МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РК

НАО «АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ ИМЕНИ Г. ДАУКЕЕВА»

Кафедра космической инженерии

«ДОПУЩЕН К ЗАЩИТЕ»

Зав.кафедрой: PhD, доцент Алипбаев К.А.

_____ «___» июнь 2021г.

(подпись)

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

На тему: Адаптивная трансмиссия Лунохода.

Специальность: 5В074600 – Космическая техника и технологии

Выполнил: Сатжан Р. А. Группа: КТТ(СУЛА)к-17-1

Научный руководитель: к.ф.–м.н., профессор Кырыкбаев Б.

_____ «___» июнь 2021г.

(подпись)

Консультанты:

по экономической части: к.э.н., доцент, Салыкова М.С.

_____ «___» июнь 2021г.

(подпись)

по безопасности жизнедеятельности: преподаватель Сапаев Т.М.

_____ «___» июнь 2021г.

(подпись)

Нормоконтролер: PhD, доцент Алипбаев К.А.

_____ «___» июнь 2021г.

(подпись)

Рецензент: ст.преп Еспаев Б.А.

_____ «___» июнь 2021г.

(подпись)

Алматы 2021

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РК

НАО «АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ ИМЕНИ Г. ДАУКЕЕВА»

Институт телекоммуникаций и космической инженерии (ИТКИ)

Специальность Космическая техника и технологии

Кафедра космической инженерии

ЗАДАНИЕ

на выполнение дипломного проекта

Студенту Сатжан Ринат Арманулы

Тема проекта *Адаптивная трансмиссия Лунохода*.

утверждена приказом ректора №__ от «___» _____ *2021г.*

Срок сдачи законченной работы «*09*» *июня 2021г.*

Исходные данные к проекту, требуемые параметры результатов проектирования (исследования): *Общие международные госстандарты при проектировании КА и их ходовых частей.*

Поставлены задачи:

1.Изучить базовые характеристики шасси Лунохода.

1.1.Анализ тягово-сцепных свойств шасси Лунохода;

1.2 Определение колебания Лунохода при преодолении различных препятствии;

2.Общий анализ деформации различных систем.

2.1. Проектировка основных механизмов преодоления препятствии ;

2.2.Механизм шагания.;

3. Установка схемы электроприводов.

4. Сделать анализ результатов;

4.1 Вывод о проделанной работе;

Рекомендуемая основная литература:

1. Авотин Е.В., Болховитинов И.С., Кемурджиан А. Л., Маленков М.И., Шпак Ф.П. Динамика планетохода. М.: Наука, 1979 г. – 440с.

2. Планетоходы / А.Л. Кемурджиан, В.В. Громов, И.Ф. Кажукало и др.; Под ред. А.Л. Кемурджиана. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1993. – 400 с.: ил.

3. М.И. Маленков, В.А. Волов Сравнительный анализ компонентов ходовой части самоходных шасси планетоходов // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2015.

4. Артоболевский И.И. Механизмы в современной технике. В 7 томах. Т. II: Кулисно-рычажные и кривошипно-ползуные мезанизмы – 2-е изд., переработанное. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. – 560 с.

5. Узлы трения самоходных шасси и планетоходов: учебное пособие, // М.И. Маленков, В.Н. Смелов под ред. Ю.Н. Пономарева; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2007. – 65 с.

6. Уплотнения и уплотнительная техника: Справочник / А.А. Кондаков, А.И. Голубев, В.Б. Овандер и др.; Под общ. ред. А.И. Голубева, Л.А. Кондакова. – М.: Машиностроение, 1986- 464 с., ил.

7. Русанов М.А. Разработка торцового комбинированного магнито-жидкостного уплотнения пожарного насоса / М.А. Русанов, А.В.Топоров,

8. Е.А.Топорова В сборнике: Современные технологии обеспечения гражданской обороны и ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций сборник статей по материалам Всероссийской научно-практической конференции с международным участием. 2013. С. 103-105.

ГРАФИК

подготовки дипломного проекта

№	Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления научному руководителю и консультантам	Примечание
1	Введение	01.04.20-03.04.21	
2	Анализ движателей и ходовых частей планетоходов	05.04.20-12.04.21	
3	Выбор экспериментального планетохода для исследования	16.04.20-28.04.21	
4	Определения механизма шагания	29.04.20-25.05.21	
5	Экономическое обоснование	17.05.20-29.05.21	
6	Расчёт зануления	25.05.20-30.05.21	

Дата выдачи задания «1» апреля 2021г.

Заведующий кафедрой _____ PhD, доцент Алипбаев К.А.

(подпись)

Научный руководитель _____ к.ф.–м.н., проф. Кырыкбаев Б.

(подпись)

Задание принял к исполнению _____ студент Сатжан Р.А.

(подпись)

Алматы 2021

Аңдатпа

Дипломдық жұмыста Луноход аппараттарының қызметі үшін жиілікті реттейтін асинхронды электр жетегі бар адаптивті басқару жүйелерінің ерекшеліктері сипатталған. Планетарлық көліктердің электр жетектері мен қозғалтқыштары туралы материалдар келтірілген. Адаптивті трансмиссиялық қызмет жүйелерін баптау әдістері қарастырылған. Айналмалы координаттар жүйесінде құрылымдық құрылым берілген. Басқарудың реттелуін зерттеудің құрылымдық әдістемесі, Луноход қозғалтқышының жабық жиілік реттелетін электр жетегі, сонымен қатар басқару тәртібінің параметрлерін синтездеу бағдарламасы және ай құрылғысының электр жетегін қолайлы басқаруды табу бағдарламасы келтірілген.

Аннотация

В дипломной работе, описаны специфики систем адаптационной налаженности управления с частотно-регулируемым асинхронным электроприводом для службы луноходных аппаратов. Приведены материалы об электроприводах и двигателях планетоходов. Рассмотрены методы наладки систем службы адаптивных трансмиссии. Приведена структурная конструкция во вращающейся системе координат. Приведена структурная методика исследования налаженности управления, замкнутого частотно – регулируемого электропривода двигателя лунохода, вдобавок приведена программа синтеза параметров порядка управления и программа нахождения подходящего управления электроприводом лунного аппарата.

Abstract

In the thesis, the specifics of adaptive control systems with a frequency-controlled asynchronous electric drive for the service of lunar rovers are described. Materials about electric drives and engines of planetary rovers are given. The methods of adjustment of adaptive transmission service systems are considered. A structural design in a rotating coordinate system is given. The structural methodology of the study of the adjustment of the control, closed frequency-controlled electric drive of the lunar rover engine, in addition, a program for the synthesis of the parameters of the control order and a program for finding a suitable control of the electric drive of the lunar vehicle is presented.

Содержание

Введение 9
1 Техническая часть 11
1.1 Определение и понятие адаптивной системы 11
1.2 Назначение планетоходов 11
1.3 Самоходное шасси «Лунохода-1» как инструмент исследования лунной поверхности 12
1.4 Исследование тягово-сцепных свойств шасси «Лунохода-1» и механических свойств лунного грунта 12
2 Колебания Лунохода 20
2.1 Плавность хода 20
2.2. Определение деформаций системы подрессоривания при преодолении препятствий 25
2.3. Самоходное шасси Лунохода при преодолении препятствий треугольного сечения 31
2.4 Преодоление насыпи 36
3 Последовательность перемещения планетохода 41
3.1 Механизм шагания 41
3.2 Принципиальные схемы электромеханической трансмиссии. 44
4 Безопасность жизнедеятельности 50
4.1 Расчет зануления 50
5 Экономическая часть 55
5.1 Исходные данные 55
5.2 Расчет приведенных затрат 55
Заключение 59
Список литературы 62

Введение

Двадцатый век, богатый крупными достижениями в науке и технике, ознаменовался в пятидесятых годах событием огромного значения: человечество вышло в космическое пространство. С тех пор продолжается методическое изучение и освоение космоса, расширяется фронт научных исследований, космическая техника все больше используется для нужд народного хозяйства, для изучения и защиты природы Земли.

Очевидно, что человечество и дальше будет расширять сферу своей деятельности в космосе и все больше осваивать его.

В этой перспективе незаменимыми в ряде случаев окажутся планетоходы различного назначения: как технические средства для работы с различного рода механизмами, так и средства для проведения научных исследований.

Создание планетоходов связано с рядом сложных технических проблем. Ныне уже имеется некоторый опыт: советский и американский луноходы были доставлены на поверхность Луны и успешно там работали. Часть проблем была решена при разработке этих луноходов, часть решалась в последующих работах, и по некоторым из них найдены инженерные решения. Важно закрепить этот опыт, обобщить и сохранить разрозненные сведения, опубликованные в различных источниках, и сделать их достоянием инженеров и ученых.

В будущем планетоходы будут различны не только по внешнему облику, но и по принципиальным техническим решениям, которые будут определяться как условиями работы, так и их назначением. Так, Луна, Марс, Венера резко различаются и по времени полета к ним, и по атмосфере, температуре на поверхности, ускорению свободного падения, и по рельефу, и по несущей способности грунта. И все это, конечно, найдет отражение в конструкциях планетоходов.

Планетоходы могут быть автоматами, а могут управляться космонавтами. Они могут предназначаться для обработки грунта, строительства и обслуживания баз, стартовых площадок, производственных цехов, энергетических систем; понадобятся планетоходы — перевозчики грузов, планетоходы — тягачи, дорожные и строительные машины на базе планетоходов, подвижные средства механизации работ, автономные самоходные шасси с научным и изыскательским оборудованием. И это тоже приведет к отличиям в конструкции планетоходов.

Известно, что самым характерным качеством планетохода является его способность передвигаться по поверхности планеты. Но как передвигаться? Каким способом? Какой принцип движения следует использовать и какова соответственно этому должна быть схема и конструкция движителя?

Несмотря на индивидуальность различных видов планетоходов, решение этих вопросов во многом носит общий характер.

Для планетохода могут рассматриваться как привычные на Земле способы передвижения на гусеницах или на колесах, так и другие принципы,

которые могут оказаться целесообразными с учетом особенностей его работы. Так, в силу тихоходности планетоходов открывается возможность улучшения их проходимости и экономичности путем использования, шагающего или колесно-шагающего принципа движения.

Свойства поверхностного слоя грунта и пониженная (либо повышенная) гравитация накладывают особые требования к характеристике тягового двигателя, а конструкции движителя и подвески должны обеспечить в этих условиях достаточную проходимость.

Сложной проблемой является обеспечение работы узлов трения в вакууме и в атмосфере планет. Пути ее решения различны: применение уплотнений и создание микроклимата в замкнутых объемах, использование различных покрытий и смазок, создание специальных конструкционных материалов и др.

Не менее сложной задачей является управление движением. Причем, если для луноходов реальным оказалось применение метода дистанционного управления с некоторыми элементами автоматизации безопасности движения, то для более удаленных небесных тел, как, например, Марс, возникает необходимость создания автономной автоматической системы управления с периодическим, достаточно редким вмешательством с наземного пункта управления. Этому должен соответствовать также и измерительно-информационный комплекс.

Множество нелегких проблем возникает при наземной отработке конструкции планетоходов. Это и способы имитации температурных условий, и моделирование процессов взаимодействия движителя с грунтом, и имитация атмосферных условий (в том числе высокого вакуума), и моделирование гравитации, и создание методов ускоренных ресурсных испытаний, и ряд других проблем.

1 Техническая часть

1.1 Определение и понятие адаптивной системы

Адаптация – это свойства организма адаптироваться к меняющимся условиям окружающей среды. надобность в применении адаптационных систем появляется в связи с усложнением решаемых задач, отсутствием практической способности детального исследования процессов в управляемых объектах. образцами подобных предметов могут быть: многокомпонентные технологические процессы химической продукции; скоростные летательные аппараты (ракеты); и т.д., - т.е. это те объекты, где априорные сведения о характеристиках или уравнениях, описывающих все реакции, заполучить не возможно, чрезмерно широкий разброс параметров.

Неадаптивные способы управления учитывают существование достаточного размера априорных сведений о внутренних и наружных критериях службы на предварительной стадии. Чем полнее априорная информация о характеристиках, тем выше свойство неадаптивного управления. Создание адаптационных систем осуществляется в принципиально других условиях, т. адаптационные способы должны способствовать высокому качеству управления при нехватке априорной информации о характеристиках управления объекта, или в условиях неопределённости.

1.2 Назначение планетоходов

Нет сомнений, что эксплуатация транспортно-переносных средств при изучении космических тел, при освоении человечеством ближайших к нашей Земле, планет Солнечной системы в значительной мере позволит расширить кругозор возможностей отправляемых на их поверхность экспедиций и научно-технических лабораторий. Луноходы, с автоматическими исследовательскими лабораториями на борту или с человеческими ресурсами, позволяют существенно преумножить объем и увеличить фактичность получаемой информации, повысить результативность производственных затрат на проведение опытов или экспедиций в сравнении с неподвижными земными аппаратами. На сегодняшний день существуют ряд операции и экспериментов невозможные без транспортировки на иные космические поверхности, к слову это – разные виды работ с грунтовыми образцами: бульдозерование, экскавация, сглаживание периметров изучения, рытье котлованов, бурение, раскопки; кроме этого, строительные-монтажные и погрузочно-разгрузочные виды работы, транспортировка, переноска грузов. Одной из самых важных функций планетоходов могут стать проведение спасательных операций в случае нештатных ситуации спускаемых аппаратов с людьми на борту и необходимости их перемещения к другому кораблю. На сегодняшний день планетоходы имеют огромный потенциал в космической промышленности.

1.3 Самоходное шасси «Лунохода-1» как инструмент исследования лунной поверхности

Самоходное шасси «Лунохода-1», наравне с выполнением функции средства транспортировки, представлялось так же как научно-технический инструмент для исследовния различных свойств и характеристик лунной поверхности. Механизм шасси лунохода и комплект научно-технической аппаратуры, установленной на луноходе, обеспечили исследование в разнообразных условиях лунной поверхности в том числе были проведены испытания тягово-сцепных свойств шасси, механических свойств лунного грунта, рельефа лунной поверхности.

В ходе этих исследований ученые получили возможность оценить подвижность самоходного шасси лунохода при передвижении по поверхности Луны, а также получили определенные требования к методам и способам проведения испытаний его ходовых свойств в наземных условиях. По данным анализа и телеметрических данных об изменениях крена и дифферента лунохода в процессе передвижения были получены константные данные о распределении кратеров. В ходе экспериментов одним из научных результатов изучения физических условий на Луне с помощью «Лунохода-1» было определение температуры лунной поверхности по температурному режиму работы мотор-колес шасси лунохода.

Следовательно, сведения о лунной поверхности, полученная с помощью шасси «Лунохода-1», представляет научный интерес и имеет практическое значение для решения вопросов проходимости транспортных средств по лунной поверхности и разработки космической техники.

1.4 Исследование тягово-сцепных свойств шасси «Лунохода-1» и механических свойств лунного грунта

Цели исследований. Цель исследований тягово-сцепных свойств шасси состояла в оценке параметров подвижности шасси при движении по лунной поверхности, определении возможностей аппарата в преодолении естественных препятствий (в первую очередь склонов различной крутизны), а также в сравнении с характеристиками подвижности, полученными во время наземных испытаний «Лунохода-1» на различных грунтах, имитирующих лунную поверхность.

Исследования механических свойств лунного грунта имели целью определение соответствующих характеристик лунного грунта в естественном залегании, изучение характера их изменения по трассе движения, а также установление взаимосвязи механических свойств грунта с морфологическими особенностями образований на лунной поверхности. Результаты выполненных исследований позволяют определить количественные характеристики грунтовых условий в изученном районе Луны, получить представление о потенциальных возможностях самоходного шасси по преодолению различных препятствий и эффективности движения, уточнить требования к методам

наземных испытаний шасси лунных самоходных аппаратов. Результаты измерений использовались также для решения оперативных задач по оценке обстановки и управлению движением «Лунохода-1».

Методика исследований. В соответствии с программой научных исследований на Луне для исследования тягово-сцепных свойств шасси «Лунохода-1» проводились специальные эксперименты, методикой которых предусматривалось движение лунохода с установившейся скоростью по наклонным участкам, имеющие различную крутизну и ровную поверхность. Выбор участков осуществлялся по результатам наблюдений за местность с помощью телевизионной системы, а также по фотопанорамам и телеметрической информации об изменении крена и дифферента лунохода. С целью повышения точности экспериментов направление движения лунохода выбиралось по возможности с минимальным креном. В начале и в конце каждого передвижения с помощью конусно-лопастного штампа прибор оценки проходимости (ПрОП) намерялись механические характеристики лунного грунта.

В процессе движения лунохода измерялись крутящие моменты на ведущих колесах $\mathrm{M}_{\mathrm{кр}_i}$, скорости их вращения ω_i, угол наклона поверхности α и скорость вращения девятого свободно катящегося колеса ω_9. Для оценки тягово-сцепных свойств самоходного шасси «Лунохода-1» определялись следующие параметры:

коэффициент буксования движителя

$$\sigma = \frac{1}{8}\left[\sum_{i=1}^{8}\left(1 - \frac{R_9\omega_9}{R_i\omega_i}\right)\right] \cdot 100\%; \qquad (1.1)$$

коэффициент сцепления

$$\varphi = \frac{1}{Gcosa}\sum_{i=1}^{8}\frac{M_{\mathrm{кр}_i}}{R_i}; \qquad (1.2)$$

удельная свободная тяга Ť=tgα

коэффициент удельных затрат энергии на деформацию грунта (приведенный коэффициент сопротивления движению)

$$f_{\mathrm{пр}} = \frac{\sum_{i=1}^{8}\mathrm{M}_{\mathrm{кр}_i}\omega_i - GVtga}{GV} \qquad (1.3)$$

где R_9, R_i – радиусы девятого и ведущих колес, $V = R_9\omega_9$ – скорость движения лунохода.

