

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)»
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)**

Учебно-научный молодёжный космический центр

**МЕТОДИКА ПОДГОТОВКИ ДОЛГОСРОЧНОГО ПРОЕКТА В РАМКАХ
ПРОГРАММЫ «ШАГ В БУДУЩЕЕ. КОСМОНАВТИКА»**

Автор

**Леонов В.В., к.т.н.
доцент каф. СМ-1**

Москва – 2017



Учебно-научный молодёжный космический центр



УНМКЦ был создан в 1989 году с целью начального аэрокосмического образования школьников, стимулирования научно-технического творчества молодежи, пропаганды достижений космонавтики, а также развития и укрепления связей с аналогичными молодежными организациями мирового сообщества.



Олимпиада «Шаг в будущее. Космонавтика»



Всероссийская олимпиада школьников «Шаг в будущее. Космонавтика» (до 2009 года «Космонавтика и ракетная техника») проводится УНМКЦ ежегодно в марте, начиная с 1993 года и помогает одаренным, увлеченным космонавтикой учащимся перейти из системы школьного в систему высшего образования на ракетно-космические специальности МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Главная цель **Олимпиады** заключается в поддержке интеллектуального творчества российской молодежи в сотрудничестве исследователей и ученых разных поколений.

В Олимпиаде принимают участие не только учащиеся выпускных классов, но и желающие попробовать свои силы школьники 6-10 классов.



Защита научных работ, модели и макеты



Защита научных работ, презентация



Экзамены



Секция №1 (кафедра СМ-1)

Космические аппараты и ракеты-носители.

Секция №2 (кафедра СМ-2)

Аэрокосмические системы.

Секция №3 (кафедра СМ-3)

Аэродинамическое и баллистическое проектирование, управление полетом ракет-носителей и космических систем.

Секция №4 (кафедры СМ-5, СМ-7, СМ-11)

Автономные радиоэлектронные устройства управления, автоматические системы и робототехника.

Секция №5 (кафедры СМ-4, СМ-6)

Автоматизированные системы специального машиностроения, газодинамические устройства в ракетах-носителях и космических аппаратах.

Секция №6 (кафедры СМ-8, СМ-9, СМ-10)

Стартовые комплексы ракетно-космической техники, планетоходы, научные и промышленные базы на Луне и планетах, монтажные работы в космосе.

Секция №7 (Кафедра СМ-12)

Технология изготовления, сборки и испытаний ракетно-космической техники.

Секция №8 (Кафедра СМ-13)

Ракетно-космические композиционные конструкции.

Секция №9 (Кафедра Э-1)

Двигательные установки ракет-носителей и космических аппаратов.

Секция №10 (Кафедра Э-4)

Системы кондиционирования и жизнеобеспечения.

Секция №11 (Кафедра ИУ-1)

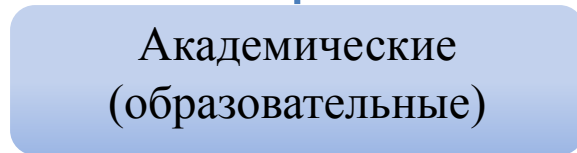
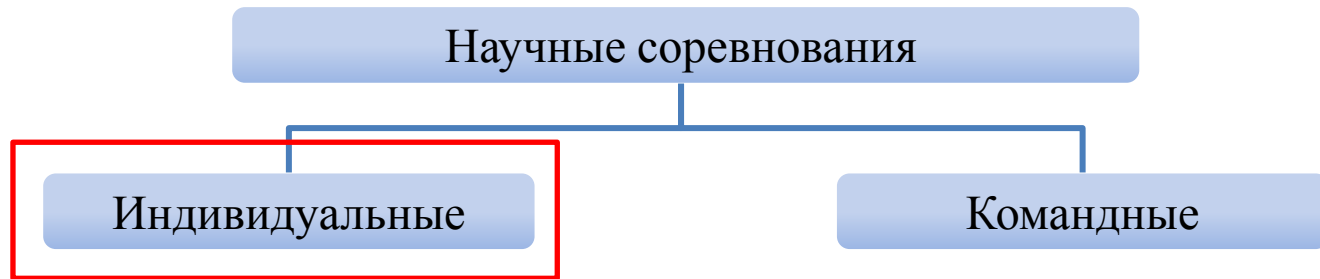
Системы управления ракетно-космическими объектами и комплексами летательных аппаратов.

Секция №12 (Кафедра ИУ-2)

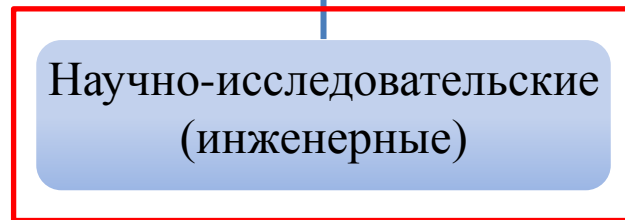
Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации.



- | | | |
|----|--|--|
| I | 1. Подача документов | До конца октября |
| | 2. Согласование темы с научным руководителем | Документы: заявка, копия паспорта, согласие на обработку персональных данных.
До 1 ноября |
| | 3. Написание и подача аннотации работы | До 1 декабря
Документы: аннотация – краткое описание (1-2 листа А4) основных положений работы. |
| | 4. Отборочный тур (экзамен по физике и предзащита) | Примерные сроки: <u>ноябрь и декабрь</u> |
| II | 5. Написание и подача научно-исследовательской работы | Примерные сроки: <u>январь-февраль</u>
Документы: научно-исследовательская статья (не более 20 листов А4) |
| | 6. Творческое соревнование (защита научно-исследовательской работы) | Примерные сроки: <u>март</u> |
| | 7. Академическое соревнование (экзамен по физике)* | Примерные сроки: <u>март</u> |



- Предметные олимпиады
- Интеллектуальные соревнования с командным и индивидуальным участием



- Инженерные олимпиады
- Инженерные и научно-исследовательские соревнования с индивидуальным и командным участием





Научно-исследовательская работа (НИР) – комплекс теоретических и (или) экспериментальных исследований, проводимых с целью получения обоснованных исходных данных, изыскания принципов и путей создания (модернизации) продукции.

ГОСТ 15.101-98

Научно-исследовательская работа – работа научного характера, связанная с научным поиском, проведением исследований, экспериментами в целях расширения имеющихся и получения новых знаний, проверки научных гипотез, установления закономерностей, проявляющихся в природе и в обществе, научных обобщений, научного обоснования проектов.

Современный экономический словарь

Научно-исследовательская работа школьника – работа научно-образовательного характера, связанная с анализом, проведением исследований и (или) экспериментов в целях расширения имеющихся и получения субъективно новых знаний и навыков.



Научная статья – законченное авторское произведение, представляющее собой краткий, но достаточный для понимания отчёт о проведенной научно-исследовательской работе и значении её результатов для развития данной области науки и техники. В статье чётко и сжато излагается современное состояние вопроса, цель и методика исследования, полученные результаты, их анализ с формулированием соответствующих выводов.

Научный отчет – документ, содержащий подробное описание проведённой научно-исследовательской или опытно-конструкторской работы, применяемых методик, полученных результатов, их анализ с формулированием соответствующих выводов.

Реферат – письменная работа по определённой теме, в которой собрана информация из одного или нескольких источников. Работа предполагает только обобщение материалов без их анализа и формулирования каких-либо выводов.

Аннотация – краткое описание или характеристика проделанной научно-исследовательской работы, книги или любого другого издания. Дает возможность установить основное содержание работы, показывает её отличительные особенности и достоинства.

Тезисы – кратко сформулированные основные положения, главные мысли научного труда, статьи, доклада или любого другого произведения.



Процесс выполнения НИР в общем случае состоит из **следующих этапов**:

- выбор направления исследований; проводят с целью определения оптимального варианта направления исследований на основе анализа состояния исследуемой проблемы, в том числе результатов патентных исследований, и сравнительной оценки вариантов возможных решений с учетом результатов прогнозных исследований, проводившихся по аналогичным проблемам;
- теоретические и экспериментальные исследования; проводят с целью получения достаточных теоретических и достоверных экспериментальных результатов исследований для решения поставленных перед НИР задач;
- обобщение и оценка результатов исследований, выпуск отчётной научно-технической документации по НИР; проводят с целью оценки эффективности полученных результатов в сравнении с современным научно-техническим уровнем (в том числе оценки создания конкурентоспособной продукции и услуг);
- предъявления работы к приёмке и её приёмка.



Структурными элементами отчёта о научно-исследовательской работе являются:

1. Титульный лист
2. Список исполнителей
3. Аннотация
4. Содержание
5. Перечень сокращений, условных обозначений, символов, единиц и терминов, используемых в отчёте
6. Введение
7. Основная часть
8. Промежуточные выводы
9. Заключение
10. Список использованной литературы и других источников
11. Приложения с графиками, схемами и др.

Этапы предварительной подготовки к научно-исследовательским соревнованиям



1. Выбор области интересов и направления работы.
2. Выбор соревнования, ознакомление с правилами и регламентом.
3. Выбор темы научно-исследовательской работы.



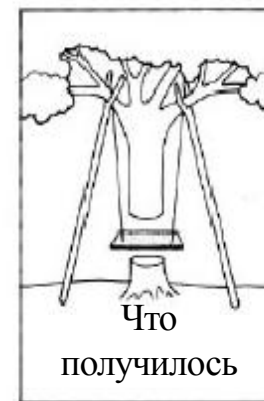
Профориентационная работа



Бауманцы подрастают в школе



Селекция и понимание задачи. Промежуточный контроль и коррекция



Селекция и понимание задачи. Промежуточный контроль и коррекция





Структура научно-исследовательской статьи:

1. Титульный лист

} В соответствии с образцом на сайте Олимпиады.

