

103

324

ПЛАНЕТОХОДЫ

Под редакцией
профессора А. Л. Кемурджиана

2-е издание,
переработанное и дополненное



Москва
«Машиностроение»
1993

5

12013 Федеральная целевая программа книгоиздания России

Авторы: А.Л. Кемурджиан, В.В. Громов, И.Ф. Кажукало, М.И. Маленков, В.К. Мишкинчук, В.Н. Петрига, И.И. Розенцвейг

Рецензент канд. техн. наук А.Ф. Евич

Спонсор издания — Планетное общество, Пасадена, Калифорния, США

Sponsor of the publication — The Planetary Society, California, USA

П37 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.
ISBN 5-217-01207-2

Рассмотрены особенности эксплуатации планетоходов, способы их передвижения, особенности конструкции, вопросы управления движением и экспериментальной отработки.

Второе издание (1-е изд. 1982 г.) дополнено материалами о новом подвижном аппарате, о транспортных роботах СТР-1, созданных на базе планетоходов и использовавшихся при ликвидации последствий аварии на Чернобыльской АЭС.

Для создателей космической техники и робототехники, эксплуатирующей во враждебных человеку средах. Может быть полезна разработчикам наземных транспортных машин.

И 2705140400-42A 227-92
038(01)-93

ВБК 22.654с

ISBN 5-217-01207-2

© Издательство "Машиностроение", 1982
© А.Л. Кемурджиан, В.В. Громов, И.Ф. Кажукало и др., 1993

ПРЕДИСЛОВИЕ

Интенсивные исследования космического пространства, Луны, планет и их спутников представляют собой одну из фундаментальных задач, решаемых современной наукой и техникой. В последние десятилетия развитие практической космонавтики позволило все шире использовать в этих исследованиях контактные методы, реализуемые с помощью различного рода посадочных космических аппаратов (КА). При этом объем научной информации существенно увеличивается, а ее качество улучшается в том случае, если обеспечивается подвижность этих аппаратов. В частности, высокую эффективность исследований на обширной территории в течение длительного времени обеспечили советские подвижные аппараты "Луноход-1 и -2", а также американские луноходы, использовавшиеся членами экспедиций по программе "Аполлон". Успешный опыт использования луноходов позволяет считать планетоходы перспективным типом КА для дальнейших исследований Луны, Марса, Венеры и других небесных тел.

Литература о планетоходах немногочисленна, хотя и имеются ряд статей в журналах и тематических сборниках, в трудах научных конференций и симпозиумов, отдельные разделы в книгах. Впервые некоторые сведения о конструкции лунохода были опубликованы в книге < Передвижная лаборатория на Луне — "Луноход-1" > [130]. В книге "Автоматические станции для изучения поверхностного покрова Луны" [3] были помещены материалы по конструкции и методам испытаний луноходов, рассматривались особенности их движения по лунному грунту и некоторые методы наземной отработки и испытаний. Книга "Динамика планетохода" [78] посвящена одному из направлений теории движения этого аппарата.

Первое издание книги "Планетоходы" (1982 г.) являлось попыткой научного обобщения отечественного опыта расчета, проектирования и испытаний подвижных КА, методов и средств оценки проходимости, решения вопросов управления и обеспечения работоспособности узлов и пар трения.

С момента первого издания книги в области освоения космического пространства произошли значительные события. Проведены длительные экспедиции советских космонавтов на орбитальных станциях, полеты американских космических кораблей многоразо-

вого использования. Совершен успешный полет в автоматическом режиме космической системы "Энергия" — "Буран". Продолжались исследования планеты Венера с посадкой на ее поверхность КА "Венера-13 и -14", реализован проект "Вега", направленный на изучение Венеры, и кометы Галлея. В рамках программы "Фобос" осуществлены полеты двух КА в сторону планеты Марс. Различными методами получена новая информация о физических условиях на планетах и их спутниках.

Нужно заметить, что в годы, следовавшие за успешной эксплуатацией "Лунохода-1 и -2", проводились разработки как более совершенных луноходов, так и подвижных аппаратов, предназначенных для движения по поверхности Марса и его спутника Фобоса. В поисковом аспекте рассматривались возможности движения по поверхности других планет и их спутников. Создавались ходовые макеты самоходных шасси планетоходов различного назначения, позволявшие отрабатывать принципы передвижения, методы управления, конструкцию новых узлов на грунтах-аналогах. Появлялись новые приборы, позволяющие проводить оценку физико-механических свойств поверхностного покрова планет. Так, на борту двух станций серии "Марс", которые запускались к этой планете, находились небольшие подвижные приборы оценки прочности и несущей способности грунта. Питание и частично управление приборами должно было осуществляться по кабелю, которым подвижный прибор был связан с посадочным блоком. Перемещение приборов осуществлялось с использованием принципа шагания.

В 1983 и 1986 гг. в составе посадочных блоков аппаратов "Венера-13, -14" и "Вега" был проведен эксперимент по оценке механических и электрических свойств грунта специально созданным для этого стационарным прибором.

В прошедшие годы активно осуществлялись проектные разработки марсоходов для экспедиций последующих лет. Были созданы экспериментальные действующие полномасштабные образцы марсоходов оригинальной конструкции и проведены их ходовые испытания.

Таким образом, научные и конструкторские работы в этой области космического машиностроения значительно продвинулись вперед.

Хотя эти работы проводятся в первую очередь применительно к задаче передвижения планетоходов, они одновременно могут быть полезны для создателей других технических средств, узлов и механизмов, предназначенных для работы в космическом пространстве и на поверхности планет.

Космический опыт может оказаться полезным и при решении отдельных земных задач. Так, трагические события на Чернобыльской АЭС в апреле 1986 г. вызвали необходимость срочного создания безэкипажных транспортных роботов с дистанционным управлением. Такие специализированные транспортные роботы (СТР) были созданы на базе имеющегося опыта разработки и испытаний "Лунохода-1" и экспериментальных образцов планетоходов. Они были использованы для расчистки и дезактивации кровель третьего энергоблока Чернобыльской АЭС в зоне высокой радиации.

Настоящее (второе) издание книги "Планетоходы" дополнено новыми материалами, отражающими современные направления поисковых работ в области создания планетоходов и их земных аналогов. Здесь помещены новые данные о свойствах планет и их спутников, включен раздел об особенностях передвижения в слабом гравитационном поле, характерном для Фобоса и других малых небесных тел. Полностью переработана гл. 5 об управлении движением. В новой гл. 9 дан анализ некоторых аспектов создания марсохода и приведены краткие результаты работ по созданию специализированных транспортных роботов и эксплуатации их на Чернобыльской АЭС. Практически все разделы дополнены новыми материалами, отражающими сегодняшний уровень знаний.

В книге представлены материалы по проектированию и испытанию планетоходов, которые интересны прежде всего практической направленностью. Не все проблемы рассматриваются в книге одинаково глубоко. Это связано, прежде всего, с тем, что и уровень решения этих проблем в настоящее время неодинаков. И если, например, достаточно глубоко разработаны задачи, относящиеся к созданию луноходов, то с марсоходами дело обстоит иначе. Что же касается КА для других планет, то в опубликованных материалах излагаются лишь ориентировочные прогнозы.

Некоторые аспекты расчета и конструирования планетоходов в предлагаемой книге не рассматриваются или рассматриваются в ограниченном объеме, так как они либо достаточно подробно изложены в других работах по космической технике, либо хорошо разработаны для аналогичных конструкций наземных транспортных машин.

Существенной особенностью как первого, так и второго издания является оригинальный характер большей части представленных в книге материалов, опирающихся на реализацию исследований и разработок в виде натурных объектов или ходовых макетов.

Идея создания данной книги принадлежит профессору А.Л. Кемурджиану, возглавившему авторский коллектив, в который вошли В.В. Громов (гл. 1.7 и разд. 3.4, 9.1); И.Ф. Кажукало (разд. 3.2 и 3.3); М.И. Маленков (гл. 4 и разд. 9.2); В.К. Мипшкинюк (гл. 2, 5,8 и разд. 3.1, 7,2); В.Н. Петрига (гл. 7,8 и разд. 9.1); И.И. Розенцвейг (гл. 6).

Авторы приносят благодарность рецензенту книги канд. техн. наук А.Ф. Евичу, сделавшему ряд ценных замечаний.

Авторы считают своим приятным долгом выразить признательность господину Луису Фридману исполнительному директору Планетного общества (г. Пасадена, Калифорния), стараниями которого была осуществлена спонсорская поддержка книги.

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. Многие специалисты рассматривают различные направления этой деятельности: посылку автоматических станций и экспедиций с людьми к различным планетам, их спутникам и к другим космическим телам, создание поселений (в первую очередь на ближайшей нашей соседке — Луне) и создание искусственных спутников и планет с базами для жизнедеятельности человека.

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. Особенно это касается автоматов для исследований планет, малодоступных или вовсе недоступных для человека либо в силу их удаления и вытекающей из этого большой длительности экспедиции, либо в силу особо тяжелых условий существования на планете.

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.

Характерным для конструкции узлов планетохода является применение легких сплавов, ажурность конструкции, оптимальность форм отдельных узлов, позволяющая весь материал конструкции включить в силовую схему нагружения.

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.

Г Л А В А 1

УСЛОВИЯ РАБОТЫ

ПЛАНЕТОХОДОВ

Основными факторами, определяющими возможность, целесообразность и эффективность использования планетоходов, являются физические, климатические условия на поверхности планеты или ее спутника, а также строение, рельеф и физико-механические свойства верхних слоев грунта. Поэтому подобная информация является основополагающей при оценке возможности передвижения и при разработке планетоходов. В настоящее время наиболее возможными небесными телами для использования планетоходов являются Луна, Марс, Меркурий, Венера, спутники Марса и Юпитера, астероиды.

1.1. Общие сведения о некоторых планетах и их спутниках

Все рассматриваемые небесные тела входят в состав Солнечной системы. В табл. 1.1 и 1.2 приведены данные о наиболее общих характеристиках указанных выше планет и их спутников [3, 101, 103, 104, 117], представляющие интерес при проектировании планетоходов. Из табл. 1.1, 1.2 следует, что характерными моментами для работы на поверхности планет и их спутников являются большая удаленность от Земли и в связи с этим значительное время прохождения радиосигналов и уменьшенное по сравнению с Землей ускорение силы тяжести. Исключением является Луна, для которой время прохождения радиосигнала составляет 1,2 с.

Таблица 1.1. Некоторые общие сведения по планетам

Параметры	Меркурий	Венера	Марс	Юпитер
Средний радиус, км	2450	6050	3397	71600
Средняя плотность, г/см ³	5,54	5,27	3,95	1,314
Среднее расстояние от Солнца, млн. км	57,9	108,2	227,8	778
Период обращения вокруг Солнца	87,97 сут	224,7 сут	686,98 сут	11,862 г.

Параметры	Меркурий	Венера	Марс	Юпитер
Наименьшее расстояние от Земли, млн. км	77	38	56	589
Наибольшее расстояние от Земли, млн. км	221	261	400	968
Ускорение силы тяжести на поверхности, м/с ²	3,8	8,7	3,72	22,88

Таблица 1.2. Общие сведения по спутникам планет

Параметры	Земля	Марс			Юпитер			
	Луна	Фобос	Деймос	Ио	Европа	Ганимед	Каллисто	
Средний радиус, км	1738	13,5×10,7× ×9,5	7,5×6,0× ×5,5	1818	1990	2635	2500	
Средняя плотность, г/см ³	3,34	1,9	—	3,54	3,51	1,94	1,63	
Ускорение силы тяжести на поверхности, м/с ²	1,62	0,005	0,001	1,8	1,46	1,43	1,14	
Среднее расстояние от планеты, тыс. км	384	9,378	23,458	422	671	1071	1184	
Период обращения, сут	27,3	0,32	1,26	1,77	3,55	7,16	16,7	
Альbedo поверхности	0,07	0,05	0,07	0,63	0,64	0,43	0,17	

1.2. Климатические условия на поверхности планет и их спутников

Климатические условия на поверхности планет и их спутников определяются температурой у поверхности грунта, наличием и составом атмосферы, суточными и сезонными изменениями, потоком солнечной радиации, динамикой атмосферных явлений.

Таблица 1.3. Климатические условия на поверхности планет и их спутников

Параметры	Луна	Меркурий	Венера
Наличие атмосферы	Нет	Следы	Есть
Давление атмосферы у поверхности, гПа	—	10 ⁻¹²	99·10 ³
Температура у поверхности, К:			
максимальная	400	670	—
минимальная	120	110	—
средняя	—	—	750
Состав атмосферы	—	Гелий	СО ₂ — 97 % N ₂ — 2 % Н ₂ O и др. 1 %
Наличие сезонных изменений	Нет	Есть	Нет
Скорость ветра у поверхности, м/с	—	—	До 1...2
Характерные процессы на поверхности и в атмосфере	Метеоритная бомбардировка, возможна вулканическая деятельность	Метеоритная бомбардировка	Химическое взаимодействие атмосферы с поверхностью

В табл. 1.3 приведены некоторые данные по климатическим условиям [3, 99, 101, 117]. В зависимости от конкретных условий (широта, долгота, высота над средним уровнем поверхности) значения параметров могут изменяться. Условия на планете могут быть осложнены такими явлениями, как вулканическая деятельность, захват пылевых частиц с поверхности, фазовые превращения компонентов атмосферы. Так, на Марсе отмечено существование пылевых бурь. Количество поднятой пыли при этом может быть весьма значительным. Во время пылевой бури на Марсе в 1971 г. наблюдение поверхности планеты было затруднено. Отмечалось также некоторое изменение температуры атмосферы. На Венере параметры атмосферы достаточно стабильны. Суточные изменения температуры весьма малы (~ 1 °). На спутниках Юпитера обнаружены действующие вулканы. Это должно приводить к заметному изменению климатических условий в зоне активной вулканической деятельности.

Марс	Фобос	Ио	Европа	Каллисто	Ганимед
Есть	Нет	Следы	—	—	—
5...6	—	$8 \cdot 10^{-3} \dots 10^{-8}$	—	—	—
300	300	290	—	—	—
153	170	—	—	—	—
210	—	135	123	155	167
CO ₂ —95% N ₂ —2—3% O ₂ —0,1... 0,4%	—	SO ₂	—	—	—
Есть	Нет	—	—	—	—
40...100	—	—	—	—	—
Метеоритная бомбардировка, пылевые бури, образование льда	Метеоритная бомбардировка	Активная вулканическая деятельность	—	—	Вязкое течение в верхней коре

Таблица 1.4. Климатические условия работы планетоходов

Параметры атмосферы	Температура, К	Область распространения
Сильно разреженная атмосфера (вакуум)	123...400 170...300 110...670 110...160	Луна Фобос, Деймос Меркурий Спутники Юпитера
Разреженная атмосфера на CO ₂ , давление около 6 гПа	150...300	Марс
Плотная атмосфера из CO ₂ , давление 90...100·10 ³ гПа	730...750	Венера

Следует отметить, что информация о климатических условиях на поверхности планет непрерывно пополняется. Наиболее изучены климатические условия на поверхности Луны, Марса, Венеры. По спутникам Юпитера получены лишь первые ориентировочные представления, и, несомненно, по мере получения новых данных будут уточнены условия работы на их поверхности. Климатические условия работы планетоходов можно разделить на несколько типичных ситуаций (табл. 1.4).

1.3. Строение, рельеф и физико-механические свойства поверхностного слоя грунта планет и спутников

1.3.1. Методы изучения поверхности планет и спутников. Поскольку передвижение планетохода осуществляется по поверхностному слою грунта, то эти данные оказывают весьма существенное влияние на его характеристики. Свойства грунта, рельеф поверхности определяют проходимость планетохода, т.е. наиболее важные его параметры, которые в конечном счете определяют целесообразность использования планетохода как транспортного средства.

Учитывая важность информации о свойствах поверхности для разработки планетоходов, рассмотрим не только конечные результаты исследований, но и методы их получения. Это необходимо для того, чтобы глубже понять существо полученных данных и соответственным образом использовать их на практике.

Характеристики основных методов получения данных о поверхности планет и их спутниках приведены в табл. 1.5 [94, 104, 117, 170, 172]. При этом в зависимости от конкретных условий на планете (расстояние от Земли, атмосфера и др.) могут быть свои особенности. Например, поверхность Венеры из-за плотной атмосферы не может быть сфотографирована с орбиты и с Земли, поэтому особое место при изучении ее рельефа занимают радиолокационные методы.

Степень изученности свойств поверхности различных планет и их спутников в настоящее время неодинакова. Например, о поверхности Луны имеется достаточно обширная информация, относительно хорошо изучен рельеф Марса, имеются фотоснимки, полученные с поверхности Венеры и Марса, фотографии спутников Юпитера позволяют получить данные о характеристиках их поверхности.

