraumfahrt, alle Kosmonauten gehen die medizinische Untersuchung durch. Magnetresonanztomographie spielt die bedeutende Rolle, man muss die Gesundheitsabweichungen der Kosmonaut auf der Erde kundgeben, denn im Kosmos ist es unmöglich, das zu machen. Deshalb muss man die Kontrastmittel verwenden. Eigentlich, was ist Kontrastmittel?

Gertraud Prinz bringt die folgende Terminologie ein: «Kontrastmittel sind stark strahlenabsorbierende Substanzen, die ein Organ oder ein Körpergebiet durch die künstliche Schaffung eines Dichteunterschieds besser darstellen. Kontrastmittel werden intravenös oder oral verabreicht» [1].

Ein Kontrastmittel ist immer dann notwendig, wenn sehr ähnliche Körpergewebe, z.B. Muskeln und Blutgefäße. Denn sie verändern den Bildkontrast in einer ganz spezifischen Weise und verhalten sich in krankem Gewebe häufig anders als im umgebenden gesunden Gewebe. Somit geben sie den Radiologen wichtige Rückschlüsse über Zustand und Funktionsweise der Organe und der Gewebe. Bei der Magnetresonanztomographie dient das Kontrastmittel allein dazu, die Gefäße abzubilden.

Kay J. behauptet, dass alle Kontrastmittel für die Magnetresonanztomographie einen indirekten Einfluss durch die Signale, die aus Unterprotonen kommen, haben. (Para-) magnetische Metallionen verkürzen die Relaxationszeiten T1 und T2. Komplexe im Gegensatz zum freien Ion werden rasch aus dem Körper ausgeschieden und sind besser verträglich, dabei ist 3-wertiges Ion Gadolinium wegen ihrer paramagnetischen Eigenschaften von größter Wichtigkeit [2]. Die folgend kurz vorgestellten, von uns häufig verwendeten Kontrastmittel, basieren auf Gadolinium.

Interessant ist auch der Aspekt der Häufigkeit, der Inzidenz und Risikobei der Nutzung des Kontrastmittels. Die Häufigkeit Gd-assoziiierter nephrogene systemische Fibrose-Fälle ist im Moment schwierig abschätzbar. Aktuell sind weltweit 215 Fälle sicher dokumentiert.

Der weitaus grösste Anteil dieser in der Literatur beschriebenen Fälle (~90%) steht im Zusammenhang mit dem Präparat Gadodiamide (Omniscan). Rund 10% sind nach Gabe von Gadopentetate Dimeglumine (Magnevist) und Gadoversetamid (Optimark ist in Deutschland nicht zugelassen) beschrieben. Ein einzelner Nephrogene Systemische Fibrose-Fall wird mit der Gabe von Gadobenate Dimeglumine (MultiHance) assoziiert, letzterer allerdings als Koadministration von Omniscan [3]. Eleonore Blaurock-Busch schreibt in der Arbeit «Nebenwirkung gadoliniumhaltiger Kontrastmittel», dass hochaktuell in Deutschland zwei Fälle notifiziert sind, die offensichtlich nach Gabe makrozyklischer Medikamente (Prohance, Gadovist 1.0 und Dotarem) aufgetreten sind. In diesem Zusammenhang ist es erwähnenswert, dass in beiden Fällen durch wiederholte Akkumulierung Phänomene Bariumionen eine wichtige Rolle spielen, teilweise in relativ hohen Dosen und in kurzen Zeiträumen.

Beide Fälle sind noch nicht publiziert, allerdings sind beide der Swiss Study Group for nephrogene systemische Fibrose bekannt und bei der Swissmedic sowie der European Medicines Agency gemeldet. Diese Fälle ändern nichts daran, dass sich lineare Kontrastmittel instabiler präsentieren als makrozyklische – und schon das Gesetz der Statistik erfordert, dass derartige Fälle auftreten, zumal in der hochaktuellen Literatur auch einzelne Minor-Formen der Nephrogene Systemische Fibrose beschrieben wurden, bei denen keinerlei Gd-Exposition vorausgegangen ist. Diese Erkenntnis unterstreicht die vermutlich multifaktorielle Genese der Erkrankung – räumt aber unverändert der Niereninsuffizienz und der Gd-Gabe die wesentlichsten Rollen ein. Die Prävalenz und Inzidenz von Gd-assoziiierter Nephrogene Systemische Fibrose wird in der Literatur mit rund 4% angegeben [4].

Allerdings basieren diese Prävalenz- und Inzidenz-Werte auf Zentren, die überwiegend Gadodiamide als Kontrastmittel verwendet haben. Deshalb können diese Zahlen nicht für alle Gdhaltigen Kontrastmittel als Gruppe übertragen werden.