2. Содержание

3. Введение

4. Основная часть:

- обзор и анализ;
- теоретическая часть;
- расчётная часть

Не более 10 стр. формата А4.

Шрифт: Times New Roman.

Размер (кегель): 12 пт.

Межстрочный интервал: 1.5 строки.

Отступ первой строки: 1.25 см.

Поля: левое – 2.5 см; правое, верхнее, нижнее – 1 см.

Нумерация страниц: арабские цифры (1, 2, ..., 10), в правом верхнем углу.

5. Выводы

6. Список литературы

7. Приложения

(рисунки, крупные таблицы, чертежи, листинг кода и т.д.)

} Не более 10 стр. формата А4.

Нумерация страниц: римские цифры (I, II, ..., X).

Работа сдаётся в оргкомитет Олимпиады в бумажном (2 экз.) и электронном виде.



Структура исследовательской работы

1. Обоснование темы
2. Постановка цели и задач
3. Гипотеза
4. Методика
5. Собственные данные
6. Анализ полученных результатов
7. Выводы
8. Литература



Структура проектной работы

1. Постановка проблемы
2. Определение критериев результативности
3. Создание концепции проекта
4. Определение доступных ресурсов
5. План выполнения проекта
6. Реализация плана
7. Оценка эффективности и результативности
8. Литература



Пример научно-исследовательской работы школьника (теоретическая)



Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана»
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

**Всероссийская олимпиада школьников
«Шаг в будущее, Космонавтика»**

Содержание

Введение.....	2
Концепция автоматической межпланетной станции.....	3
Конструкция взлётного модуля.....	4
Заклочение.....	5
Список литературы.....	9
Приложения.....	10
	I

Разработка конструкции взлётного космического аппарата для марсианской экспедиции

Автор: Примеров Пример Примерович, ГОУ гимназия №***, класс 11,
г. Москва

Научный руководитель: Вариантов В.В., к.т.н., доцент каф. СМ*** МГТУ
им. Н.Э. Баумана

Москва
2015 г.

Пример научно-исследовательской работы школьника (теоретическая)



3

Введение

С началом космической эры учёные и инженеры устремились к изучению и освоению ближайших к Земле космических тел: Луны и Марса. С развитием техники и технологий, появлением новых материалов и достижений в микроэлектронике попытки становились всё более успешными, а космические аппараты и планетоходы всё сложнее и совершеннее.

Первая лунная станция – аппарат, предназначенный для посадки на Луну и её исследование, "Луна-1" (СССР) была успешно запущен 23 сентября 1958 года [1, 2], но она достигнув необходимой второй космической скорости промахнулась и не смогла выйти на орбиту спутника Луны, став первым в мире искусственным спутником Солнца. Первая успешная посадка – аппарат "Луна-2" (СССР), состоялась 14 сентября 1959 года. Первая в мире высадка на Луну состоялась 20 июля 1969 года на корабле Аполлон-11 (США). В связи с рядом неудач советская лунная пилотируемая программа не было завершена, но успешно развивалась, шедшая параллельно ей программа по исследованию Луны роботами-планетоходами, первый такой аппарат – "Луноход-1" (СССР) был доставлен на поверхность Луны 17 ноября 1970 года. При этом, например, лунного грунта автоматические аппараты СССР доставили всего на 56 кг меньше чем астронавты США за все полёты (324 кг против 380 кг) [1, 2].

Исследование ближайшей к нам планеты – Марса началось параллельно с исследованием Луны [1, 3]. Первая межпланетная автоматическая станция (АМС) "Маринер-4" (США) достигла Марса, на пролётной траектории, 14 июля 1965, а первым искусственным спутником Марса стала АМС "Маринер-9" (США) 14 ноября 1971 года. Первую посадку на поверхность планеты осуществил посадочный модуль АМС Марс-3 (СССР) 2 декабря 1971 года.

Анализ технических и медицинских данных [1, 2], полученных во время реализации лунной программы как в США, так и в СССР показал, что на том уровне технологического развития не представляется возможным реализовать пилотируемый полёт к Марсу, поэтому ведущие на то время космические державы решили продолжать исследования с помощью АМС и роботов-планетоходов. Было реализовано несколько таких программ, среди них [1, 3]:

- АМС: "Фобос-2" (СССР, 1988), "Феникс" (США, 2008), "Марс-Экспресс" (ЕКА, 2003-н.в.), Мангальян (Индия, 2014);
- марсоходы: Соджонер (США, 1997), Спирит (США, 2004-2010), Опортюнити (2004-н.в.), Кьюриосити (США, 2012-н.в.).

В настоящее время всё больше поднимается вопрос о реализации пилотируемой марсианской программы, а соответственно и о создании и отработке соответствующих технологий, которые позволят в ближайшие десятилетия реализовать эти планы.

Среди таких технологий можно выделить технологию возвращения грузов и космонавтов с Марса на Землю. Актуальность необходимости решения задач, направленных на

4

достижение данной цели, очевидна. Но также необходимо учитывать, что насколько бы не было совершенно оборудование современных АМС и марсоходов, всё равно его возможности ограничены, поэтому для учёных представляет особый интерес доставки образцов грунта на Землю.

В связи с этим в рамках данной работы будут рассмотрены вопросы, связанные с общим проектированием и разработкой принципиальной схемы конструкции взлётного модуля (ступени, блока) марсианского посадочного аппарата, предназначенной для отработки системы возвращения полезного груза с Марса на Землю.

Концепция автоматической межпланетной станции

АМС для исследования Марса и возврата полезного груза (образцов грунта) на Землю принципиально может состоять из следующих модулей [1, 4-7]:

- 1) орбитальный модуль – обеспечивает перелёт от Земли до Марса и обратно, а во время выполнения миссии на Марсе является спутником ретранслятором, обеспечивая связь "поверхность-Земля";
- 2) посадочный модуль – обеспечивает мягкую посадку на поверхность Марса;
- 3) взлётный модуль – обеспечивает вывод полезного груза на орбиту Марса и стыковку с орбитальным модулем;
- 4) марсоход – обеспечивает проведение работ по исследованию планеты и сбору образцов грунта.
- 5) возвращаемый модуль – обеспечивает спуск полезного груза на поверхность Земли.

В качестве аппарата-аналога, решавшего аналогичные задачи по возврату образцов грунта, можно рассмотреть советскую АМС "Луна-24" [6] (рис. 1) доставившая на Землю лунный грунт (22 августа 1976 года).

В данном случае посадочный модуль (блок) одновременно является стартовой площадкой для взлётного модуля, расположенного соосно с ним. А возвращаемый модуль является частью взлётного и загружается образцами грунта с помощью манипулятора, расположенного на посадочном.

Для увеличения площади исследования и сбора образцов грунта в составе миссии необходимо иметь робот-планетоход. При этом возможно принципиально две схемы реализации планетохода [1]:

- 1) аппарат автономен от посадочного модуля, т.е. имеет собственную полноценную систему питания и связи (в этом случае аппарат не ограничен в области перемещения);
- 2) аппарат использует посадочный модуль как базовую станцию, осуществляющую связь "планетоход-орбита" и при необходимости его подзарядку и сохранность ночью (терморегулирование).

Пример научно-исследовательской работы школьника (теоретическая)



5

Второй вариант был реализован на американском марсоходе "Соджорнер" (рис.2) [1, 7], являющегося частью базовой части (посадочного модуля) АМС "Марс Пасфайндер" (1996-1997).

Баллонная система посадки [7], используемая на "Марс Пасфайндер", нам не подойдёт так может создать большие перегрузки в разных направлениях пока аппарат прыжками будет гасить скорость. Это плохо из-за наличия относительно тяжёлого взлётно-модуля в составе аппарата. Двигательная система посадки, принятая на АМС "Луна-24" [1, 5, 6], из-за значительных различий условий на Луне и Марсе потребует больших затрат топлива, что тоже неэффективно. В качестве компромисса можно выбрать систему посадки, использованную для посадки марсохода "Кьюриосити" (США) [1, 7], т.е. сочетания аэродинамического торможения на первом этапе и использование тормозных двигателей на втором (рис. 3).

Конструкция взлётно-модуля

Предлагаемая конструкция рассматриваемой системы в развёрнутом на поверхности Марса представлена на рисунке 4.

Рассмотрим подробнее конструкцию взлётно-модуля и его привязку к другим модулям.

Конструкцию взлётно-блока можно условно разделить на три части:

1. возвращаемая часть, она же возвращаемый блок;
2. стартовая позиция – совмещена с посадочным модулем, предназначена для фиксации РН в стартовом положении;
3. ракета-носитель (РН), т.е. аппарат непосредственно обеспечивающий перелёт Марс-орбита;

Для определённости конструкцию возвращаемого аппарата возьмём аналогичную возвращаемой капсуле АМС "Луна 24" [1, 5, 6] (рис. 5).

Современные технологии позволяют уменьшить массу и габариты электронных компонентов, аккумуляторов и теплозащиты, что позволит, незначительно увеличив массу блока до 50 кг (против 36 на аналоге [6]), доставить образцов грунта общей массой до 1 кг (против 101 г на аналоге). При этом грунт лучше собирать не в одну капсулу, а в несколько капсул, собранных в разных точках поверхности.

Стартовая позиция совмещена с посадочным модулем (см. рис. 4) и обеспечивает как удержание РН (4) за счёт силовой конструкции (8) и штанг (5), так и амортизацию всей системы при посадке за счёт гашения удара амортизирующими опорами (7) и штангами (5). При этом основная задача стартовой системы – это подготовка РН к старту, например, выравнивания её в вертикальном положении и обеспечение необходимого зазора для выхода газовой струи от работающих двигателей за счёт механизмов опор (7). Конструкция и надёжной принятой

6

системы обеспечивается тем, что на посадочном модуле нет топливных баков, так его реактивная часть уходит в сторону после посадки [1] (см. рис 3 и рис. 6).