Таблица 1.5. Основные методы получения информации о свойствах поверхности планет и их спутников

Метод изучения	Технические средства	Получаемые результаты
Получение снимков с поверхности Земли	Телескопы	Крупномасштабные снимки, дающие общее представление о планете и ее спутнике. Для Луны возможно разрешение до 100 м
Получение снимков поверхности с КА	Система космического телевидения, возврат на Землю фотоснимков с помощью возвращаемого аппарата	Детальные снимки поверхности с разрешением до нескольких метров, в том числе и для районов, не доступных для наблюдения с Земли
Получение снимков с поверхности планет и их спутников	Посадочный аппарат	Детальные снимки в месте посадки с разрешением до миллиметра
Радиофизические методы исследований	Радиотелескопы, радиолокаторы	Данные о физических свойствах поверхности. Толщина изучаемого слоя до нескольких метров
Оптические методы исследований	Фотометры, спектрофотометры	Оптические свойства верхнего слоя грунта, по которым могут быть оценены его структура и состав
Прямые исследования физико-механических свойств грунта	Посадочный аппарат и специальные приборы (плотномер, пенетрометр и др.)	Данные о физико-механических свойствах грунта в месте посадки
Доставка образцов грунта на Землю	Устройства забора грунта. Возвращаемый аппарат	Детальные сведения о составе грунта, гранулометрии, физических и механических свойствах
Моделирование грунтовых, климатических и физических условий планет на Земле	Климатические камеры, стенды для имитации уменьшенной силы тяжести. Грунты-аналоги	Основные закономерности по образованию и формированию поверхностного слоя грунта. Получение и уточнение исходных данных для проектирования плаватохода. Обоснование методов стендовых и ходовых испытаний макетов плаватоходов

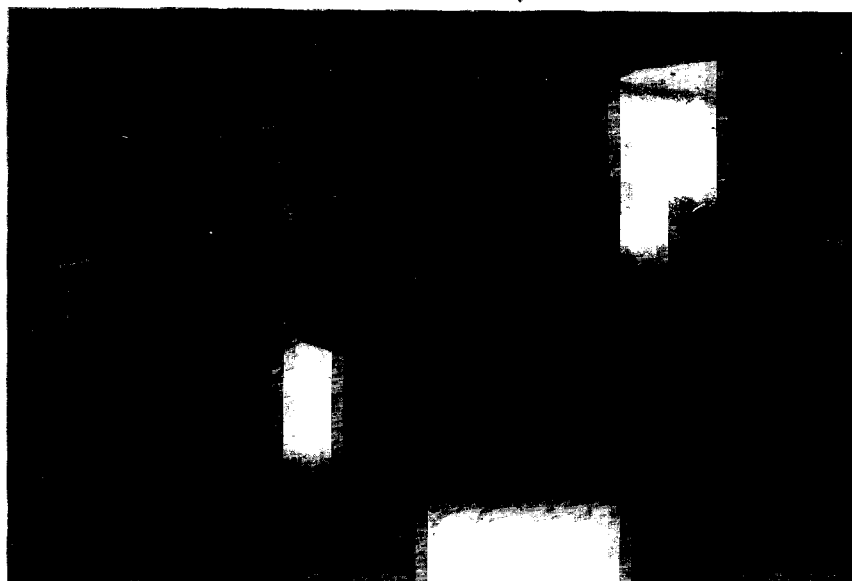


Рис. 1.1. Лунная поверхность в районе работы "Лунохода-1"

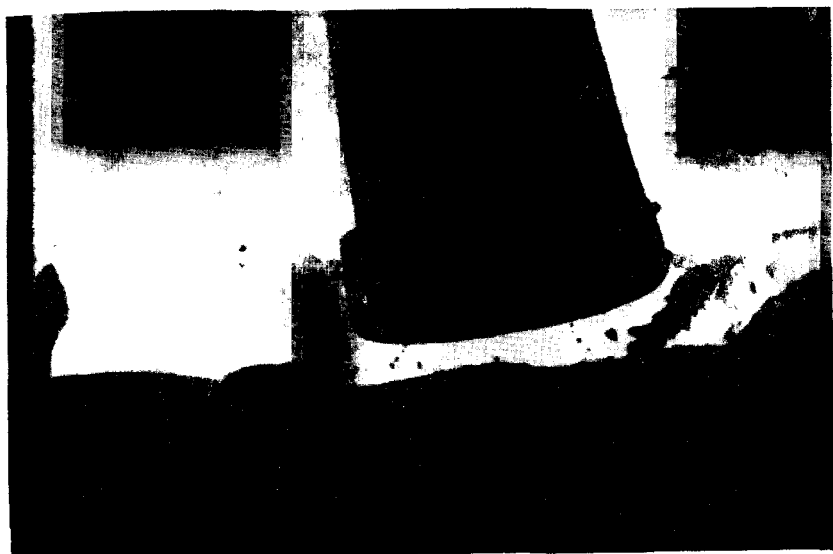


Рис. 1.2. Лунная поверхность в районе работы "Лунохода-2"

Одним из относительно новых направлений в изучении и прогнозировании свойств поверхности планет и спутников является выявление общих закономерностей в их природе и строении, что позволяет распространять уже полученные данные на другие планеты. Например, наличие кратерных форм рельефа на Марсе, Меркурии, Венере, спутниках Юпитера позволяет использовать данные, полученные для лунной поверхности, для оценки физических и механических характеристик на этих небесных телах.

1.3.2. Луна. На поверхности Луны можно выделить два наиболее характерных типа районов: морские и материковые. Морские районы отличаются несколько более темным цветом и ровной поверхностью и занимают около 15 % площади. Материковые районы имеют более светлую окраску и сложный рельеф. Обратную сторону Луны занимают в основном материковые районы. Вид лунной поверхности в районах работы "Лунохода-1 и -2" показан на рис. 1.1 и 1.2.

Наиболее характерными элементами лунного рельефа являются кратеры, образуемые в основном в результате ударов метеоритов и имеющие размеры от нескольких сотен километров до десятков сантиметров.

Основные типы кратеров, имеющих наибольшее распространение на Луне, приведены в табл. 1.6 [130, 131].

Распределение кратеров на лунной поверхности в зависимости от их размера подчиняется равновесной функции [131]:

$$N = 10^{10,9} \cdot D^{-2}, \quad (1.1)$$

где N — количество кратеров диаметром более D на площади 10^6 км²; D — диаметр кратера, м.

Приведенная зависимость характерна для кратеров с диаметром до 100 м. Для больших диаметров наблюдается несколько иная зависимость. Кратеры представляют наиболее характерный вид препятствия для движения планетохода.

Другим характерным элементом рельефа лунной поверхности являются камни и каменные гряды. Камни наиболее часто встречаются вблизи кратеров типа А, АВ и В. При этом чем больше кратер, тем больше вокруг него камней. Особенно резко возрастает количество камней у кратеров диаметром более 20 м. Значительная часть камней сосредоточена в пределах вала кратера. Форма камней — разнообразная. Наличие камней вблизи кратеров зачастую объясняется тем, что при образовании последних происходят выбросы скального основания подстилающих пород, т.е. когда глубина залегания мелкозернистого грунта соизмерима с глубиной кратера.

Таблица 1.6. Характеристики основных типов лунных кратеров

Параметры	Тип кратера				
	A	AB	B	BC	C
Относительная глубина (отношение глубины к диаметру кратера)	1...1 4 5	1...1 6 7	1 8	1 10	1 14
Наличие вала	Есть	Есть	Есть	Следы	Нет
Угол наклона стенки кратера, градус	30...45	30...40	20...25	65	8...10
Угол наклона внешней кромки вала, градус	10...20	10...15	5	—	—

Для количественного описания распределения камней на поверхности может быть использовано следующее соотношение [131]:

$$n = kd_k^v, \quad (1.2)$$

где n — количество камней размером более d_k на площади 100 м^2 ; d_k — размер камня, м; k и v — константы, зависящие от геоморфологической ситуации (табл. 1.7).

Наряду с камнями, иногда встречаются камневидные образования, внешне похожие на камни, но являющиеся крупными комками из слившегося мелкозернистого материала, которые легко разрушаются колесами лунохода. Пример такого камневидного образования приведен на рис. 1.3.

На лунной поверхности имеются также более сложные элементы рельефа: сочетание уклонов большой протяженности, усложненных кратерами и камнями, террасы, гряды, осыни на крутых склонах и др.

Подобные ситуации применительно к движению планетоходов могут быть представлены некоторой обобщенной функцией распре-

Таблица 1.7. Коэффициенты для оценки распределения камней

Тип поверхности	k	v
Кратеры класса А	$8 \cdot 10^3$	— 2
Кратеры класса В	10^4	— 2,5
Кратеры класса С и межкратерное пространство	$2 \cdot 10^4$	— 3,5



Рис. 1.3. Камневидное образование

деления уклонов. Например, в районе работы "Лунохода-1" плотность распределения уклонов в районе Моря Дождей хорошо описывается законом распределения Рэлея [130, 131]:

$$f(\alpha) = 160 \exp(-80\alpha^2), \quad (1.3)$$

где $f(\alpha)$ — плотность вероятности; α — угол наклона, рад.

Изучение физико-механических свойств лунного грунта, выполненное в земных лабораториях на образцах, доставленных с поверхности Луны, позволило установить основные закономерности для его прочностных и деформационных характеристик в зависимости от степени уплотнения.

Приведенные в табл. 1.8 данные о физико-механических свойствах грунта отражают отдельные параметры, которые являются количественной мерой идеализированных схем нагружения.

Таблица 1.8. Свойства лунного грунта по результатам изучения образцов, доставленных станциями "Луна-16 и -20"

Коэффициент пористости грунта	Основной вид деформации	Коэффициент уплотнения, 1/МПа	Сцепление, кПа	Угол внутреннего трения, градус
> 1,3	Уплотнение	> 40	< 1	10
1,3...1,0	Уплотнение и местный сдвиг	20	1...1,5	10...15
1,0...0,9	Уплотнение и общий сдвиг	8	1,5...2,5	10...20
< 0,9	Общий сдвиг	< 3	> 2,5	> 20

Основные особенности процессов деформации лунного грунта применительно к решению задач по передвижению планетоходов заключаются в следующем:

основная деформация грунта происходит во время первого цикла загрузки;

восстанавливающиеся деформации в лунном грунте малы по сравнению с остаточными;

вид и характер деформации грунта под движителем планетохода в сильной мере зависят от степени уплотнения грунта в естественном залегании;

параметры сжимаемости и сопротивления сдвигу находятся в сложной зависимости от состояния грунта и условий нагружения. В процессе воздействия движителя на грунт имеют место процессы дополнительного уплотнения и разуплотнения, приводящие, в свою очередь, к изменению механических свойств;

изучение влияния вакуума на механические свойства образцов лунного грунта показало, что в вакууме происходит некоторое увеличение сцепления и внутреннего трения. Однако эти изменения проявляются в меньшей степени по сравнению с влиянием уплотнения [170, 171, 172];

влияние уменьшенной силы тяжести на физико-механические свойства грунта проявляется двояким образом. Во-первых, в условиях малой силы тяжести возможно образование более рыхлых структур, следствием чего являются более низкие значения механических показателей. Во-вторых, в условиях уменьшенной силы тяжести механические показатели грунта снижаются из-за уменьшения составляющих сопротивления грунта, обусловленных его весом. Наиболее существенное влияние проявляется для сыпучих грунтов, не имеющих сцепления между частицами. Например, для однородного кварцевого песка наблюдается пропорциональная зависимость

Таблица 1.9. Основные физико-механические свойства лунного грунта в естественном залегании

Показатель	Значение показателя				
	> 1,3	1,3...1,0	1,0...0,9	0,9...0,8	< 0,8
Коэффициент пористости	< 7	7...25	25...36	36...55	> 55
Несущая способность, кПа	< 1,3	1,3...2,5	2,5...3,2	3,2...4	> 4
Угол внутреннего трения, градус	< 10	10...15	15...18	18...22	> 22
Относительная частота распространения	—	0,25	0,3	0,3	0,15
Характерные участки на поверхности Луны	Отдельные бугорки и небольшие гряды из мелкозернистого материала	На бровке свежих кратеров небольшого размера, на крутых склонах	На элементах сильно эродированных кратеров	Межкратерное пространство	В местах с малой глубиной переработанного грунта. Камневидные образования, отдельные камни

между его прочностными показателями при воздействии местной нагрузки и ускорением силы тяжести [172].

Определение свойств лунного грунта в естественном залегании, выполненное с помощью подвижных аппаратов "Луноход-1 и -2", позволило построить обобщенную модель грунта. При этом было установлено, что различие в геоморфологической обстановке в районах работы луноходов оказывает малое влияние на физико-механические свойства грунта. Поэтому нужно рассматривать средние, наиболее типичные параметры лунного грунта в естественном залегании для достаточно обширных районов Луны (табл. 1.9) [3, 94, 129, 120].

Наиболее часто встречаются участки грунта с несущей способностью 25...55 кПа. Такое значение несущей способности характерно для относительно ровных участков со спокойным рельефом. Более низкая несущая способность встречается на участках с ярко выраженными следами процессов образования кратеров и других форм рельефа и сочетается со значительными уклонами поверхности.



Рис. 1.4. Кратеры на Марсе

Наиболее сложными участками лунной поверхности с точки зрения обеспечения передвижения транспортных средств являются отложения рыхлого грунта в сочетании с большими уклонами на склонах кратеров. Было отмечено, что в некоторых местах с глубиной возрастают показатели механических свойств, особенно сопротивление вращательному срезу. Неоднородность строения и механи-

ческих свойств лунного грунта по глубине связана с выходами твердого основания, скоплениями камней вблизи кратеров, а также (возможно) наличием выраженной слоистости.

1.3.3. Марс. Почти половина поверхности Марса занята кратерными формами рельефа, в значительной мере напоминающими лунную поверхность. Больше всего кратеров в южном полушарии. В этих районах плотность кратеров примерно такая же, как в материковых районах Луны. Основная часть кратеров на Марсе метеоритного происхождения, характерным для них является заметная эрозия под воздействием ветров. В большинстве случаев поле выброса материала из кратера разрушено и засыпано более поздними отложениями. Это приводит к тому, что марсианские кратеры имеют менее крутые склоны и меньшую относительную глубину по сравнению с лунными кратерами. Наиболее характерные марсианские кратеры показаны на рис. 1.4.

На поверхности Марса имеется целый ряд образований вулканического происхождения. Они представляют собой гигантские вулканические горы, наибольшая из которых имеет высоту 25 км над уровнем окружающей местности и диаметр в основании около 600 км. Для этих образований характерно наличие основных признаков вулканической деятельности: расположенная на вершине кальдера, вторичные кальдеры, следы лавовых потоков и застывшей магмы. Значительное место на Марсе занимают также вулканические образования в виде лавовых равнин. Принципиально новой формой рельефа на Марсе по сравнению с Луной является система каньонов протяженностью в несколько тысяч и шириной до сотен километров. Причиной их образования являются, по-видимому, разломы в марсианской коре. Стенки каньонов высотой до двух километров имеют хорошо выраженные следы оползней и обвалов. При этом нижние слои оползней имеют вид относительно подвижного материала, обладающего малым сцеплением. Дно каньонов относительно ровное. Крутизна и характер склонов показывают, что верхняя часть стенок образована из грунта, обладающего заметным сцеплением и внутренним трением [117].

Наличие атмосферы на Марсе приводит к образованию золотых отложений. Типичными формами рельефа являются скопления дюн, по внешнему виду похожие на земные песчаные дюны.

В местах перехода от относительно гладких низменных равнин к возвышенностям, покрытым кратерами, находятся области с хаотическим рельефом, представляющим собой сочетание образований неправильной формы. Причиной образования хаотического

рельефа, по всей видимости, является разрушение поверхности грунта под воздействием грунтовых льдов и воды и последующим ветровым переносом частиц грунта [117].

На поверхности Марса обнаружены извилистые каналы, весьма напоминающие высохшие русла рек и овраги. Наиболее вероятной причиной их образования считается наличие в прошлом интенсивных водных потоков, вызванных оттаиванием вечномерзлых грунтов в периоды потепления [206]. Есть предположения о существовании некоторого количества жидкой воды в понижениях рельефа и грунта. Предположение о наличии больших водных бассейнов на поверхности Марса в данных климатических условиях считается невозможным [117].

Для оценки условий движения планетоходов представляют особый интерес данные о поверхности с разрешением от нескольких до десятков метров, что возможно получить в основном с помощью посадочных аппаратов.

Общий характер местности в месте посадки КА "Викинг-1" похож на участки земных каменистых пустынь. Поверхность представляет собой наносы из мелкозернистого материала, образующие слабохолмистую поверхность. Отмечаются характерные для наносных образований четко выраженные переходы между отдельными сторонами и округлость форм, существенная разница уклонов на наветренной и подветренной сторонах. Поверхность мелкозернистого материала усыпана множеством камней. Плотность распределения камней подчиняется примерно такой же зависимости, как и для лунной поверхности. Однако в месте посадки аппарата их количество соответствует сильно каменистым участкам лунной поверхности. Вокруг камней имеются четко выраженные следы выдувания мелкозернистой части грунта. Камни имеют разнообразную, как правило, неправильную форму с острыми гранями. Обнаружены пористые, шлаковидные камни.