В качестве оценочных параметров механических свойств лунного грунта, измеряемых прибором ПрОП, принимались несущая способность q и сопротивление вращательному срезу τ. Значение q определялось как удельное давление на штамп, соответствующее глубине его внедрения под действием вертикальной силы $P_{\mathrm{ш}}$, равной весу штампа: $q = \frac{P_{\mathrm{ш}}}{S}$, где S – площадь основания штампа.

Сопротивление вращательному срезу вычислялось по формуле

$$\mathrm{T} = \frac{M_{\text{ш}\,max}}{K_\tau} \tag{1.4}$$

где $M_{\text{ш}\,max}$ – максимальный вращающий момент на штампе; K_τ – статистический момент поверхности среза, определяющийся с учетом геометрических размеров штампа и поверхности среза.

Результаты исследований. Параметры, характеризующие тягово-сцепные свойства самоходного шасси «Лунохода-1» при движении по лунной поверхности (σ, φ и Ť), были определены в результате статистической обработки данных телеметрической информации о силовых и кинематических параметрах взаимодействия движителя шасси с лунным грунтом. Результаты обработки в виде графиков зависимостей φ=φ(σ) и Ť=Ť(σ) (кривые 1) представлены на рис. 1.1. Зависимости имеют монотонный характер без резких изломов и перегибов, что является характерным для малосвязных зернистых грунтов. Темп роста удельной свободной тяги значительно уменьшается при увеличении буксования. При буксовании σ>40÷50% прирост тяги является небольшим, и эта величина буксования может быть принята предельно допустимой. Большие величины буксования, не увеличивая существенным образом свободную тягу, приводят к интенсивному зарыванию колес в грунт, что может привести к полной потере проходимости.

Эффективность движения самоходного шасси с точки зрения затрат энергии может быть оценена по удельной затрате мощности на деформацию грунта (приведенному коэффициенту сопротивления движению) $f_{\text{пр}}$. График зависимости $f_{\text{пр}}$ от удельной свободной тяги Ť показан на рис. 1.2., откуда видно, что при движении с Ť > 0,3÷0,35 (что соответствует буксованию в 40÷50%) резко увеличиваются удельные затраты энергии на передвижение.

Таким образом, и с точки зрения реализации тягового усилия и затрат мощности на движение предельными режимами движения самоходного шасси можно считать движение с буксованием движителя σ=40÷50%. На рис. 1.1. показаны также графики зависимостей φ=φ(σ) и Ť=Ť(σ) полученных при наземных ходовых испытаниях шасси лунохода на макетах при движении по мелкозернистому кварцевому песку (кривые 2), мелко и среднезернистому аглопоритовому песку (кривые 3) и вулканическому грунту в естественном залегании, представляющему собой смесь вулканического песка и пепла (кривые 4). Приведенные результаты свидетельствуют о качественно одинаковом характере изменения тягово-сцепных свойств шасси «Лунохода-1» на Луне, в Море Дождей, и в земных условиях на грунтах-моделях.

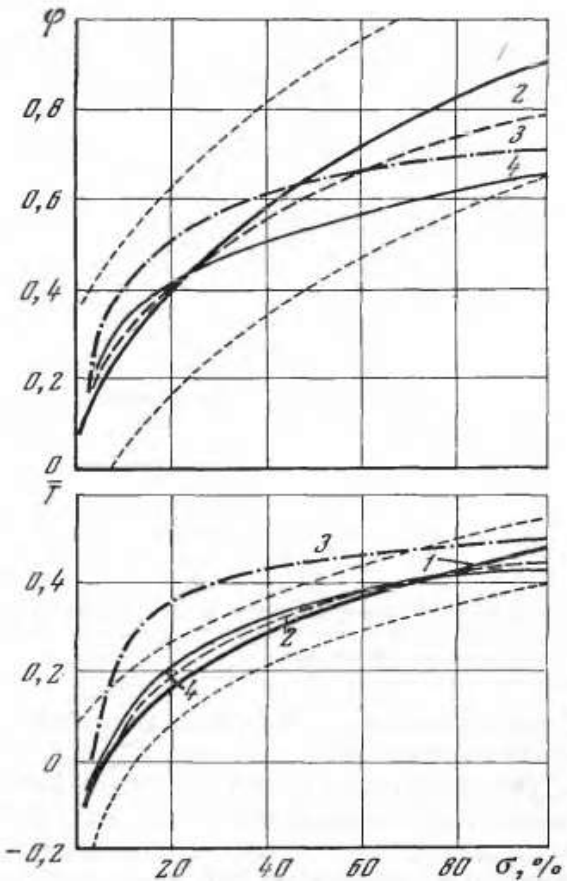

Рисунок 1.1 – Зависимости коэффициента сцепления φ и удельной свободной тяги Ť шасси «Лунохода-1» от коэффициента буксования σ

1—лунный грунт, 2 — мелкозернистый кварцевый песок, 3 — мелко – и среднезернистый аглопоритовый песок, 4 — вулканический грунт в естественном залегании. Штриховыми линиями обозначены границы предельных значений параметров

Разброс значений φ и Ť для лунных условий, границы которого показаны штриховыми линиями, объясняется в первую очередь разнообразием прочностных характеристик лунного грунта на различных участках поверхности. В диапазоне значений коэффициента буксования σ=0÷30% наиболее точно с «лунной» статистической зависимостью φ=φ(σ) совпадают аналогичные зависимости, полученные на мелкозернистом кварцевом песке и вулканическом грунте в естественном залегании. Более высокие значения φ на Луне при значительном буксовании мотор-колес, сопровождающемся образованием глубокой колеи, объясняются высокой уплотняемостью лунного грунта, а также увеличением с глубиной его прочности. Зависимости удельной свободной тяги шасси «Лунохода-1» от буксования, полученные в лунных условиях и при движении по мелкозернистому кварцевому песку и вулканическому грунту в естественном залегании, практически совпадают во всем диапазоне изменения а. При движении по мелко- и среднезернистому аглопоритовому песку значения Ť в диапазоне σ=7÷70% выше верхней границы разброса значений Ť на Луне, что объясняется специфическими особенностями взаимодействия частиц материала при сдвиге и его сравнительно низким сопротивлением движению.

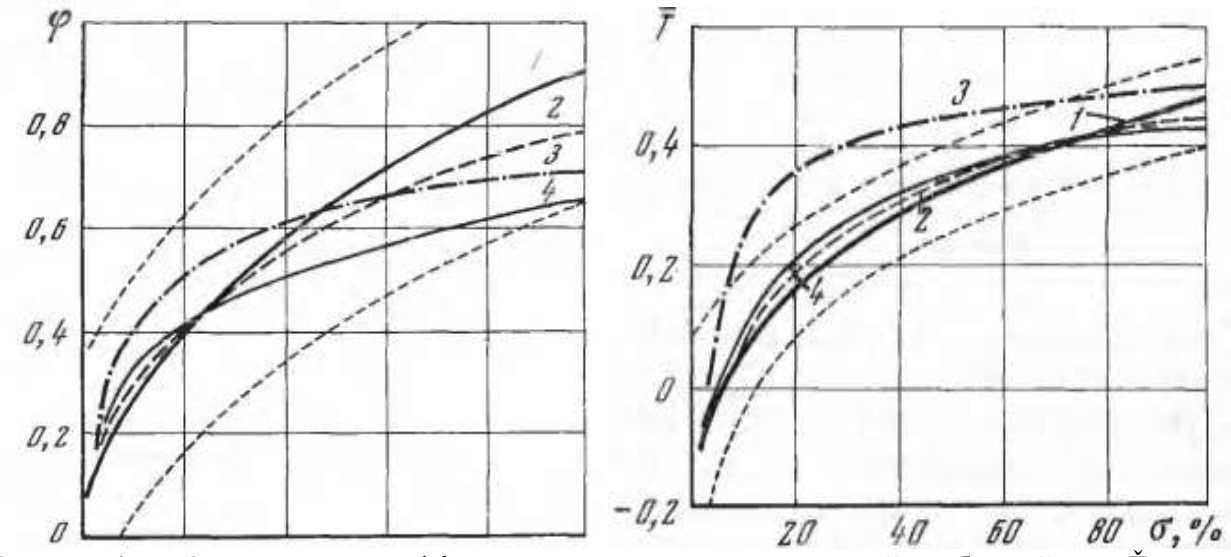

Рисунок 1.2 – Зависимости коэффициента сцепления φ и удельной свободной тяги Ť шасси «Лунохода-1» от коэффициента буксования σ

1 — лунный грунт, 2 — мелкозернистый кварцевый песок, 3 — мелко – и среднезернистый аглопоритовый песок, 4 — вулканический грунт в естественном залегании. Штриховыми линиями обозначены границы предельных значений параметров

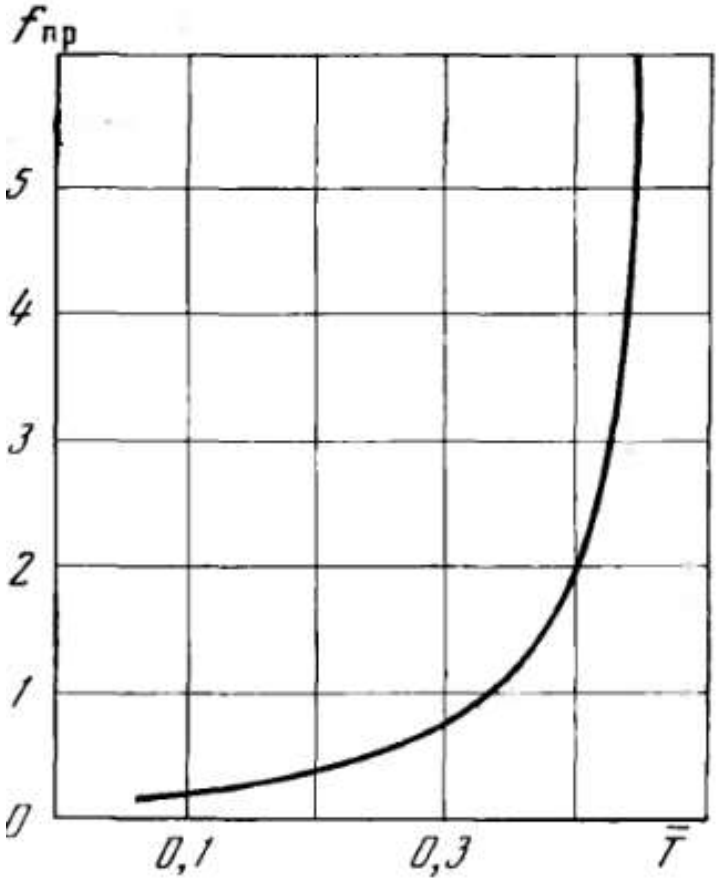

Рисунок 1.3 – Зависимость коэффициента удельных затрат энергии на деформацию лунного грунта (приведенного коэффициента сопротивления движению) $f_{пр}$ от удельной свободной тяги Ť.

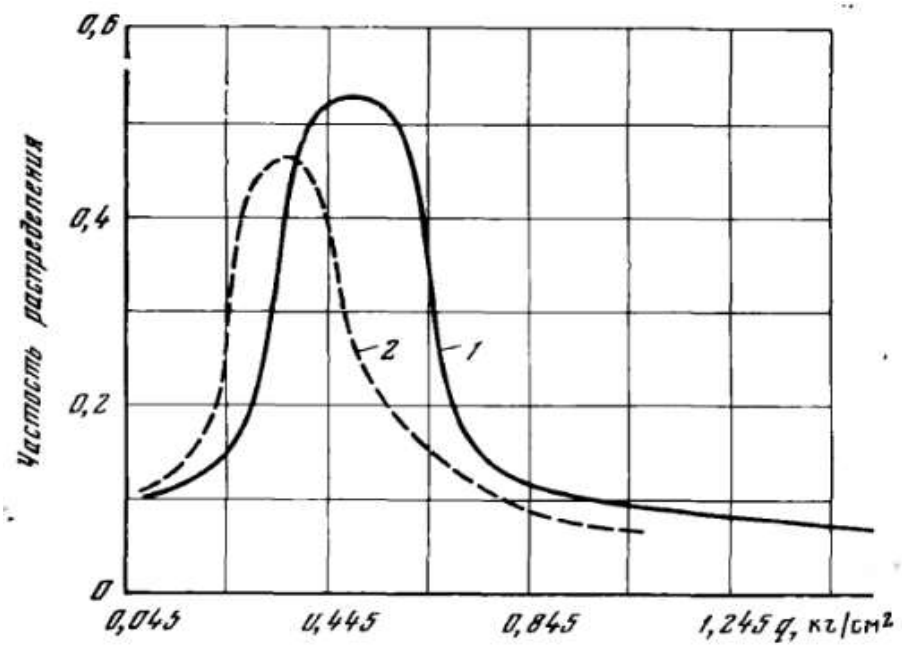

Рисунок 1.4 – Кривые дифференциального распределения значений несущей способности лунного грунта по трассе движения «Лунохода-1» за третий (1) и четвертый (2) лунные дни

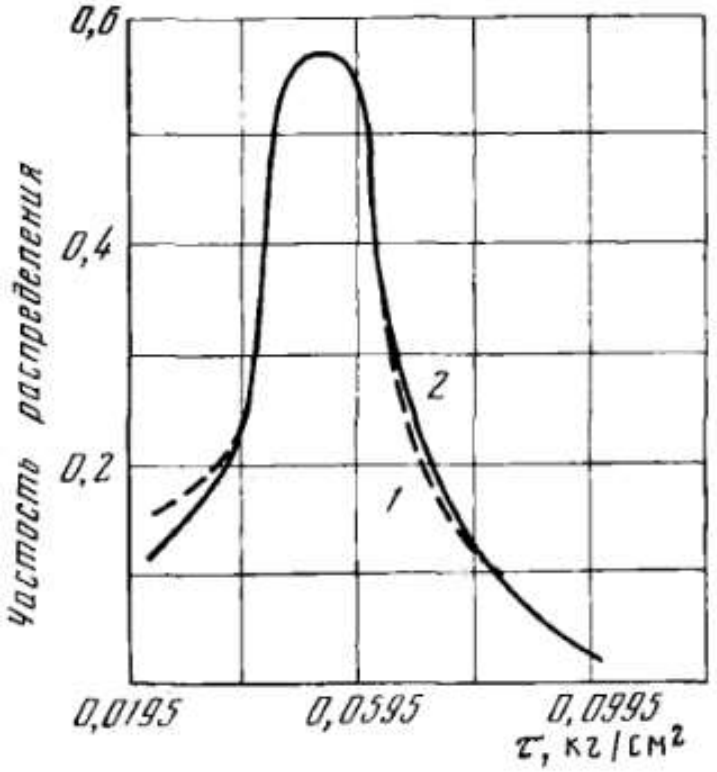

Рисунок 1.5 – Кривые дифференциального распределения значений сопротивления лунного грунта вращательному срезу за третий (1) и четвертый (2) лунные дни

Результаты исследований тягово-сцепных свойств шасси «Лунохода-1» на Луне показывают, что наиболее полная их имитация в земных условиях достигается при движении шасси по мелкозернистым, практически несвязным грунтам: кварцевому песку и грунтам вулканического происхождения.

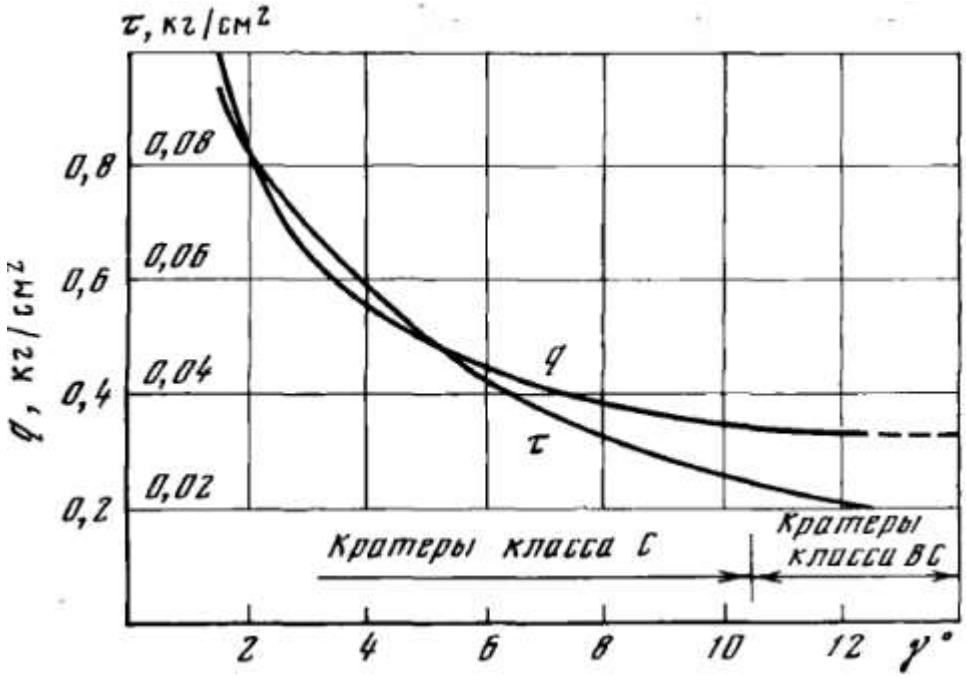

Рисунок 1.6 – Зависимости несущей способности q и сопротивления вращательному срезу τ лунного грунта от угла наклона участков поверхности γ.

Вместе с тем применение других материалов позволяет оценить тягово-сцепные свойства шасси с учетом разнообразия прочностных характеристик лунного грунта. Исследования механических свойств лунного грунта в течение четвертого и последующих лунных дней были продолжены, и их основной целью являлось получение достаточно большого статистического материала для установления взаимосвязи с морфологическими образованиями лунной поверхности. Всего за время работы «Лунохода-1» было выполнено 537 измерений прибором ПрОП по трассе длиной 10540 м. На рисунке 1.3 показаны кривые дифференциального распределения значений несущей способности, на рисунке 1.4 — сопротивления вращательному срезу τ лунного грунта за четвертый лунный день. На этих же рисунках для сравнения нанесены результаты измерений за третий лунный день.