Nach dem aktuellen Erkenntnisstand scheint es, dass makrozyklische Präparate deutlich sicherer als lineare sind, wobei allerdings auch einige lineare auffällig weniger häufig mit Nephrogen Systemischer Fibrose assoziiert sind, als Omniscan oder Magnevist. Im Gegensatz dazu sind mehr als hundert Millionen Gd-Forschungen in den Nieren bei gesunden Patienten nicht erkannt, bis jetzt entsteht auch die Bedrohung von Nephrogen Systemischer Fibrose [4].

Nach der durchgeführten Analyse kann gefolgert werden, dass Kontrastmittel auf der Basis des Gadoliniums eine breite Anwendung finden und die Qualität des resultierenden Bildes verbessern.

QUELLENVERZEICHNIS

1. Gertraud Prinz: Kontrastmittel in der Magnetresonanztomographie, Diplomarbeit, Rad. Techn. Akademie Innsbruck, 2002
2. Kay J. Gadolinium Imaging Dangers Report. Renal and Urology News. Febr 2007.
3. Swaminathan S, Ahmed I, McCarthy JT, Albright RC, Pittelkow MR, Caplice NM et al. Nephrogenic fibrosing dermopathy and high-dose erythropoietin therapy. Ann Intern Med. 2006; 145: 234–5.
4. Blaurock-Busch E. Nebenwirkung gadoliniumhaltiger Kontrastmittel. NephroScript 01/2008

METHODS OF CHARGING THE BATTERY FROM A SOLAR PANEL

Zubenko A.A.

Scientific Supervisors: Associate Professor, Ph.D. Gormakov A.N.; Associate Professor, Ph.D. Ivanova V.S.

Tomsk Polytechnic University

Russia, Tomsk, Lenin str., 634050

E-mail: Anna.zubenko0712@gmail.com

МЕТОДЫ ЗАРЯДКИ БАТАРЕИ ОТ ПАНЕЛИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Зубенко А.А.

Научные руководители: Гормаков А.Н., доцент, к.т.н.; Иванова В.С., доцент, к.т.н.

Национальный исследовательский Томский Политехнический Университет

Россия, Томск, пр.Ленина, 30, 634050

E-mail: Anna.zubenko0712@gmail.com

Power supply system is intended for the generation, storage, management and distribution of electricity in all phases of operation of the satellite in orbit. Power supply system consists of the following elements: a source of energy (solar panels), batteries, power converters, control and monitoring system. Solar panels should supply the load and charge the batteries in the light. Batteries should provide electricity load in the shadow of the Earth. Unregulated electricity must be transmitted directly to those satellite devices that can be powered by unregulated voltage. The energy obtained from solar cells, must be sufficient to ensure that all elements of the satellite power and charge batteries when the satellite is not situated in the earth's shadow. The article describes how to charge Li-Ion battery of small spacecraft by solar panel Solar Panel Korea. Select the type of battery, which is based on the analysis of different options of batteries for space conditions.

Система энергопитания предназначена для выработки, хранения, регулирования и распределения электроэнергии во всех фазах работы спутника на орбите. Система энергопитания состоит из следующих элементов: источник энергии (панели солнечных батарей), аккумуляторные батареи, преобразователи энергии, система управления и контроля. Солнечные батареи должны питать нагрузку и заряжать аккумуляторные батареи на свету. Аккумуляторные батареи должны обеспечивать электроэнергией нагрузку в тени Земли. Нерегулируемая электроэнергия должна напрямую передаваться на те устройства спутника, которые могут питаться нерегулируемым напряжением. Энергия, получаемая от солнечных

батарей, должна быть достаточной для обеспечения всех элементов спутника электроэнергией и зарядки аккумуляторных батарей, когда спутник не находится в тени Земли. В статье рассмотрен процесс заряда Li-Ion аккумулятора малого космического аппарата от панели солнечной батареи Solar Panel Korea. Выбор типа аккумулятора был основан на анализе различных вариантов аккумуляторов для космических условий эксплуатации.