Информация о свойствах грунта в месте посадки была получена по телевизионным изображениям поверхности, характеру вдавливания опор, с помощью манипулятора для отбора проб грунта, воздействия газовых струй от двигателя и ветровых потоков. Было отмечено заметное отличие гранулометрического состава грунта на различных участках поверхности. Значительная часть верхнего слоя грунта состоит из мелкодисперсных частиц, размеры которых оценивают в десятки и сотни микрон. На некоторых участках наблюдается присутствие значительного количества более крупных частиц размером до 5 см, образующих каменистую поверхность [206].

Полученные по этой информации данные о физико-механических свойствах грунта дают значения плотностей $1...1,6 \text{ г/см}^3$ для мелко-

зернистого грунта, $1,8 \text{ г/см}^3$ для каменистой поверхности и соответственно угол внутреннего трения в пределах $20...40^\circ$ и $40...45^\circ$, сцепление оценивается величиной порядка $0,1...1,0 \text{ кПа}$ [100, 206, 117]. При анализе этих данных следует отметить, что они получены для весьма ограниченных участков поверхности, хотя могут иметь значительное распространение на поверхности. Учитывая большое разнообразие процессов формирования рельефа поверхности, образования и переработки грунта, существующих на Марсе, рассмотренные грунты отражают лишь часть из всего их многообразия.

Авторами была сделана попытка обобщения на основе имеющейся информации о процессах переработки и переноса грунта и формирования рельефа по данным изучения физических характеристик поверхности Марса с помощью оптических и радиометрических методов исследований, изучения свойств лунного грунта и земных аналогов. Результаты этих обобщений приведены в табл. 1.10. Естественно, что приведенные данные в некоторой части носят гипотетический характер и, по всей видимости, не отражают всего многообразия грунтовых условий. Однако они могут в какой-то мере служить ориентиром для оценки возможности передвижения по поверхности Марса.

Таблица 1.10. Ожидаемые физико-механические свойства поверхностного слоя грунта Марса

Параметр	Тип грунта			
	Мелкозернистый с широким гранулометрическим составом	Среднезернистый с узким гранулометрическим составом	Выходы скальных пород	Грунты с большим содержанием льда
Плотность, г/см^3	1,0...1,6	1,4...1,7	> 2	1,5...2,0
Средний размер частиц, мкм	10...100	100...300	—	—
Несущая способность, кПа	10...100	7...50	> 10^3	100
Сцепление, кПа	0,5...5,0	1	> 100	10
Угол внутреннего трения, градус	10...30	25...40	—	—
Коэффициент сжимаемости, $1/\text{МПа}$	2...50	< 5	—	—

Параметр	Тип грунта			
	Мелкозернистый с широким гранулометрическим составом	Среднезернистый с узким гранулометрическим составом	Выходы скальных пород	Грунты с большим содержанием льда
Характерные участки местности	Осыпи, стенки и днища кратеров и каньонов, затененные от ветра участки, понижение рельефа	Дюнные и барханные образования	Обнаженные скальные породы, камни	Полярные области

Спутники Марса — Фобос и Деймос. Фобос и Деймос являются относительно малыми телами и имеют на поверхности весьма низкую силу тяжести. Ускорение силы тяжести у поверхности Фобоса примерно в 2000 раз меньше, чем на Земле. Они выглядят как тела неправильной формы. Поверхности Фобоса и Деймоса покрыты большим числом кратеров, плотность распределения которых соответствует лунным материкам. Обнаружены длинные борозды, которые, возможно, являются засыпанными разломами [103].

Поверхность Фобоса покрыта слоем мелкораздробленного материала в результате метеоритной бомбардировки по типу лунного грунта, толщина которого может достигать 100 м [117]. Предполагается, что при метеоритной бомбардировке часть материала выбрасывается и оказывается на орбите Марса, а затем постепенно захватывается спутником. Так как параболическая скорость у Фобоса около 10 м/с, то захваченные частицы будут падать со скоростями такого же порядка. Это должно приводить к довольно интенсивному уплотнению грунта. Ожидаемая несущая способность подобных образований будет около 100 кПа. На Фобосе и Деймосе, очевидно, действуют и такие механизмы, как осыпание грунта на крутых склонах, движение частиц на крупных склонах, движение частиц грунта под воздействием изменений температуры. Учитывая малую силу тяжести на спутниках, можно считать, что на таких участках местности могут формироваться слои грунта с весьма малой несущей способностью.

Для поверхностей Фобоса и Деймоса характерно заметное отклонение вектора силы тяжести от нормали к поверхности вследствие неправильной формы. Это соответствует наличию значительных (до 7...10°) генеральных уклонов, на которые наложены местные элементы рельефа (кратеры, борозды).

1.3.4. Венера. Наличие непрозрачной атмосферы у Венеры исключает возможность наблюдения ее поверхности с помощью орбитальных аппаратов. Поэтому до настоящего времени не получено визуальной информации о рельефе поверхности этой планеты. Главным источником информации о рельефе Венеры являются радиолокационные методы. С их помощью было установлено наличие кратеров диаметром в десятки километров, которые имеют малую относительную глубину, примерно на порядок меньшую, чем кратеры такого же размера на Луне. Обнаружены участки с заметным перепадом высот (до 3 км). В целом поверхность Венеры более ровная по сравнению с Луной и Марсом. Например, для участков длиной порядка одного метра среднеквадратичный угол наклона для Венеры составляет $6...8^\circ$, а для Луны — около 10° [129]. Среднее значение плотности для верхних слоев грунта составляет $2,3 \pm 0,4 \text{ г/см}^3$ [83], что выше средней плотности лунных и марсианских грунтов.

Принципиально новая информация о строении и рельефе поверхности Венеры была получена аппаратами "Венера-15, -16" с помощью радиолокатора бокового обзора.

Изучение условий передвижения по поверхности Венеры проводилось с помощью приборов, установленных на спускаемых аппаратах "Венера-9, -10, -13 и -14" [132].

На спускаемых аппаратах станций "Венера-9 и -10" был установлен радиационный плотномер. В выносном цилиндрическом блоке плотномер, представляющем собой титановую трубку с наружным диаметром 40 мм и длиной 360 мм, были расположены радиоизотопный источник и счетчики гамма-излучения, сигналы с которых передавались по проводам в электронный блок, расположенный в герметичном отсеке. Измерения плотности камней показали величину порядка $2,8 \text{ г/см}^3$ [137].

Плотномер на станциях "Венера-9 и -10" позволил также оценить прочность грунта. Это удалось сделать на основе анализа процесса соударения с грунтом корпуса выносной части плотмера в момент его выноса. Таким образом было установлено, что прочность камней в зоне посадки станции "Венера-9" не менее $19 \cdot 10^3 \text{ кПа}$.

Одной из основных научных задач по исследованию поверхности Венеры с помощью советских автоматических станций "Венера-13 и -14" являлось проведение прямых измерений физико-механических свойств поверхностного слоя грунта в естественном залегании.

С этой целью на станциях "Венера-13 и -14" были установлены выносные приборы, предназначенные для определения механических свойств и электрического сопротивления грунта на некотором



Рис. 1.5. Панорамы поверхности Венеры:
 а — в месте посадки станции "Венера-13"; б — в месте посадки станции "Венера-14"

удалении от посадочного устройства станции за зоной возможной деформации грунта при посадке. Прибор и место измерений свойств грунта находятся в поле зрения телефотометра станции. Прибор однократного действия. Информация об электрическом сопротивлении грунта получается периодически в течение всего времени активной работы станции на поверхности.

Выносные приборы на обеих станциях сработали нормально. Произошло раскрытие рычажных систем, разворот дисков визирных устройств. На полученных панорамах уверенно наблюдается их положение. Телеметрическая информация была хорошего качества.

Измерение механических свойств грунта на станции "Венера-13" было проведено у края небольшого камня (рис. 1.5, а). Несущая способность грунта в месте измерений на станции "Венера-13" лежит в пределах $(2,6...10) \cdot 10^2$ кПа.

На станции "Венера-14" измерения были проведены на поверхности массивного выхода консолидированной породы (рис. 1.5, б).

Ориентировочные пределы несущей способности грунта в месте посадки станции "Венера-14" составляют $(65...250) \cdot 10^2$ кПа.

Полученные данные о физико-механических свойствах грунта Венеры позволяют сделать некоторые обобщения и выводы о строении и природе поверхностных слоев грунта в местах посадки станций "Венера-13 и -14" для оценки условий передвижения.

Станция "Венера-13" опустилась на участок, покрытый рыхлым материалом в сочетании с выходами каменных плит. Визуальный анализ панорамы показывает, что место измерения является типичным для участка поверхности, находящегося в поле зрения. На поверхности имеется значительное количество каменных гряд консолидированных пород, отдельно лежащих камней, а также их скопления. По внешнему виду поверхности зернистого материала видно, что в нем содержится большое количество частиц с размерами как больше, так и меньше разрешающей способности телефотометра, т.е. нескольких миллиметров, что позволяет отнести грунт к типу гравелистых с заметной долей песчаной и, возможно, пылевой фракции. На основании этого можно сделать вывод о наличии на поверхности в районе посадки станции "Венера-13" условий для образования частиц с достаточно широким гранулометрическим спектром.

Участок поверхности в районе посадки станции "Венера-14" почти целиком покрыт выходами каменных образований, разделенных трещинами и границами выраженной слоистости.

Раздробленного материала в значительных количествах вблизи станции нет. Это свидетельствует о том, что по истории и механизму образования этот участок существенно отличается от участка местности, где опустилась станция "Венера-13".

Характерно, что разрушений грунта вокруг посадочного устройства станции не отмечается. Не наблюдается и значительной осадки станции в грунт. В этой ситуации наибольший интерес представляет определение свойств твердой поверхности, на которой нет явных границ слоистости и трещин, так как эти факторы могут существенно повлиять на результаты измерений. Результаты определения свойств таких образований позволяют сделать вывод о типе и степени зрелости пород в этом районе поверхности Венеры и о природе их образования.

Место измерений физико-механических свойств грунта на станции "Венера-14" находится на относительно ровном каменистом образовании с чистой поверхностью, несколько выступающем над близлежащими образованиями. Размеры целиковой части этого каменного выхода порядка одного метра.

Таким образом, место измерений на станции "Венера-14" находится в достаточно интересной и представительной точке видимого участка поверхности Венеры.

Измерения механических свойств грунта Венеры, выполненные на посадочном аппарате "Вега-2" показали, что несущая способность в этом районе составляла около $11,5 \cdot 10^3$ кПа.

Полученные выше оценки несущей способности в наибольшей мере соответствуют туфообразным породам. По внешнему облику поверхности можно сделать вывод о том, что основным фактором по формированию поверхности в этом районе Венеры являются процессы осадконакопления. По-видимому, полученные оценки несущей способности связаны главным образом со структурой самого верхнего слоя поверхности.

Удельное электрическое сопротивление грунта в местах работы станций "Венера-13 и -14" оказалось примерно одинаковым и составило около 100 Ом, т.е. является аномально низким по сравнению с горными породами базальтового типа при температурах, близких к температуре атмосферы Венеры. Столь неожиданно низкое электрическое сопротивление грунта требует разработки новых гипотез о физике поверхности и, возможно, атмосферы. В частности, можно предполагать о наличии заметного количества электропроводящих минералов, активного взаимодействия атмосферы с поверхностью грунта, круговорота компонентов атмосферы и грунта с температурой фазовых переходов, близких к температуре атмосферы. Возможны и другие гипотезы.

На основе вышеизложенных исследований свойств грунта поверхности Венеры можно сделать вывод о том, что значительные участки ее поверхности представляют собой каменистую пустыню, покрытую плоскими каменистыми плитами и блоками. На отдельных

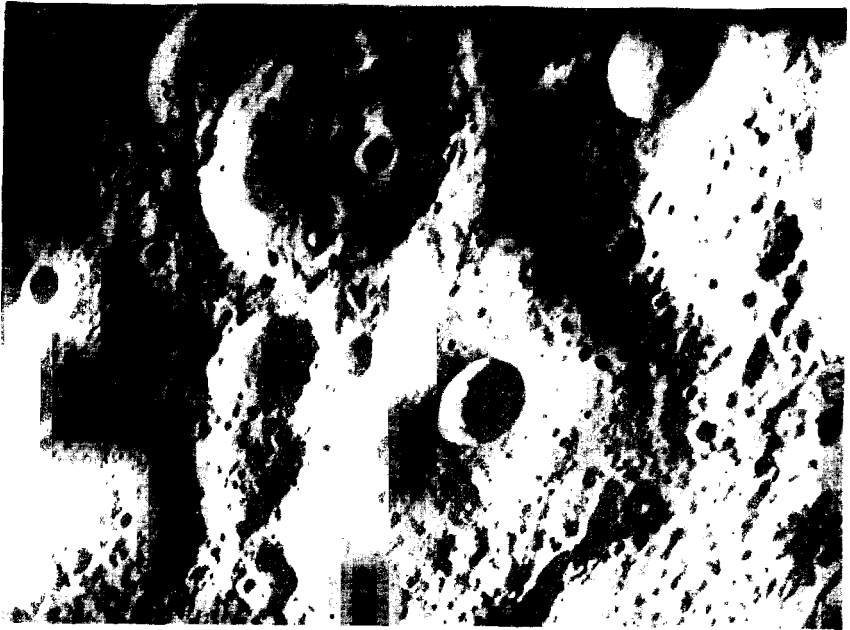


Рис. 1.6. Поверхность Меркурия

участках наблюдаются скопления крупнозернистого обломочного материала.

Заметных скоплений мелкораздробленного грунта по типу лунного реголита по поверхности Венеры пока не обнаружено.

1.3.5. Меркурий. Общий вид поверхности Меркурия, снятый с помощью аппарата "Маринер-10", показан на рис. 1.6. Заметно большое сходство поверхности Меркурия с лунной поверхностью [162]. Основные элементы рельефа — кратеры и относительно ровные участки, подобные лунным морям. Кратеры на Меркурии во многом похожи на лунные. Главное отличие состоит в заметно меньшей дальности выброса материала из кратера и более близком расположении вторичных кратеров по отношению к основному. Мелкие кратеры имеют чашеобразную форму, у более крупных наблюдается центральная горка. На склонах многих из них имеются террасы.

Специфическим элементом рельефа для Меркурия являются уступы высотой около трех и длиной в сотни и тысячи километров. Уступы пересекают на большом протяжении кратеры и межкратерное пространство.

Учитывая большое сходство в процессах формирования рельефа и переработки грунта на поверхностях Меркурия и Луны, можно сделать вывод и о сходстве основных физико-механических свойств грунта. Подтверждением этому являются достаточно близкие средние значения плотностей, электрических и тепловых характеристик. Поэтому для оценки условий передвижения планетоходов по поверхности Меркурия можно в первом приближении ориентироваться на данные, полученные для Луны.

1.3.6. Спутники Юпитера. Среди спутников Юпитера особый интерес представляет Ио, Европа, Ганимед и Каллисто. Информация о поверхности этих спутников была получена станциями "Вояджер-1 и -2" [3].

И о. На снимках поверхность Ио имеет коричневатую-красную окраску, на котором выделяются голубовато-белые образования. Обнаружены кратеры, вокруг которых наблюдаются следы потоков длиной в сотни километров. На спутнике происходит активная вулканическая деятельность. Обнаружено несколько действующих вулканов, а также повышенная температура для ряда деталей рельефа. Предполагается, что поверхность Ио покрыта серой или ее соединениями, а также, возможно, силикатными породами. В результате вулканической деятельности поверхность Ио перерабатывается со скоростью около одного миллиметра в год. Рельеф Ио относительно ровный, напоминающий в некоторых деталях рельеф Марса.

Е в р о п а. На поверхности этого спутника обнаружено небольшое число кратеров, а также длинные узкие образования, по всей видимости, крупные разломы. Поверхность Европы очень светлая, и есть предположения, что она представляет собой ледяную корку.

Г а н и м е д. По внешнему виду несколько напоминает Луну. Имеются области, содержащие большое число кратеров, которые имеют несколько более темную окраску. Светлые области покрыты кратерами в меньшей степени. Считается, что Ганимед покрыт ледяной коркой толщиной до 10 км.

К а л л и с т о. Поверхность его покрыта кратерами и похожа на материковые области Луны. Имеются также крупные кольцевые образования общим диаметром 1000...3000 км. Верхняя кора состоит из смеси силикатных пород и льда и имеет толщину около 200 км. Предполагается наличие вязкостного движения верхних слоев грунта, являющегося одним из возможных механизмов формирования рельефа поверхности.