Результаты измерений за третий и четвертый лунные дни достаточно близки друг к другу. Это можно объяснить тем, что характер местности, по которой двигался «Луноход-1» в четвертый лунный день, не отличался существенно от местности, по которой он двигался в предыдущие дни.

Результаты исследования механических, свойств лунного грунта по трассе движения «Лунохода-1» позволили установить взаимосвязь механических свойств лунного грунта с углом наклона лунной поверхности. На рисунке 1.5. – представлены зависимости несущей способности q и сопротивления вращательному срезу τ от угла наклона участков поверхности γ. Значения γ определялись по данным телеметрической информации о крене β и дифференте α лунохода:

$$\gamma = \sqrt{a^2 + b^2} \tag{1.5}$$

Из приведенных зависимостей следует, что по мере увеличения углов наклона лунной поверхности механические свойства верхнего слоя грунта заметно ухудшаются. Если рассматривать углы наклона лунной поверхности, используя морфологическую классификацию кратеров, то можно считать, что наибольшей прочностью лунный грунт должен обладать на пологих (в несколько градусов) склонах «старых» (класс С) кратеров. По мере увеличения крутизны склонов в более «молодых» кратерах (класс ВС и В) прочность лунного грунта должна заметно уменьшиться.

Выводы. 1. Эксперименты по исследованию тягово-сцепных свойств самоходного шасси «Лунохода-1» позволили объективно оценить эффективность взаимодействия с грунтом движителя шасси. С точки зрения реализации тягового усилия и затрат мощности на движение предельными режимами движения не более 40 – 50%, что соответствует удельной свободной тяге 0,3 – 0,35.

2. Полученная информация о взаимодействии шасси «Лунохода-1» с лунным грунтом позволяет уточнить требования к методам и способам наземной обработки проходимости лунных транспортных средств.

3. Механические свойства верхнего слоя лунного грунта имеют определенную зависимость от морфологических особенностей поверхности. По мере увеличения угла наклона поверхности прочность лунного грунта уменьшается.

2 Колебания Лунохода

2.1 Плавность хода

Критерии плавности хода планетоходов. Плавность хода как свойство транспортной машины, определяющее ее способность обеспечивать сохранность груза и экипажа при движении по неровной поверхности с максимально возможными скоростями, для планетоходов различного назначения выступает в разных соотношениях с другими свойствами шасси.

Так, для планетоходов с автономным или дистанционным управлением, движущихся с частыми остановками и затрачивающими много времени на анализ условий последующего движения, плавность хода является далеко не первостепенным свойством. Для планетоходов с непосредственным управлением на борту, напротив, плавность хода является одним из наиболее существенных факторов ограничения скорости движения по планете. При этом ограничения по плавности хода могут иметь различные физические проявления. Одним из факторов, ограничивающих скорость движения транспортного средства по неровной поверхности, является уровень скоростей, ускорений и скоростей нарастания ускорений (третьих производных) на месте водителя или другого члена экипажа. Другим ограничением скорости движения планетохода может выступать появление в процессе движения жестких ударов неподрессоренных масс в ограничители хода подвесок (пробой). Третье ограничение — появление отрывов колес от грунта, связанное с ухудшением безопасности движения по неровной поверхности. Все указанные факторы могут быть сформулированы в виде математических зависимостей тех или иных физических параметров (скоростей, ускорений, деформации и т. д.) от параметров условий и скоростей движения и могут выступать в качестве частных критериев оценки плавности хода планетоходов.

Для многоопорных планетоходов с несколькими управляемыми колесами наличие отрывов Колес от грунта не столь существенно, как для двухосных систем, и при оценке плавности хода может не учитываться. Первые же два фактора — уровень перегрузок и появление пробоев — определяют плавность хода транспортных средств с любой колесной схемой. Кроме того, конструктивная реализация требований по снижению уровня перегрузок и повышению скоростей бесперебойного движения зачастую приводит к противоречивым решениям. Так, например, снижение уровня перегрузок на корпусе требует снижения жесткости упругого элемента подвески. В то же время снижение модуля жесткости подвески при сохранении величины ее полного хода приводит к повышению вероятности п интенсивности пробоев подвески, что, в свою очередь, сопровождается снижением скорости движения планетохода по неровностям.

Наличие двух критериев, не связанных между собой хотя бы параметрический, обычно не позволяет строго решить задачу оптимизации той или иной системы. Оптимизация возможна лишь в том случае, если улучшении или ухудшение системы по одному из критериев однозначно и количественно

приведено в соответствие изменению ее качеств по другому критерию при использовании, для этих оценок более общего критерия, зависящего от двух рассмотренных — частных. Таким общим критерием при решении задач плавности хода, зависящим от качества системы подрессоривания, оцениваемого величиной перегрузок на корпус планетохода $\ddot{\sigma}_z k$ и вероятностью пробоя подвески $P(\Delta \geq h_g)$, является максимально допустимая по двум частным: критериям $\ddot{\sigma}_z$ и P скорость движения планетохода по неровной поверхности.

Математическая формулировка задачи оптимизации плавности хода по этому критерию выглядит так:

определить максимально возможную скорость движения планетохода v_{max} по поверхности с интенсивностью изменения микропрофиля J_δ, одновременно удовлетворяющую условиям

$$v_{max} = \ddot{v}_{z\,max}\left(\ddot{\sigma}_{z\,\text{доп}}, J_\delta\right) = v_{\delta\,max}\left[\mathrm{P}\left(\Delta < h_g\right), J_\delta\right] \qquad (2.1)$$

где $\ddot{v}_{z\,max}$ - максимально возможная скорость движения планетохода с величиной среднеквадратичных ускорений на корпусе, не превосходящих $\ddot{\sigma}_{z\,\text{доп}}$, $v_{\delta\,max}$ – максимально возможная скорость движения планетохода без пробоев подвески $\left(\Delta < h_g\right)$.

В выражении (2.1) в качестве физического параметра, ограниваюшего интенсивность колебаний корпуса, принята среднеквадратичная величина вертикальных ускорений в заданной точке корпуса планетохода $\ddot{\sigma}_{z\,\text{доп}}$.

Спецификой планетоходов, предназначенных для эксплуатации па планетах с более слабым, чем па Земле, гравитационным полем, является то, что упругие элементы их подвесок могут выполняться со значительно более низким модулем жесткости, чем для наземных транспортных средств при равных подрессоренных массах. Так, при заданных величинах статических ходов. подвесок Δ_{0i} и при равных подрессоренных массах M_Π величины жесткости упругих элементов планетохода $\mathrm{C}_{\text{пл}}$ и земного транспортного средства $\mathrm{C}_\text{з}$ связаны соотношением, вытекающим из равенств

$$C_{\text{пл}} = \frac{\mathrm{M}_\Pi g_\Pi}{\Delta_{0i}} \qquad (2.2)$$

$$\mathrm{C}_\text{з} = \frac{\mathrm{M}_\Pi g_\text{з}}{\Delta_{0i}} \qquad (2.3)$$

или

$$C_{\text{пл}} = \frac{g_\text{п} \mathrm{C}_\text{з}}{g_\text{з}} \qquad (2.4)$$

Полученное соотношение указывает на то, что частотная полоса пропускании планетохода в сравнении с подобным наземным транспортным средством меньше в $\sqrt{g_з/g_п}$ раз.

Для планетоходов с жесткими колесами дисперсия ускорений на месте водителя, располагающегося над передней осью шасси, определяется по формуле

$$\sigma_{\ddot{z}B}^2 = \left|Q_1\left(\frac{\bar{L}}{\mathcal{L}}\right)\right|^2 J_\delta v \frac{b_1^2+M_1c_1}{2M_1^2b_1}\frac{c_1}{M_1} \tag{2.5}$$

а в случае упругих колес

$$\sigma_{\ddot{z}B}^2 = \left|Q_1\left(\frac{\bar{L}}{\mathcal{L}}\right)\right|^2 J_\delta v \frac{b^2c_к+M_1c_п^2}{2M_1^2b_1} \tag{2.6}$$

Выражения (2.5) и (2.6) позволяют получить функциональные зависимости $v(\sigma_{\ddot{z}\,доп}, J_\delta)$ требуемые для аналитического представления критерия (2.1):

$$v_{zmax} = \frac{\sigma_{\ddot{z}\,доп}}{J_\delta|Q_1|^2}\frac{M_1}{c_1}\frac{2M_1}{c_1}\frac{2M_1b_1}{b_1^2+M_1c_1} \tag{2.7}$$

$$v_{zmax} = \frac{\sigma_{\ddot{z}\,доп}}{J_\delta|Q_1|^2}\frac{2M_1b_1}{b_1^2c_k+M_1c_п} \tag{2.8}$$

Величины дисперсий деформации первых подвесок для обоих рассматриваемых вариантов ходовых частей планетоходов вычисляют по формуле

$$\sigma_\Delta^2 = |Q_1|^2\frac{M_1}{2b_1}J_\delta v \tag{2.9}$$

при

$$M_1\alpha_\delta^2 \approx \lambda\alpha_\delta + c_1. \tag{2.10}$$

Отсюда максимально возможная скорость движения при допустимой дисперсии деформаций $\sigma_{\Delta\,доп}$ вычисляется по формуле

$$v_{\Delta max} = \frac{\sigma_{\Delta\,доп}^2}{J_\delta|Q_1|^2}\frac{2b_1}{M_1} \tag{2.11}$$

Выражения (2.8), (2.9) и (2.11) представляют собой частные статистические критерии плавности хода планетоходов, движущихся по

неровной поверхности интенсивностью изменения микропрофиля J_δ. Однако для использования их при практических расчетах необходимо определить $\sigma_{\ddot{z}\,\text{доп}}$ и $\sigma_{\Delta\,\text{доп}}$. Для определения величины $\sigma_{\ddot{z}\,\text{доп}}$ можно воспользоваться рекомендациями литературных источников, из которых следует, что в области рассматриваемых частот (0 – 5 Гц) целесообразно считать

$$\sigma_{\ddot{z}\,\text{доп}} = (0{,}3 \div 0{,}4)g_3 \approx \frac{1}{2\sqrt{2}}g_3. \qquad (2.12)$$

Эти рекомендации целесообразно распространить и на планетоходы, заменив g_3 на величину тяготения на соответствующей планете $g_\text{п}$. Величину (2.12) можно рассматривать и как удовлетворяющую критерию безотрывности колес планетохода от грунта, так как примерно троекратное $(2\sqrt{2})$ превышение величины $\sigma_{\ddot{z}}$ ускорений (именно этим характеризуются колебания машин в пределах динамического хода при линейном подрессоривании) практически нереально, т. е. ускорения, направленные вверх и превышающие тяготение, в таком случае не возникают.

Для оценки допустимой величины $\sigma_{\Delta\,\text{доп}}$, соотнесенной с величиной динамического хода подвески, можно рассмотреть резонансные колебания корпуса планетохода, при котором деформации подвесок достигают своей максимальной величины Y_{max}. Представим резонансное воздействие на первую подвеску планетохода как

$$A_\text{экв} sin\Omega t \qquad (2.13)$$

где $A_\text{экв} = \sqrt{2\sigma_\delta}|Q_1| = |Q_1|\sqrt{2\frac{J_\delta}{\bar{\omega}}}$, $\bar{\omega}$ – средняя по спектру микропрофиля частота воздействия при движении планетохода со скоростью v, равная $\frac{\bar{\omega}}{v}$, $\Omega=\sqrt{c_1/M_1}$ – частота, вызывающая резонансные колебания подрессоренной части.

В таком случае для первой подвески

$$Y_{1max} = A_\text{экв}\frac{M_1}{b_1}\sqrt{\frac{c_1}{M_1}} \qquad (2.14)$$

при жестких колесах и

$$Y_{1max} = A_\text{экв}\frac{M_1}{b_1}\sqrt{\frac{c_\text{п}}{M_1}\left(1+\frac{c_\text{п}}{c_\text{к}}\right)} \qquad (2.15)$$

при упругих колесах.

Как указывалось выше, область резонансных колебаний корпуса планетохода располагается в диапазоне частот $(\frac{1}{\sqrt{2}} \div \sqrt{2})\Omega$. Подставляя нижнее значение

$$\omega_{\text{н}} = \frac{1}{\sqrt{2}}\sqrt{\frac{c_1}{M_1}} \tag{2.16}$$

в выражение (2.9), резонансную частоту Ω в (2.13), а затем в (2.14), и полагая $b = \sqrt{cM_1}$ можно получить

$$Y_{1max} = |Q_1|\sqrt{2J_\delta v\sqrt{\frac{M_1}{c_1}}} \tag{2.17}$$

$$\sigma_{\Delta 1} = |Q_1|\sqrt{J_\delta v\sqrt{\frac{M_1}{2c_1}}} \tag{2.18}$$

Отсюда

$$\sigma_{\Delta 1} = \frac{Y_{1max}}{2\sqrt{2}} = \frac{h_g}{2\sqrt{2}} \tag{2.19}$$

где h_g – величина динамического хода подвески.

Полученный результат (2.19) хорошо согласуется с приведенными ранее рассуждениями относительно вероятности безотрывного движения и может быть по аналогии назван статистическим условием бесперебойного движения.

Подставляя результаты (2.12) и (2.19) в выражение частных критериев плавности хода (2.7), (2.8) (2.10), можно получить

$$v_{z\,\ddot{max}} = \frac{g_{\text{п}}^2}{4J_\delta|Q_1|^2}\frac{M_1}{c_1}\frac{M_1 b_1}{b_1^2+M_1 c_1} \tag{2.20}$$

$$v_{z\,\ddot{max}} = \frac{g_{\text{п}}^2}{4J_\delta|Q_1|^2}\frac{M_1 b_1}{b^2 c_{\text{к}}+M_1 c_{\text{п}}^2} \tag{2.21}$$

$$v_{\Delta\,max} = \frac{h_g^2}{4J_\delta|Q_1|^2}\frac{b_1}{M_1} \tag{2.22}$$

Сопоставление между собой выражений (2.20) и (2.22), а также (2.21) и (2.22) позволяет получить условия однозначности критериев по уровню ускорений (2.20), (2.21) и по скорости бесперебойного движения по планетам гравитацией $g_{\text{п}}$ (2.22).

Так для планетоходов с жесткими колесами

$$h_g = g_п\sqrt{\frac{M_1^3}{c_1(b_1^2+M_1c_1)}} \quad (2.23)$$

а в случае упругих колес

$$h_g = g_п\sqrt{\frac{M_1^3}{b^2c_k+M_1c_п^2}} \quad (2.24)$$

Пример. Пусть на стадий проектирования Лунохода ($g_п = 1{,}6$ м/с^2) величина массы подрессоренной части, приведенной к первому колесу, оказалось $M_1 = 200$кг, величина жесткости упругого элемента подвески $c_1 = 4000$ Н/м, коэффициент демпфирования $b_1 = 800$ Н·с/м. В таком случае динамический ход $h_g = 7$ см.

Учитывая, что величина статистического хода

$$\Delta_{0i} = \frac{M_1 g_п}{c_1} = 8 \text{ см},$$

величина полного хода подвески рассматриваемого планетохода равна примерно 15 см.

2.2. Определение деформаций системы подрессоривания при преодолении препятствий

При колебании корпуса планетохода, движущегося по пересеченной местности, днище может задеть отдельные препятствия, что в конце концов выводит из строя жизненно важные элементы, необходимые для движения. Для предотвращения подобных ситуаций па стадии проектирования Должны быть проведены исследования, определяющие возможность преодоления различного рода препятствий без задевания их днищем.

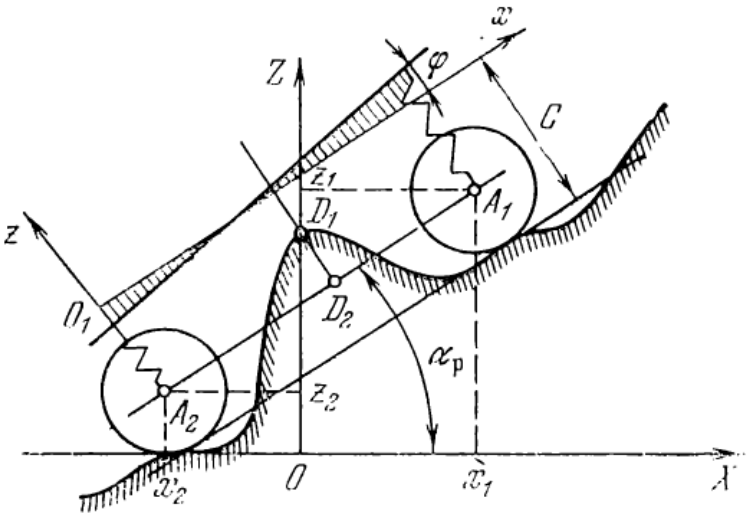

Рисунок 2.1 Расчетная схема для динамического дорожного просвета при движении планетохода по пересеченной местности (квазистатический случай)

В настоящее время подобные исследования проводятся без учета динамики транспортной машины и основываются на построении радиусов профильной проходимости. Однако критерии для расчета радиусом профильной проходимости, предложенные в ряде работ, не учитывают геометрических характеристик неровностей рельефа. Поэтому при определении траекторий наиболее низких точек, расположенных па днище, приходится прибегать к графическим построениям. Расчетные критерии, полученные, например, в работе (2.1), также имеют ограничения в том смысле, что не учитывают высоты препятствий и имеют достаточно сложный вид.

Рассмотрим движение двухосного планетохода по неровностям (рис. 4.11) и предположим, что радиусы колес равны, а грунт не деформируется.

Свяжем неподвижную систему координат с рельефом. Центр координат этой системы *O* поместим в точке пересечения горизонтали, проходящей через нижнее основание, и вертикали, проходящей через «максимальный»

Выступ D_1 неровности. «Максимальный» выступ понимается как величина расстояния от точки D_1 до прямой A_1A_2, где A_1 и A_2 – точки пересечения передней и задней колесных осей с продольной плоскостью инерции.