Атмосфера Марса хоть и сильно разрежена по сравнению с земной [1], но в ней часто происходят сильные песчаные бури, в связи с чем РН надо закрывать обтекателем, что делает её сильно похожей на традиционную РН. Из-за продолжительности миссии (несколько лет) необходимо использовать долгохранящиеся компоненты, например, НДМГ и азотный тетраоксид [1, 8]. В качестве аналога конструкции возьмём одну из самых компактных и совершенных РН на данных компонентах – «Рокот» [8].

Учитывая небольшую массу полезного груза и специфику условий запуска на Марсе (например, ускорение свободного падения $3,711 \text{ м/с}^2$ [1]), а также необходимость обеспечить высокую компактность системы остановимся на одноступенчатой ракете, построенной на основе второй ступени РН «Рокот». Тогда РН будет состоять из двигательного отсека с одним маршевым двигателем и четырьмя рулевыми соплами, бака горючего и окислителя, приборного отсека и отсека полезной нагрузки, закрытого обтекателем.

Определим, в первом приближении, стартовую массу РН [9].

Для определения количества топлива, необходимого для полета РН используем формулу К.Э. Циолковского

$$\Delta V = V_k - V_0 = W_{\text{эфф}} \cdot \ln \left(\frac{M_0}{M_k} \right) = W_{\text{эфф}} \cdot \ln \left(1 + \frac{M_T}{M_k} \right),$$

где ΔV – конечная скорость аппарата после выработки всего топлива; $W_{\text{эфф}}$ – эффективная скорость истечения (отношение тяги двигателя к секунднему расходу массы топлива); M_0 – стартовая масса; M_k – конечная масса (полезная нагрузка + конструкция).

Обозначим

$$D = \left[e^{\frac{\Delta V}{W_{\text{эфф}}}} - 1 \right] = \frac{M_T}{M_k},$$

Распишем подробнее M_k :

$$M_k = M_{\text{пг}} + M_{\text{то}} + M_{\text{сy}} + M_{\text{дy}},$$

где $M_{\text{пг}}$ – масса полезного груза; $M_{\text{то}}$ – масса топливного отсека; $M_{\text{сy}}$ – масса систем управления; $M_{\text{дy}}$ – масса двигательной установки. Тогда M_k можно представить в следующем виде

$$M_k = M_{\text{пг}} + M_T \cdot k_{\text{то}} + M_0 \cdot k_{\text{сy}} + F \cdot k_{\text{дy}},$$

где $k_{\text{то}}$, $k_{\text{сy}}$, $k_{\text{дy}}$ – соответствующие удельные массовые коэффициенты; F – реактивная сила, создаваемая двигательной установкой, которую можно представить в следующем виде

$$F = M_0 \cdot n_0 \cdot g_0,$$

где n_0 – тяговооружённость, g_0 – ускорение свободного падения.

Пример научно-исследовательской работы школьника (теоретическая)



Тогда масса топлива составит

$$M_T = M_{\text{пр}} \cdot \frac{D}{1 - (k_{\text{лв}} n_0 g_0 + k_{\text{св}}) - D(k_{\text{лв}} n_0 g_0 + k_{\text{св}} + k_{\text{то}})}$$

Тогда соответственно стартовую массу РН можно определить из соотношения

$$M_0 = M_k + M_T = M_T \left(1 + \frac{1}{D}\right)$$

Для расчета стартовой массы примем следующие значения коэффициентов и исходных данных [9]: $M_{\text{пр}} = 100$ кг (50 кг возвращаемый модуль плюс система ориентации, наведения и стыковки с орбитальным модулем); $W = 3381$ М/с (для топлива НДМГ и азотный тетраоксид); $k_{\text{то}} = 0,1$; $k_{\text{св}} = 0,01$; $k_{\text{лв}} = 0,001$ кг/В; $n_0 = 1$; $g_0 = 3,71$ м/с².

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu_M}{R_M + H}} = \sqrt{\frac{42828.314}{3396.2 + 200}} = 3,6 \text{ км/с}$$

При старте с Земли гравитационные потери составляют примерно 15% от требуемой скорости выведения, тогда по аналогии будем считать, что 3600 м/с – это только 85% требуемой характеристической скорости, которая равна $3600/0.85 = 4235$ м/с.

Для принятых значений коэффициент D составит:

$$D = \left[e^{\frac{\Delta V}{W_{\text{спл}}}} - 1 \right] = e^{\frac{4235}{3381}} - 1 = 2,4.$$

Тогда масса топлива

$$M_T = 100 \cdot \frac{2,4}{1 - (0,001 \cdot 1 \cdot 3,71 + 0,01) - 2,4 \cdot (0,001 \cdot 1 \cdot 3,71 + 0,01 + 0,1)} = 355 \text{ кг}$$

В этом случае стартовая масса РН составит $M_0 = 498$ кг.

Рассмотрим также вариант возвращения полезной нагрузки на Землю без стыковки с орбитальным модулем. Для этого рассчитаем требуемые затраты скорости и времени на перелёт Марс-Земля по схеме Гомана [10].

При решении задачи предполагается, что орбиты Земли и Марса в первом приближении являются круговыми. Это оправдано, так как эксцентриситеты эллиптических орбит, по которым в действительности движутся планеты согласно 2-му закону Кеплера, малы и не оказывают принципиального влияния на оцениваемые величины энергетических и временных затрат на перелёт.

Смысл схемы Гомана (рис. 8) заключается в том, что космическому аппарату при помощи двигательной установки придаётся импульс скорости, переводящий его с начальной орбиты T_0 на переходную траекторию T . Время работы двигательной установки космического аппарата чрезвычайно мало по сравнению с продолжительностью перелёта, поэтому можно считать, что импульс исполняется мгновенно. Переходная орбита представляет собой эллипс, величина апоцентра которого выбирается так, чтобы в этой точке происходило касание с

целевой орбитой T_f . Необходимо отметить, что расчёты по гомановскому переходу обратимы, то есть величины импульсов скорости не меняются в зависимости от того, в какую сторону осуществляется перелёт: с Земли на Марс или с Марса на Землю.

Тогда, последовательно рассчитывая необходимые параметры, получим:

- 1) местная круговая скорость Земли вокруг Солнца

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a_0}} = \sqrt{\frac{132712.43994 \cdot 10^6}{149\,598\,261}} = 29.785 \text{ км/с};$$
- 2) большая полуось переходного эллипса T

$$a = \frac{a_0 + a_f}{2} = \frac{149\,598\,261 + 227\,943\,820}{2} = 188\,771\,040.5 \text{ км};$$
- 3) эксцентриситет переходного эллипса T :

$$e = \frac{a_f - a_0}{2a} = \frac{227\,943\,820 + 149\,598\,261}{2 \cdot 188\,771\,040.5} = 0.20751477;$$
- 4) фокальный параметр переходного эллипса

$$p = a(1 - e^2) = 188\,771\,040.5 \cdot (1 - 0.20751477^2) = 180\,642\,110.3 \text{ км};$$
- 5) трансверсальная скорость в перигеуме переходного эллипса (точка отлёта)

$$V_{T_{\text{п}}} = \sqrt{\frac{\mu}{p}}(1 + e) = \sqrt{\frac{132712.43994 \cdot 10^6}{180\,642\,110.3}}(1 + 0.20751477) = 32.729 \text{ км/с}$$
- 6) величина первого импульса скорости:

$$\Delta V_1 = V_{T_{\text{п}}} - V_0 = 32.729 - 29.785 = 2.944 \text{ км/с};$$
- 7) трансверсальная скорость апоцентре переходного эллипса (точка прилёта)

$$V_{T_{\text{а}}} = \sqrt{\frac{\mu}{p}}(1 - e) = \sqrt{\frac{132712.43994 \cdot 10^6}{180\,642\,110.3}}(1 - 0.20751477) = 21.480 \text{ км/с};$$
- 8) местная круговая скорость Марса вокруг Солнца

$$V_f = \sqrt{\frac{\mu}{a_f}} = \sqrt{\frac{132712.43994 \cdot 10^6}{227\,943\,820}} = 24.129 \text{ км/с};$$
- 9) величина второго импульса скорости

$$\Delta V_2 = V_f - V_{T_{\text{а}}} = 24.129 - 21.480 = 2.649 \text{ км/с};$$
- 10) общие затраты скорости

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 2.944 + 2.649 = 5.593 \text{ км/с};$$
- 11) продолжительность перелёта по половине переходного эллипса

$$T_{1/2} = \pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = \pi \sqrt{\frac{188\,771\,040.5^3}{132712.43994 \cdot 10^6}} = 22366453 \text{ с} = 258.8 \text{ суток}.$$

Пример научно-исследовательской работы школьника (теоретическая)



9

Чтобы определить стартовую массу РН сначала необходимо вычислить какую массу должен иметь орбитальный модуль, чтобы в конце полёта у Земли изменить свою скорость на 2.944 км/с. Тогда необходимая масса топлива составит

$$M_{T1} = 50 \cdot \left(e^{\frac{2944}{3381}} - 1 \right) \approx 70 \text{ кг.}$$

Тогда общая масса орбитального модуля у Земли составит примерно 120 кг.

Масса топлива необходимая для отлёта с орбиты Марса будет примерно равна

$$M_{T2} = 120 \cdot \left(e^{\frac{2649}{3381}} - 1 \right) \approx 143 \text{ кг.}$$

Тогда общая отлётная масса с марсианской орбиты составит примерно 263 кг. С некоторым запасом округлим это значение до 270 кг.

Для отлёта с орбиты Марса с высотой $H_{орб} = 200$ км необходимо сообщить аппарату скорость

$$\Delta V = \sqrt{2 \cdot \frac{\mu_M}{R_{орб}}} = \sqrt{2 \cdot \frac{\mu_M}{R_M + H_{орб}}} = \sqrt{2 \cdot \frac{42828,314}{3396,2 + 200}} = 4879 \text{ м/с,}$$

где μ_M – постоянная тяготения Марса, R_M – радиус Марса.