1.3.7. Типичные ситуации по условиям движения планетоходов. Как видно из приведенных выше данных о рельефе планет и их спутников и данных о физико-механических свойствах грунта, условия движения являются весьма сложными и многообразными. Но несмотря на это, представляется возможным выделить некоторые наиболее типичные ситуации движения планетоходов. Можно исходить из того, что независимо от природы образования тех или иных форм рельефа на процесс движения оказывают влияние в основном геометрическая форма и физико-механические свойства верхнего относительно неглубокого слоя грунта (десятки сантиметров). Имеют значение не только абсолютные размеры элементов рельефа, но и их соотношение с размерами движителя планетохода. Это означает, что многие формы рельефа могут быть представлены в виде отдельных идеализированных препятствий и их сочетаний. Например, кратеры размерами, существенно большими размеров планетохода, могут быть представлены в виде чередующихся уклонов, спусков, косогоров и относительно ровных участков. То же самое может быть отнесено и к различным линейным образованиям: бороздам, каньонам, оврагам. Основной характеристикой всех этих форм рельефа может служить величина преодолеваемого уклона. Камни и обломки горных пород могут быть разделены на две основные категории: преодолеваемые и непреодолеваемые. Преодолеваемыми следует считать такие, размеры которых не превышают клиренса машины или в первом приближении радиуса колеса. Выделение типичных ситуаций для описания условий движения планетоходов позволяет конкретизировать исходные данные и требования к конструкции планетохода, существенно облегчить их отработку и испытания. При этом все многообразие условий движения по реальной поверхности может быть представлено как статистическая совокупность типовых ситуаций. В табл. 1.11 сделана попытка обобщить данные о типичных ситуациях движения планетоходов на основе имеющейся информации.

Таблица 1.11. Некоторые возможные типичные ситуации по условиям движения планетоходов

Тип грунтовой поверхности	Основные типы элементов рельефа	Область распространения
Мелкозернистый грунт с широким гранулометрическим спектром (по типу лунного грунта, молотого базальта)	Уклоны, кратеры, камни	Луна, Марс, Меркурий, Фобос, Деймос. Возможно, Венера, Каллисто

Тип грунтовой поверхности	Основные типы элементов рельефа	Область распространения
Среднезернистый грунт с узким гранулометрическим спектром	Уклоны, камни, осыпи с углом естественного откоса	Марс. Возможно, Венера
Крупнозернистый обломочный грунт	Камни, кратеры, трещины, уступы	Марс, Венера
Вечномерзлые грунты	Трещины, уступы, крутые склоны, камни, кратеры	Марс, Каллисто, Ганимед
Выходы скальных пород	Камни, осыпи, трещины, уступы, небольшие кратеры	Луна, Марс, Венера, Меркурий, Фобос

Г Л А В А 2

НАЗНАЧЕНИЕ ПЛАНЕТОХОДОВ

Не вызывает сомнения, что использование транспортных средств при исследовании планет, их естественных спутников, а также других космических тел при освоении человеком ближайших к Земле планет Солнечной системы в существенной мере позволит расширить возможности направляемых на их поверхность экспедиций и автоматических лабораторий. Планетоходы, несущие на борту автоматические исследовательские лаборатории или космонавтов, позволяют существенно увеличить объем и повысить достоверность получаемой информации, увеличить эффективность производственных затрат на проведение экспериментов или экспедиций в сравнении со стационарными аппаратами. А ряд операций и видов работ вообще немислимы без применения транспортных средств, например, различные виды работы с грунтом: бульдозерование и экскавация, нивелирование площадок, рытье котлованов, бурение; кроме того, строительные и погрузочно-разгрузочные работы, транспортировка грузов. Очень важной функцией планетоходов может быть проведение спасательных операций в случае аварии спускаемых аппаратов с космонавтами на борту и необходимости их перемещения к другому кораблю.

2.1. Характерные особенности

Планетоходы — вид транспорта, ряд характерных особенностей которого позволяет выделить его из общей массы транспортных средств. К первой особенности следует отнести то, что они являются транспортными средствами высокой проходимости для движения по неподготовленной поверхности планет, их естественных спутников и других космических тел при гравитации, резко отличающейся от земной.

Другой особенностью является то, что к месту эксплуатации планетоходы доставляются космическими кораблями, а это определяет несколько специфических требований к их конструкции. Прежде всего, ограниченность объема космических кораблей требует весьма компактной укладки планетохода, что приводит к необходимости конвертировать элементы ходовой части, а иногда и машину в целом, либо устанавливая его таким образом, чтобы совпали

продольные оси планетохода и космического корабля. Это приводит к необходимости введения в состав планетохода устройств для крепления его элементов на космическом корабле и для разворачивания планетохода в рабочее положение. Во многих случаях требуется установка устройств, обеспечивающих отстыковку планетохода от спускаемого аппарата и спуск его на поверхность. Кроме того, конструкция планетохода должна сохранять работоспособность после воздействия больших виброперегрузок, а также линейных и ударных перегрузок на разных этапах работы космического корабля: при старте, разгоне, выходе на орбиту искусственного спутника Земли или при необходимости на орбиту искусственного спутника исследуемой планеты, торможении, входе в атмосферу исследуемой планеты (при ее наличии), посадке на поверхность. Как правило, указанные нагрузки, возникающие при транспортировании планетоходов космическими кораблями, существенно превышают нагрузки, действующие при эксплуатации его на поверхности планеты.

Таким образом, планетоходы должны обладать стойкостью к широкому диапазону вибрационных, ударных и линейных перегрузок. В ряде случаев необходима разработка специфических, характерных только для планетоходов устройств конвертирования ходовой части и спуска планетохода с корабля на поверхность исследуемой планеты.

Планетоходы должны сохранять работоспособность в различных, подчас резко изменяющихся по свойствам физических средах. Причем, сохранение работоспособности должно обеспечиваться после длительного пребывания в космической среде во время перелета.

Следует ожидать, что в будущем будут созданы также и обитаемые планетоходы с герметичной кабиной, в которых будут создаваться нормальные климатические условия для существования человека в течение длительного времени. Это потребует изменения эргономических характеристик наружных систем планетохода, поскольку вне кабины экипаж вынужден работать в скафандрах. Кроме того, для обеспечения выхода из кабины необходимы шлюзовые камеры. Герметичные отсеки с нормальными климатическими условиями могут разрабатываться и для необитаемых планетоходов.

Еще одной характерной для планетоходов особенностью является то, что за время их эксплуатации на планете не должны проводиться ремонтно-регламентные работы. При наличии космонавтов на борту можно допустить некоторый объем работы по обслуживанию систем планетохода, но из-за дефицитности рабочего времени космонавтов эта работа не может планироваться в сколько-нибудь заметных масштабах.

Можно перечислить и еще ряд менее типичных и не всегда присутствующих особенностей, свойственных планетоходам, например, высокий уровень автоматизации операций; наличие бортовой вычислительной техники либо наличие обширных каналов связи с вычислительными устройствами на наземном пункте управления или на спускаемых и орбитальных аппаратах; наличие нескольких дублирующих друг друга типов систем вождения (управления движением); высокая эффективность использования массы узлов, систем и агрегатов планетохода; низкие значения коэффициентов запасов прочности и другие признаки.

Таким образом, планетоход можно охарактеризовать как транспортное средство преимущественно высокой проходимости, приспособленное для доставки к месту эксплуатации космическими кораблями и предназначенное для работы на поверхности планет, их естественных спутников и других небесных тел в специфических климатических условиях при гравитации, отличающейся от земной, а также при условии ограниченного объема либо полного отсутствия ремонтно-регламентных работ.

2.2. Классификация и требования

В научно-популярной, научной и технической литературе представлено множество вариантов технических идей, конструктивных схем, конструкций планетоходов и их агрегатов. Степень их технической проработки и возможность реализации различна. Одни находятся на стадии формирования идей, другие прошли проектную оценку, по некоторым из них выполнены конструкторские проработки и созданы макетные образцы, прошедшие экспериментальную проверку в условиях, имитирующих реальные условия эксплуатации, и, наконец, были созданы и доставлены на поверхность Луны первые действующие планетоходы. С целью выявления наиболее целесообразных и перспективных технических решений, а также определения основных требований к вариантам планетохода целесообразно рассмотреть основные схемы, реализацию которых можно ожидать в ближайшие двадцать — двадцать пять лет.

Для этого воспользуемся упрощенной классификацией возможных схем планетоходов, предусматривающей разделение планетоходов по признакам их функционального назначения и возможности пребывания экипажа на борту. Указанные признаки относятся к

важнейшим на этапе формирования требований технического задания на планетоход. Разделение возможных схем планетоходов представлено в табл. 2.1, в которой индексами В обозначены реальные или предположительно наиболее вероятные варианты схем планетоходов.

Деление по функциональному назначению достаточно условно, поскольку четких границ между указанными вариантами планетоходов может и не быть в силу того, что возможно как специализированное, так и комбинированное их исполнение. Независимо от назначения общей задачей транспортного средства при выполнении работ является обеспечение перемещений с одного места на другое. В ряде случаев эта задача может быть связана с временными ограничениями, вытекающими или из характера выполняемых работ, или из располагаемого ресурса работы отдельных систем.

Основной задачей исследовательских планетоходов является получение, хранение и представление максимального объема информации в соответствии с целевым назначением научной аппаратуры, находящейся на борту планетохода. Это может быть информация о поверхности планеты, ее недрах, физических условиях окружающей среды и космическом пространстве. Важным свойством планетохода с этой точки зрения является возможность поиска объектов иссле-

Таблица 2.1. Классификация планетоходов по функциональному назначению и признаку обитаемости

Возможность пребывания экипажа	Функциональное назначение					
	Исследовательские	Транспортные	Строительные	Грунто-рольные	Передвижные ретрансляторы	Передвижные убежища
Необитаемые: с дистанционным или автоматическим управлением	В	В	В	В	В	—
с выносным пультом управления	—	В	В	В	—	—
Обитаемые: с открытой кабиной	—	В	В	В	—	—
с герметичной кабиной	В	В	—	—	—	В

дования в различных точках поверхности, подчас удаленных на многие километры друг от друга. Другое важное свойство — возможность точного ориентирования по отношению к исследуемым объектам. В некоторых случаях для проведения исследований требуется механический контакт приборов с объектами исследований, который обеспечивается посредством специальных выносных устройств. Последние могут быть необходимы для удаления датчиковой части некоторых типов приборов на расстояние, достаточное для устранения влияния помех от систем планетохода. Кроме этого планетоход при необходимости должен быть оснащен устройствами для свертывания выносной аппаратуры.

Можно представить, что исследовательский планетоход в ряде случаев может перевозить автономно действующие приборы, которые устанавливаются на поверхность планеты и от которых он удаляется на значительное расстояние. В этом случае планетоход должен быть оснащен аппаратурой для поиска оставленных приборов. Таким образом, наличие на борту аппаратуры для проведения научных исследований — характерная особенность исследовательских планетоходов.

Размеры, масса и сложность устройства планетохода зависят от объема выполняемых работ, срока службы и, в существенной мере, от возможности пребывания на нем человека. Длительное пребывание человека на борту планетохода требует введения комплексных систем для обеспечения нормальных условий жизни, установки надежных систем навигации и ориентации, а также для обеспечения необходимого ресурса работы. Тем не менее, даже при необходимости выполнения этих требований удельный вес научной аппаратуры в исследовательских планетоходах остается достаточно высоким. Так, в проектах подвижной лаборатории MOLAB*, разработанных фирмами «Boeing» и «Bendix» [198] по программе ALSS, при общей массе 2900 кг масса научной аппаратуры составляет 340 кг, т.е. около 12%. Это обеспечивается тем, что масса элементов ходовой части, тягового привода, энергоустановки и многих других систем на машинах с большей общей массой используется более рационально, чем на машинах с меньшей массой.

С позиций наибольшей эффективности использования планетохода, как представляется, наиболее рациональными вариантами могут быть необитаемые планетоходы с дистанционным или автоматическим управлением, либо обитаемые с герметичной кабиной и комплексом систем, обеспечивающих длительное пребывание экипажа.

* MOLAB (Mobile Laboratory) — подвижная лаборатория.

Оба варианта могут обеспечить выполнение обширной программы исследований и могут быть рассчитаны на длительный срок работы, чем обеспечивается большая эффективность затрачиваемых на эксплуатацию средств. Следует отметить, что эксплуатация необитаемых планетоходов не связана с риском для жизни людей. Это одно из основных преимуществ необитаемых планетоходов с автоматическим или дистанционным управлением, по крайней мере, на первоначальных, рекогносцировочных фазах исследования планет. Кроме того, к преимуществам этих планетоходов относятся и более широкие возможности по исследованию удаленных от Земли планет. Доставка необитаемых планетоходов на расстояния, требующие перелета в течение времени, исчисляемого годами и даже десятками лет, в настоящее время представляется достаточно реальной, в то время как доставку экспедиций с экипажем космонавтов на подобные расстояния пока нельзя считать технически осуществимой. Характерными представителями исследовательских планетоходов являются "Луноход-1 и -2".

Использование необитаемых планетоходов с выносным пультом или обитаемых с открытой кабиной для проведения исследовательских работ менее рационально, поскольку время их эксплуатации ограничено ресурсом работы системы жизнеобеспечения экипажа. Независимо от схемы общим требованием к исследовательским планетоходам является обеспечение максимально возможной в пределах конкретных геометрических размеров и массы планетохода профильной и опорно-тяговой проходимости. Выполнение этого требования обеспечивается выбором типа движителя, схемы подвески его опорных и тяговых элементов типа несущей конструкции и режимов вождения.

В задачу транспортных планетоходов входит перевозка космонавтов и грузов на различные расстояния. Целевым назначением подобных перевозок может быть, например, спасение экипажа потерявшего подвижность исследовательского планетохода, доставка космонавтов к месту проведения исследовательских работ на незначительном удалении от стационарного аппарата, расстановка автономных стационарных приборов или радиомаяков, перевозка грузов, доставленных транспортным космическим кораблем на базы, буксировка специализированных машин, прицепов, передвижных убежищ и т.д.

Как и исследовательские, транспортные планетоходы должны быть оснащены движителями, обладающими высокой профильной и опорно-тяговой проходимостью, однако в отличие от них транспортные планетоходы должны обладать более широким скоростным и силовым диапазоном работы движителя, обеспечивающим приспособ-

собрание планетохода к разнообразным условиям работы. Варьирование размеров и масс у транспортных планетоходов ощутимо меньше, нежели у исследовательских. Это объясняется специфичностью требований к конструкции планетохода по размещению космонавтов и габаритных грузов. По опубликованным проектам масса транспортных планетоходов находится в диапазоне 250...3500 кг. Большинство известных транспортных планетоходов предназначено для непосредственного управления человеком, однако существуют проекты, предусматривающие перемещение при дистанционном управлении [208]. По всей видимости, выполнение транспортных операций без участия человека нельзя считать нереальным. Оснащение машины манипуляторами или работа транспортного планетохода совместно со специализированными автоматическими погрузочно-разгрузочными устройствами позволит выполнить указанную работу.

Характерным для транспортных планетоходов является наличие мест для размещения перевозимого груза или людей. Типичным примером транспортного планетохода может служить американский луноход LRV фирмы "Boeing", впервые доставленный на поверхность Луны для обслуживания астронавтов экспедиции "Аполло-16".

Планетоходы, предназначенные для выполнения строительных работ, а также для резания и перемещения грунта, нивелирования площадок, рытья котлованов, возведения насыпных укрытий и т.д., пока не получили сколько-нибудь значительного развития. Необходимость их разработки и изготовления в значительной мере связана с планами создания долговременных обитаемых баз на поверхности планет. Поскольку эта проблема еще не вышла из стадии обсуждения и поиска основных принципов построения, то и проблема создания специализированных строительных и грунторойных устройств на подвижных шасси находится в той же стадии.

Среди опубликованных выделяется проект дистанционно управляемого планетохода Французского национального центра по исследованию космического пространства [202] (рис. 2.1 и 2.2). Конструкцией аппарата предусматривается возможность выполнения различных операций, связанных с проведением исследований совместно с каким-либо стационарным аппаратом. По замыслу авторов, предложенный для планетохода комбинированный движитель, составленный из гусениц и управляемой пары колес, а также ломающаяся рама обеспечат максимальную приспособляемость аппарата к любой

* LRV (Lunar Rover Vehicle) — лунный движущийся аппарат.