Пусть координаты точек A_1 и A_2 равны соответственно (x_1, z_1) и (x_2, z_2). Тогда уравнение прямой проходящей через точки A_1 и A_2, примет вид

$$Z_a = kX + b_0 \tag{2.25}$$

Где

$$k = \frac{-z_2 + z_1}{-x_2 + x_1}, b_0 = \frac{-z_1x_2 + z_2x_1}{-x_2 + x_1}, \qquad k = tga_p,$$

a_p–угол наклона прямой A_1A_2 относительно оси *X.*

Необходимым условием «максимальности» выступа D_1 является различие знаков величины δ_x слева и справа от точки D_1.

Здесь $\delta_x = \frac{d\delta}{dX}$, δ – текущая высота неровности рельефа поверхности.

Условие проходимости планетохода через препятствие может быть записано в виде

$$h_н \leq C(x) \tag{2.26}$$

где $h_н = D_1D_2$ — максимальная высота выступающего препятствия над прямой A_1A_2*), *C(x) =C+f(x)-*r_k – динамический просвет между днищем и прямой, проходящей через точки A_1 и A_2, *f(x)*— просадка корпуса относительно статического положения в некоторой точке *x*, обусловленная динамикой планетохода, С — статический дорожный просвет.

Под статическим дорожным просветом понимается расстояние, отсчитываемое в статическом положении от горизонтальной поверхности до некоторой точки *x*, расположенной на днище.

Исследование проходимости с учетом динамики планетохода в самом общем случае может быть проведено на основе решения системы дифференциальных уравнений, описывающих процесс взаимодействия планетохода с препятствиями. Если рассматривается только квазистатический случай преодоления неровностей, то исследование проходимости значительно упрощается, а условие проходимости может быть выражено в явном виде черед конструктивные параметры планетохода и параметры рельефа.

Рассмотрим вначале квазистатическое преодоление планетоходом неровностей и выразим условие проходимости через конструктивные параметры планетохода и параметры рельефа для некоторых частных случаев.

Обозначим координаты точки D_1 через (O, H_H,). Тогда уравнение прямой, перпендикулярной A_1A_2 и проходящей через точку D_1, будет иметь вид

$$Z_{P1} = -\frac{1}{k}X + H_H \tag{2.27}$$

Из совместного решения уравнений (2.25) и (2.27) найдем координаты точки $D_2(x^*.z^*)$:

$$\left(\frac{H_H - b_0}{k^2+1}k, \frac{b_0 + k^2 H_H}{k^2}\right),$$

В дальнейшем в обозначений $\mathrm{h_H}$ вместо «н» будет подставляться первая буква названия препятствия, через которое последует проходимость.

В результате чего расстояние $h_H = D_1D_2$ определится из соотношения

$$h_H = \frac{H_H - b_0}{\sqrt{k^2+1}} \tag{2.28}$$

Равенство (2.28) определяет максимальное возвышение неровности относительно прямой, проходящей через точки A_1A_2.

Так как статический дорожный просвет *C* является величиной постоянной, то чтобы оценить проходимость планетохода через заданное препятствие, надо выразить в динамическом просвете *C(x)* слагаемое *f(x)* через параметры планетохода и рельефа.

Слагаемое *f(x)* может быть представлено в виде

$$f(x) = f(x)_k - f(x)_0 \tag{2.29}$$

где $f(x)_k$— просадка корпуса в точке *x* при *k≠0,*
$f(x)_0$ — при *k = 0.*

Заштрихованная зона рис. 2.1 обозначает просадку корпуса планетохода относительно статического положения. Отсюда видно, что динамический просвет планетохода в процессе движения ‘через препятствия является переменным, и ото надо учитывать при проведении соответствующих исследований.

Свяжем подвижную систему координат с точкой крепления задней рессоры к корпусу. Начало отсчета совместим со статическим положением при $k = 0$. Тогда, если днище планетохода плоское и упругие элементы рессор и колес имеют линейную характеристику, то величина просадки *f(x)* приближенно может быть выражена соотношением

$$f(x) = \left[\frac{(F_{п2})_к - (F_{п2})_0}{\mathcal{L}_{c_2}} + \frac{(F_{п1})_0 - (F_{п1})_к}{\mathcal{L}_{c_1}}\right]x - \frac{(F_{п2})_к - (F_{п2})_0}{c_2},$$

Где $(F_{пi})_к$, $(F_{пi})_0$ – усилия в i – й подвеске при *к≠0 и к=0* соответственно.

Таким образом, чтобы оценить проходимость планетохода через заданное препятствие с учетом динамики его взаимодействия с неровностями рельефа, необходимо, во-первых, на днище найти такую точку x=x_m, для которой выполняется условие

$$C(x_m) = \min_{x\in[0,\mathcal{L}]} C\,(x),$$

во-вторых, определить усилия, действующего на i-ю подвеску при *к≠0* и *к=0*, в-третьих, для минимального значения динамического просвета $C(x_m)$ проверить условие (2.26).

Усилия, воздействующие па подвески, при *к≠0* и место расположения точки на днище, в которой динамический просвет достигает минимального значения, зависят от формы преодолеваемого препятствия. Поэтому расчетные зависимости для этих величин будут приведены отдельно при рассмотрении проходимости через конкретные препятствия.

Усилия, действующие па подвеску, в статическом положении при *к=0*, определяются из следующих очевидных соотношений:

$$(F_{п2})_0 = \frac{l_1 G}{\mathcal{L}}, (F_{п1})_0 = \frac{(\mathcal{L} - l_1)G}{\mathcal{L}}$$

Рассмотрим некоторые частные случаи, которые могут встретиться при движении планетохода по пересеченной местности.

Выступ скальной породы высотой $H_H = H.$, ширина которого меньше колесной базы, например, камень (рис. 2.2).

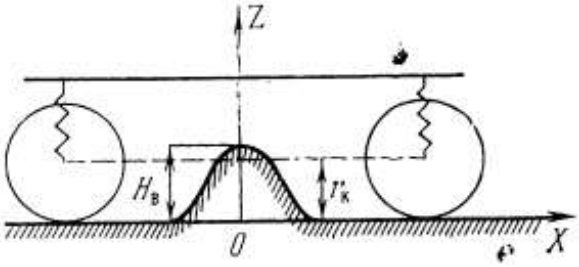

Рисунок 2.2. – Преодоление выступа скальной породы типа валуна или камня.

Из рис. 2.2 видно что для данного случая $z_1 = z_2 = r_k$. Поэтому *k=f(x)=0*, $b_0 = r_k$. Следовательно, из (2.2.2) найдем, что планетоход преодолеет выступ без посадки на него днищем, если

$$h_в < C(x) = C - r_k.$$

Рассмотренный случай является достаточно тривиальным и не требует дополнительного расчета. Однако приведенный пример показывает, что данный частный случай вытекает из общего критерия проходимости (2.26), что и подтверждает достоверность последнего.

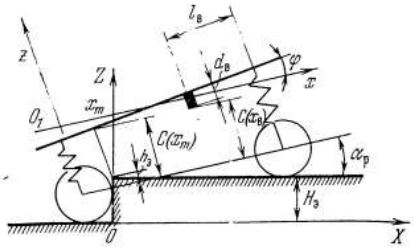

Рисунок 2.3 – Преодоление ступенчатого препятствия.

Въезд (съезд) на ступенчатое препятствие высотой $Н_п = Н_э \leq r_k$. В этом случае согласно рисунку 2.3

$$z_2 = r_k, \qquad z_1 = H_э + r_k, \qquad x_2 = x_1 - x_H,$$

$$x_H = \mathcal{L} cos\, a_p, \qquad cos\, a_p \sqrt{1 - \frac{H_э^2}{\mathcal{L}^2}}.$$

Тогда

$$k = \frac{-z_2 + z_1}{-x_2 + x_1} = \frac{H_э}{\sqrt{\mathcal{L}^2 - H_э^2}},$$

$$b_0 = \frac{-z_1 x_2 + z_2 x_1}{-x_2 + x_1} = H_э + r_k - \frac{H_э x_1}{\sqrt{\mathcal{L}^2 - H_э^2}}.$$

Здесь с самого начала ясно, что условию «максимальности» удовлетворяет точка (О, $Н_э$), поскольку во всех остальных точках рельефа $\frac{d\delta}{dX} = 0$. Из (2.28) найдем

$$h_э = x_1 \frac{H_э}{\mathcal{L}} - r_k \frac{\sqrt{\mathcal{L}^2 - H_э^2}}{\mathcal{L}} \qquad (2.30)$$

где

$$x_1 \in \left[0, \qquad \sqrt{\mathcal{L}^2 - \text{Н}_э^2} - \sqrt{2r_k \text{Н}_Э - \text{Н}_э^2}\right].$$

Из (2.30) видно что величина возвышения препятствия над плоскостью, проходящей через точки контакта колес с опорной поверхностью, является линейной функцией от x_1. Поэтому параметр $h_э$ достигает максимального значения при

$$x_1 = \sqrt{\mathcal{L}^2 - \text{Н}_э^2} - \sqrt{2r_k \text{Н}_Э - \text{Н}_э^2} \qquad (2.31)$$

Следовательно, если днище планетохода плоское, то при выполнении условия

$$\frac{\text{Н}_Э}{\mathcal{L}}\left(\sqrt{\mathcal{L}^2 - \text{Н}_э^2} - \sqrt{2r_k \text{Н}_Э - \text{Н}_э^2}\right) - \frac{r_k}{\mathcal{L}}\sqrt{\mathcal{L}^2 - \text{Н}_э^2} < \text{C}(x), x \in [0, \mathcal{L}], \qquad (2.32)$$

данное препятствие преодолевается без посадки на днище

Приближенные значения усилий $(F_{\text{п}i})_k$ (i=1, 2) и место расположения точки на днище x=x_m, в которой динамический просвет *C(x)* достигает минимального значения, могут быть получены из соотношений

$$(F_{\text{п}2})_k = G\frac{l_1 \cos(a + a_p) + (H - r_k)\sin(a + a_p) + \frac{H_э}{2} sina + r_k sina}{\mathcal{L} cosa_p},$$

$$(F_{\text{п}1})_k = G\frac{(\mathcal{L} - l_1)\cos(a + a_p) + (H - r_k)\sin(a + a_p) + \frac{H_э}{2} sina - r_k sina}{\mathcal{L} cosa_p},$$

$$x_m = \sqrt{2r_k \text{Н}_Э - \text{Н}_э^2}\cos(\varphi + a_p) - (r_k - H_Э) tg(\varphi + a_p).$$

Если исследуется проходимость через эскарп высотой $H_э > r_k$, то в соответствующие уравнения следует подставлять вместо выражения $\sqrt{2r_k \text{Н}_Э - \text{Н}_э^2}$. значение равное радиусу колеса r_k.

Предположим теперь, что на днище планетохода имеется выступ, расположенный на расстоянии *l*, от передней оси. Тогда дополнительно необходимо проверить на проходимость точку, в которой расположен этот выступ. Проверка проходимости в этом случае аналогична предыдущему, т.е. должно выполнятся условие

$$x_1 \frac{H_Э}{\mathcal{L}} - r_k \frac{\sqrt{\mathcal{L}^2 - H_Э^2}}{\mathcal{L}} < C - r_k - d_в + f(x_в) = C(x_в).$$

Здесь x_1 – расстояние, пройденное передним колесом к тому моменту времени, когда динамический просвет достигает минимального значения, $d_в$ – высота выступа.

Из рисунка (2.3) найдем

$$x_1 = \cos(\varphi + a_p) \frac{l_B - r_k \sin(a_p + \varphi)}{1 - \frac{H_Э}{\mathcal{L}} \sin(a_p + \varphi)}, \qquad x_B \approx l_B.$$

Если значение угла φ по сравнению с a_p можно пренебречь, то условие проходимости при наличии а днище выступа запишется в виде

$$\frac{H_Э(l_B \mathcal{L} - r_k H_Э)}{\mathcal{L}\sqrt{\mathcal{L}^2 - H_Э^2}} - r_k \frac{\sqrt{\mathcal{L}^2 - H_Э^2}}{\mathcal{L}} < C(x_B).$$

2.3. Самоходное шасси Лунохода при преодолении препятствий треугольного сечения

Преодоление выступа скальной породы треугольного сечения. Прежде чем приступить к исследованию проходимости через данное препятствие, проведем обкатку неровности колесом заданного радиуса r_k, т.е. построим траекторию движения центра колеса.

При исследовании проходимости предположим, что передние и задние колеса находятся по разные стороны от вершины выступа треугольного сечения.

Вертикальную ось неподвижной системы координат проведем через точку пересечения прямых, лежащих в продольной плоскости инерции планетохода и проходящих на расстоянии г. от каждого склона. Необходимые обозначения и построения приведены на рисунке 2.3.1 Найдем

$$z_1 = a - x_1 tg\beta_1, \qquad z_1 = a + x_2 tg\beta_2,$$

где

$$a = H_0 + r_k \frac{sin\beta_1 + sin\beta_2}{sin(\beta_1 + \beta_2)}.$$

Отсюда получим

$$k = \frac{-x_2 tg\beta_2 - x_1 tg\beta_1}{x_1 - x_2}, \qquad b_0 = \frac{a(x_1 - x_2) + x_1 x_2 (tg\beta_1 + tg\beta_2)}{x_1 - x_2}.$$

Расстояние от прямой, проходящей через центры колес, до вершины валуна может быть определено из соотношения

$$h_B = \frac{H_0 - b_0 - kx_{см}}{\sqrt{k^2+1}} \qquad (2.33)$$

Методика получения соотношения (2.3.1) аналогична методике получения соотношения (2.2.4). Вначале через

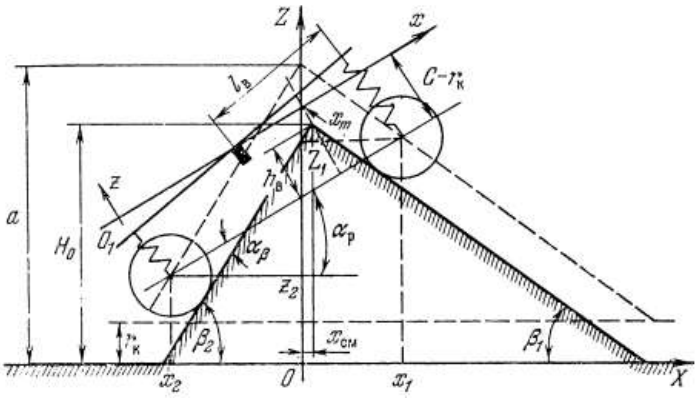

Рисунок 2.4 – Преодоление выступа скальной породы треугольной формы реальный профиль препятствия, профиль препятствия с учетом обкатки его колесом заданного радиуса.

Центры колес проводится прямая, вид которой определяется уравнением (2.25). Затем через вершину валуна опускается перпендикуляр на эту прямую. Решая эти уравнения совместно, найдем координаты точки пересечения этих прямых. Используя координаты точки пересечения и вершины валуна после соответствующих преобразовании получим уравнение (2.3.1).

В уравнении (2.3.1) $x_{см}$ – смещение вершины валуна вдоль оси абсцисс

$$x_{см} = r_k \frac{cos\beta_1 - cos\beta_2}{sin(\beta_1 + \beta_2)}$$

Подставляя в (2.33) необходимые значения переменных, после соответствующих преобразований найдем, что

$$h_B = \frac{(H_0 - a)(x_1 - x_2) + x_{см}(x_1 tg\beta_1 + x_2 tg\beta_2)}{\mathcal{L}} - \frac{x_1 x_2 (tg\beta_1 + tg\beta_2)}{\mathcal{L}} \qquad (2.34)$$

Введем новую переменную α_β, представляющею собой угол между первыми, одна из которых проходит через центры колес, а другая – через вершину препятствия под углом β_1 по отношению к оси абсцисс.

Тогда значения x_1 и x_2 могут быть представлены в виде

$$x_1 = \frac{\mathcal{L} sin\alpha_\beta cos\beta_1}{\sin(\beta_1+\beta_2)} \quad (2.35)$$

$$x_2 = \frac{\mathcal{L}\sin(\beta_1+\beta_2-\alpha_\beta)cos\beta_2}{\sin(\beta_1+\beta_2)} \quad (2.36)$$

Подставляя (2.35) и (2.36) в (2.34), получим

$$h_B = \frac{\mathcal{L}[\cos(\beta_1+\beta_2-2\alpha_\beta)-\cos(\beta_1+\beta_2)]}{2\sin(\beta_1+\beta_2)} - \frac{2r_k\cos\left(\frac{\beta_1+\beta_2}{2}-\alpha_\beta\right)\sin\left(\frac{\beta_1+\beta_2}{2}\right)}{sin(\beta_1+\beta_2)} \quad (2.37)$$

При рассмотрении проходимости через данное препятствие могут встретиться два случая.