При старте с Земли гравитационные потери составляют примерно 15% от требуемой скорости выведения, тогда по аналогии будем считать, что 4879 м/с – это только 85% требуемой характеристической скорости, которая равна $4879/0.85 = 5740$ м/с.

Тогда аналогично первому случаю

$$D = \left[e^{\frac{\Delta V}{W_{\rightarrow\oplus}} - 1} \right] = e^{\frac{5740}{3381} - 1} = 4,46.$$

$$M_T = 270 \cdot \frac{4,46}{1 - (0,001 \cdot 1 \cdot 3,71 + 0,01) - 4,46 \cdot (0,001 \cdot 1 \cdot 3,71 + 0,01 + 0,1)} = 2514 \text{ кг.}$$

В этом случае стартовая масса РН составит $M_0 = 3078$ кг.

В последнем случае масса взлётного модуля значительно возрастает, но снимаются сложности, связанные с его стыковкой с орбитальным модулем для возврата на Землю.

Заключение

В работе рассмотрены вопросы, связанные с общим проектированием взлётного модуля марсианского посадочного аппарата, предназначенной для отработки системы возвращения полезного груза с Марса на Землю. В работе проведён анализ конструкции модуля и связанных с ним систем, проведён расчёт массы взлётного модуля в вариантах: с использованием орбитального модуля для возврата на орбиту Земли и без него.

10

Список литературы

1. Свободная энциклопедия «Википедия» [Сайт]. Режим доступа: <https://ru.wikipedia.org/wiki> (Дата обращения 28.11.2014).
2. Лунные полёты [Электронный ресурс] // Космическая энциклопедия «Astronote», 2014. Режим доступа: <http://www.astronaut.ru/> (Дата обращения 28.11.2014).
3. Весь Марс [Сайт]. Режим доступа: <http://allmars.net/> (Дата обращения 28.11.2014)
4. Межпланетные космические станции [Электронный ресурс] // Космонавтика.ру, 2014. Режим доступа: http://kosmonavtika.ru/tehnika_stancii.php (Дата обращения 28.11.2014).
5. Автоматическая станция «Луна-16» [Электронный ресурс] // Официальный сайт НПО им. С.А. Лавочкина, 2014. Режим доступа: <http://www.laspace.ru/rus/luna16.html> (Дата обращения 28.11.2014).
6. Автоматическая станция «Луна-24» [Электронный ресурс] // Официальный сайт НПО им. С.А. Лавочкина, 2014. Режим доступа: <http://www.laspace.ru/rus/luna24.html> (Дата обращения 28.11.2014).
7. Марсоходы или начало нового этапа в исследованиях Марса [Электронный ресурс] // Сайт проекта «Марс – Красная Звезда», 2014. Режим доступа: <http://galspace.spb.ru/index37.html> (Дата обращения 28.11.2014).
8. Ракета-носитель «Рокот» [Электронный ресурс] // Официальный сайт ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 2014. Режим доступа: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=43> (Дата обращения 28.11.2014).
9. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полёта. М.: Наука, 1981. 469 с.
10. Левантовский В. И. Механика космического полета в элементарном изложении. М.: Наука, 1980. 512 с.

Пример научно-исследовательской работы школьника (теоретическая)



I

II

Приложения

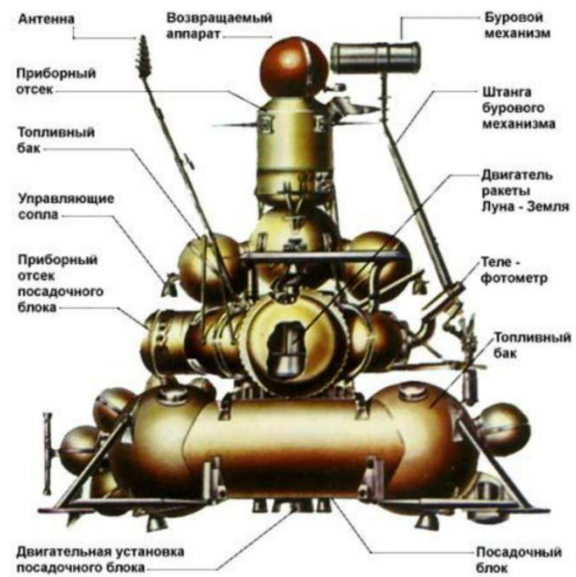


Рис. 1. АМС "Луна-24"

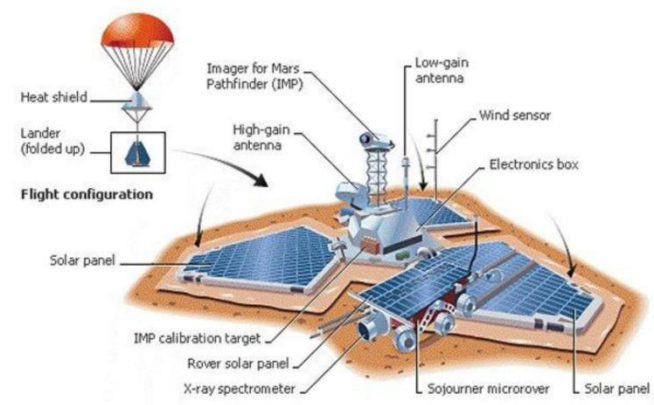


Рис. 2. Посадочный модуль АМС "Марс Пасфайндер" и марсоход "Соджорнер"

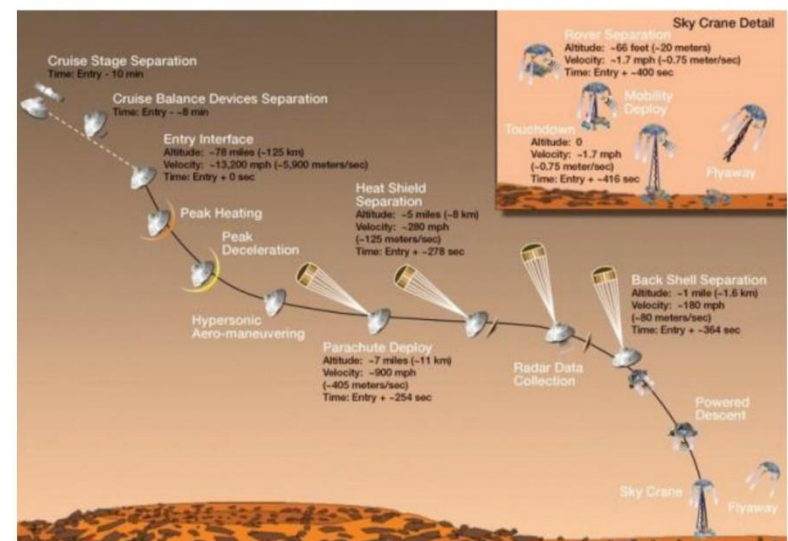


Рис. 3. Схема посадки марсохода "Кьюриосити"

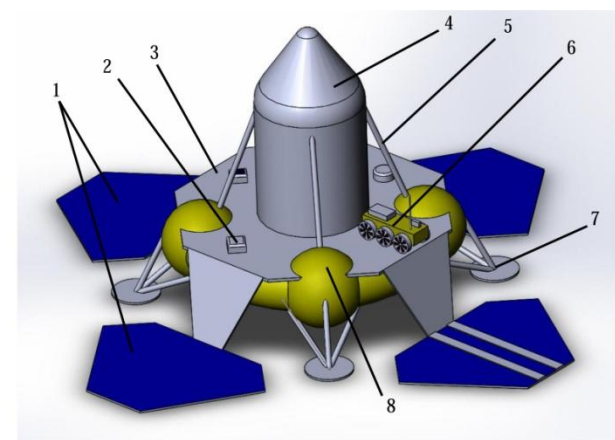


Рис. 4. Посадочный блок в рабочем положении после посадки:
 1 – солнечные батареи, 2 – различные приборы, 3- верхняя панель, 4 – ракета-носитель, 5 – амортизирующая штанга, 6 – марсоход, 7 – амортизирующая опора, 8 – силовая конструкция и приборные оси

Пример научно-исследовательской работы школьника (теоретическая)

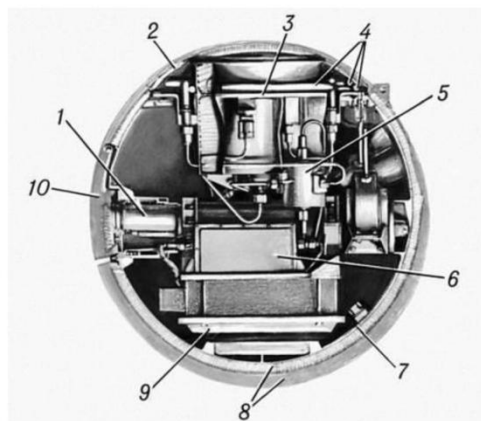


Рис. 5. Схема возвращаемого аппарата АМС Луна-20: 1 – контейнер для грунта; 2 – крышка парашютного отсека; 3 – парашютный отсек; 4 – антенны; 5 – антенный переключатель; 6 – передатчики; 7 – корпус возвращаемого аппарата; 8 – теплоизоляция; 9 – аккумуляторная батарея; 10 – крышка



Рис. 6. Реактивный посадочный блок марсохода "Кьюриосити"

III

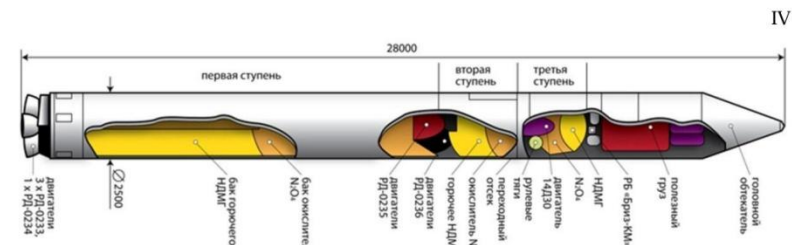


Рис. 7. Ракета-носитель «Рокот»

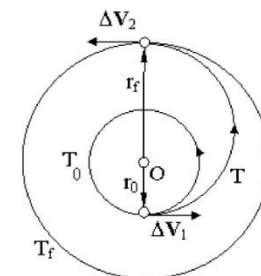


Рис. 8. Пример схемы межпланетного перелёта по Гоману

Пример научно-исследовательской работы школьника (практическая)



Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана»
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

**Всероссийская олимпиада школьников
«Шаг в будущее, Космонавтика»**

Система управления модели робота-планетохода

Автор: Вариантов Вариант Вариантович, ГОУ гимназия №***, класс 11,
г. Москва

Научный руководитель: Примеров П.П. преподаватель каф. *** МГТУ
им. Н.Э. Баумана

Аннотация

В рамках данной работы будет разработана система дистанционного управления робота-планетохода.