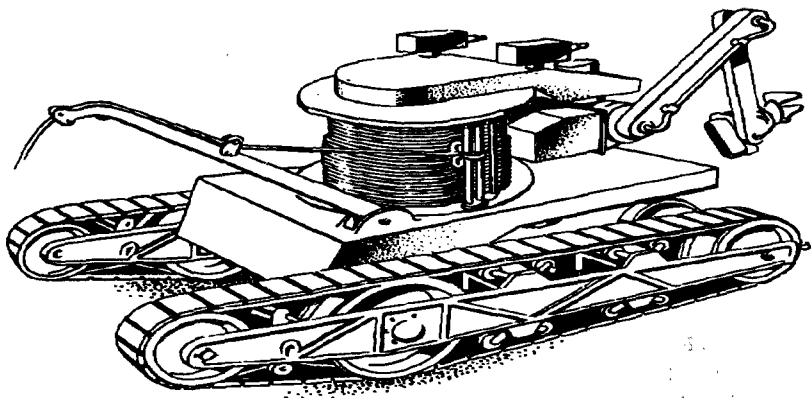


Рис. 2.1. Луноход Французского национального центра по исследованию космического пространства

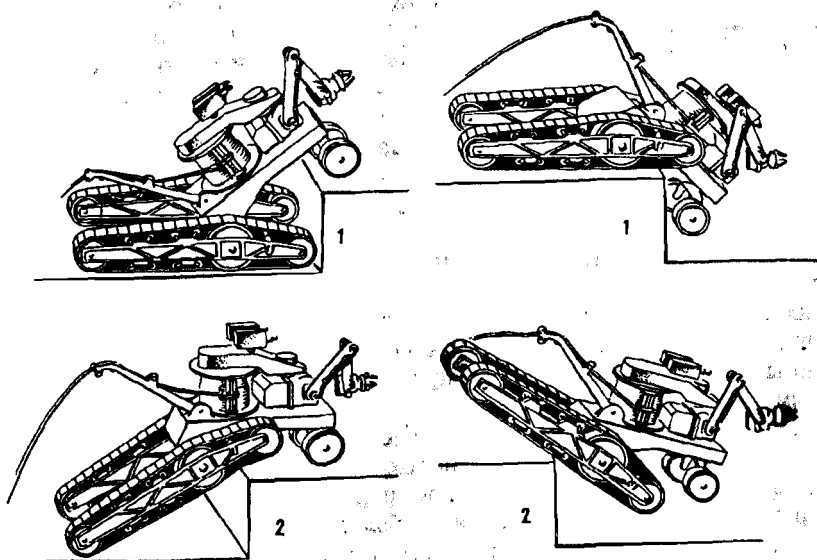


Рис. 2.2. Схема преодоления препятствия французским луноходом

местности. Аппарат оснащен мощным манипулятором, являющимся универсальным устройством, возможности которого по выполнению различного рода работ несопоставимо широки в сравнении со специализированными устройствами. Особое значение приобретает использование манипулятора при проведении погрузочно-разгрузочных и строительных работ на этапах освоения Луны и планет человеком. Основное значение проекта французского лунохода состоит именно в том, что предусматривается механизация любых видов работ, непосредственно относящихся к предполагаемой широкой деятельности человека на поверхности планет. Среди других проектов отметим проработку лунохода "MULE" [184], на котором предполагалась установка подъемного крана и манипулятора.

Второй признак, по которому можно подразделять планетоходы, — это возможность пребывания экипажа космонавтов на борту планетохода. Этот признак имеет принципиальное значение для формирования внешнего облика машины. Условия жизни, работы и отдыха человека на борту планетохода, необходимость выполнения экипажем различных работ как вне планетохода, так и на его борту предъявляют к его конструкции множество особых требований, которые не предъявляются к необитаемым планетоходам. Морфологические признаки (т.е. определяющие форму и размеры) обитаемых планетоходов главным образом зависят от способов удовлетворения требований, связанных с пребыванием человека на их борту. К основным требованиям можно отнести: эргономические требования к органам управления; необходимость установки иллюминаторов и шлюзов; наличие прочного корпуса для создания нормальных климатических условий и защиты экипажа от излучений и микрометеоритов; эргономические требования к внешним системам и устройствам планетохода; обеспечение кислородом, водой, санитарно-гигиенических норм; удаление отходов; создание условий для сна, отдыха, приготовления и приема пищи членами экипажа; решение навигационных задач и задач ориентирования на местности; обеспечение возможности возвращения на станцию в случае аварии планетохода; плавность хода с позиций обеспечения комфорта езды; радиосвязь со станциями и другими планетоходами на поверхности планеты; обеспечение возможности выполнения всех функций экипажем ограниченного состава в случае заболевания одного из космонавтов.

Как было отмечено выше, участие человека позволяет упростить решение одних вопросов и усложняет решение других. Наиболее простым вариантом машины является необитаемый планетоход, управляемый идущим рядом с ним космонавтом с помощью выносного пульта либо специальных органов управления. В крайнем случае для размещения космонавта может быть предусмотрена элементар-

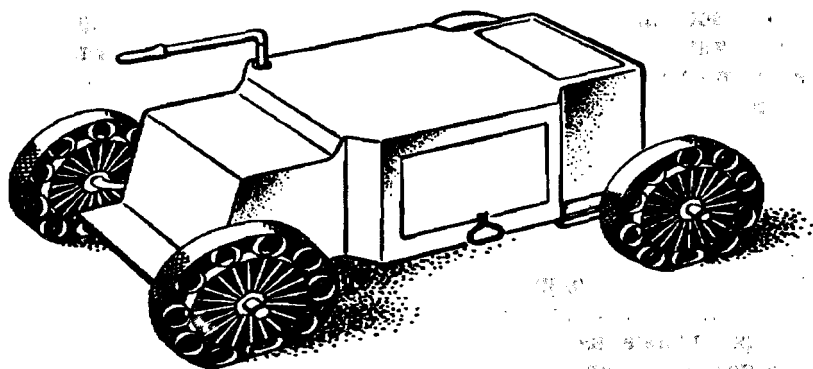


Рис. 2.3. Луноход "Pack Mule"

ная площадка (рис. 2.3). Обязательным условием эксплуатации подобного планетохода является работа в составе экспедиции с космонавтами, что имеет свою позитивную сторону, поскольку при его разработке нет необходимости учитывать фактор пребывания на нем людей. Имеется также возможность проведения регламентных и ремонтно-восстановительных работ.

При разработке обитаемых планетоходов с дистанционным и автоматическим управлением приходится сталкиваться с решением таких сложных проблем, как обеспечение необходимого ресурса работы систем, разработка специализированных устройств для выноса приборов, системы разворачивания и свертывания ходовой части, автоматизация процесса вождения, создание комплекса информационных систем и др. Естественно, что решение этих вопросов в какой-то мере определяет и облик самого планетохода.

Планетоход с открытой кабиной (например LRV) в конструктивном отношении сложнее планетоходов, управляемых космонавтом с выносного пульта, но существенно проще как автоматических или дистанционно управляемых, так и обитаемых планетоходов с герметичной кабиной. Это обусловлено тем, что, с одной стороны, радиус действия этих аппаратов относительно мал, что облегчает решение вопросов навигации и ориентации на местности. С другой стороны, не существует проблем, связанных с длительным пребыванием человека. И, наконец, менее острыми представляются проблемы, связанные с необходимостью разворачивания аппарата в рабочее положение и проведения регламентных работ. Появляется возможность выполнения ремонтных работ. Практика эксплуатации лунохода LRV на Луне, а также орбитальных космических станций показала, что присутствие человека, его универсальные способности выпол-

лнять восстановительные работы, работы по замене вышедших из строя или выработавших свой ресурс узлов и агрегатов позволяют в несколько раз увеличить срок службы аппарата.

Планетоходы с герметичной кабиной приспособлены для выполнения наиболее сложных и продолжительных во времени операций на стадии освоения планет. Как уже отмечалось, они оборудуются всеми необходимыми средствами обеспечения жизнедеятельности космонавтов, включая запасы кислорода, воды, пищи, средства личной гигиены, удаления углекислого газа и продуктов жизнедеятельности. Необходимо решение проблем выхода космонавтов на поверхность, визуального обзора местности при движении вперед, реверсе движения, спуске на поверхность планеты, сбора данных при исследовании местности и т.п. Решение этих вопросов отражается на компоновке планетохода, его внешнем облике, технических характеристиках его систем. Характерным является наличие кабины, выполненной в виде монокока или полумонокока. Кабина может быть несущей либо устанавливаться на несущую раму. Поскольку габариты герметичного корпуса исчисляются метрами, то требование обеспечения приемлемых параметров профильной проходимости (просвет, углы поперечной и продольной проходимости, углы въезда) приводят к необходимости размещения корпуса, а следовательно, и шлюзовых камер на значительной высоте над уровнем грунта. Это, в свою очередь, усложняет проблему выхода космонавтов на поверхность и подъема их на борт, поскольку скафандр ограничивает подвижность человека.

Время активного существования планетоходов в значительной степени зависит от участия человека в их эксплуатации. Как уже отмечалось выше, способность человека выполнять регламентные и восстановительные работы позволяет рассчитывать на длительный срок существования. Решение вопроса сводится в данном случае к диагностике машины и определению путей доставки запасных частей. Естественно, что подобный подход не снимает необходимости предельно возможного увеличения надежности аппаратов, предназначенных для перевозки людей. Это имеет принципиальное значение для первых этапов освоения космического пространства, когда экспедиции будут носить периодический характер.

Для обеспечения длительного активного существования необитаемых планетоходов, с одной стороны, требуется большой ресурс работы агрегатов и узлов, а с другой стороны, предельно возможная адаптация, т.е. удовлетворение соответствия уровня функциональных возможностей планетоходов именно той внешней среде, в которой предполагается эксплуатация. Это обеспечивается высокой опорно-тяговой и профильной проходимостью движителя, запасом

по мощности тягового привода и энергоустановки, наличием совершенной системы вождения и высокой информативностью комплекса информационно-измерительных систем. Таким образом, планируемое время активного существования определяет требования к конструктивным параметрам планетохода, которые рассматриваются ниже.

2.3. Программа работы, время активного существования

Ресурс работы и продолжительность функционирования планетохода являются важнейшими характеристиками, определяющими возможность выполнения определенного объема работ и соответственно программу работы. В общем случае программа работы планетохода зависит от его функциональных характеристик и технических параметров, в частности, от возможности пребывания на нем космонавтов, размеров, массы, степени его автономности, проходимости и т.п. Например, очевидно, что планетоход с ограниченными массой и размерами будет обладать и меньшими функциональными возможностями, худшей проходимостью. Зона работы планетохода, имеющего кабельную связь со стационарным аппаратом, ограничена сектором или кругом, размеры которых зависят от длины кабеля. Условие прямой радиовидимости со стационарным аппаратом или наземным пунктом управления при некоторых вариантах системы управления также может служить ограничивающим фактором при функционировании планетохода.

Если программа работы строительных и грунторойных планетоходов, ретрансляторов или убежищ полностью определяется их назначением, то программа работы исследовательских планетоходов может быть весьма разнообразна. По наиболее распространенным представлениям в нее должны входить:

- проведение топографической съемки местности;
- изучение геологического строения поверхности;
- изучение геологического строения подповерхностного слоя;
- геофизическое исследование планет с помощью гравиметрических приборов и магнитометров;
- геохимические исследования поверхностных и коренных пород;
- сбор геологических образцов на поверхности и из скважин различной глубины;
- размещение и установка сейсмометров, телескопов и других приборов на поверхности.

Этот ориентировочный перечень может быть существенно расширен в зависимости от целей экспедиции. Продолжительность работы, исходя из опубликованных материалов, может быть от нескольких дней до нескольких лет (табл. 2.2).

Таблица 2.2. Планируемые продолжительность функционирования и дальность хода некоторых планетоходов (по проектам)

Наименование планетохода	Масса, кг	Продолжительность функционирования	Дальность хода, км
MOLAB разработки фирмы "Grumman Aircraft" [206]	3175...535	14 сут	400
LSSM* разработки фирмы "Bendix"	544 (с экипажем)	3...6 ч	25...0
Луноход фирмы "Grumman Aircraft" [202]	—	6 мес.	1200
"Луноход-1"	760	3 мес.	—
"Луноход-2"	840	3 мес.	—
Луноход LRV фирмы "Boeing"	590 (с экипажем)	54 ч	— 110
Марсоход лаборатории реактивного движения [198]	526	2 г.	1600
Луноход SLRV**	45,5	14 сут	5
Луноход "Pack Mule" [209]	117	6 ч (одна ездка)	10 (одна ездка)
Марсоходы научно-исследовательского центра НАСА Langley [208]:			
автономный	— 180	—	100
большой	85	—	10
средний	60	—	1,0
малый	30	—	0,1
мини	—	—	0,05

*LSSM (Local Scientific Survey Module) — научно-исследовательский модуль местного значения.

**SLRV — Small unmanned Lunar roving vehicle — малый беспилотный лунный подвижный аппарат.

2.4. Проблемы унификации

Проблема унификации при разработке и изготовлении планетоходов предстает не менее остро, чем для наземных транспортных средств. Поскольку планетоходы изготавливаются единичными экземплярами, в лучшем случае мелкой партией, стоимость их изготовления чрезвычайно высока. Использование имеющихся разработок машин, агрегатов и даже деталей в принципе должно дать заметный экономический и организационный эффект на стадии проектирования. Помимо этого унификация может дать заметный эффект и на стадии производства.

Как представляется, наиболее целесообразным решением могло бы стать создание универсальных планетоходов, предназначенных для работы на различных планетах. Однако диапазон условий работы на Луне, планетах, их спутниках и других космических телах настолько широк, что возможность создания подобных планетоходов довольно сомнительна. В то же время для различных планетоходов имеется ряд одинаковых проблем, решение которых может носить общий характер. Как одну из них можно выделить обеспечение работоспособности при температуре от -150 до $+400$ °C, давлении от нуля до десятков и сотен тысяч паскалей, освещенности от единиц до тысяч люкс. Эта проблема решается выбором конструкционных материалов, разработкой покрытий и смазок, а также использованием специфических типовых конструкторских решений. Применительно к этой проблеме целесообразность унификаций несомненна. Что же касается унификации планетоходов в целом, то с позиций максимальной эффективности это представляется совершенно нецелесообразным.

Рассмотрим для примера единый, унифицированный планетоход хотя бы для Марса и Луны. Напомним, что главными параметрами, характеризующими транспортную машину заданной массы, являются мощность, потребная на движение, опорно-тяговая проходимость, профильная проходимость и плавность хода. Поскольку вес на Луне и Марсе отличается в 2,38 раза, то разработка планетохода применительно к одной из этих планет не позволит эксплуатировать его в оптимальных режимах на другой планете. Как известно, мощность, потребная на движение, определяется скоростью и весом машины. Поэтому мощность тяговых двигателей и размеры основных частей силового привода зависят от веса планетохода, который на Луне и на Марсе будет различным. То же самое можно сказать о величине и форме опорной поверхности движителя, что в сущес-

твенной мере определяет величину среднего удельного давления на грунт, которое в свою очередь характеризует в первом приближении опорно-тяговую проходимость транспортного средства.

Эксплуатация на Луне марсохода приведет к перетяжелению элементов ходовой части, подвески, несущей конструкции и соответственно к повышенному удельному расходу энергии из-за работы тяговых электродвигателей на неэкономичных режимах.

Кроме того, совершенно очевидно, что отправка на космическом корабле планетохода перетяжеленной конструкции в редких случаях может быть признана разумной, так как одна из главнейших трудностей при проектировании КА — это ограничения по допустимым массам его составных частей.

В обратном случае, если использовать луноходы для работы на Марсе, будет иметь место понижение надежности работы, относительное повышение уровня нагрузок и соответственно напряжений в элементах конструкции, повышение нагрузок на грунт и ухудшение опорно-тяговой и профильной проходимости. Помимо этого отметим недостаточную мощность приводов, недостаточную мощность и электрическую емкость источников питания. Правда, в некоторой степени эти недостатки нивелируются тем, что расчетная схема силового нагружения планетоходов определяется не только их весом, но и их массой.

Например, плавность хода и профильная проходимость по неровностям рельефа зависят от динамических явлений, возникающих при движении и в значительной мере определяющих схему силового нагружения ходовой части, а соответственно и корпуса планетохода. Напомним, что эти силы зависят от уровня кинетической энергии машины, определяемого скоростью движения v и массой m планетохода.

Если унификация планетоходов для всех планет в целом нецелесообразна, то для их отдельных групп целесообразность этого не вызывает сомнений. Существуют группы планет, их спутников, астероидов, которые по основным физическим условиям отличаются незначительно (см. табл. 1.1 и 1.2). Вероятно, создаваемые в будущем планетоходы могут быть унифицированы по группам планет и их спутников, например, следующим образом: 1) Марс, Меркурий; 2) Луна, Титан, Ио, Ганимед, Европа.

Для каждой из этих групп при необходимости целесообразна унификация конструкции планетоходов применительно к ожидаемым условиям работы.

Поскольку унификация планетоходов в целом весьма проблематична, целесообразно рассмотреть возможность их унификации на более низком уровне, т.е. унификацию частичную.

Узловая и агрегатная унификация. Работоспособность некоторых систем планетохода, особенно если они работают в герметичных контейнерах с нормальными климатическими условиями, мало зависит от условий на поверхности планеты. К таким системам могут быть отнесены энергоустановка, радиокomплекс, контактные немеханические информационные системы, пульта управления, телевизионные устройства, схемы крепления и разгрузки и др.

По этим системам могут быть созданы типовые агрегаты, узлы, возможность использования которых на различных планетоходах будет определяться техническими требованиями к ним (например, точность измерений, масса, энергопотребление и т.д.).

Более сложно обстоит дело с такими агрегатами, как движитель, рама, тяговый электромеханический привод, подвеска, система управления. В этой области целесообразно иметь типовые агрегаты, отличающиеся по показателям их параметров. Это позволит ценой незначительной потери эффективности использовать одни и те же типы колес, подвески, тягового электропривода, системы управления электроприводом, информационных систем с механическими датчиками и другие системы на планетоходах, различающихся по массе и планируемому к использованию на планетах с различной гравитацией.

Некоторые агрегаты, функционирование которых зависит от физических условий планеты, например, от освещенности Солнцем, наличия магнитного поля, атмосферы и других условий, например, от уровня гравитации и размеров планетохода, вообще унифицировать нецелесообразно.