Днище планетохода плоское. В этом случае максимальное возвышения препятствия над плоскостью колес достигается в тот момент времени, когда переднее колесо переместиться на расстояние

$$x_1 = \frac{\mathcal{L} sin a_\beta^* cos\beta_1}{\sin(\beta_1+\beta_2)} \quad (2.38)$$

Значение $\alpha_\beta = a_\beta^*$ доставляющее максимум выражению (2.37), определиться из условия

$$\frac{dh_\beta}{da_\beta} = 2sin\left(\frac{\beta_1+\beta_2}{2}-\alpha_\beta\right)\frac{\cos\left(\frac{\beta_1+\beta_2}{2}-\alpha_\beta\right)-r_k\sin\left(\frac{\beta_1+\beta_2}{2}\right)}{sin(\beta_1+\beta_2)} = 0$$

Учитывая первое предположение, можно показать, что h_B достигает максимального значения при

$$a_\beta^* = \frac{\beta_1+\beta_2}{2}. \quad (2.39)$$

Действительно, предположим, что h_β достигает при $\alpha_\beta = a_\beta^*$ максимального значения, определяемого из уравнения

$$\mathcal{L}\cos\left(\frac{\beta_1-\beta_2}{2}-a_\beta^*\right)-r_k sin\frac{\beta_1+\beta_2}{2} = 0 \quad (2.40)$$

так как

$$\frac{d^2h_\beta}{da_\beta^2} = \frac{2r_k\cos\left(\frac{\beta_1+\beta_2}{2}-\alpha_\beta\right)\sin\left(\frac{\beta_1+\beta_2}{2}\right)-2\mathcal{L}\cos(\beta_1+\beta_2-2a_\beta)}{sin(\beta_1+\beta_2)}$$

Тогда в силу (2.39) из последнего уравнения получим

$$\frac{d^2 h_\beta}{d a_\beta^2} = \frac{2\mathcal{L}\sin^2\left(\frac{\beta_1+\beta_2}{2} - \alpha_\beta\right)}{sin(\beta_1+\beta_2)} > 0$$

т. е: $h_\beta\left(a_\beta^* \neq \beta_1+\beta_2\right)$ для такого a_β^* принимает минимальное значение. Подставляя (2.3.7) и (2.3.5), получим условие проходимости в виде,

$$h_\beta < C(x_m)$$

где

$$h_\beta = \frac{\mathcal{L}}{2} tg\left(\frac{\beta_1+\beta_2}{2}\right) - \frac{r_k}{cos\frac{\beta_1+\beta_2}{2}} \qquad (2.41)$$

При этом максимальное значение h_β достигается при

$$x_1 = \frac{\mathcal{L}}{2} cos\beta_1 / \, cos\frac{\beta_1+\beta_2}{2}$$

Приближенное значение координаты $x = x_m$ и усилий в подвесках $(F_{\text{п}i})_k$ для расчета динамического просвета могут быть определены из соотношений

$$x_m \approx \mathcal{L} - \left[\frac{(x_1 - x_{\text{см}})}{cos a_p} - h_b tg a_p\right],$$

$$(F_{\text{п}1})_k \approx \frac{Gl_2\cos\left(a+a_p\right) + GHsin\left(a+a_{p)}\right)}{\mathcal{L}},$$

$$(F_{\text{п}2})_k \approx \frac{Gl_1\cos\left(a+a_p\right) + GHsin\left(a+a_{p)}\right)}{\mathcal{L}}.$$

На днище имеется местный выступ, расположенный на расстоянии l_B от передней оси. Предположим дополнительно, что

$$r_k < l_B \text{ и } \mathrm{C} - r_k = C(x) = const.$$

Проведем через местный выступ прямую, перпендикулярную отрезку, соединяющему центры колес, и рассмотрим две функции

$$f_1(a_\beta) = \left(\mathcal{L} - l_B - \frac{r_k}{sina_\beta}\right) tga_\beta - C + r_k + d_B, \qquad (2.42)$$

$$f_2(a_\beta) = [l_B - r_k/\sin(\sin(\beta_1 + \beta_2 - a_\beta]\, tg(\beta_1 + \beta_2 - a_\beta) - C \qquad (2.43)$$

где $f_1(a_\beta)$ — разность между расстояниями, отсчитываемыми по перпендикуляру от прямой, соединяющей центры колес, соответственно до левого склона и до нижнего основания местного выступа, $f_2(a_\beta)$ —то же, что и $f_1(a_\beta)$, только — до правого склона (на рис. 2.4 склонам соответствуют прямые с углами наклона β_1 и β_2).

При рассмотрении системы (2.42) и (2.43) видно, что возможны следующие ситуации:

$$f_1(a_\beta) > 0, \qquad f_2(a_\beta) < 0, \qquad f_1(a_\beta) < 0, \qquad f_2(a_\beta) > 0;$$

$$(2.44)$$

$$f_1(a_\beta) < 0, \qquad f_2(a_\beta) < 0, \qquad f_1(a_\beta) > 0, \qquad f_2(a_\beta) > 0.$$

Любая из первых трех ситуаций означает, что нет зацепления выступа за склон, а четвертая — что препятствие непреодолимо.

Рассмотрим поведение функций (2.42) и (2.43) найдем условия проходимости в этом случае.

Анализ уравнении (2.42) и (2.43) выполненный с участием Б. Е. Бумагина, показывает, что при

$$0 \le a_\beta \le \arcsin\left(\frac{r_k}{\mathcal{L} - l_B}\right), \qquad f_1(a_\beta) \le -c + r_k + d_B,$$

а при увеличении a_β от $\arcsin\left(\frac{r_k}{\mathcal{L} - l_B}\right)$ до $\beta_1 + \beta_2$, $f_1(a_\beta)$ монотонно возрастает, так как

$$\frac{df_1(a_\beta)}{d(a_\beta)} = \frac{\mathcal{L} - l_B - r_k sina_\beta}{cos^2 a_\beta} > 0.$$

С другой стороны при

$$0 \le a_\beta \le [\beta_1 + \beta_2 - \arcsin(r_k/l_B)]$$

$f_1(a_\beta)$, монотонно убывает, так как

$$\frac{df_1(a_\beta)}{d(a_\beta)} = \frac{r_k \sin(\beta_1 + \beta_2 - a_\beta) - l_B}{cos^2(\beta_1 + \beta_2 - a_\beta)} < 0,$$

а при $\beta_1 + \beta_2 - \arcsin(r_k/l_B) < a_\beta < \beta_1 + \beta_2$, $f_2(a_\beta) \leq 0$ (Рисунок 2.5)

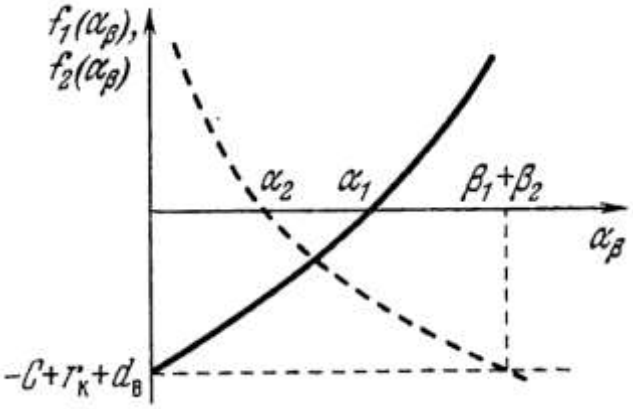

Рисунок 2.5 – Возможный вариант поведения функции $f_1(a_\beta)$ и функции $f_2(a_\beta)$: $f_1(a_\beta)$, сплошная линия, $f_2(a_\beta)$ обрывистая линия.

2.4 Преодоление насыпи

Данный вид препятствия показан на рис. 4.16. Из него видно, что препятствия типа «насыпь» является частным случаем препятствия типа «валун треугольной формы». Поэтому, чтобы оценить проходимость планетохода с плоским днищем через данное препятствие, достаточно в выражении (2.41) принять $\beta_1 = 0$.

Максимальное — возвышение препятствия h_H над уровнем плоскости, проходящей через центры колос, имеет место в точке $x_1 = \frac{\mathcal{L}}{2} cos\beta_2/2$, а величина возвышения определяется из соотношения

$$h_H = \frac{\mathcal{L}}{2} tg\frac{\beta_2}{2} - \frac{r_k}{\frac{cos\beta_2}{2}} \tag{2.45}$$

Пусть

$$a_1 = arctg\frac{C - r_k - d_B}{\mathcal{L} - l_B} - arcsin\frac{r_k}{\sqrt{(\mathcal{L} - l_B)^2 + (C - r_k - d_B)^2}},$$

$$a_2 = \beta_2 - arctg\frac{C - r_k - d_B}{l_B} - arcsin\frac{r_k}{\sqrt{{l_B}^2 + (C - r_k - d_B)^2}}.$$

Если на днище имеется местный выступ, то при $a_2 > a_1$ препятствие непроходимо, а при $a_2 < a_1$— проходимо.

На рис. 2.5 показано сравнение результатов расчета проходимости черед препятствие типа «насыпь» по уравнению $h_B = \frac{\mathcal{L}}{2} tg \frac{\beta_2}{2} + r_k \left(1 - \frac{1}{\frac{cos\beta_2}{2}}\right)$ и критерию, то есть:

$$h_B = 0{,}5\left(A + \sqrt{A^2 + \mathcal{L}^2}\right), \tag{2.46}$$

где

$$A = \frac{4\mathcal{L}^2 r_k (cos\beta_2 - cos^2\beta_2)}{4\mathcal{L}^2 sin^2\beta_2 - 4r_k^2(1-cos\beta_2)^2} + \\ + \left\{ \begin{array}{c} \left[\frac{4\mathcal{L}^2 r_k (cos\beta_2 - cos^2\beta_2)}{4\mathcal{L}^2 sin^2\beta_2 - 4r_k^2(1-cos\beta_2)^2}\right]^2 + \\ + \frac{4\mathcal{L}^4}{4\mathcal{L}^2 sin^2\beta_2 - 4r_k^2(1-cos\beta_2)^2} \end{array} \right\}^{\frac{1}{2}} \tag{2.47}$$

Параметры для расчета приняты следующие: $\mathcal{L} = 3{,}02$ м; $r_k = 0{,}61$ м.

Из рис. 2.4 видно, что результаты расчета по уравнениям (2.45) и (2.46) совпадают. Однако полученные здесь соотношения более удобны для использования в инженерной практике.

Проходимость планетохода с учетом динамики ого взаимодействия с грунтом. На основе приведенных выше соотношений может быть проведено исследование проходимости только для двухосных планетоходов и только при движении через вполне определенные типы неровностей. Кроме того, рассмотренная методика исследования проходимости при движении планетохода по неровностям поверхности справедлива только при квазистатическом отгибании неровностей.

В тех случаях, когда препятствия преодолеваются на достаточно больших скоростях, проходимость планетохода будет в существенной мере определяться динамическим просветом, под которым в дальнейшем следует понимать

$$C_d = \min_{x \in [0,\mathcal{L}]} C(x) = minBS, \tag{2.48}$$

где точки B и S принадлежат поверхностям соответственно днища и грунта.

Вопрос о проходимости в динамике может быть решен аналогично тому, как это делалось для квазистатического случая. Однако, учитывая тот факт, что в общем случае колеса могут отрываться от грунта, а деформации подвесок заметно отличаются от статических, определить величину C. становится удобнее в зависимости не от положения той или иной колесной оси, как это

делалось в квазистатическом случае, а непосредственно от положения корпуса планетохода.

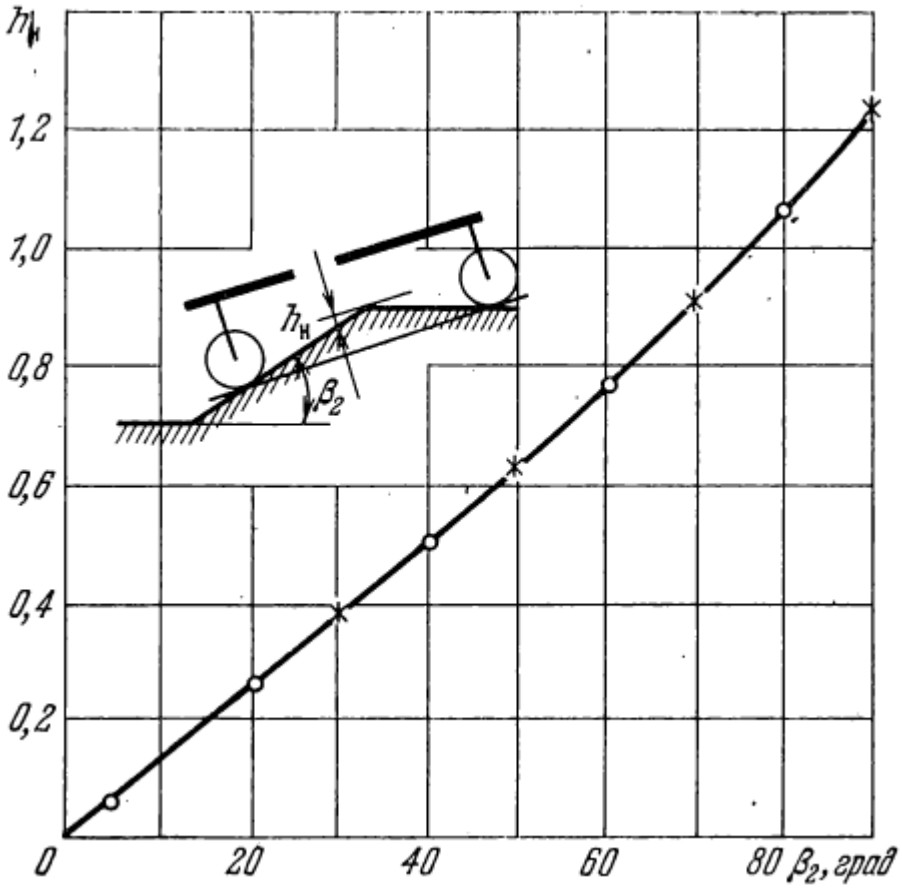

Рисунок 2.7 – Изменение высоты выступающей части препятствия $h_п$(см) в зависимости от угла наклона поверхности β_2: –∘–∘–∘ расчет по уравнению (2.46), ⁕–⁕–⁕ расчет по уравнению (2.45), в котором значение h_H увеличено на величину $r_к$=0,61 м.

Для любой точки, расположенной на днище планетохода, это может быть сделано следующим образом.

Уравнение продольной оси, проходящей через центр тяжести планетохода, относительно неподвижной системы координат, связанной с рельефом, имеет вид (рисунок 2.44)

$$Z = Xtg\varphi + (z_0 - x_0 tg\varphi). \qquad (2.49)$$

Тогда уравнение перпендикуляра к прямой (2.48) в j-й точке запишется в виде

$$Z_\perp = \frac{x_j - X}{tg\varphi} + z_j \qquad (2.50)$$

где $(x_0,\ z_0)$ – координаты центра тяжести относительно неподвижной системы координат, $(x_j,\ z_j)$ – координаты j-й точки относительно той же системы координат.

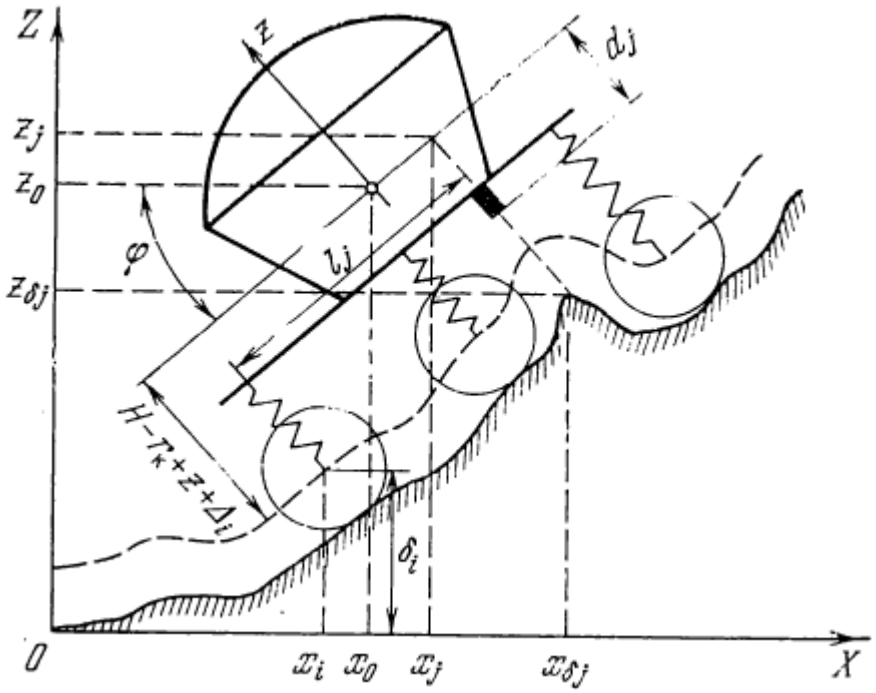

Рисунок 2.8 – Схема для расчета проходимости планетохода по пересеченной поверхности с учетом динамики.

Связь координат с параметрами планетохода и его положением при движении по заданному рельефу определяется зависимостями

$$\begin{aligned} z_0 &= \delta_i + (H - r_k + z + \Delta_i)cos\varphi + l_i sin\varphi \\ x_0 &= x_i + (H - r_k + z + \Delta_i)sin\varphi + l_i cos\varphi \\ z_j &= \delta_i + (H - r_k + z + \Delta_i)cos\varphi + l_j sin\varphi \\ x_j &= x_i + (H - r_k + z + \Delta_i)sin\varphi + l_j cos\varphi \end{aligned} \qquad (2.51)$$

где $(x_i,\ \delta_i)$ – координата центра i-го колеса, взаимодействующего с рельефом, l_j – длина проекции на продольную ось планетохода отрезка, начало которого в центре i-го колеса, а конец в j-й точке, расположенной на продольной оси.

Здесь и в дальнейшем рельеф понимается с учетом обкатки ого колесом заданного радиуса.

При расчете значений x_0, z_0, x_j, z_j по (2.51) в качестве то колеса выбирается любое из колес, которое в данный момент времени находится в безотрывном положении с поверхностью.

Пусть рельеф, по которому происходит движение планетохода, описывается уравнением

$$\delta_p = \delta(X, r_k) \tag{2.52}$$

Из совместного решения уравнений (2.50) и (2.52) найдем координаты точки пересечения перпендикуляра с поверхностью грунта. Обозначим координаты этой точки($x_{\delta i},\ z_{\delta i}$).

Тогда условие проходимости планетохода в процессе движения его по заданному рельефу выразится в виде

$$\sqrt{\left(x_j - x_{\delta j}\right)^2 + \left(z_j - z_{\delta j}\right)^2} - d_j > 0,\ l_j \in [0, \mathcal{L}], \tag{2.53}$$

где d_j— расстояние, отсчитываемое по перпендикуляру (2.50) от точки его пересечения с прямой (2.49) до нижнего основания выступа на днище.