Для отработки данной системы будет разработана модель робота-планетохода, построенная на основе микропроцессорного контролера Arduino.

Анализ различных типов роботов-планетоходов: «Луноход», «Соджорнер» (Sojourner), MER-A «Спирит» (Spirit) и MER-B «Оппортьюнити» (Opportunity), «Кьюриосити» (Curiosity), показал, что в качестве аналога рационально взять модель робота-планетохода схожего с марсоходом «Соджорнер», то есть робот управлялся через базовую станцию, расположенную на посадочном модуле. В представленном проекте в качестве базовой станции будет использоваться персональный компьютер.

Управление осуществляется в трех режимах: ручное управление; одиночными командами и последовательностью команд.

Реализация данного проекта позволяет создать такую модель робота-планетохода, на котором можно эффективно отработать различные системы управления, а также другие системы планетоходов.

Москва
2015 г.

Пример научно-исследовательской работы школьника (практическая)



1

Содержание

Содержание.....	1
Введение.....	1
Разработка системы управления.....	2
Разработка модели робота-планетохода.....	3
Интерфейс внешнего управления.....	5
Разработка встроенного программного обеспечения.....	6
Заключение.....	9
Список литературы.....	9
Приложения.....	I
Приложение 1. Роботы-планетоходы.....	I
Приложение 2. Модель робота-планетохода.....	II
Приложение 3. Листинг кода.....	VI

Введение

Только начав изучение и освоение околоземного пространства, люди уже стремились достигнуть других планет и ближайшего к нам космического тела – Луны. Впервые поверхности Луны достигла советская автоматическая межпланетная станция (АМС) «Луна-2» 13 сентября 1959 года, в том же году АМС «Луна-3» сфотографировала её обратную сторону [1, 2]. Для подготовки к пилотируемому полёту НАСА выполнило несколько программ с АМС: «Рейнджер» (1961—1965, фотографирование поверхности), «Сервейер» (1966-1968, мягкая посадка и съёмки местности) и «Лунар орбитер» (1966-1967, детальное изображение поверхности Луны). Ставшая успешной американская программа пилотируемых полётов на Луну называлась «Аполлон». Первая в мире высадка на Луну произошла 20 июля 1969 года на корабле Аполлон-11 [1, 3].

Луна стала удачным местом для таких экспериментов, после чего стало ясно, что на тот момент для человека долгосрочные пилотируемые экспедиции на другие планеты или спутники затруднительны или невозможны, в первую очередь из-за медицинских показаний [1, 3]. В тоже время стационарным станциям для исследования была доступна очень ограниченная территория, что значительно сокращало их возможности. Поэтому чтобы исследования проходили более эффективно было решено создавать подвижные станции, т.е. роботы-планетоходы (РП) [1-5].

Первым РП стал советский «Луноход-1» (Рис. 1а), который был доставлен на поверхность Луны АМС «Луна-17» 17 ноября 1970 года [1, 3, 5]. Он предназначался для изучения особенностей лунной поверхности, радиоактивного и рентгеновского космического излучения на Луне, химического состава и свойств грунта. Позже туда были доставлены РП:

2

«Луноход-2» (СССР, 1973 г.) и «Юйту» (КНР, 2013) (Рис. 1б). Поверхность Марса также активно исследовалась и исследуется с помощью АМС [3-5]: «Фобос-2» (СССР, 1988), «Феникс» (США, 2008), «Марс-Экспресс» (ЕКА, 2003-н.в.), «Мангальян» (Индия, 2014) и РП (Рис. 2): «Соджорнер» (США, 1997), «Спирит» (США, 2004-2010), «Опортьюнити» (2004-н.в.), «Кьюриосити» (США, 2012-н.в.).

Одной из основных задач, связанных с проектированием и созданием РП, является разработка его системы управления (СУ). Для каждого нового РП СУ является в значительной части уникальной [5], поэтому для её успешной разработки необходимо иметь средства её отработки, т.е. модель РП. А так как даже в настоящее время осуществление долгосрочной пилотируемой космической экспедиции является крайне сложной задачей, то разработка и создание новых РП является весьма актуальной задачей.

Цель данной работы заключается в том, чтобы создать из свободно доступных компонентов такую модель РП, на которой можно отрабатывать различные СУ.

Системы управления, которые были на советском РП «Луноход» и на марсианских РП существенно отличаются [1, 5], так как одной из главных проблем является задержка сигнала. С Луны сигнал идет не так долго (~2 с), как с Марса (от 3 до 22 мин), поэтому для лунных РП ручное управление или прямое телеуправление еще возможно, но для марсианских ручное управление уже крайне неудобно, поэтому для них перспективно использовать такие системы управления, которые позволяют запрограммировать РП на выполнение серии команд. На данный момент существуют различные способы связи с РП [1, 5], находящимися на других планетах или спутниках, т.е. связь РП с центром управления на Земле осуществляется через стационарную базу, или связь осуществляется напрямую. Например, у «Соджорнер» была марсианская станция «Марс Пасфайндер» (Рис. 3), а, например, для «Кьюриосити» такой станции не требуется. Каждый способ обладает как положительными свойствами, так и негативными. Первый (с базой) позволяет создать упрощенные РП, так как задачи программы распределяются между станцией и РП, например связь с Землёй. Второй (без базы) предполагает, что реализация всей миссии будет за счет использования исключительно РП, с соответствующими системами, это увеличивает шанс невыполнения миссии, так как в случае отказа системы, РП может выйти строя, но с другой стороны, так как он не связан с базой, то он может свободно передвигаться в любом направлении и на любое расстояние.

Разработка системы управления

Для большей эффективности применения разрабатываемой модели РП для отработки СУ лучше будет взять за основу уже созданные РП. Проведённый анализ различных РП [1-6]: «Луноход-1», «Луноход-2», «Соджорнер», «Спирит», «Опортьюнити» и «Кьюриосити», показал, что рациональнее будет использовать модель схожую с «Соджорнер» (Рис. 4) [1, 6], так как по сравнению с другими РП, он имеет простую конструкцию при сохранение типовой

Пример научно-исследовательской работы школьника (практическая)



3

колёсной схемы (6 мотор-колёс), следовательно, отработать систему управления на такой модели РП будет удобнее. В качестве базовой станции будет выступать персональный компьютер (ПК).

Перед созданием такой модели, надо было решить, что лучше: создать модель, собранную из отдельных свободно доступных компонентов, или использовать уже созданные модели (платформы), например, Lego [7], колёсные платформы под Arduino [8] (ROBOT-4-WHEEL-KIT, Shield Bot, Sparki), мобильные роботы POLOLU [9] (3PI ROBOT) и т.д. Так как за основу взят «Соджорнер», то отталкиваемся от него. Изучив готовые модели РП и сопоставив их с «Соджорнер», стало ясно, что, к сожалению, готовые модели не подходят к данной работе по ряду причин: по размеру, для удобства модель РП должна быть крупнее, чем готовые модели; большинство из них 2-х и 4-х колесные, а «Соджорнер» 6-ти колесной; они не подходят для отработки различных систем управления, так как они сковывают свободу действий при создании СУ. Взяв это во внимание, было решено, что рациональнее создать модель РП, собранную из свободно доступных компонентов, в основе которой будет микропроцессорный контролер Arduino.

Разработка модели робота-планетохода

Сначала дадим общее описание модели РП (Рис. 5), а потом рассмотрим каждый из элементов подробнее. Корпусом для модели РП служит пластмассовый короб (Рис. 6), на котором все и крепиться. На нём есть источники питания для двигателей и микропроцессорного контролера Arduino Uno, макетная плата, так как в данной работе шасси отсутствует, хотя для разрабатываемой модели возможно реализовать разные типы подвески [5], то двигатели крепко прикреплены к корпусу, здесь к каждому колесу подключены по двигателю, т.е. реализованы мотор-колёса, как и на прототипе. Так как у «Соджорнер» была базовая станция, то модели в этой роли выступит ПК. Для дистанционной связи между РП и ПК используется Bluetooth, который установлен и на модели, и на ПК. Также на модели установлены акселерометр, датчик угловых скоростей и гироскоп, которые находятся на одной микросхеме MPU6050. Это весьма расширяет возможности при создании системы управления, так как РП может определять своё положение в пространстве. Для поворота используется метод бортового разворота или "танковый поворот".

Arduino Uno (Рис. 7) [10] контроллер построен на ATmega328. Платформа имеет 14 цифровых вход/выходов (6 из которых могут использоваться как выходы ШИМ), 6 аналоговых входов, кварцевый генератор 16 МГц, разъем USB, силовой разъем, разъем ICSP и кнопку перезагрузки. Для работы необходимо подключить платформу к компьютеру посредством кабеля USB, либо подать питание при помощи адаптера AC/DC или батареек.