Batteries are a basic element of satellites needed to operate in space. The battery for the satellite should be chosen very attentively, because it affects the efficiency. The ideal battery for microsatellite must have the following characteristics:

1. The structure, resistant to mechanical overload and vacuum.
2. Stable operating voltage throughout the desired temperature range
3. Reliable energy storage throughout the desired temperature range
4. Purchase availability
5. High voltage output
6. Low internal resistance
7. Easy to recharge
8. A large number of charge / discharge cycles
9. Small weight and dimensions

Justification for the choice of the type of battery ICA

Li-Ion batteries are advantageous for many factors. Many large foreign companies, producing Li-Ion batteries, including space (SAFT, Eagle-Picher, ELECTROCHEM) recommend the use of Li-Ion batteries for micro-satellites. Li-Ion batteries is also possible to apply for the design, but with conditions: if they are purchased from this company, and if the company conducted all the tests and ensures availability of the set in space. Li-ion batteries cells of many other less suitable for installation on a satellite, so in what follows we consider this type of battery [1, 2, 6].

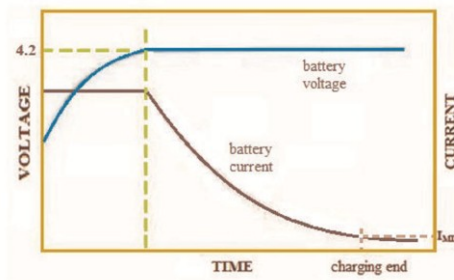


Fig. 1. Charging cycle

Typical Li-Ion battery charging cycle is shown in Figure 1, where the charging process starts with constant current mode until the voltage across the battery terminals reaches the full-charge [3-5].

Experimental part

During research experiment was carried out, the purpose of which was to charge the battery from the solar panel and determine the time dependence of the charge and light.

On a sunny day the battery panel is perpendicular to the direction of the sun has been established, with a multimeter identified $I_{\text{out}} = 52\text{mA}$ and $U = 5.7\text{V}$. These values have been enough to start the charging process.

The solar panel is connected to the battery by means of the adapter. Used experimental li-ion battery with a capacity of 800mAh.

Table 1. Process of battery charge time

Charge level, %	Time, min
17	50
35	110
50	200
67	240
85	300
100	380

The battery is charged within two days, with 50% each (Table 1). It was determined regularity: less activity of the sun, the longer the charging process. As a result, the current has become small and the charging process is stopped. The battery has been disconnected, to avoid self-discharge, the next day, the process was repeated with a similar pattern: the lower the sun, the longer the charging process. It should also be noted that the position of the solar panel is constantly monitored and rotated to maintain a perpendicular position relative to the sun's rays.

As a result, the charge process took 380 minutes, it is fast enough at such a low value I_{out} and V_{out} with solar panels.

There were some attempts to make charge of the battery from the energy-saving lamps and halogen from, in both cases, the charge process is not even started, because receives from the lamp is not enough battery energy, in contrast to the sun.

REFERENCES

1. Gadelovits, S., Sitbon, M., Suntio, T., Kuperman, A. Single-source multibattery solar charger: Case study and implementation issues // Publisher: John Wiley and Sons Ltd – 2015. Pages 1916-1928.
2. Walker, W., Yayathi, S., Shaw, J., Ardebili, H. Thermo-electrochemical evaluation of lithium-ion batteries for space applications // Publisher: Elsevier – 2015. Pages 217-227.
3. Hermanns, H., Krčál, J., Nies, G. Recharging probably keeps batteries alive // Publisher: Springer Verlag – 2015. Pages 83-98.
4. Singh, S., Shrivastav, A., Bhattacharya, S. GaN FET based CubeSat Electrical Power System // Publisher: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc. – 2015. Pages 1388-1395.
5. Wognsen, E.R., Haverkort, B.R., Jongerden, M., Hansen, R.R., Larsen, K.G. A score function for optimizing the cycle-life of battery-powered embedded systems // Publisher: Springer Verlag – 2015. Pages 305-320.
6. Müller, K., Balan, A.K. Battery operations for the TET-1 spacecraft // Publisher: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. – 2014.

Научное издание

ИНЖЕНЕРИЯ ДЛЯ ОСВОЕНИЯ КОСМОСА

Сборник научных трудов
IV Всероссийского молодежного Форума
с международным участием
Том 2

Издано в авторской редакции

Компьютерная верстка *А.Г. Долгих, Е.В. Зорина, В.С. Иванова*
Дизайн обложки *И.Н. Самодуров*

**Отпечатано в Издательстве ТПУ в полном соответствии
с качеством предоставленного оригинал-макета**

Подписано к печати 19.05.2016. Формат 60x84/8. Бумага «Снегурочка».
Печать XEROX. Усл. печ. л. 22,79. Уч.-изд. л. 20,63.
Заказ 96-16. Тираж 100 экз.



Издательство

ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

**IV Всероссийский молодежный Форум
с международным участием
«ИНЖЕНЕРИЯ ДЛЯ ОСВОЕНИЯ КОСМОСА»**

Том II

ТОМСК - 2016