Из (2.49) — (2.52) видно, что для оценки проходимости необходимо знать положение корпуса планетохода, которое определяется вертикальными z, угловыми φ и продольными x перемещениями. Чтобы найти перемещения, необходимо составить уравнения колебания планетохода при движении его по неровностям рельефа поверхности. На основании решения этих уравнений определяются интересующие нас значения перемещений по z, φ и x. В частности, перемещение по z, φ и x может быть определено системой дифференциальных уравнений, описывающий реакцию планетохода на внешние возмущения.

3 Последовательность перемещения планетохода

3.1 Механизм шагания

В ходе изучения двигательной деятельности млекопитающих было выявлено несколько последовательностей движения их конечностей (аллюры и 14 локомоции). Ритм локомоций, коэффициент производительности шагания, а также последовательности перемещения опор позволяют описать любую походку.

В отличие от кинематики бега млекопитающих, перемещение планетохода по поверхности может обеспечиваться не только равномерным перемещением корпуса, но также и фазной походкой, в процессе которой последовательно активируются приводы шагания. Фазная походка надёжнее, так как при последовательном заносе очередного шагающего привода, остальные приводы являются опорами, что уменьшает нагрузку на приводы и риск опрокидывания.

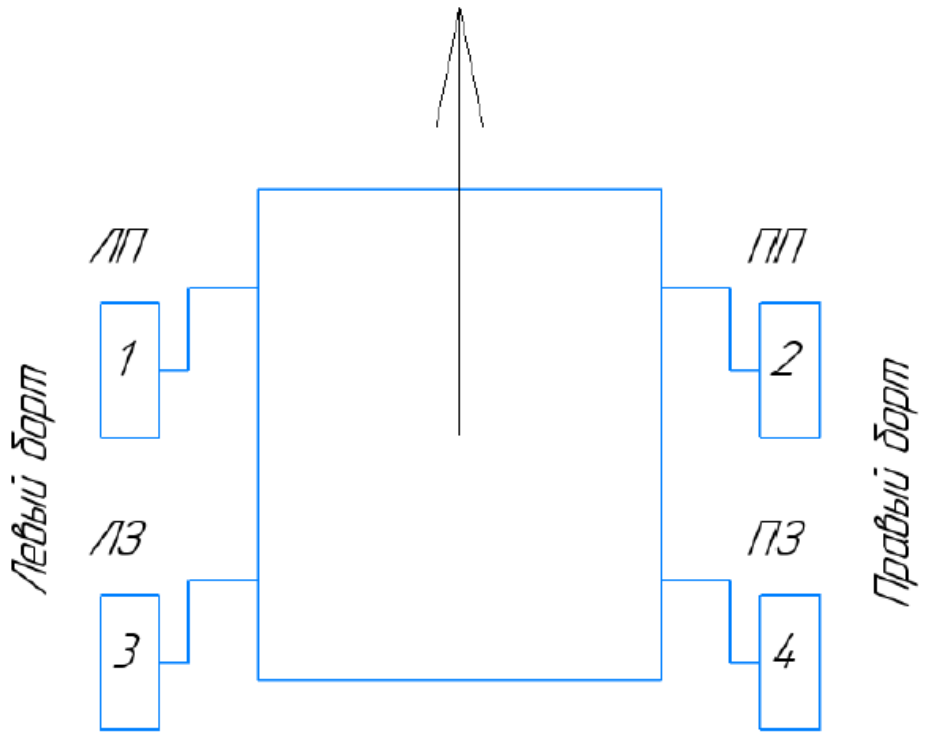

Рисунок 3.1 – Позиции колёс относительно корпуса планетохода, направление движения указано стрелкой

Для сокращения названий колёс введём обозначение левого и правого бортов - Л и П соответственно; Переднее и заднее колесо обозначается как П и З соответственно.

Таким образом:

1) ЛП (левое переднее колесо);
2) ПП (правое переднее колесо);
3) ЛЗ (левое заднее колесо);

4) ПЗ (правое заднее колесо).

Особый интерес представляют аллюры диагональные и латеральные с последовательными перемещениями опор, изображённые на рисунке 3.2.

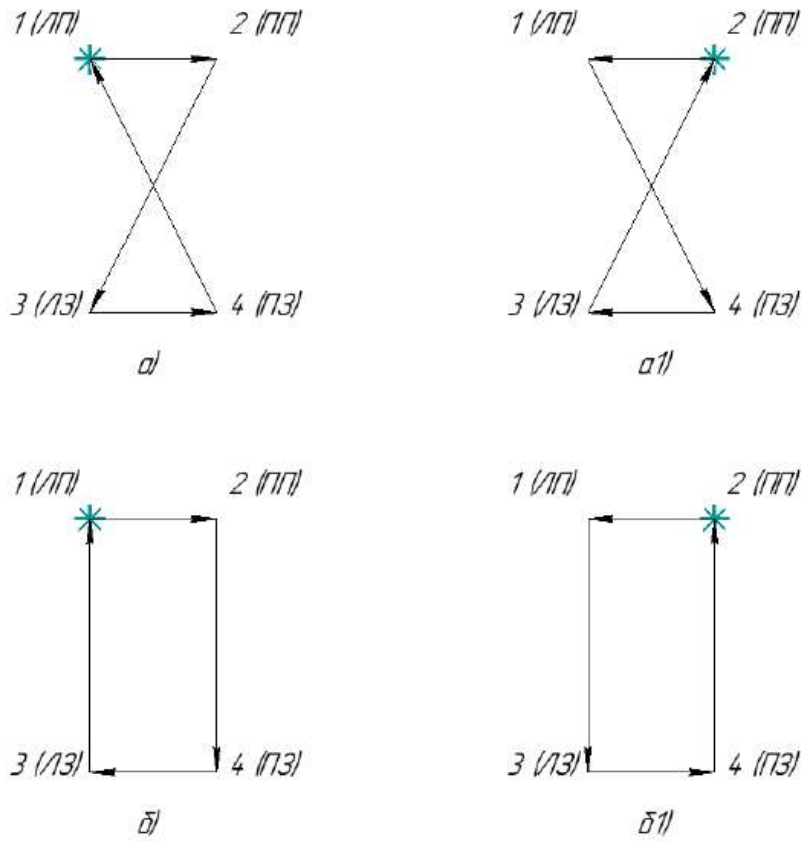

Рисунок 3.2 – Последовательности движения конечностей

а) асимметричная диагональная прямая (1-2-3-4); а1) асимметричная диагональная обратная (2-1-4-3); б) асимметричная латеральная прямая (1-2-4-3); б1) асимметричная латеральная обратная (2-1-3-4); ∗ − начало траектории

Под диагональным аллюром подразумевается перемещение конечностей с последовательным шаганием передних колёс, а затем – задних и наоборот. При смене очереди шагания переднего и задних колёс происходит последовательная смена борта (с левого борта на правый и наоборот). Таким образом, достигается лучшая проходимость при шагании.

Под латеральным аллюром подразумевается последовательное перемещение колёс с изменением передней части на заднюю и наоборот. В отличие от диагональных аллюров, здесь смена левого и правого бортов не происходит, что ухудшает проходимость, однако увеличивает скорость шагания. Как пример, аллюры при беге галопом у лошадей являются латеральными.

На рисунке 3.2 отображены 4 основных аллюра, виды которых описаны выше. Здесь начало движения для определённости обозначим звёздочкой.

Активация шагающего привода производится после контакта предыдущего с грунтом. Таким образом, корпус планетохода всегда опирается минимум на 3 опоры, что повышает устойчивость.

Стоит отметить, что не обязательно ограничиваться единственной последовательностью при проектировании курса движения планетохода. застревание колеса в грунте, худшая проходимость по одну из сторон бортов могут создавать условия для выбора той или иной последовательности шагания.

Трансмиссия планетохода предназначена для преобразования электрической энергии бортового источника в механическую движения транспортного средства. Она должна обеспечить необходимую частоту вращения или линейную скорость движителя и соответственно необходимые тяговые моменты или усилия, определяющие характер движения планетохода.

В зависимости от назначения планетохода конструкции движителя и типа бортовой энергоустановки, состав и внутренние связи элементов трансмиссии могут быть различными. Ниже будет рассматриваться только электромеханическая трансмиссия как наиболее перспективная для планетоходов с электрическими источниками энергии. В состав электромеханической трансмиссии входят системы и узлы, участвующие в распределении, преобразовании и передаче энергии от источника к движителю. Это силовая кабельная сеть и коммутаторы, тяговые электродвигатели (ТЭД) или тяговые электроприводы (ТЭП), включающие в себя ТЭД и систему их регулирования, тяговые редукторы и другие механические узлы.

Основные требования к электромеханическим трансмиссиям планетоходов, учитывающие особенности их эксплуатации, сводятся к следующему.

Трансмиссия должна быть наилучшим образом приспособлена для движения планетохода вне дорог, по неподготовленной местности со сложным рельефом и разнообразными грунтами. Причем аварийный выход из строя отдельных узлов трансмиссии не должен полностью лишать планетоход подвижности. При использовании колесного движителя указанным требованиям в наибольшей степени удовлетворяет схема трансмиссии с приводом каждого колеса.

Неизбежное в этих условиях различие нормальных сил, действующих на отдельные колеса, сопротивлений их качению и другие локальные факторы должны в наименьшей степени сказываться на формировании результирующих тяговых и тормозных характеристик многоприводного планетохода и его курсовой устойчивости.

Трансмиссия должна обеспечивать примерно равноценные по тяге и скорости прямой ход и реверс планетохода, что повышает возможности его маневрирования.

Принципиальная схема и конструкция трансмиссии должны обеспечить реализацию тяговыми электродвигателями их установочной мощности во всем диапазоне скоростей движения планетохода. Недогрузка двигателей снижает

КПД планетохода, а длительные перегрузки ухудшают тепловой режим и увеличивают опасность выхода из строя отдельных узлов и элементов. Конструкция этих узлов должна гармонично сочетаться с конструкцией движителя и соответствовать общей компоновке планетохода с учетом возможного конвертирования.

Необходимо, чтобы трансмиссия и ее узлы удовлетворяли требованиям агрегатирования и унификации для удобства замены отдельных узлов, систем, агрегатов в период подготовки к запуску и с целью ограничения их номенклатуры.

Для уменьшения общей массы планетохода желательно использовать отдельные узлы трансмиссии для выполнения функций, прямо не связанных с задачей движения, например, для развертывания планетохода в рабочее положение, производства измерений и т.п.

3.2 Принципиальные схемы электромеханической трансмиссии.

Электромеханические трансмиссии планетоходов различают в зависимости от типа их основных элементов — распределителей и преобразователей энергии. Так, независимо от типа движителя (колесного, гусеничного, шагающего) трансмиссии могут быть выполнены с электрическими, механическими, а также с теми и другими распределителями энергии.

В случае применения только распределителей электрической энергии говорят об индивидуальном приводе колес, гусениц, механизмов шагания. Применение только распределителей механической энергии является признаком группового привода перечисленных звеньев движителя. При наличии в составе планетохода распределителей того и другого типа имеет место смешанный (комбинированный) привод.

Распределитель электрической энергии представляет собой силовое коммутирующее устройство контактного или бесконтактного типа, не накладывающее каких-либо принципиальных ограничений на количество и параметры разделяемых энергопотоков.

Вместе с блоком управления коммутатор представляет собой, таким образом, распределитель энергии с числом степеней свободы, равным количеству приводов.

Распределитель механической энергии может быть выполнен в виде различного рода дифференциалов и раздаточных коробок. Конструктивное исполнение дифференциалов предполагает деление энергопотока только между двумя потребителями, поэтому их количество зависит от числа приводных звеньев движителя.

Различие в физической природе управляемого распределения электрической и механической энергии имеет решающее значение для оценки преимуществ трансмиссии с индивидуальным приводом.

Применение коммутаторов и кабельных сетей позволяет наиболее просто решить задачу дробления и передачи энергии от источника к движителю

любого типа при любом количестве приводных звеньев последнего и любом способе подвески движителя на корпусе машины.

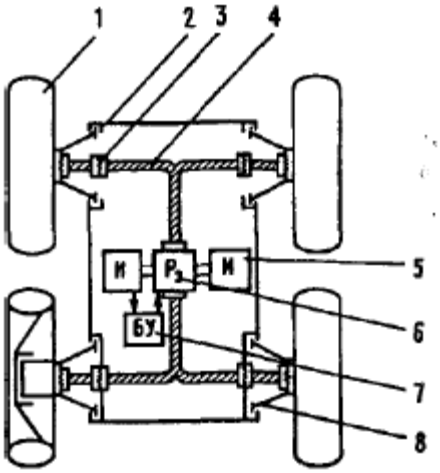

Рисунок 3.3 – Структурно-кинематическая схема индивидуального привода планетохода с мотор-колесами:

1 – мотор-колесо; 2 – несущая конструкция; 3 – герметичные электро-разъемы; 4 – силовая кабельная сеть; 5 – источник электроэнергии; 6 – коммутатор силовых цепей; 7 – блок управления; 8 – подвеска

Индивидуальный электромеханический привод позволяет приблизить ТЭД и преобразователи механической энергии к движителю. В частности, для колесных планетоходов наиболее рациональным решением является привод, встроенный вместе со вспомогательными механизмами и узлами подвески во внутреннюю полость колеса и образующий так называемый электромотор или мотор-колесо (Рисунок 3.3)

Как и для наземных машин, мотор-колесо планетохода является, таким образом, не только одной из составных частей электромеханической трансмиссии, но и единым в конструктивном отношении агрегатом, выполняющим функции, выходящие за рамки задач, решаемых трансмиссией. Мотор-колесо может включать: тяговый электродвигатель, механизм сочленения вала ТЭД с преобразователями механической энергии, включающими коробки передач и тяговые редукторы, механизм сочленения выходного вала редуктора с колесом, колесо, фрикционный тормоз, узлы механизмов подвески и разворота колес, датчики информационной системы и другие вспомогательные узлы и механизмы, например, узел отбора мощности привода на разворот колеса.

Индивидуальный привод позволяет реализовать практически любые алгоритмы поведения автоматического планетохода, например, индивидуальное регулирование частоты вращения колес.

Независимо от конструкции планетохода коммутирующая аппаратура и регуляторы частоты ТЭД всегда могут быть расположены в гермоотсеке, где на протяжении всего времени эксплуатации планетохода сохраняются благоприятные условия по температуре и газовой среде. Соединительные

кабели могут быть проложены как во внутреннем объеме несущих элементов планетохода, так и вне их. Таким образом, можно говорить, что в случае применения моторколес ограничения в выборе ходов подвески, схем развертывания ходовой части из транспортного положения в рабочее и т.д. сведены к минимуму.

Индивидуальный привод имеет и свои недостатки. Наиболее существенным из них является сложность реализации установочной мощности двигателей всех мотор-колес планетохода при его движении по пересеченной местности. Недогрузка передних мотор-колес при движении многоприводного планетохода на подъем существенно снижает его результирующий КПД. Как показано в работе, где приведены методика и некоторые результаты математического моделирования движения планетоходов, КПД передних и кормовых колес, например, "Лунохода-1" при движении на подъем 12* и выше, отличаются примерно в два раза.

Если недогрузка мотор-колес снижает результирующий КПД планетохода, то перегрузка заставляет увеличивать массу конструкции. Поскольку прямой ход и реверс планетохода должны быть равноценными, все мотор-колеса проектируются идентичными. При этом выполняются также и требования унификации узлов и агрегатов. Но это означает, что установочная мощность двигателя и геометрия механизмов мотор-колес должны выбираться из расчета эксплуатации одного, самого нагруженного колеса в наиболее неблагоприятных условиях. Например, тяговый расчет двигателя нужно производить применительно к кормовому мотор-колесу при движении планетохода на затяжной подъем.

Групповой электромеханический привод планетоходов лишен этого недостатка. Независимо от перераспределения нагрузок по колесам многоприводного планетохода их суммарное значение, приведенное к валу ТЭД, изменяется в меньшей степени, чем нагрузка на валу тяговых двигателей мотор-колес. Это создает более благоприятные условия для обеспечения оптимальных режимов работы тягового двигателя, при которых он работает с наиболее высоким КПД.

Групповой привод может быть выполнен по дифференциальной, блокированной или комбинированной схемам.

Дифференциальный привод неприемлем для планетохода, так как последний является транспортным средством, предназначенным для движения вне дорог, и его проходимость будет существенно снижена.

Блокированный привод характеризуется равенством частот вращения (без учета крутильных колебаний) всех колес. Это является недостатком блокированной схемы, поскольку при некоторых условиях приводит к возникновению замкнутых моментов и паразитной циркуляции мощности.

Циркуляция мощности при использовании индивидуального привода может иметь место либо при торможении, когда это является полезным, либо в некоторых режимах поворота, либо в случае отключения одного или нескольких электродвигателей от питания, что во время движения аппарата

должно быть отнесено уже к аварийным ситуациям. В остальных случаях движения здесь можно говорить только о взаимном влиянии режимов работы мотор-колес.

Таким образом, дифференциальный и блокированный приводы в чистом виде не могут быть использованы в составе планетохода.

Так же, как и для наземных машин высокой проходимости, оптимальное решение может быть найдено при использовании блокирующихся и самоблокирующихся дифференциалов.

Идеальным представляется такой механизм, который обеспечивает автоматически меняющийся коэффициент блокировки, отслеживающий изменения во внешних условиях движения планетохода. В последующих рассуждениях предполагается, что дифференциалы по крайней мере приближаются к идеальным.

В этом случае реально можно говорить о групповом приводе планетоходов с колесными формулами 4х4, 6х6 и 8х8. Дальнейшее увеличение числа осей односекционного планетохода нецелесообразно, а неполный привод здесь не рассматривается.