4

Таблица 1. Характеристики Arduino Uno

Микроконтроллер	ATmega328
Рабочее напряжение	5 В
Входное напряжение (рекомендуемое / предельное)	7-12 В / 6-20 В
Цифровые Входы/Выходы	14 (6 из которых могут использоваться как выходы ШИМ)
Аналоговые входы	6
Постоянный ток через вход/выход	40 мА
Постоянный ток для вывода 3.3 В	50 мА
Флеш-память	32 Кб (ATmega328) из которых 0.5 Кб используются для загрузчика
ОЗУ	2 Кб (ATmega328)
EEPROM (электрически стираемое перепрограммируемое ПЗУ)	1 Кб (ATmega328)
Тактовая частота	16 МГц

Вместо Arduino Uno можно использовать Arduino Mega (размеры корпуса допускают её установку), так как Mega превосходит Uno по некоторым характеристикам (больше портов, памяти и так далее). Модель РП не надо менять при установке Mega, но так как для данной работы не требуется такое количество портов, памяти и т.д., то было решено использовать Uno, так как она как минимум дешевле.

Микросхема MPU6050 (Рис. 8) [11] содержит на борту как акселерометр (устройство, которое измеряет проекцию кажущегося ускорения, то есть разницы между истинным ускорением объекта и гравитационным ускорением), так и гироскоп (представляет собой устройство, реагирующее на изменение углов ориентации контролируемого тела), а помимо этого еще и температурный сенсор. MPU6050 является главным элементом модуля GY-531. Помимо этой микросхемы на плате модуля расположена необходимая обвязка MPU6050, в том числе подтягивающие резисторы интерфейса I2C.

Таблица 2. Характеристики MPU6050

Напряжения питания	2,375 - 3,46 В
Потребляемый ток	до 4 мА
Интерфейс передачи данных / макс. скорость	I2C / 400 кГц
Внутренний генератор	8 МГц (вне модуля возможность подключить внешний кварцевый резонатор на 32,768 кГц или 19,2 МГц)

Данные измерений датчиков можно считывать как из регистров хранения, так и пользоваться функциями FIFO. Датчики гироскопа и акселерометра изготовлены как MEMS (микроэлектромеханическая система) – внешнее воздействие на датчик сначала изменяет

Пример научно-исследовательской работы школьника (практическая)



5

состояние механической части, затем изменение состояния механической части приводит к изменению сигнала электрической части. Одним словом в одном корпусе собрана не только электроника, но и механика.

Мотор-колесо (Рис. 9) [8] представляет собой мотор-редуктор с колесом с резиновой шиной и валом для возможной установки диска оптического энкодера.

Таблица 3. Характеристики мотор-колеса

Передаточное соотношение	1:48
Диапазон напряжения	3В – 6В
Число оборотов холостого хода (6В)	240 оборотов/мин
Скорость вращения колеса (6В)	48 м/мин
Ток холостого хода (6В)	120мА
Крутящий момент (6В)	5.5кгсм

Для управления мотор-колёсами и их питания с напряжением большим чем может плата Arduino Uno (т.е. 5В), а также её защиты от резких скачков тока, которые возможны в случае заклинивания колёс и которые могут спалить плату, на модель РП надо дополнительно устанавливать **плату драйвера двигателей**. Проведя анализ различных драйвером [8, 9], было решено, что рационально взять **Pololu Dual VNH5019 Motor Driver Shield** (Рис. 10).

Таблица 4. Характеристики Pololu Dual VNH5019 Motor Driver Shield

Рабочее напряжение силовой части	5,5-24 В
Число каналов	2
Выходной ток	12 А (30 А в пике) на канал (при объединении каналов: 24А/60А)
Рабочее напряжение логической части	3,3-5В (логический высокий порог 2,1 В)
ШИМ	до 20 КГц

Эта плата может устанавливаться поверх Arduino Uno, если базовое распределение портов неудобно, то его можно изменить. При установке переключателя силовое питание платы драйвера может быть использовано для питания Arduino.

Для связи модели РП и базовой станции используется модуль Bluetooth (Рис. 11), позволяющий установить связь на расстоянии прямой видимости до 20 м.

Схема соединения всех основных элементов модели РП представлена на рис. 12.

Интерфейс внешнего управления

Интерфейс внешнего управления реализован на языке C#, позволяет эмулировать передачу текстовых команд по com-порту через Bluetooth. Созданное визуальное приложение (Рис. 12) оператор может использовать для прямого телеуправления, нажимая только стрелки: вперед, назад и т.д. визуального приложения или по командам с клавиатуры. Также оно

6

позволяет удобно вводить одиночные команды и серии команд, а кроме этого отображать всю телеметрическую информацию, которая поступает от модели РП.

Разработка встроенного программного обеспечения

Чтобы обеспечить выполнение РП тех команд, которые переданы ему с базовой станции, необходимо записать в контролер соответствующий программный код, т.е. реализовать встроенное программное обеспечение (ПО) РП. Программный код пишется в специальном бесплатном свободно распространяемом программном комплексе на языке "C++", адаптированном под Arduino.

Рассмотрим последовательно работу встроенного ПО (Рис 14).

Сначала необходимо получить и, при необходимости, сохранить в системе команды, передаваемые с базовой станции через Bluetooth. Для гибкости работы реализовано два способа обработки получаемой информации:

- если переданы односимвольные команды, то они записываются в символьную переменную типа char, что позволяет в последствии удобно использовать её в операторе выбора switch;
- если передаются многосимвольные команды, то они записываются в строковую переменную типа string и в последствии обрабатываются в с помощью условных операторов if или в специальных процедурах.

Приведём часть кода, отвечающего за получение и сохранение внешних команд (основная часть кода приведена в Приложении 3)

```
while (mySerial.available()) // Пока поток доступен
{
    c = mySerial.read(); // Побайтовое чтение
    if (c == '\n') {break;} // Если признак конца строки, то прервать цикл
    readString += c; } // Добавление символа к строке
if (readString.length() = 1) // Если длина строки равна 1
{readchar = readString[0];} // Переписать значение символьной переменной
```

Ручное управление или прямое телеуправление является наиболее легким и удобным, так как используются простые команды, например, прямо, назад и т.д.

```
switch (readchar)
{
    case 'f': // Идентификатор команды вперёд
        md.setM1Speed(m1_speed); // Устанавливаем скорость правого борта
        md.setM2Speed(m2_speed); // Устанавливаем скорость левого борта
        stopIfFault(); // Останавливаем в случае ошибки
        break;
    ...
}
```

Пример научно-исследовательской работы школьника (практическая)



7

Оператор контролирует каждое движение модели РП, который будет выполнять поставленную ему задачу до бесконечности, если только оператор не отдал новую команду. Не смотря на удобство ручного управления, оно не очень перспективно, так как, если вспомнить про задержку сигнала, например с Марса, то можно с уверенностью сказать, что оператору будет проблематичен такой контроль за РП.

В одиночных командах требуется вводить определенную последовательность, после которой модель РП будет выполнять поставленную ему задачу. Также как и в ручном режиме, он способен выполнять простые команды, но также в этом режиме оператор может дать команду, например “вперед 3 сек”, “назад 1 сек” и так далее.

```
if (readString.indexOf("ser_", 0)!=-1){           // Если введена последовательность
    int j=0;
    for (int i = 4; i < readString.length(); i++){
        switch (readString[i])
        {
            case 'l':                // Идентификатор команды
            case 'r':
            case 'f':
            case 'b':
            case 's':
            case 'v':
                command[j].com = readString[i]; // Ввод команды
                command[j].par = (readString.substring(i+1, i+4)).toInt(); // Ввод параметра
                i = i + 3;
                break;
            case ';':                // Признак конца команды с параметром
                if (j<5) j++;        // По умолчанию вводиться не более 5 команд
                break;
        }
    }
}
```

В условиях задержки сигнала, это весьма упрощает для оператора управление РП, хотя еще требует полный контроль за РП, но не такой, как при ручном управлении.

Аналогично реализовано управление серий команд, т.е последовательное управление позволяющее вводить серию команд, которые постепенно выполняются, например “вперед 4 сек; назад 2 сек; поворот на 45 градусов; остановись 0 сек”. Последовательное управление очень перспективно, так как задержка сигнала хотя и является серьезной проблемой, но она уже так страшна в таком режиме. Оператору удобно управлять РП, так как он с уверенностью может сказать, где окажется РП после выполнения серии команд.

8

Возможности системы управления весьма расширены, так как на модели РП установлена микросхема MPU6050, которая определяет её положение в пространстве, благодаря чему, модель может осуществлять поворот на нужный угол. Управление углом-поворотом ведется по принципу отрицательной обратной связи [5]. Т.е. так как из-за особенности поверхности или слишком большой скорости модель РП может пролететь нужный угол, поэтому вычисляется разность между заданным углом и текущим углом, и формируется управление, воздействующее на двигатели до тех пор, пока эта разница не будет равна нулю.

```
void rotate (float delta)
{
    float v_;                // скорость поворота
    float prev_a = ypr0[0]; // присвоение начального положение
    float h_r = 0;          // цикл поворота
    do
    {
        cur_a = angl(0);
        if (((prev_a-cur_a)>3.5)) // переход знака
        {
            h_r = h_r + 2*M_PI;
        }
        if (((prev_a-cur_a)<-3.5))
        {
            h_r = h_r - 2*M_PI;
        }
        error = (ypr0[0] + delta*M_PI/180 - h_r)-cur_a;
        if (error>=0)
        {
            md.setM1Speed(v_);
            md.setM2Speed(-v_);
        }
        else
        {
            md.setM1Speed(-v_);
            md.setM2Speed(v_);
        }
    }
    if (fabs(cur_a)>0.01)
        prev_a = cur_a;
}
```


Пример научно-исследовательской работы школьника (практическая)



9

10

```
while (fabs(error) > 0.05);
{
  md.setM1Speed(0);
  md.setM2Speed(0);
  flag_regim = 0;
  ypr0[0] = angl();
}
}
```

Так как дистанционное управление осуществляется с помощью Bluetooth, то информация(команды) могут отправляться с ПК на модель РП, так и наоборот, то есть оператор может увидеть под каким углом сейчас находится модель РП.