Возможность унификации на уровне деталей и несложных узлов не вызывает сомнения и не отличается от таковой в других областях техники.

Г Л А В А 3

ОСНОВНЫЕ СПОСОБЫ ПЕРЕДВИЖЕНИЯ И ДВИЖИТЕЛИ ПЛАНЕТОХОДОВ

Едва ли не главной и достаточно сложной задачей, которую приходится решать конструкторам планетоходов, является выбор типа движителя и его размеров.

Помимо требований, предписываемых конструкцией космического корабля, а также служебным назначением планетохода, необходимо учитывать и требования, связанные с обеспечением максимально возможной проходимости по неорганизованной поверхности, априорная информация о которой, как правило, отсутствует. В лучшем случае сведения о поверхности представляются набором типовых препятствий, в какой-то степени отражающим реальную обстановку. Поскольку планетоходы вынуждены работать только в условиях бездорожья, главная функция их движителя — организация системы внешних сил для перемещения планетохода — должна выполняться в широком диапазоне условий взаимодействия движителя с поверхностью. Этот диапазон определен разнообразием грунтов и рельефа, а также перераспределением нормальных нагрузок на элементах движителя под действием реактивных моментов, поперечных и продольных составляющих веса, динамических нагрузок при преодолении препятствий.

Помимо выполнения главной задачи по созданию тяговых сил для перемещения планетохода движитель одновременно выполняет также функции элементов:

поддерживающих, передающих нормальные и поперечные нагрузки от корпуса на грунт;

демпфирующих, обеспечивающих гашение энергии колебаний планетохода;

упругих, частично или полностью заменяющих упругую подвеску; направляющих для изменения направления движения.

В некоторых схемах планетоходов движитель может использоваться в качестве опорных элементов при посадке на поверхность.

За непродолжительный период разработки планетоходов предложены и рассмотрены десятки вариантов движителей. Большая их часть предназначалась по замыслу авторов для использования на автоматических или дистанционно управляемых планетоходах. Из множества предлагаемых движителей основное внимание уделяется различным вариантам колесного и гусеничного. Несколько меньшее внимание уделено шагающему движителю; и существенно мень-

шее — другим типам. Причины этого кроются в характерных особенностях их конструкций. Ниже рассмотрены некоторые из этих движителей.

Роторно-винтовой движитель. Известны движители, выполненные по схеме 2×2 , 4×4 и сочлененные — $2 \times 2 - 2 \times 2$. В земных условиях машины с таким движителем имеют неоспоримое преимущество по проходимости на заснеженных поверхностях, а также болотистых, заболоченных и переувлажненных грунтах. На сухих песчаных, глинистых, каменистых грунтах основную долю потерь составляют затраты на совершение полезной работы в экстремальных условиях. Кроме того, такому движителю трудно удовлетворить противоречивым требованиям легкости конструкции, обеспечения низких удельных нагрузок на грунт, высокой местной прочности и износостойкости.

Прыгающий движитель. Имеет преимущества в условиях низкого уровня гравитации, в десятки и сотни раз ниже земной. Машина с прыгающим движителем сложна в управлении. Существует большая вероятность аварии из-за невозможности предварительной точной оценки свойств грунта, а иногда и форм рельефа в местах контакта, характеризуется значительными динамическими нагрузками на грунт и системы машины.

Кувыркающийся движитель с двумя опорными створками является вариантом шагающего. Обладает низкой скоростью перемещения, сложен в конструктивном исполнении и управлении.

3.1. Колесный и гусеничный движители

Конструктивное исполнение этих движителей чрезвычайно разнообразно. В целом это говорит об отсутствии единства взглядов конструкторов на обеспечение подвижности планетоходов в условиях, существенно отличных от земных. Это говорит и о продолжении извечного спора, что лучше: колесо или гусеница.

Колесные планетоходы в сравнении с гусеничными обладают большим коэффициентом полезного действия движителя и более широким набором типов грунтов, на которых возможна эксплуатация планетохода; обеспечивают возможность создания тягового усилия в ведущем и тормозном режимах работы; позволяют отключать часть приводов колес и тем самым выводить электропривод на оптимальный по КПД режим работы; обеспечивают меньшие динамические нагрузки при преодолении выступающих препятствий, возможность прогнозирования недопустимого буксования, преодоление выступающих препятствий больших размеров; обладают более

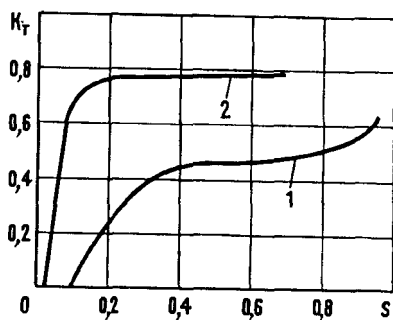


Рис. 3.1. Характерный вид зависимости коэффициента продольной силы колесного (1) и гусеничного (2) движителей от буксования

простой конструкцией; из-за отсутствия незащищенных трущихся рабочих поверхностей имеют больший срок службы. При этом планетоходы с колесным двигателем обладают примерно равной с гусеничными маневренностью и поворотливостью и обеспечивают примерно равный дорожный просвет.

Преимущества гусеничных планетоходов: более низкое удельное давление на грунт, более высокие показатели по запасу силы тяги на слабонесущих грунтах, более низкая нагрузка на катки, меньшая масса при равной проходимости.

Характерным свойством гусеничного двигателя является получение высоких тяговых показателей даже при малых значениях буксования (рис. 3.1). Причем тяговое усилие мало изменяется с ростом буксования. Однако это качество имеет и отрицательную сторону: представляется достаточно сложным прогнозирование опасности застревания, незначительное изменение внешних условий может привести к полному буксованию и застреванию машины.

В то же время практика работы земных машин показывает, что гусеничный двигатель обладает таким существенным недостатком, как расклинка его камнями и сброс гусеницы. Эти явления можно считать типичными для гусеницы даже для условий, когда водитель имеет информацию о потенциальной опасности попадания камней и грунта между ведущим или направляющим колесами и гусеничным обводом. Очевидно, что гусеничные планетоходы, выполненные по классическим схемам, не застрахованы от подобной опасности. Более того, анализ условий работы планетоходов показывает, что попадание деформируемого слабонесущего грунта, а также отдельных камней в гусеничный двигатель следует считать характерным для его работы. При этом в гусеничном обводе, несущей конструкции, подвеске и других элементах ходовой части могут возникать усилия, превышающие расчетные, по крайней мере на легких планетоходах, что может привести к необратимым деформациям элемен-

тов ходовой части и даже полной потери работоспособности. Увеличение массы планетохода и соответственно массы гусеницы приводит к относительному выравниванию предельно допустимых и возможных нагрузок при расклинке гусеничного движителя. Это обстоятельство говорит о том, что гусеница как движитель имеет меньше недостатков в случае ее применения на тяжелых планетоходах с силой тяги свыше 10000 Н. Использование ее на планетоходах с более низкой тягой может быть оправдано только в случаях возможности проведения ремонтно-восстановительных работ. Альтернативой этому следует считать проведение комплекса мероприятий по исключению попадания больших масс грунта и отдельных камней в гусеницу. Вероятным вариантом следует считать и поиск таких конструктивных решений гусеничного движителя, которые бы исключали возможность возникновения сколько-нибудь опасных усилий при расклинке гусеницы.

На планетоходах, доставленных на Луну, предпочтение было отдано колесному движителю. И хотя выбор того или иного варианта движителя во многом зависит от субъективных взглядов автора разработок, все же можно считать, что колесные движители для планетоходов предпочтительнее. Опорно-тяговая проходимость колесных планетоходов за счет некоторого усложнения конструкции может быть приближена к проходимости гусеничных. Однако и гусеничный движитель постоянно совершенствуется. Известен ряд конструкций, нивелирующих преимущества того или иного варианта движителя. Они рассмотрены в гл. 4.

Рассматривая недостатки и достоинства схем движителей с различным числом функциональных элементов, таких как отдельное колесо или гусеница, следует помнить, что изменение числа колес или гусениц не приводит к качественным изменениям основных показателей планетоходов. Исключением могли бы быть многосекционные планетоходы — поезда, позволяющие поднять на качественно

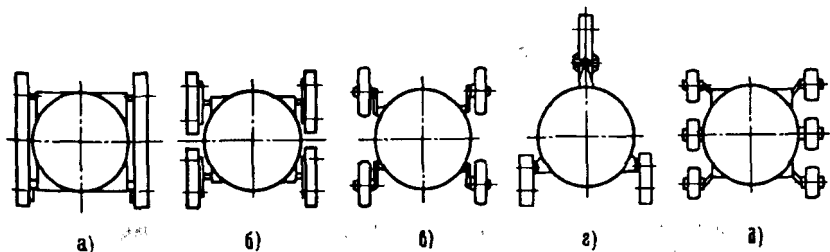


Рис. 3.2. Различные варианты колесного и гусеничного движителей

новый уровень проходимость машины. Однако их использование связано с необходимостью решения серии технических задач по доставке и стыковке секций, управлению движением и других, не менее сложных, что в настоящее время не позволяет говорить о подобных конструкциях.

Отметим основные особенности, связанные с изменением числа функциональных элементов движителя.

Двугусеничный движитель (рис. 3.2, а). Достоинствами являются простота и максимальная отработанность схемы движителя в земных условиях. Детально разработана также и теория движения двугусеничных машин. К недостаткам следует отнести малую высоту преодолеваемых выступающих препятствий с резким нарастанием крутизны (отдельные камни, выступы), а также большие динамические нагрузки при преодолении этих препятствий. Кроме того, усложнено обеспечение номинальных тепловых режимов тяговых двигателей с большой установочной мощностью и тормозов.

Трехгусеничный движитель (рис. 3.2, б). Достоинствами схемы в сравнении с предыдущим являются лучшая профильная проходимость, более широкие потенциальные возможности прогнозирования профильной и опорной проходимости планетохода в сложных условиях. Из недостатков следует отметить усложнение конструкции, необходимость введения управляемой поворотной гусеницы и увеличение минимального радиуса поворота и, как следствие, ухудшение маневренности.

Четырехгусеничный движитель (рис. 3.2, в). При равной с двугусеничным движителем опорной поверхности планетоход с четырехгусеничным движителем имеет худшую поворотливость, преодолевает рвы и трещины меньшей ширины, более сложен по конструкции. К преимуществам следует отнести уменьшение динамических нагрузок при преодолении выступающих препятствий, некоторое увеличение преодолеваемых выступов, уменьшение теплонапряженности работы тяговых двигателей. В случае ограничений габаритной длины планетохода установка двух гусениц по борту машины приводит к уменьшению опорной поверхности и соответственно ухудшению опорно-тяговой проходимости.

Колесный движитель (рис. 3.2, г), выполненный по формуле 4×4 , как и двугусеничная схема, характеризуется предельной простотой конструкции. Недостатки схемы: низкая профильная проходимость (по ширине рва, высоте выступов, наличию ограничений, характеризующихся радиусом продольной проходимости); необходимость установки колес большого диаметра для обеспечения опорной проходимости; наличие значительного реактивного момента, обусловленного большим диаметром колес и приводящего к значительному перерас-

пределению нормальных нагрузок по колесам; большая теплонапряженность тяговых электродвигателей и тормозов; худшая поворотливость при использовании бортовой схемы поворота; увеличение габаритов планетохода, обусловленное большим диаметром колес, при равной с другими схемами продольной статической устойчивости, либо уменьшение продольной устойчивости при сохранении габаритов; сложность обеспечения достаточной осевой жесткости колес большого диаметра.

Колесный движитель, выполненный по формуле 6×6 (рис. 3.2, *д*) и 8×8 . Увеличение числа колес приводит к усложнению конструкции, что вызывает определенные организационные и технические трудности при ее изготовлении. В то же время ликвидируются недостатки, свойственные четырехколесным планетоходам. В частности, увеличивается профильная проходимость, представляется возможность использования колес меньшего диаметра, что приводит к уменьшению габаритных размеров планетохода и уменьшению суммарного реактивного момента, действующего на машину, улучшается поворотливость при использовании бортовой схемы поворота и т.д. Однако появляются и недостатки. К ним можно отнести необходимость увеличения запаса по динамическому фактору тягового привода отдельных колес и, как следствие, большую вероятность работы тяговых электродвигателей в неоптимальном режиме, а также усложнение конструкции узлов управления поворотом в случае использования поворотных управляющих колес. Увеличиваются, кроме того, динамические нагрузки при преодолении препятствий.

Что касается сравнения преимуществ и недостатков движителей с колесными, выполненными по формулам 6×6 и 8×8 , то они обусловлены главным образом возможностью использования колес различного диаметра. Кроме того, преимуществом схемы 8×8 является более высокий уровень проходимости, обусловленный возможностью преодоления рвов и трещин большей ширины.

3.1.1. Оценочные параметры опорно-тяговой и профильной проходимости планетоходов. Известно, что движение всегда связано с преодолением сопротивления внешней среды. В случае перемещения транспортного средства по деформируемому грунту мощность, подводимая к ведущим колесам, затрачивается на совершение полезной (тяговой) работы, а также на деформацию грунта и на работу проскальзывания опорных элементов движителя по грунту. Очевидно, чем большая часть мощности, подведенной к ведущим колесам от двигателя, будет преобразована в тяговую мощность транспортной машины, тем эффективнее будет его работа. Однако чем большая часть мощности затрачивается на деформацию

грунта и проскальзывание движителя, тем ниже его эффективность. Тем не менее в практике эксплуатации транспортных машин, а особенно планетоходов, могут быть случаи, когда эффективность работы движителя, его экономичность не имеют большого значения. Речь идет о случаях, когда альтернативой эффективности является полная потеря подвижности, т.е. лучше иногда двигаться даже с малой эффективностью и не экономично, чем застрять в условиях, когда помощь со стороны исключена.

В теории транспортных машин для оценки опорно-тяговой и профильной проходимости используется система безразмерных коэффициентов: сцепления φ ; сопротивления движению $\psi_{дв}$; сопротивления качению колеса или сопротивления перекаtywания для гусеницы f ; продольной силы K_T ; буксования s_6 . Эти коэффициенты, отражая особенности взаимодействия движителя машины с грунтом, в обобщенной форме позволяют выявить существенные стороны этого процесса. В частности, условие возможности самопередвижения машины по слабонесущему грунту при достаточной мощности двигателя записывается следующим образом:

$$\varphi \cos \alpha_{п} \geq \psi_{дв};$$

$$\psi_{дв} = f \cos \alpha_{п} + \sin \alpha_{п}; s_6 < 1, \quad (3.1)$$

где $\alpha_{п}$ — угол подъема поверхности.

Здесь в качестве коэффициента сцепления принимается, как и у некоторых других авторов [9], отношение окружной силы на ведущем колесе движителя к нормальной нагрузке G

$$\varphi = M_{дв} / r_{в} G, \quad (3.2)$$

где $M_{дв}$ — момент на ведущем колесе от двигателя; $r_{в}$ — радиус ведущего колеса.

Коэффициент продольной силы K_T — отношение продольной силы T_x движителя к нормальной нагрузке $K_T = T_x / G$.

Коэффициент сопротивления качению определен как разность между φ и K_T : $f = \varphi - K_T$.

Точность расчета тяговой и тормозной динамики планетохода, опорной проходимости, мощности, силовой схемы нагружения в значительной мере определяется точностью определения безразмерных параметров K_T , f , φ , $\psi_{дв}$ и s_6 . Как уже отмечалось, возмож-

ность движения по слабонесущим грунтам — характерная особенность эксплуатации планетоходов. Движение по слабонесущим грунтам характеризуется значительной просадкой движителя в грунте, особенно при расположении твердой подложки на глубинах, превышающих ширину движителя. Безразмерные параметры K_T , f , φ , $\Psi_{дв}$ и s_6 полностью определяются условиями взаимодействия движителя с грунтовым основанием. Точное математическое описание процессов, происходящих в грунте в зоне пятна контакта движителя, позволит эффективно разрешить проблему проектирования систем планетоходов, определения и выбора их параметров. В конечном счете правильность определения безразмерных параметров для любого движителя определяется соответствием математической модели и реального процесса.

В области математического представления процесса взаимодействия движителей наземных транспортных машин с деформируемым грунтовым основанием достигнуты определенные успехи. Однако большая часть работ посвящена методам, основанным на эмпирическом определении коэффициентов сцепления грунта K_c , коэффициента трения грунта K_φ и показателя физических свойств грунта n , характеризующих в данном случае не только грунт, но и штамп, с помощью которого они определяются. Особенности разработки и проектирования планетоходов в ближайшем будущем исключают возможность априорного определения этих коэффициентов для грунтов естественных космических тел. Запуск КА для получения предварительных данных о грунте не всегда возможен. В силу этого для ранних этапов проектирования могут быть применены методики, использующие физические константы грунта, определяемые радиофизическими или астрономическими методами исследований. Такими константами являются плотность грунта ρ , объемный вес γ , параметры, характеризующие грунт в стадии разрушения при сдвиге: внутреннее сцепление c , угол внутреннего трения φ_0 . В какой-то мере к ним может быть отнесена и несущая способность грунта q , которая хотя и зависит от размеров и формы штампа, однако в ряде случаев с некоторым приближением может считаться постоянной величиной.