В случае применения двухсекционного планетохода необходимо выполнить требование автономности секций, т.е. сохранения подвижности одной из них при выходе из строя другой. При этом неизбежна установка двигателей по числу секций. Причем каждая секция может также иметь колесную формулу 4х4, 6х6 или 8х8. Однако групповой привод восьмиколесного транспортного средства оказывается уже чрезвычайно громоздким. По-видимому, наиболее вероятной для секции является формула 4х4, позволяющая при соответствующей конструкции механизма сочленения секций обеспечить контакт с грунтом на пересеченной местности всех колес планетохода.

Для шестиколесного двухсекционного планетохода оптимальным решением является колесная формула каждой секции 3х3. При этом обеспечивается равноценность прямого хода и реверса в части распределения нормальных нагрузок на опоры от реактивных крутящих моментов. Шарнирное сочленение таких секций повышает положительные качества шестиколесных планетоходов.

Однако приходится мириться с тем, что в отличие от восьмиколесного шасси с колесной формулой каждой секции 4х4 секции шестиколесного планетохода не могут быть выполнены автономными, дублирующими друг друга.

В соответствии с изложенным на рис.3.2.1 в качестве примера приведена структурно-кинематическая схема группового привода четырехколесного планетохода. Отсутствие резервирования группового привода по двигателю вынуждает принимать специальные меры по повышению надежности. В приведенной схеме для этой цели служит суммирующий механизм, обеспечивающий работу двух дублирующих двигателей на общий потребитель

при нормальной эксплуатации и работу одного из них в аварийных ситуациях, при выходе из строя другого двигателя.

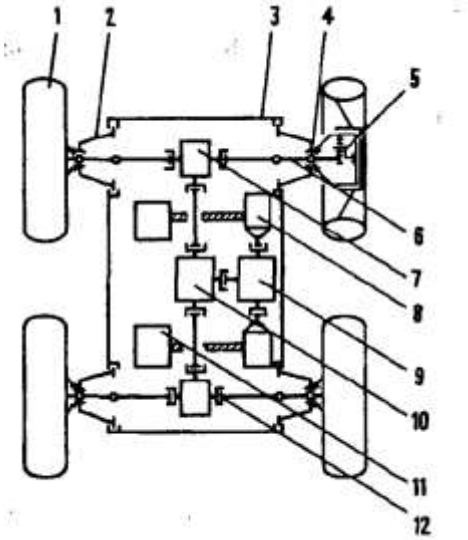

Рисунок 3.4 – Структурно-кинематическая схема группового привода четырехколесного планетохода:

1 — колесо; 2 — подвеска; 9 — несущая конструкция; 4 —шарнир; 5 — колесный Редуктор; 6 — карданный вал; 7 — главная передача; 8 — тяговый двигатель; 9 — суммирующий механизм с тяговым редуктором и коробкой передач; 10 — межосевой дифференциал; 11 — источник электроэнергии; 12 — соединительные муфты

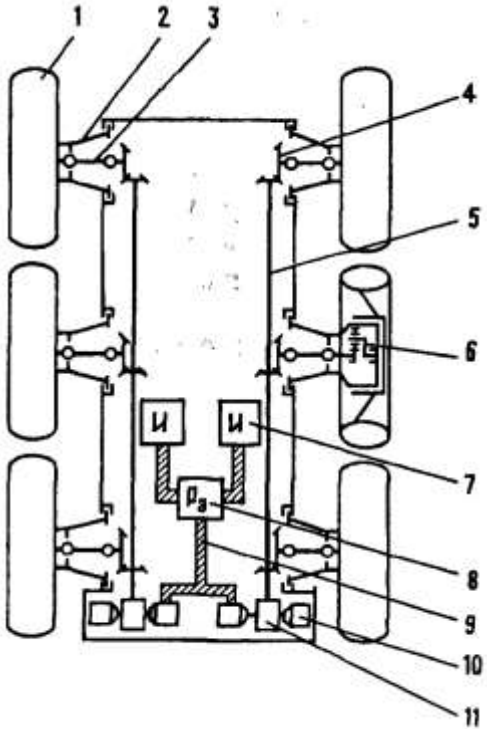

Рисунок 3.5 Структурно-кинематическая схема бортового привода шестиколесного планетохода:

1 — колесо; 2 — подвеска; 3 — карданный вал; 4 — коническая передача; 5 — бортовой вало-привод; 6 — колесный редуктор; 7 — источник электроэнергии; 8 — коммутатор силовых цепей; 9 — силовая кабельная сеть; 10 — тяговый двигатель; 11 — суммирующий механизм с коробкой передач и тяговым редуктором

Групповой привод нашел наиболее широкое применение в конструкции наземных колесных и гусеничных машин и может быть применен для некоторых видов шагающих машин.

Смешанный привод, возможный вариант схемы которого приведен на (рис. 3.4), не нуждается в меж-колесных дифференциалах, что упрощает конструкцию. В ряде случаев могут отсутствовать и межосевые дифференциалы. На базе смешанного (бортового) привода могут быть реализованы схемы с колесным, гусеничным и лыжно-шагающим движителями.

Таким образом, наиболее целесообразной схемой электромеханической трансмиссии планетохода является схема с индивидуальным приводом движителя. Применительно к колесному движителю эта схема наиболее рационально реализуется при использовании мотор-колес.

Групповой привод может быть более экономичным, чем индивидуальный, при примерно равной массе узлов и элементов. Достоинство смешанного привода, выполненного по бортовой схеме, заключается в возможности обеспечения бортового поворота и упрощения конструкции в сравнении с групповым приводом. Однако указанные достоинства все-таки не могут компенсировать недостатков группового и смешанного приводов, о которых говорилось выше.

4 Безопасность жизнедеятельности

4.1 Расчет зануления

Зануление - это преднамеренное соединение с нулевым защитным проводником металлических не токоведущих частей электрооборудования, которые могут оказаться под напряжением. Зануление применяют в трехфазных четырех проводимых сетях напряжением до 1000В с глухозаземленной нейтральной точкой обмотки источника тока или ее эквивалентом (сети напряжением 380/220В, 220/127В и 660/380В). Эквивалентом нейтральной точки источника тока могут служить: средняя точка источника постоянного тока, заземленный вывод источника однофазного тока и т.д.

Принцип действия защитного зануления заключается в превращении замыкания на корпус в короткое однофазное замыкание (между фазным и нулевым защитными проводниками) с целью создания большого тока, способного обеспечить срабатывание защиты и отключения поврежденной электроустановки от питающей сети. Такой защитой могут служить предохранители, магнитные пускатели со встроенной тепловой защитой и т.п.

Для обеспечения автоматического отключения аварийного оборудования сопротивление цепи короткого замыкания должно быть достаточно малым.

Сопротивление петли «фаза - нуль» следует проверять ежегодно, и оно не должно превышать 2 Ом.

Рассмотрим расчет защитного зануления на примере электродвигателя модели 4А

Исходные данные:

мощность питающего трансформатора 250 кВ·А;

схема соединения обмоток трансформатора – «звезда»;

электродвигатель серии 4А;

тип – 4А112М2, N=10 кВт;

$U_{\text{Ф}} = 220\text{В}$

$U_{\text{Л}} = 380\text{В}$

Длина проводов – 380м;

cosy =0,86

$\frac{I_{\text{пуск}}}{I_{\text{ном}}} = 6{,}0.$

Расчет сводится к проверке условия обеспечения отключающей способности зануления:

$$J_{\text{КЗ}} \geq 3J^{\text{Н}}_{\text{ПЛ.ВВСТ}} \geq 1{,}25J^{\text{Н}}_{\text{АВТ.}} \tag{4.1}$$

Расчет $J_{\text{КЗ}}$ производится по формуле:

$$J_{\text{КЗ}} = \frac{U_{\text{Ф}}}{Z_{\text{Т}}/(3+Z_{\text{П}})} \tag{4.2}$$

где $U_Ф$ – фазное напряжение, В;

$Z_Т$ – сопротивление трансформатора, Ом;

$Z_П$ – сопротивление петли «фаза-нуль», которое определяется по зависимости:

$$Z_П = \sqrt{(R_Ф + R_Н)^2 + (X_Ф + X_0 + X_Н)^2} \quad (4.3)$$

$R_Ф$ и $R_Н$ – активное сопротивление нулевого и фазного проводников, Ом;

$X_Ф$ и X_0 – внутренние индуктивные сопротивления нулевого и фазного проводников соответственно, Ом;

$X_Н$ – внешнее индуктивное сопротивление петли «фаза-нуль», Ом.

Значение $Z_Т$ зависит от мощности трансформатора, напряжения, схемы соединения его обмоток и конструктивного исполнения трансформатора. При расчетах зануления $Z_Т$ принимаем равным 0,312 Ом.

1. Зная мощность Р электродвигателя рассчитываем номинальный ток электродвигателя:

$$I^{Н}_{Эл.Дв} = \frac{1000*P}{\sqrt{3*U_H*cos\varphi}} = \frac{1000*10}{3*380*0.86} = 17.67A \quad (4.4)$$

где Р – номинальная мощность двигателя, кВт;

U_H - номинальное напряжение, В;

cosy=0,88 – коэффициент мощности, показывающий, какая часть тока используется на получение активной мощности и какая на намагничивание.

2. Для расчета активных сопротивлений R_H и $R_Ф$ необходимо предварительно выбрать сечение, длину и материал нулевого и фазного проводников. Сопротивление проводников из цветных металлов определяется по формуле:

$$R = \frac{\rho l}{S}, Ом \quad (4.5)$$

где ρ – удельное сопротивление проводника, Ом·мм^2/м;

l – длина проводника, м;

S – сечение, мм^2.

Сечение фазных проводников определяется по величине номинального тока электродвигателя плюс токовая нагрузка от других электродвигателей: в данном случае принимаем 50А. Тогда суммарная нагрузка составит 67,7А.

Задаемся алюминиевым проводником с ρ=0,028 Ом·мм^2/м сечением 25 мм^2 и длиной 380м для фазного и нулевого проводов. Сечение нулевого проводника и его материал выбирается из условия, чтобы его проводимость была равна проводимости фазного проводника, т.е. сечения нулевого и фазных проводников должны быть равны.

Активное сопротивление фазного и нулевого проводников из алюминия при l=380м и S=25мм^2 составят:

$$R_{\text{Н}} = R_{\text{Ф}} = \frac{\rho l}{S} = \frac{0{,}28*380}{25} = 0{,}43 \text{ Ом} \quad (4.6)$$

3. Для медных и алюминиевых проводников внутреннее индуктивное сопротивление фазного и нулевого проводников $X_{\text{Ф}}$ и $X_{\text{Н}}$ не велико и составляет 0,0156 Ом / км, т.е. $X_{\text{Ф}}$ = 0,0156·0,24 =0,0037 Ом; $X_{\text{Н}}$ = 0,0156·0,24 =0,0037 Ом.

Величину внешнего индуктивного сопротивления петли «фаза – нуль» в практических расчетах принимают равной 0,6 Ом/км.

4. Основные технические характеристики электродвигателя 4А160М2: N=10 кВт, *cosy*=0,86, $I_{\text{эл.дв}}/I_{\text{ном.}} = 0.6$.

Пусковой ток электродвигателя:

$$I_{\text{Эл.Дв}}^{\text{пуск}} = 6 * I_{\text{Эл.Дв}}^{\text{Н}} = 6 * 17{,}67 = 106{,}02\ A \quad (4.7)$$

Номинальный ток плавкой вставки:

$$I_{\text{Эл.Дв}}^{\text{Н}} = \frac{I_{\text{Эл.Дв}}^{\text{пуск}}}{a} = \frac{106.02}{2.5} = 42.41\ A \quad (4.8)$$

где α=2,5 - коэффициент режима работы для двигателей, приводящих в действие механизмы с редкими пусками.

5. Ожидаемое значение тока короткого замыкания:

$$I_{\text{ожид.}} \geq 3 * I_{\text{Эл.Дв}}^{\text{Н}} = 3 * 42.41 = 127.2\ A \quad (4.9)$$

Допускаемая плотность тока в алюминиевых проводниках не должна превышать 4-8 А/мм^2.

Плотность тока δ в нулевом и фазном проводниках:

$$\delta = \frac{I_{\text{Эл.Дв}}^{\text{Н}}}{S} = \frac{17.7}{25} = 0.71 \frac{\text{А}}{\text{мм2}} \quad (4.10)$$

6. Внешнее индуктивное сопротивление петли «фаза – нуль»:

$$x_{\text{Н}} = 0.6 * 0.38 = 0.23 \text{ Ом.} \quad (4.11)$$

7. Сопротивление петли «фаза – нуль» по формуле:

$$Z_{\text{П}} = \sqrt{(R_{\text{Ф}} + R_{\text{Н}})^2 + (X_{\text{Ф}} + X_0 + X_{\text{Н}})^2} =$$
$$= \sqrt{(0.43 + 0.43)^2 + (0.006 + 0.006 + 0.23)^2} = 0.89 \text{ Ом}$$

где $R_{Ф}$ и $R_{Н}$ – активные сопротивления нулевого и фазного проводников, Ом;

$X_{Ф}$ и X_0 – внутренние индуктивные сопротивления нулевого и фазного проводников, Ом;

$X_{Н}$ – внешнее индуктивное сопротивление петли «фаза – нуль», Ом.

Ток короткого замыкания по формуле:

$$I_{КЗ} = \frac{U_{Ф}}{\frac{Z_T}{3}+Z_{П}} = \frac{220}{\frac{0.312}{3}+0.89} = 221.3\ A \qquad (4.13)$$

где $U_{Ф}$ – фазное напряжение, В;

Z_T – сопротивление трансформатора, Ом;

$Z_{П}$ – сопротивление петли «фаза-нуль», Ом.

Проверим, обеспечено ли условие надежного срабатывания защиты:

$I_{КЗ} \geq 3 * I^{Н}_{ПЛ.ВСТ}$

$221.3A \geq 127.2A$

$I_{КЗ} \geq 1{,}25 * I^{Н}_{авт.}$

$I^{Н}_{авт.} = 1{,}25 * I^{Н}_{эл.дв}$

221,3 А≥1,25*17,7*1,25А

221,3А≥27,7А

Таблица 4.1 – Предохранители серии ПН-2

Тип предохранителя	Номинальный ток плавкой вставки, А
ПН2 – 100	25;40;50;60;80;100.
ПН2 – 250	80;100;120;150;200;250.
ПН2 – 400	200;250;300;350;400.
ПН2 – 600	300;400;500;600.

Таблица 4.2 – Автоматические выключатели

Модель	Ц, В	Число полюсов	Номинальный ток расцепителя, А
А3712Ф	500	3	32;40;50.
А3716Ф	500	3	63;80;100;125;160.
АЕ2043	500	3	10;16;25;32.
АЕ2046	500	3	40;50;63.
А3732Ф	500	3	250;320;400.

$I_{КЗ}$ превышает номинальный ток плавкой вставки предохранителя и, следовательно, при замыкании на корпус плавкая вставка перегорит за 5-7 с и отключит поврежденную фазу.

По расчетному номинальному току плавкой вставки выбираем предохранитель стандартных параметров: ПН 2–100, $I^{Н}_{ПЛ.ВСТ}$=50А. Или

выбираем автоматический выключатель по $I^{Н}_{АВТ.}$=1,25 ∗ $I^{Н}_{ЭЛ.ДВ}$=1,25*17,7=22,1А: АЕ2043, $I^{Н}_{АВТ.}$=25А.

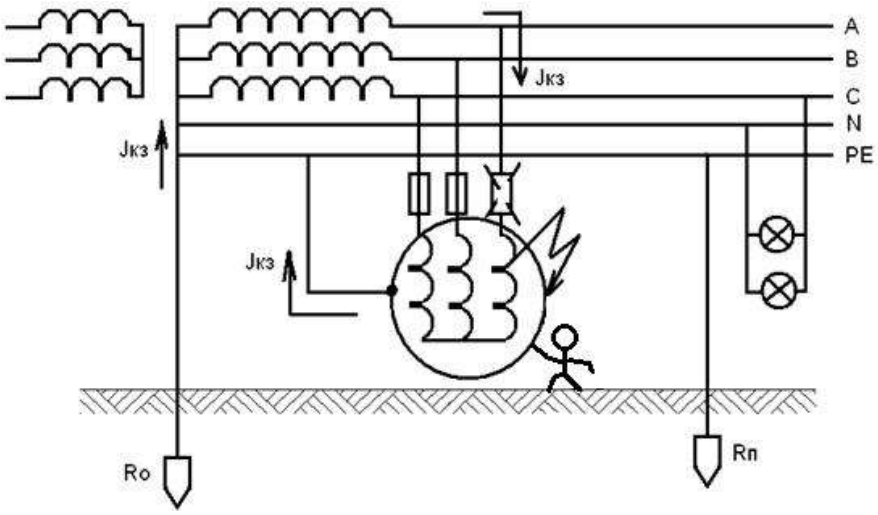

Рисунок 4.1 – Схема зануления

Вывод: На основании проделанных расчетов можно сделать вывод: выбранный плавкий предохранитель полностью удовлетворяет требованиям, предъявленным к защитным устройствам. Произойдет надежное избирательное автоматическое отключение поврежденной установки за допустимое время.