Заключение

В заключение можно сказать, что реализация данного проекта является перспективной, так как можно создать такую модель РП, на которой можно эффективно отработать различные системы управления, а также другие системы планетоходов, например, подвеску или датчики.

Также, благодаря тому, что модель создаётся с “нуля”, можно лучше понять принцип создания РП, а также, учитывая, что такая модель не будет сковывать фантазию, как уже готовая модель РП, то она позволяет свободно создавать как систему в целом, так и её элементы. Такая свобода позволяет импровизировать.

Список литературы

1. Свободная энциклопедия «Википедия» [Сайт]. Режим доступа: <https://ru.wikipedia.org/wiki> (Дата обращения 28.11.2014).
2. Межпланетные космические станции [Электронный ресурс] // Космонавтика.ru, 2014. Режим доступа: http://kosmonavtika.ru/tehnika_stancii.php (Дата обращения 28.11.2014).
3. Лунные полёты [Электронный ресурс] // Космическая энциклопедия «Astronote», 2014. Режим доступа: http://www.astronaut.ru/luna/luna_flight.htm (Дата обращения 28.11.2014).
4. Марсоходы или начало нового этапа в исследованиях Марса [Электронный ресурс] // Сайт проекта «Марс – Красная Звезда», 2014. Режим доступа: <http://galspace.spb.ru/index37.html> (Дата обращения 28.11.2014).
5. Планетоходы А.Л. Кемурджиан, В.В. Громов, И.Ф. Кажукало [и др.] / под. ред. А.Л. Кемурджиан. М.: Машиностроение, 1993. 400 с.
6. Mars Pathfinder // Свободная энциклопедия «Марспедия» [Сайт]. Режим доступа: http://wiki.marstefo.ru/mars_pathfinder (Дата обращения 28.11.2014).
7. Lego Education [Сайт]. Режим доступа: <https://education.lego.com/ru-ru?noredir=true> (Дата обращения 24.01.2014).

8. Официальный сайт магазина ЧИП И ДИП [Сайт]. Режим доступа: <http://www.chipdip.ru/> (Дата обращения 12.02.2014).
9. Pololu Robotics & Electronics [Сайт]. Режим доступа: <https://www.pololu.com/> (Дата обращения 12.02.2014).
10. Arduino.ru [Сайт]. Режим доступа: <http://arduino.ru/> (Дата обращения 17.10.2014).
11. Акселерометр и гироскоп MPU6050 [Электронный ресурс] // Сайт «Паяльник». Режим доступа: <http://cxem.net/mc/mc324.php> (Дата обращения 24.01.2015).

Пример научно-исследовательской работы школьника (практическая)



I

II

Приложения

Приложение 1. Роботы-планетоходы

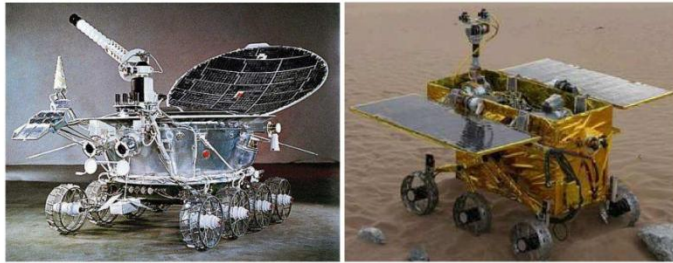


Рис. 1. Луноходы: а) «Луноход 1» (СССР), б) «Юйту» (КНР)

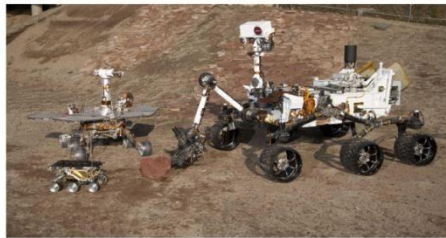


Рис. 2. Марсоходы (США):

«Соджорнер» (слева внизу), «Спирит»/«Опортьюнити» (слева сверху), «Кьюриосити» (справа)

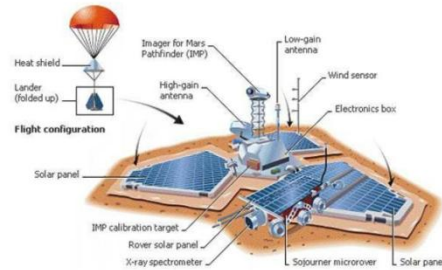


Рис. 3. Посадочный модуль АМС «Марс Пасфайндер» и марсоход «Соджорнер»

Приложение 2. Модель робота-планетохода

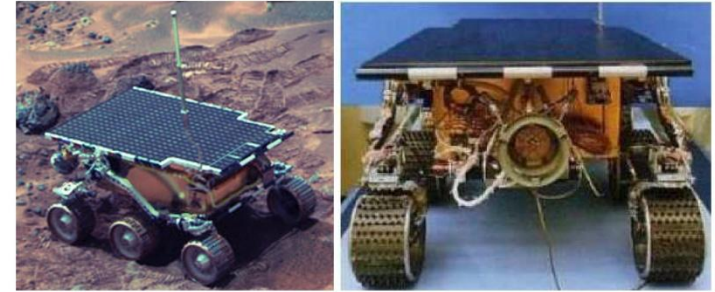


Рис. 4. Марсоход «Соджорнер»

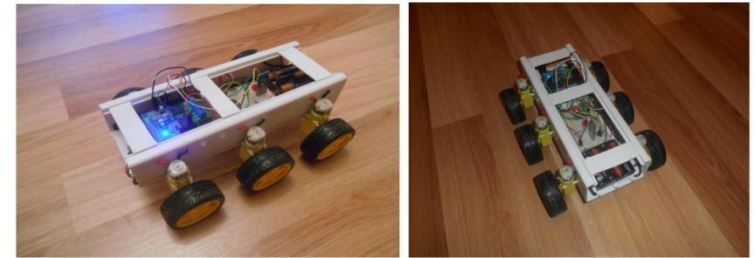


Рис. 5. Модель робота-планетохода



Рис. 6. Короб для проводов пластиковый 40x16мм

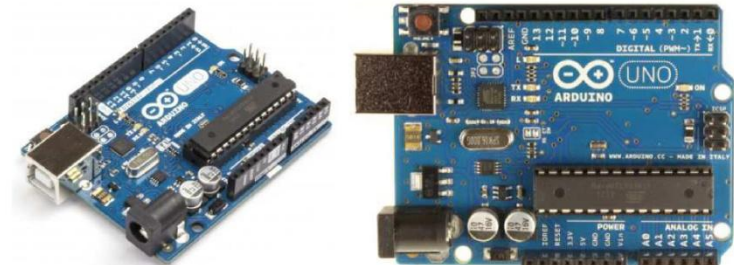


Рис. 7. Arduino UNO Rev3

Пример научно-исследовательской работы школьника (практическая)

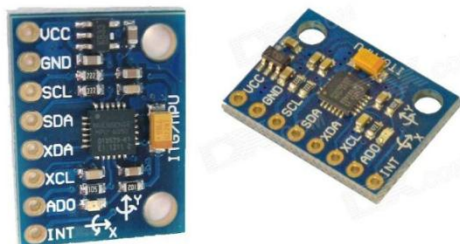


Рис. 8. Гироскоп/акселерометр MPU6050

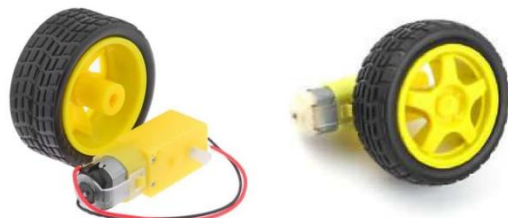


Рис. 9. Мотор-колесо

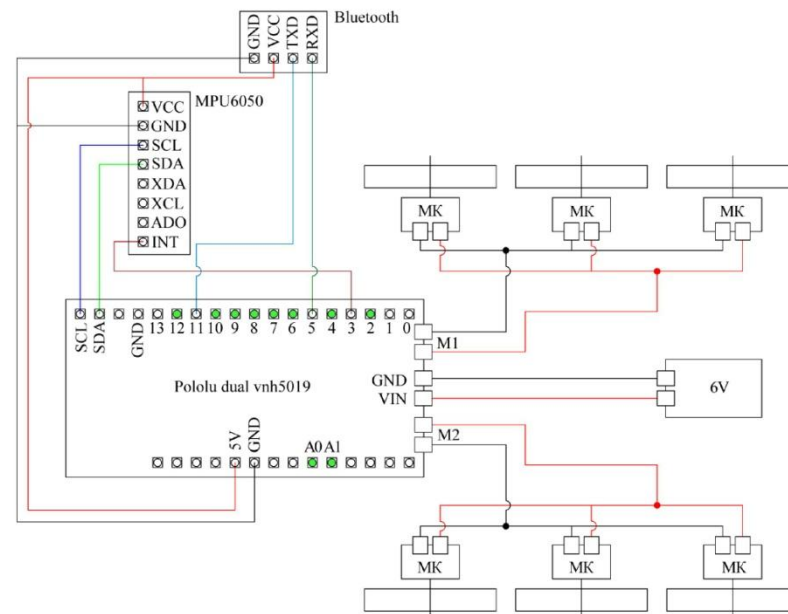


Рис. 10. Плата драйвера двигателя Pololu dual vnh5019:
а) в разобранном виде; б) собранная и установленная на Arduino UNO

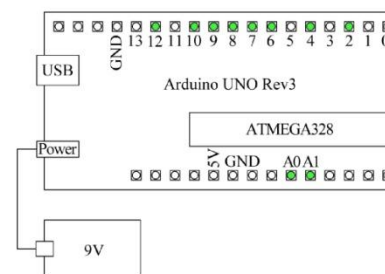


Рис. 11. Модуль Bluetooth

III



IV



Плата драйвера двигателя Pololu dual vnh5019 устанавливается поверх Arduino UNO, порты, занятые на управление двигателями, на обеих платах закрашены.