В теории движения транспортных средств по бездорожью пока не создана методика комплексной оценки профильной проходимости. Профильная проходимость планетоходов не составляет исключения. В силу этого оценку проходимости будем производить по детерминированным геометрическим показателям (рис. 3.3): просвет h , углы въезда α_B и съезда α_C , угол боковой проходимости β_6 ,

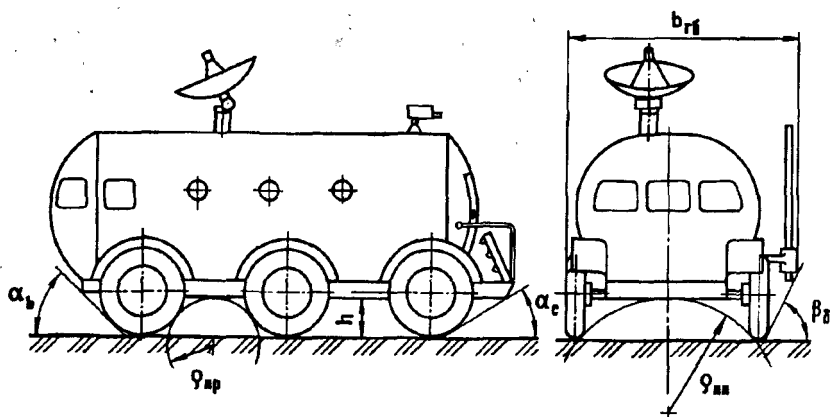


Рис. 3.3. Параметры профильной проходимости планетохода

габаритная ширина $b_{гб}$, радиусы продольной $\rho_{пр}$ и поперечной $\rho_{пп}$ проходимости.

Определение показателей профильной проходимости может производиться либо аналитически [44], либо путем геометрического построения [59] и наложения профиля планетохода на профиль препятствия. Следует помнить, что сравнение профильной проходимости по перечисленным показателям производится, как правило, в статическом положении планетоходов. В процессе движения вследствие колебания корпуса эти показатели меняются в зависимости от жесткости и динамических качеств подвески и движителя, а также геометрии направляющих элементов подвески. Если для сравнительной оценки проходимости вариантов планетоходов это обстоятельство не имеет решающего значения, то при разработке информационных систем профильной проходимости планетоходов его необходимо учитывать.

3.1.2. Поворотливость, маневренность, управляемость. Они относятся к тем качествам планетохода, которые наряду с проходимостью определяют степень совершенства планетохода как средства передвижения.

Напомним, что под статической поворотливостью понимается способность планетохода осуществлять равномерные повороты с малыми радиусами кривизны. Статической — в силу того, что скорости движения большинства планетоходов невысоки и влияние сил инерции незначительно. Оценочными параметрами статической поворотливости являются: минимальный радиус поворота, характе-

ризующий площадь, необходимую для выполнения разворотов машины; потребная удельная сила тяги при повороте, характеризующая тяговые возможности планетохода при движении по криволинейной траектории; коэффициент запаса силы тяги движителя при повороте $n_{с.т.}$, определяющий способность планетохода выполнять поворот с минимальным радиусом; $n_{с.т.}$ определяется как отношение разности между потенциально возможной на данном грунте силы тяги по сцеплению T_{max} и фактической силы $T_{ф.}$, действующей со стороны грунта на движитель, к величине потенциально возможной силы тяги $n_{с.т.} = (T_{max} - T_{ф.})/T_{max}$. Статическая поворотливость тем выше, чем меньше минимальный радиус поворота и потребная удельная сила тяги при повороте, чем больше коэффициент запаса силы тяги движителя при повороте.

Для некоторых категорий планетоходов, например обитаемых транспортных или исследовательских, способных перемещаться с относительно высокими скоростями (свыше 10 км/ч) и предназначенных для работы в условиях пониженной гравитации, необходима оценка динамической поворотливости. Дело в том, что при пониженной гравитации ухудшается соотношение сил, стабилизирующих машину, и сил, стремящихся опрокинуть ее при повороте или привести к заносу. Поскольку сила инерции и количество движения не зависят от сил гравитации, то ухудшение динамической поворотливости обусловлено только изменением ускорения свободного падения. Критерием оценки динамической поворотливости может служить коэффициент снижения скорости движения планетохода $n_{дн}$ при повороте, определяемый как отношение фактической скорости $v_{ф.}$ при повороте (до значения которой необходимо снизить скорость движения по соображениям безопасности работы) к максимальной скорости планетохода v_{max} : $n_{дн} = v_{ф.}/v_{max}$.

При повороте планетохода на каждое из колес вдоль его оси действует боковая сила, вызываемая центробежной силой. В некоторых случаях боковая сила вызывается составляющей веса, а также наличием касательных реакций на управляемых ведущих колесах планетохода. Указанные боковые силы вызывают увод планетохода. Это в ряде случаев приводит к тому, что фактическая и заданная траектории движения не совпадают.

Под управляемостью понимается способность планетохода двигаться строго по траектории, задаваемой водителем или системой вождения планетохода. Критериями управляемости можно считать поворачиваемость и курсовую устойчивость.

Различают недостаточную, нейтральную и избыточную поворачиваемости. Недостаточная поворачиваемость характеризуется тем, что радиус поворота планетохода возрастает с ростом скорости

движения при неизменном положении управляемых колес или взаимном положении секций сочлененного планетохода. При нейтральной поворачиваемости радиус поворота не зависит от скорости движения, а при избыточной — уменьшается. Следует заметить, что возможны случаи, когда в зависимости от характеристики боковой жесткости колес планетохода и перераспределения нагрузок на элементах движителя при повороте с ростом скорости или при изменении радиуса поворота поворачиваемость будет меняться. Кроме того, из теории автомобиля известно, что наличие тяговой силы на управляемой секции или колесах усиливает склонность транспортной машины к избыточной поворачиваемости.

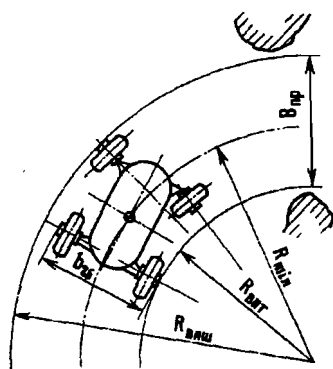
Курсовая устойчивость — это способность планетохода сохранять заданное направление движения. Характеристикой курсовой устойчивости движения может служить величина угла отклонения от заданного курса движения $\delta_{к.у}$ на единицу пути

$$\delta_{к.у} = (\delta_0 - \delta_k) / S,$$

где δ_0 и δ_k — углы начального и конечного курса движения на участке пути длиной S . Поскольку, исходя из целей транспортировки, планетоход большую часть времени движется в прямолинейном направлении, то на его курсовую устойчивость в большей степени, нежели на поворачиваемость, оказывают влияние особенности конструкции, свойственные именно планетоходам. К ним относится индивидуальный электромеханический привод. В частности, тяговые электродвигатели всех колес по своим характеристикам могут подбираться до какой-то определенной степени приближения. Элементы движителей левого и правого бортов перемещаются из-за неровностей по траекториям разной длины. Перераспределение нагрузок по элементам движителя вызывает необходимость работы индивидуальных электродвигателей на точках тяговой характеристики, которые отличаются величинами скоростей вращения. Все это обуславливает, с одной стороны, ужесточение требований к подбору тяговых двигателей и, с другой — требует введения информационной системы, позволяющей контролировать уводы планетохода от заданного курса движения.

Маневренность — это способность транспортной машины выполнять все необходимые в процессе эксплуатации движения, повороты и развороты на площадках ограниченных размеров. В целом размеры площадок определяются габаритами планетохода в плане и его минимальным радиусом поворота. К маневренности предъявляются высокие требования, поскольку процесс эксплуатации плане-

Рис. 3.4. Параметры маневренности планетохода



тоходов зачастую связан с необходимостью объезда препятствий и вписывания в коридоры и террасы разной ширины и кривизны. Для случаев, когда центр поворота находится за пределами опорного прямоугольника, маневренность характеризуется величинами радиусов окружностей, описываемых наиболее удаленной от центра поворота точкой планетохода $R_{внш}$ (рис. 3.4) и наиболее близкой к центру поворота точкой $R_{внт}$. Для случаев, когда центр поворота находится внутри опорного прямоугольника, достаточно знать величину $R_{внш}$. Разность величин $R_{внш}$ и $R_{внт}$ определяет минимальную ширину коридора $B_{пр}$, который способен преодолеть планетоход при повороте с минимальным радиусом R_{min} .

3.1.3. Схемы изменения направления движения планетоходов. Современное состояние развития транспортных машин характеризуется многообразием систем изменения направления движения. Теория поворота транспортных машин разработана достаточно полно, решены проблемы тяговой динамики поворота, вопросы силового нагружения элементов ходовой части, устойчивости движения по криволинейной траектории [134, 166]. Применение в планетоходах схем поворота, аналогичных используемым в наземных транспортных средствах, в полной мере позволяет использовать имеющийся теоретический задел и накопленный опыт проектирования систем изменения направления движения. Однако не вызывает сомнения, что появление новых транспортных средств со своими характерными особенностями и предъявляемыми к ним требованиями определяется приданием этим машинам новых качеств вообще, а способов изменения направления движения в частности. Использование термина "изменение направления движения" здесь вполне оправдано, поскольку в последующем анализе показано, что понятие "поворот" не охватывает все возможные способы изменения курса движения.

Из теории движения транспортных средств известны следующие схемы поворотов:

путем изменения соотношения величин скоростей элементов движителя левого и правого бортов, так называемый бортовой поворот (рис. 3.5);

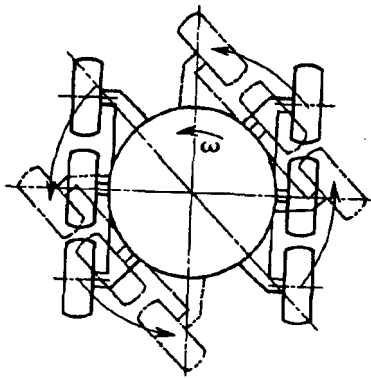


Рис. 3.5. Схема выполнения бортового поворота

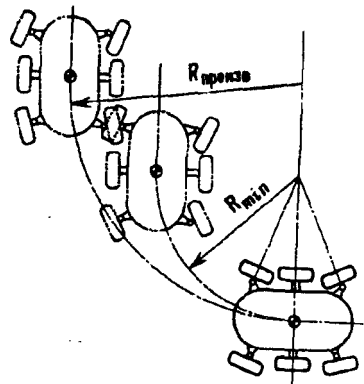


Рис. 3.6. Схема выполнения поворота с помощью управляемых поворотных колес

путем принудительного изменения направления скоростей элементов движителя передней секции относительно задней; с помощью управляемых колес передних и задних осей либо их комбинацией (рис. 3.6).

Возможны также комбинации указанных схем поворота.

Кроме перечисленных схем представляют интерес способы изменения направления движения путем разворота всех колес в одну сторону (см. рис. 3.7, а), а также путем предварительного разворота колес правого и левого бортов в положение минимального сопротивления повороту.

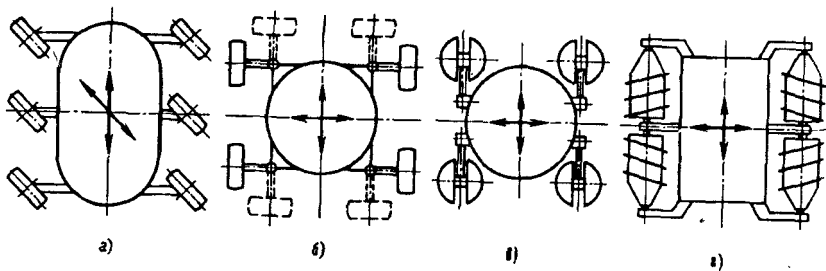


Рис. 3.7. Схемы изменения направления движения: а — с синхронным поворотом управляемых колес; б — с предварительным разворотом колес; в — со сферическими колесами; г — с комбинированным роторно-колесным движителем

При выборе схемы устройств изменения направления движения конструктору приходится рассматривать, по крайней мере, три основных аспекта. С одной стороны, это вопросы тяговой динамики поворота, а также силового нагружения элементов ходовой части, с другой — сохранение высокой средней скорости движения и, наконец, с третьей — вопросы логики управления планетоходом. Первый определяет геометрию движителя с позиций организации системы сил, гарантирующих возможность перемещения в новом заданном направлении на всех типах грунтов, на которых машина может двигаться прямолинейно. Второй и третий аспекты определяют степень сложности алгоритмов управления и надежность выполнения основной транспортной задачи.

В зависимости от роли человека в управлении планетоходом оптимальные варианты схемы изменения курса движения будут различны. Для случаев непосредственного (ручного) управления вариант с поворотными колесами в большей степени, нежели другие, удовлетворяет упомянутым требованиям. Прежде всего, он предпочтителен вследствие своей отработанности на наземных транспортных средствах. Абсолютное большинство колесных автомобилей, тракторов и других транспортных средств имеют управляемые колеса и рулевое управление. Другими преимуществами варианта с поворотными колесами являются простота конструкции, легкость размещения, широкий диапазон радиусов поворота для любых вариантов планетоходов.

К недостаткам следует отнести прежде всего следующие: достаточно большой минимальный радиус поворота, наличие дополнительных зон за счет ширины машины для размещения повернутых колес, относительная сложность алгоритмов управления при автоматизации процесса вождения либо при использовании дистанционного управления. Последнее объясняется тем, что поворот машины с управляемыми поворотными колесами характеризуется одновременным изменением трех параметров: перемещением в продольном и поперечном направлениях и переориентацией машины по курсу (см. рис. 3.6). Это требует также и определенного обеспечения информационными системами измерения перемещений планетохода.

В американском планетоходе LRV применена схема с поворотными колесами передней и задней осей, позволяющая уменьшить минимальный радиус поворота по сравнению со схемой, в которой поворотными выполнены колеса одной из осей. В некоторых случаях эта схема ограничивает проходимость планетохода, например, не позволяет машине отойти от стенки в случае сползания вплотную к ней. Тем не менее применение схемы следует считать оправданным, поскольку конструктивно несложно выполнить приводы и

управление поворотом передних и задних колес независимыми, что значительно расширяет возможности машины и увеличивает ее надежность (одну из управляемых осей можно рассматривать в качестве резервной).

Для сочлененных машин более приемлем вариант с принудительным изменением направления скоростей элементов движителя передней секции относительно задней. Теория поворота сочлененных машин разработана менее детально. В силу меньшего распространения сочлененных машин, а также из-за большего разнообразия вариантов схем их поворота последние исследованы в меньшей степени, чем схемы с поворотными колесами. В целом рассматриваемая схема может характеризоваться теми же признаками, что и предыдущая, с той лишь разницей, что вместо ниш для размещения колес необходимо предусматривать зоны для складывания секций при повороте машины.

Поворот путем изменения соотношения величин скоростей элементов движителя левого и правого бортов машины, т.е. бортовой поворот в основном применяется для гусеничных машин. Имеется лишь относительно небольшое число колесных машин, в которых использован этот способ. В частности, он применен на советских аппаратах "Луноход-1 и -2" [130].

Основным достоинством бортового метода поворота является возможность осуществления поворота с предельно малым радиусом вплоть до нулевого, считая по центру опорного четырехугольника. В качестве другого достоинства следует отметить его простоту. Для осуществления поворота могут использоваться те же агрегаты, что и для изменения скорости движения аппарата. Правда, для этого необходимо кинематически развязать приводы правого и левого бортов.

В определенных пределах, по крайней мере, при эксплуатации планетоходов на уклонах до $14...16^\circ$, бортовой метод поворота позволяет полностью отвечать требованию простоты логики управления автоматических или телеуправляемых машин. Это объясняется возможностью осуществления бортового поворота с нулевым радиусом по центру машины, т.е. поворота относительно центра опорного четырехугольника. Рассматриваемый способ поворота требует определенного соотношения длины базы машины к ширине ее колеи, называемого коэффициентом базы K_L . Для большинства гусеничных машин величина K_L не превышает 1,5, для двухосных колесных машин $K_L \leq 1,1$ [166], для многоосных величина K_L может быть несколько выше. С учетом ширины опорных элементов движителя можно считать, что длина машины довольно близка к ее ширине. Следовательно, при повороте с нулевым радиусом планетоход

будет занимать практически ту же площадку, что и до поворота. Это с большой вероятностью позволяет утверждать, что при повороте машины обстановка существенно не изменится и не возникнет аварийная ситуация из-за наезда на непреодолимое препятствие или изменения несущих свойств грунта. Из этого следует практический вывод о возможности уменьшения объема информации об окружающей обстановке и упрощении информационных систем. Это упрощение достигается отсутствием, по крайней мере, запланированных продольных и поперечных перемещений в процессе поворота, что требует только информации о курсе машины.