Если в результате расчета оказывается, что при замыкании фазы на корпусе электроустановки не обеспечивается ее надежное отключение от сети, то следует внести изменения в схему или конструкцию элементов системы зануления и повторить расчет. Изменения вносятся в следующем приоритетном порядке:

–применяется автоматический выключатель с электромагнитным расцепителем;

–увеличивается сечение фазных проводов;

–изменяется материал проводников

5 Экономическая часть

5.1 Исходные данные

Расчет технико-экономических показателей осуществляется на основе анализа сравнительных технических данных двух альтернативных систем электропривода. Экономическая оценка базируется на принципе минимальных приведенных затрат: минимальных начальных затрат, эксплуатационных затрат, затрат электроэнергии. Наиболее целесообразным по техническим соображениям принят электропривод постоянного тока. В качестве альтернативной системы можно выбрать систему ПЧ – АД. Технические данные двигателей сравниваемых систем приведены в таблице 5.1. Двигатель для альтернативной системы выбран аналогично двигателю постоянного тока. Методика обоснования включает следующие этапы:

- выбор базы сравнения-альтернативной (замещаемой) установки; 56
- выбор показателей (критериев) оценки;
- определение расчетного периода;
- установка предельных (критических) характеристик новой техники
- в качестве альтернативного варианта рассматривается модернизация морально устаревшего оборудования;
- за базу при расчете экономического эффекта принимаются показатели действующего (устаревшего) оборудования;
- по варианту замены при расчете капиталовложений в новое оборудование следует учитывать не до амортизированную стоимость заменяемого агрегата (за вычетом его ликвидационной стоимости).

Если предполагается развитие, расширение и реконструкция на предприятии следует рассчитывать показатели экономической эффективности.

Таблица 5.1 – Технические данные двигателей сравниваемых систем

Номер варианта	Первый вариант: Привод постоянного тока	Второй вариант: Привод переменного тока
Тип двигателя	2ПО180LУХЛ4	4А100S2У3
Мощность, кВт	20	4
КПД, %	0,9	0,865
Частота вращения, об/мин	3500	3000

5.2 Расчет приведенных затрат

На момент расчета, курсы валюты:

1р=5,82тг

1доллар=427,49тг

$$З_{прив} = Е_Н \cdot К + С_{\Sigma}. \quad (5.1)$$

Начальные затраты вычитываются путем расчета капитальных вложений, которые состоят из сметной стоимости электропривода, стоимости пускорегулирующей аппаратуры, стоимости монтажных работ, транспортно-заготовительных расходов и плановых накоплений монтажной организации.

Наиболее дорогостоящими составляющими электропривода являются двигатель и преобразователь. Таким образом, сметная стоимость электропривода:

для 1-го варианта

$k_{эп1} = k_{дв1} + k_{п1}$ =873 000тг+400 000тг=1 273 000тг

$k_{дв1} = 150\ 000р$ – стоимость электродвигателя типа 2ПО180LУХЛ4

$k_{п1} = 400\ 000тг$ – стоимость преобразователя для второго варианта

$k_{эп2} = k_{дв2} + k_{п2} = 125\ 000 + 450\ 000 = 575\ 000тг$

где $k_{дв2} = 125\ 000тг - стоимость\ электродвигателя\ (АД);$

$k_{п2} = 450\ 000тг$ – стоимость преобразователя (ПЧ).

Стоимость пускорегулирующей аппаратуры определяется как определенная часть (12%) стоимости преобразователя. Тогда:

для 1-го варианта

$$k_{пр1} = 0{,}12 \cdot k_{п1} = 0{,}12 \cdot 400\ 000 = 48000тг$$

для второго варианта

$$k_{пр2} = 0{,}12 \cdot k_{п2} = 0{,}12 \cdot 450\ 000 = 54000тг$$

Стоимость монтажных работ вычисляется отдельно для электропривода и рабочего механизма. Для электропривода эту величину можно принять равной 6% от стоимости электропривода kэп, для рабочего механизма – 5% стоимости электропривода. Таким образом стоимость монтажных работ:

для 1-го варианта

$$k_{пр1} = (0{,}06 + 0{,}05)k_{эп1} = 140030тг$$

для второго варианта

$$k_{пр2} = (0{,}06 + 0{,}05)k_{эп2} = 63250тг.$$

Транспортно-заготовительные расходы составляют 2% от суммы стоимости электропривода и стоимости монтажных работ:

для 1-го варианта

$$k_{\text{тзр1}} = 0{,}02\left(k_{\text{эп1}} + k_{\text{пр1}}\right) = 0{,}02(1273000 + 140030) = 28260{,}6\text{тг.}$$

для второго варианта

$$k_{\text{тзр2}} = 0{,}02\left(k_{\text{эп2}} + k_{\text{пр2}}\right) = 0{,}02(575000 + 63250) = 12765\text{тг.}$$

Для наглядности выполненный расчет капитальных вложений для обоих вариантов сведен в таблице 5.2.

Таблица 5.2 – Расчет капитальных вложений

Источник затрат	Вариант 1 Привод постоянного тока	Вариант 2 Привод Переменного тока
	Стоимость, тенге.	Стоимость, тенге.
Электродвигатель	873 000	125 000
Преобразователь	400 000	450 000
Пускорег. Аппаратура	48000	54000
Монтажные работы	140030	63250
Транспортно-заготовительные расходы	28260,6	12765
Суммарные кап. вложения	1 500 000	710 000

При расчете эксплуатационных затрат гавное значение имеет величина периода, за который делается расчет. При сравнении приводов постоянного и переменного тока ограничимся периодом 1 год.

Годовые истраченные расходы – это суммарные затраты на электропривод и рабочий механизм, необходимые для эксплуатации механизма в течение года и выпуска годового объема продукции, то есть себестоимость эксплуатации механизма. За год эксплуатационные расходы в общем случае включают в себя стоимость потребленной электроэнергии, амортизационные отчисления и годовые затраты по эксплуатации электрической части установки.

Затраты на электроэнергию определяются устанавливается количеством энергии, потребляемой за год, номинальной мощностью двигателя, а также тарифной ставкой на электроэнергию. Для расчета энергии, потребляемой за год, нужно знать суммарное время работы электропривода за год, которое определяется коэффициентом использования:

Издержки на эксплуатацию оборудования включают в себя множество составляющих. Оборудование электроприводов обоих вариантов является ремонтируемым, оно проходит планово-предупредительные ремонты, периодичность и объем проведения которых регламентируется сметой планово- предупредительных ремонтов. Кроме того, оборудование нуждается в регулярном техническом обслуживании, требующем также определенных затрат. Таким образом, затраты на ремонтно-эксплуатационное обслуживание оборудования можно определить, как сумму затрат на заработную плату ремонтных рабочих, стоимости материалов для ремонта и обслуживания, общецеховых и общезаводских расходов.

Заработная плата ремонтных рабочих определяется количеством времени, необходимым для проведения ремонтно-эксплуатационного обслуживания электрической части оборудования, которая в свою очередь зависит от норм трудоемкости ремонта и технического обслуживания оборудования. Всю систему электропривода можно разделить на 4 основные части: двигатель, преобразователь, трансформатор и пускорегулирующая аппаратура. Для каждой из этих частей отдельно находится трудоемкость ремонта и технического обслуживания. Затем эти величины суммируются. Для расчета трудоемкости требуется определить плановую продолжительность ремонтного цикла и межремонтного периода, число ремонтов в год и т.д.

Вывод по экономической части.

Учитывая, что расходы приведены только для основного источника движения Лунохода можно предположить, что из проведенных расчетов, приведенные затраты по второму варианту меньше, исходя из этого он является наиболее эффективным.

Заключение

История подвижных аппаратов для работы на поверхности планет и других небесных тел начинается с автоматической подвижной лаборатории для исследования Луны — «Лунохода-1».

Создание «Лунохода-1» связано с именами двух замечательных советских ученых-конструкторов — Сергея Павловича Королева и Георгия Николаевича Бабакина.

В 1963 г. С.П. Королев привлек к этой работе Всесоюзный научно-исследовательский институт транспортного машиностроения (ВНИИтрансмаш), которому было предложено оценить реальность идеи лунохода.

Это было сделано. В июне 1964 г. ВНИИтрансмаш выпустил отчет, в котором на основе выполненных экспериментальных, конструкторских и аналитических работ излагались инженерная концепция создания лунохода, его предполагаемый технический облик, теханические характеристики и основные проблемы, связанные с созданием такого аппарата.

А в сентябре 1965 г. были уже сделаны первые конструкторские предложения. К тому времени работы по луноходу были переданы С.П. Королевым в конструкторское бюро им. С.А. Лавочкина, где главным конструктором был Г.Н. Бабакин.

В ОКБ им. СА Лавочкина работа, по существу, началась заново и развернулась со всей полнотой, необходимой для реализации этого грандиозного замысла. Ведь луноход — это не только самоходное шасси, это — весь комплекс технических средств, необходимых для движения аппарата без человека и проведения научных экспериментов на Луне: система терморегулирования, радиосвязь, телевидение, навигация и многое другое. Необходимы были — общая конструкторская завязка лунохода в целом, расчетно-теоретический анализ условий доставки и эксплуатации лунохода, обеспечение надежности его работы и соответственно проведение разнообразных испытаний (с созданием комплекса необходимого испытательного оборудования, имитирующего условия эксплуатации).

Кроме того, нужно было создать средства доставки и посадки лунохода, сеть наземных средств управления и связи.

Тут решающую роль сыграл большой опыт самолетостроения, который был у ОКБ им. СА Лавочкина, личные качества и высокий профессионализм Г.Н. Бабакина и его коллег.

ВНИИтрансмаш сосредоточил свои усилия на создании самоходного шасси с блоком управления движением и системой безопасности движения с комплектом информационных датчиков.

Среди проблем, стоящих перед ВНИИтрансмашем, особое место занимали три: полная неизвестность, по какому грунту предстоит двигаться, как влияет пониженная гравитация Луны на движение и как ее смоделировать

при наземных испытаниях, какова работоспособность тяжело-нагруженных пар трения в вакууме.

Для решения этих сложных задач в институте было создано уникальное экспериментальное оснащение, стенды, моделирующие условия работы на Луне (гравитация), вакуум, температура, освещение), крытый полигон с грунтовым покрытием, имитирующим поверхность Луны и т.д.

В процессе решения этих и других проблем, связанных с созданием лунохода, формировался коллектив специалистов и происходило становление новой области транспортного машиностроения — космического транспортного машиностроения. Этот коллектив складывался из инженеров, имеющих опыт работы в специальном транспортном машиностроении, и из молодых инженеров.

Новизна задачи, свобода действий в принятии технических решений и их реализации, внимание руководящих органов позволили в полной мере раскрыться таланту этих людей.

Большая заслуга в организации и руководстве во ВНИИтрансма- ше всем комплексом работ принадлежала бывшему директору института В.В. Старовойтову.

Ведущую роль в создании самоходного шасси лунохода сыграли опытные специалисты П.С. Сологуб, А.Ф. Соловьев, В.И. Комиссаров, В.К. Мишкинюк, Г.Н. Корепанов, А.В. Мицкевич, И.И. Розенцвейг, А.П. Софиян, В.В. Громов, П.Н. Бродский.

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

Луноход создавался не только ОКБ им. С.А. Лавочника и ВНИИтрансмаше. Ряд академических организаций, институтов и конструкторских бюро были заняты решением научных задач, разработкой отдельных систем, производством и организацией работ.

Работы по луноходу создали крепкую базу для последующих работ по созданию подвижных аппаратов следующего поколения для других планет и их спутников. Все эти годы, начиная с первой половины 1970-х годов и до сегодняшнего дня, шли поиски оптимального варианта самоходного шасси для марсохода. Придумывались и исследовались самоходные шасси с колесно-шагающими и лыжно-шагающими способами движения, сочлененные машины, состоящие из двух моделей, четырех-гусеничные, шасси со всеми поворотными колесами и др. Преемственность в этих работах определялась тем, что в них принимали участие многие из тех, кто создавал луноход.

Было разработано и изготовлено несколько модификаций марсохода в различных "весовых категориях”, массой от 1000 до 70 кг.

Наметилась тенденция дальнейшего снижения массы и переход к так называемым "мини” и даже "микроровера м”.

Особенностью работ последних лет является то, что набирает силу и укрепляется международное сотрудничество в создании научно-технического

задела и в проектных разработках будущих планетоходов. Показательными в этом отношении являются испытания российского марсохода, которые были проведены в мае 1992 г. в Калифорнии.

Это были российско-американские испытания, в которых принимали участие ученые я конструкторы-партнеры по созданию марсохода для миссии "Марс-96” из Франции и Венгрии. Организатором этих испытаний было "Планетное общество” (г. Пасадена, Калифорния). Проводились испытания в двух районах в пустыне Мохави: район "Дюны” и район "Долина смерти”.

Итак, после лунохода мы подошли к следующему историческому шагу — посылке экспедиции с марсоходом к Красной планете.

Это может состояться в ближайшие несколько лет. Во всяком случае, надо надеяться, что это произойдет до конца нынешнего тысячелетия. И очевидно, что в составе этих экспедиций непременно будут планетоходы.

Список литературы

1 Планетоходы / А.Л. Кемурджиан, В.В. Громов, И.Ф. Кажукало и др.; Под ред. А.Л. Кемурджиана. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1993. – 400 с.: ил.

2 М.И. Маленков, В.А. Волов Сравнительный анализ компонентов ходовой части самоходных шасси планетоходов // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2015.

3 Артоболевский И.И. Механизмы в современной технике. В 7 томах. Т. II: Кулисно-рычажные и кривошипно-ползуные мезанизмы – 2-е изд., переработанное. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. – 560 с.

4 Узлы трения самоходных шасси и планетоходов: учебное пособие, // М.И. Маленков, В.Н. Смелов под ред. Ю.Н. Пономарева; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2007. – 65 с.

5 Уплотнения и уплотнительная техника: Справочник / А.А. Кондаков, А.И. Голубев, В.Б. Овандер и др.; Под общ. ред. А.И. Голубева, Л.А. Кондакова. – М.: Машиностроение, 1986- 464 с., ил.

6 Русанов М.А. Разработка торцового комбинированного магнито-жидкостного уплотнения пожарного насоса / М.А. Русанов, А.В.Топоров, Е.А.Топорова В сборнике: Современные технологии обеспечения гражданской обороны и ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций сборник статей по материалам Всероссийской научно-практической конференции с международным участием. 2013. С. 103-105.

7 Веников В. А. Теория подобия и моделирования. – М.: Высшая школа, 1968.

8 Забавников Н. А., Кемурджиан А. Л., Машков К. Ю., Назаренко Б. П., Наумов В. Н. Стенд для исследования взаимодействия движателя с грунтом. – Известия вузов. Машины, приборы, стенды. М.: Машиностроение, МВТУ им. Баумана, 1974.

9 Передвижная лаборатория на Луне «Луноход-1». – Под ред. А. П. Виноградова. — М.: Наука, 1974, ч. 1.

10 Передвижная лаборатория на Луне «Луноход-1». – Под ред.А.П Виноградова. М.: Наука, 1978 ч 2.

11 Петров Б. Н., Лупичев Л. Н., Агафонов В. И. Васильев В. Ф. Козлов Б. Л. Шаманов И. В. Проблема управления автономными планетными комплексами. Управления в пространстве. – М.: Наука, 1976, т. 2.

12 Петров Б. Н., Авотиньш Е. В., Рринев В. Г., Кемурджиан А. Л., Лупичев Л. Н., Панова Л. Т., Поленов Л. Н., Семенов П. С. – Информационная система планетохода и вопросы обеспечения безопасности движения. Доклад на 27 конгрессе МАФ. США, Анахейм, 1976.

13 Проскуряков В. Б. Динамика и прочность рам и корпусов транспортных машин — М.: Машиностроение, 1972.

14 Прутчиков 0. К. Плавность хода грузовых автомобилей — М.: Машиностроение, 1966.

15 Решетов Д. Н. Левина 3. М. Демфирование колебаний в соединениях машин. – Вестник машиностроения, 1956, № 12.

16 Рещиков В. Ф. Маленков М. И. Метод расчета п исследование КПД многорядного дифференциального редуктора. – Известия вузов. Машиностроение, 1974, № 7.

17 Рещиков В. Ф., Корепанов Г. Н., Койнаш В. И, Маленков М. И. Некоторые особенности конструкции и испытании планетарного редуктора с коническими колесами. — Известия вузов. Машиностроение, 1972, № 9.

18 Ротонберг Р. В. Подвеска автомобиля. — М: Машиностроение, 1960.

19 Свешников А. А. Прикладные методы теории случайных функций — М: Физматгиз, 1988.

20 Седов Л. И. Методы подобия и размерностей в механике – М.: Наука, 1965.

21 Селиванов А. С, Панфилов А. С. Нараева М. К, Чемоданов В. П., Бохонов М. И. Герасимов М. А. Фотомотраческая обработка панорам поверхности Венеры. Космические исследования, 1976, т. ХУУ, вып. 5, с. 678—686.

22 Авотин Е.В., Болховитинов И.С., Кемурджиан А. Л., Маленков М.И., Шпак Ф.П. Динамика планетохода. М.: Наука, 1979 г. – 440с.

23 Планетоходы / А.Л. Кемурджиан, В.В. Громов, И.Ф. Кажукало и др.; Под ред. А.Л. Кемурджиана. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1993. – 400 с.: ил.

24 М.И. Маленков, В.А. Волов Сравнительный анализ компонентов ходовой части самоходных шасси планетоходов // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2015.

25 Артоболевский И.И. Механизмы в современной технике. В 7 томах. Т. II: Кулисно-рычажные и кривошипно-ползуные мезанизмы – 2-е изд., переработанное. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. – 560 с.

26 Узлы трения самоходных шасси и планетоходов: учебное пособие, // М.И. Маленков, В.Н. Смелов под ред. Ю.Н. Пономарева; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2007. – 65 с.

27 Гамбарян П. П. Бег млекопитающих. М. – Л.: Наука, 1972, 325 с.

28 Уплотнения и уплотнительная техника: Справочник / А.А. Кондаков, А.И. Голубев, В.Б. Овандер и др.; Под общ. ред. А.И. Голубева, Л.А. Кондакова. – М.: Машиностроение, 1986- 464 с., ил.

29 Русанов М.А. Разработка торцового комбинированного магнито-жидкостного уплотнения пожарного насоса / М.А. Русанов, А.В.Топоров, Е.А.Топорова В сборнике: Современные технологии обеспечения гражданской обороны и ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций сборник статей по материалам Всероссийской научно-практической конференции с международным участием. 2013. С. 103-105.

30 Методические указание Алматинский университет энергетики и связи // Расчет зануления.