Рис. 12. Схема соединения основных элементов модели РП

Пример научно-исследовательской работы школьника (практическая)

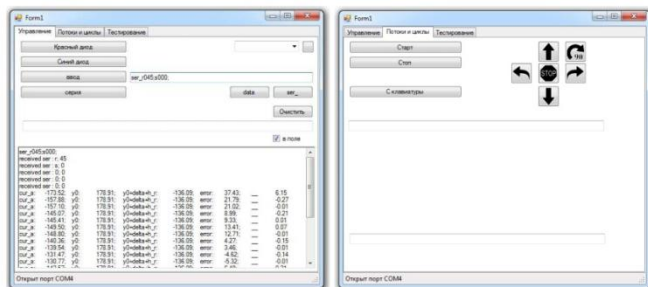


Рис. 13. Визуальная оболочка внешнего интерфейса управления

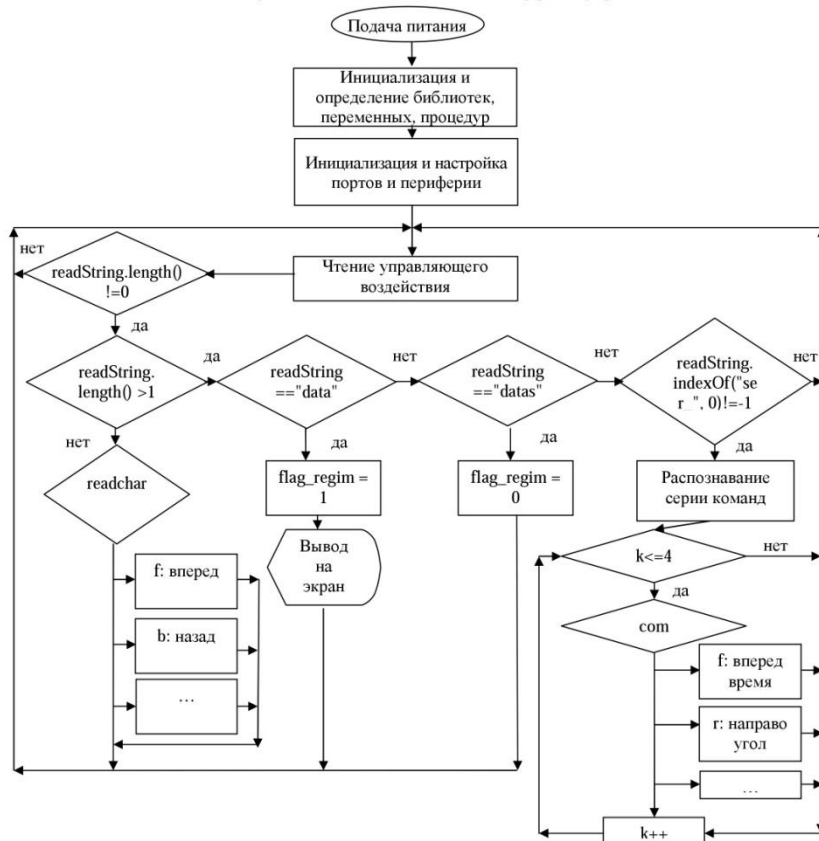


Рис. 14 Укрупненная блок-схема алгоритма работы встроенного программного обеспечения

V

Приложение 3. Листинг кода

```
#include <DualVNH5019MotorShield.h> //библиотека для работы с платой двигателей
#include <SoftwareSerial.h> //библиотека для работы с портами
#include "I2Cdev.h"
#include "MPU6050_6Axis_MotionApps20.h"
#if I2CDEV_IMPLEMENTATION == I2CDEV_ARDUINO_WIRE
    #include "Wire.h"
#endif
MPU6050 mpu; //определяем гироскоп
DualVNH5019MotorShield md; //определяем плату двигателей
#define OUTPUT_READABLE_YAWPITCHROLL //устанавливаем режим
рысканье/тангаж/крен
// переменные контроля и отображения статуса гироскопа
bool dmpReady = false; // set true if DMP init was successful
uint8_t mpuIntStatus; // holds actual interrupt status byte from MPU
uint8_t devStatus; // return status after each device operation (0 = success, !0 = error)
uint16_t packetSize; // expected DMP packet size (default is 42 bytes)
uint16_t fifoCount; // count of all bytes currently in FIFO
uint8_t fifoBuffer[64]; // FIFO storage buffer
// orientation/motion vars
Quaternion q; // [w, x, y, z] quaternion container
VectorFloat gravity; // [x, y, z] gravity vector
float ypr[3]; // [yaw, pitch, roll] yaw/pitch/roll container and gravity vector
float ypr0[3]; // начальное положение
bool flag_ypr = 1;
char readchar; // Переменная для хранения входных данных
String readString; // Переменная для хранения входных данных (режим строки)
//int LED = 13; // Светодиод на плате
int LED_out = 13; // Светодиод внешний
int m1_speed = 200; // Скорость вращения
int m2_speed = 200; // Скорость вращения
struct s_command //команда
{
    char com; //команда
    int par; //параметр
};
s_command command[5];
bool flag_rot = 1;
float error = 0;
float cur_a = 0; //время
//энкодер
int hits = 0;
float wheel_radius = 1;
volatile unsigned long current_time;
long time_interval = 1000; //how often do you want to know velocity (milliseconds)
float velocity; //this is the velocity in length units / time_interval
int par = 0;
//define 2 13 // rx data pin
SoftwareSerial mySerial(11, 5); // Пины для RX, TX
int flag_regim = 0; // Флаг переключения режима
volatile bool mpuInterrupt = false; // indicates whether MPU interrupt pin has gone high
void dmpDataReady() {
    mpuInterrupt = true;
}
```

VI



Критерии оценки при рецензировании исследовательской работы

1. Общая структура проекта (наличие и полнота введения, цель и задачи, способы оценки результата, описание хода выполнения проекта, результаты и выводы)
2. Полнота изложения всех разделов проекта, четкость и наглядность представления и иллюстрирования
3. Соответствие качества и объема представленного материала цели и задачам проекта

Критерии оценки при очной (стендовый доклад) защите исследовательской работы

1. Актуальность темы исследования
2. Полнота и системность анализа литературы
3. Обоснованность предлагаемых методов исследования
4. Глубина исследовательского компонента
5. Качество представления работы на стенде
6. Качество устного выступления и ответов на вопросы



Критерии оценки при рецензировании научно-исследовательской работы

1. Структура и оформление работы (качество оформления, грамотность содержания, ошибки, опечатки, выводы)
2. Логика изложения, оригинальность мышления, творческий подход
3. Используемые методы (причины использования данных методов: эффективность, точность, простота и т.п.)
4. Оригинальность тематики проекта, проверка текста научно-исследовательской работы на наличие заимствований из открытых источников в сети Интернет и других источников, актуальность тематики работы
5. Научное и практическое значение работы

Максимум 20 баллов



Критерии оценки при очной (доклад с презентацией) защите исследовательской работы

1. Грамотность, полнота и чёткость изложения проблемы (задачи), качество доклада, защиты и умение ориентироваться в тематике проблемы и отвечать на вопросы.
2. Обоснованность и широта использования информационных технологий и моделей в работе и/или докладе.
3. Актуальность решаемой проблемы, новизна и достоверность результатов; научное и практическое значение работы, творческая составляющая в подходе, процессе и защите работы.
4. Использование знаний внешкольной программы, в том числе с использованием современных методов её решения; полнота раскрытия темы и знакомство с современным состоянием проблемы, использование ссылок на литературу и исследования известных учёных и исследователей в области решаемой проблемы, известных результатов.
5. Самостоятельный вклад в научную работу: оценка собственных достижений автора; эрудированность автора в рассматриваемой области; профессиональная ориентированность автора в выбранной специальности.

Максимум 50 баллов



1. ГОСТ 15.101-98 Порядок выполнения научно-исследовательских работ
2. Мигуренко Р.А. Научно-исследовательская работа / Учебно-методическое пособие. Томск: Изд-во ТПУ, 2006. 184 с.
3. Московский городской конкурс [Сайт]. Режим доступа: <http://mgk.olimpiada.ru/> (Дата обращения: 07.04.2017)
4. Официальный сайт Олимпиады «Шаг в будущее. Космонавтика» [Сайт]. Режим доступа: <http://ysc.sm.bmstu.ru/kosm/> (Дата обращения: 07.04.2017)
5. Положение об открытом конкурсе «Радуга» [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://gym1519.mskobr.ru/files/polozhenie.pdf> (Дата обращения: 07.04.2017)
6. Райзберг Б.А., Лозовский Л.Ш., Стародубцева Е.Б. Современный экономический словарь. 6-е изд. М.: ИНФРА-М, 2017. 512 с.
7. Тренюшева Т.М. Форма представления исследовательских работ учащихся на научно-практическую конференцию // Открытый урок: Первое сентября [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://festival.1september.ru/articles/528779/> (Дата обращения 07.04.2017)

Работа выполнена исключительно в педагогических целях.

Приведённые в презентации материалы, в том числе изображения, являются результатом обобщения и анализа информации, полученной автором из различных источников, в том числе сети интернет и от коллег. Выше приведена лишь малая часть источников, использованных в работе, только те, которые внесли наибольший вклад.



Почтовый адрес:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

Сайт Учебно-научного молодежного космического центра:

<http://ysc.sm.bmstu.ru>

Телефон:

+7-499-263-6994

Е-mail :

ysc@bmstu.ru

lv@bmstu.ru