Однако схема имеет эти преимущества при ограничении условий эксплуатации уклонами $14...16^\circ$ (см. рис. 5.3). В случае превышения этой величины поворот сопровождается более интенсивным сползанием вниз под уклон, причем величина сползания прогрессивно растет с ростом крутизны склона. Более детально это явление рассмотрено в гл. 5. В этом случае схема свои преимущества по простоте теряет, и, более того, на сегодня неизвестна методика компенсации сползания машины под уклон в процессе поворота.

Само по себе при малых скоростях движения явление сползания не опасно, однако последствия его могут быть непредвиденными: возможное падение с обрыва, наваливание корпусом или навешенными на него приборами на выступы скал; кроме того, оно приводит к потере скорости движения, увеличению пройденного пути, усложнению логики управления. В ряде случаев сползание может привести к необходимости отмены заданной программы движения, дополнительным затратам времени и расходованию ресурса работы.

К недостатку этого варианта следует отнести и более высокие энергетические затраты на осуществление поворота с малыми радиусами поворота. Мы подробно не рассматриваем эту сторону, поскольку она детально освещена в технической литературе [134, 166].

При наличии малых скоростей движения планетохода, характерных для автоматических либо телеуправляемых планетоходов, требованию обеспечения высокого уровня маневренности могут удовлетворять схемы с предварительным разворотом колес, движители со сферическими колесами, комбинированные движители. Они представлены на рис. 3.7. Путем логических рассуждений можно прийти к выводу, что эти схемы должны также характеризоваться минимальным сползанием при изменении направления движения. Сползание помимо прочего зависит от величины буксования (см. разд. 5.1). Поочередный и отдельный предварительный разворот колес в критических ситуациях до предела позволяет уменьшить буксование. А движители, позволяющие перемещаться в двух на-

правлениях, не требуют выполнения и подготовительных операций. Следует отметить, что эти рассуждения все же чисто логические. Эта проблема еще не получила теоретического освещения, поэтому требует, по крайней мере, экспериментальной проверки.

3.1.4. Пути повышения эффективности колесного и гусеничного движителей. Основными показателями работы любого движителя являются наибольшая экономичность расходования подведенной к нему энергии в наиболее типичных, характерных условиях работы и максимальная продольная сила при движении в экстремальных условиях. Очевидно, что совершенствование движителей должно вестись, прежде всего, в направлении увеличения именно этих показателей.

Таких направлений несколько, и целесообразность их обусловлена закономерностями взаимодействия движителя с грунтом. Если рассматривать зависимость тягового усилия T от механических параметров грунта и характеристик машины, то в наиболее общем виде ее можно представить следующим выражением:

$$T = A c y_1 + N \varphi_0 y_2, \quad (3.4)$$

где A — площадь поверхности, по которой происходит сдвиг грунта; c — внутреннее сцепление грунта; N — нормальная суммарная нагрузка на поверхность сдвига грунта; φ_0 — коэффициент внутреннего трения грунта; y_1 и y_2 — передаточные функции.

В уравнении (3.4) параметры грунта c и φ_0 в первом приближении можно считать константами. Функции y_1 и y_2 определяют соответственно эффективность использования фрикционных сил и сил сцепления с грунтом, значения их находятся в пределах от 0 до 1. Таким образом, величина тягового усилия или продольной силы движителя T зависит от переменных факторов: A , N , y_1 , y_2 . Заметим, что с ростом значений указанных факторов возрастает и величина T . Этим и определяются направления повышения эффективности работы движителя, к которым можно отнести: увеличение площади поверхности, по которой в зоне контакта движителя с грунтом может происходить сдвиг грунта; увеличение суммарной нормальной нагрузки на поверхность, по которой может происходить сдвиг грунта в зоне контакта движителя с грунтом; увеличение коэффициента использования фрикционных сил и сил сцепления в зоне пятна контакта. Рассмотрим каждое из этих направлений.

1. Увеличение площади поверхности, по которой может происходить сдвиг грунта в зоне пятна контакта, в первую очередь обуславливается соответствующим увеличением площади пятна контакта.

Достигается это различными путями: увеличением геометрических размеров движителя, деформацией опорной части движителя, применением уширителей и т.д. Наибольшую эффективность этот прием может дать на связных грунтах, в меньшей степени — на фрикционных. Если на связных грунтах эффективность приема проявляется через увеличение первого члена уравнения (3.4), то на фрикционных — вследствие уменьшения просадки движителя в грунте и соответственно лучшей организации элементарных сил в зоне контакта — через величину γ_2 . Этот прием в транспортной технике широко распространен, однако возможности его довольно ограничены в силу ряда конструктивных ограничений.

2. Увеличение нормальной нагрузки на поверхность сдвига грунта на первый взгляд кажется нереальным. Действительно, вес машины в конкретных условиях — величина постоянная. Однако при организации кинематики перемещения опорной части движителя относительно корпуса по дуге большого радиуса или даже радиуса бесконечной длины, т.е. поступательно, движитель взаимодействует с грунтом как отдельный грунтозацеп, смещая его массив. Массив этот имеет сложную форму, профиль которой определяется отрезком логарифмической спирали и прямой. Сдвиг грунта происходит по поверхности, характеризуемой указанным профилем. При этом вес массива грунта имеет определяющую роль в формировании напряженного состояния в зоне сдвигов и соответственно реакции отпора движителю. Помимо увеличения нормальной реакции за счет веса массива сдвигаемого грунта в данном случае имеет место и увеличение поверхности сдвига грунта. Это способствует тому, что эффект возрастания тяги будет наблюдаться на любых грунтах, в том числе на чисто фрикционных и на чисто связных.

Недостатком является необходимость затрат энергии на внедрение элементов движителя в грунт на большую глубину.

Рассматриваемый прием использован при разработке колесно-шагающего движителя, комбинированного катково-гусеничного движителя типа "Аэрол" и др.

3. Увеличение коэффициента использования фрикционных сил и сил сцепления в зоне пятна контакта. Из условия равновесного состояния машины или движителя следует, что продольная сила движителя равна сумме проекций элементарных сил, действующих в зоне пятна контакта, на продольную ось машины $T = \sum_i t_i \cos \alpha_i$, где t_i — элементарная сила, а α_i — угол между вектором элементарной силы и продольной осью машины. При этом, если в направлении элементарной силы происходит деформация грунта, то на это необ-

ходимо затратить энергию, подводимую к движителю. Из этого следует, что если деформация элементарного объема грунта в зоне пятна контакта происходит в направлении, противоположном перемещению машины, то реакция отпора положительна. При попутной деформации — реакция отрицательная. Направление реакции отпора при деформации элементарных объемов грунта под каким-либо углом к продольной оси определяется величиной и знаком этого угла. Очевидно, чем больше элементарных участков будут иметь положительные реакции и чем больше величины этих реакций на продольную ось, тем больше будет суммарная тяговая и продольная сила движителя.

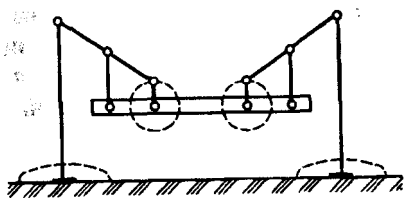
Однако независимо от направления для деформации элементарных объемов грунта требуется затрата энергии. Энергия, затрачиваемая на деформацию объемов грунта в попутном и боковом направлениях, должна рассматриваться как энергия чистых потерь. В отличие от затрат на деформацию в противоположном перемещению машины направления эти потери нельзя считать неизбежными и от них следует освобождаться. При конструировании движителя, особенно с эластичной опорной поверхностью, необходимо контролировать направления упругих деформаций и других видов перемещений всех элементов, находящихся в контакте с грунтом. Всякого рода возвратно-поступательные или возвратно-вращательные движения элементов конструкции за период входа в контакт с грунтом и выхода из него говорят о наличии паразитных потерь в движителе, уменьшенной эффективности использования фрикционных и сцепных свойств грунта. Коэффициент сопротивления движению подобного движителя неизбежно будет иметь повышенные значения.

Рассматриваемый прием по улучшению использования фрикционных и сцепных свойств грунта использован в конструкциях металлоэластичных эллиптических колес (см. разд. 4.2).

3.2. Принцип шагания в движителях транспортных машин

3.2.1. Некоторые методы реализаций шагающего способа передвижения в транспортных машинах. Интерес к шагающему способу передвижения с целью использования его в движителях транспортных средств проявлялся уже давно. Еще в прошлом столетии русский математик П.Л. Чебышев одним из первых занимался вопросами создания шагающих машин. Однако наиболее интенсивные исследования этого способа передвижения начались в конце 50-х годов нашего столетия.

Рис. 3.8. Стопоходящая машина П.Л. Чебышева



В общем случае шагающий способ передвижения может быть реализован как в собственно шагающих движителях или машинах, так и в комбинации с другими способами передвижения. В свою очередь, собственно шагающие движители или шагающие машины можно классифицировать на следующие категории, характеризуемые способом построения траектории опоры или управления ею: на основе жестких рычажных систем, с моделированной траекторией, с педикулярным управлением, адаптивные.

Шагающие машины на основе жестких рычажных систем обеспечивают жесткую траекторию опоры и характерны тем, что в качестве механизма шагания используется какой-либо готовый механический преобразователь или по выбранной оптимальной траектории синтезируется нужный механизм. Родоначальником этого направления является П.Л. Чебышев, а прообразом этого класса машин является его стопоходящая машина (рис. 3.8), которая состоит из четырех прямых, имеющих общий привод к кривошипам и шарнирно соединенных с ними опорных стоек. При вращении кривошипов корпус перемещается горизонтально и равномерно.

К характерным недостаткам этого класса машин можно отнести следующее: в большинстве случаев неравномерность вращения ведущего вала привода, отсутствие управления высотой машины, отсутствие возможности выбора точки опоры.

Желание обеспечить более эффективное передвижение привело к созданию шагающих машин с гибкой моделированной траекторией. В этом случае выбранная номинальная траектория может изменяться оператором по нужным параметрам. Примером этого класса машин является шагающая машина Шигли, созданная на основе копирующего пантографного механизма (рис. 3.13, в). Конструктивно шагающая машина состоит из 16 пантографных механизмов, по четыре в каждой угловой части машины [64]. Использование гидравлики устранило некоторые недостатки привода. Характер траектории опоры и структура движителя обеспечивали достаточную уравновешенность инерционных сил, что позволило передвигаться ей со скоростью до 9 м/с. Однако реализация имеющихся возможностей по изменению траектории оказалась затруднительной, так как в этом случае оператору пришлось бы одновременно управлять 16-ю опорами. Таким образом, создание конструкции без обеспечения простого способа управления оказалось невозможным.

Поиски эффективной системы управления передвижением шагающей машины привели к идее использования естественных способностей человека управлять своим движением. Это привело к созданию шагающих машин с так называемым педипуляторным управлением. Этот принцип основан на использовании обратной силовой связи. В этом случае человек контролирует свои физические действия посредством нескольких органов чувств, а основной механизм шагания реагирует на усилие и перемещение конечностей человека. При этом часть усилия на механизме шагания в виде отраженного сигнала через обратную силовую связь воздействует на органы чувств человека, воспроизводя в соответствующем масштабе реальную физическую картину внешнего воздействия. С целью отработки системы обратной силовой связи был создан ряд механизмов такого типа [192] под общим названием "кибернетические антропоморфные системы", фирма-изготовитель "Дженерал электрик Ко". По мере отработки системы управления с обратной силовой связью "Бронетанковое и автотракторное управление армии США" совместно с фирмой "Дженерал электрик Ко" впервые изготовило четырехопорную шагающую машину, в которой оператор управлял опорами машины с помощью ручных рычагов и ножных педалей, причем правая рука оператора управляла правой передней опорой, правая нога — правой задней опорой и т.д. Машина может двигаться вперед и назад, поворачиваться, преодолевать препятствия высотой 1,2 м, транспортировать груз массой 200 кг, максимальная скорость 4,5 м/с, длина опоры 2 м, собственная высота 3,3 м. Система привода и управления выполнена так, что может быть достигнуто увеличение силы оператора в 120, а перемещения — в 4 раза.

Несмотря на то, что шагающие машины с педипуляторным управлением имеют весьма благоприятные предпосылки по реализации возможностей шагающего способа передвижения, они имеют существенный недостаток, заключающийся в том, что движение осуществляется при непосредственном участии человека и при этом интенсивность работы машины определяется физическими возможностями оператора.

Другим направлением является создание так называемых адаптивных шагающих машин, в которых человеческие возможности, с точки зрения мышления и органов чувств, заменяются соответствующими датчиками адаптации и вычислительной техникой. Продолжающиеся успешные разработки систем управления и адаптации позволяют говорить о возможности создания подобных шагающих машин, представляющих практический интерес. Машины этого

направления имеют много общего и развиваются параллельно с промышленными роботами и манипуляторами, управляемыми от ЭВМ.

Машины, в которых используется комбинация шагания с другими способами передвижения, будут рассмотрены несколько ниже.

Несмотря на большое разнообразие конструктивных решений реализации способа шагания в машинах, практически нет примера его удачного воплощения, который мог бы быть использован конструкторами транспортных машин. Как показывают исследования, использование способа шагания в движителях транспортных машин дает качественный рост основных показателей передвижения по сравнению с обычными распространенными движителями, причем в том, как и каким методом осуществлять шагание, заложено

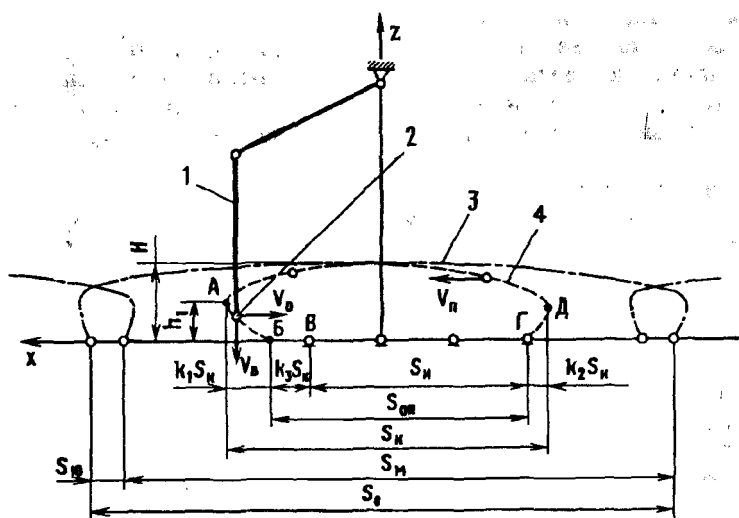


Рис. 3.9. Совмещенная траекторная диаграмма опор механизмов шагания:

1 — механизм шагания; 2 — опора механизма шагания; 3 — траектория опоры механизма шагания относительно опорной поверхности; 4 — траектория опоры механизма шагания относительно корпуса машины; H — высота траектории; h_i — высота подготовительного участка траектории; $V_{п}$ — скорость переноса опоры; V_0 — скорость отталкивания; $V_{в}$ — скорость опускания опоры; $S_{к}$ — шаг относительно корпуса машины; $S_{ж}$ — используемый шаг; $S_{оп}$ — опорный шаг; S_0 — шаг относительно опорной поверхности; $S_{м}$ — путь перемещения машины за один цикл; $S_{г}$ — путь из опоры по грунту; Z — вертикальная ось машины; X — продольная ось машины; ДА — этап переноса; АБВГД — этап отталкивания; k_1, k_2, k_3 — коэффициенты перекрытий

ны большие потенциальные возможности по улучшению этих показателей.

3.2.2. Кинематика шагающего движения. Наличие определенного количества механизмов шагания у шагающей машины дает возможность использовать различные способы передвижения, зависящие в общем случае от характера поверхности и желаемой скорости передвижения. Эти способы, или "походки", различаются последовательностью перемещения механизмов шагания по опорной поверхности и их взаимным положением во времени и пространстве. Параметры, характеризующие их, могут быть определены в результате анализа траекторий опор механизмов шагания и взаимодействия опор как между собой, так и с опорной поверхностью.

На рис. 3.9 показаны характерные участки общего случая номинальной траектории, описываемой опорами механизма шагания, и даны некоторые обозначения.

В общем случае для шагающего движения следует различать два принципиально разных по методам реализации способа передвижения: непрерывное передвижение корпуса машины, что определяет непрерывные походки, и прерывное передвижение корпуса машины, что определяет прерывные походки.

Применительно к непрерывным походкам основные параметры взаимодействия механизмов шагания определим по совмещенной траекторной диаграмме шагающего движителя (см. рис. 3.9), образованной совмещением проекций на продольную плоскость машины номинальных траекторий опор каждого механизма шагания с фиксацией их положений в данный момент времени. Анализ проведем исходя из следующих условий: перемещение происходит по ровному участку поверхности прямолинейно, механизмы шагания работают в установленном ритме и с одинаковой частотой, движение происходит без кинематических рассогласований скоростей всех опор на этапе отталкивания.

Если общее число механизмов шагания обозначить через n_0 , то на совмещенной траекторной диаграмме (см. рис. 3.9) образуется n_0 позиций, характеризующих положение опор механизмов шагания на своих траекториях в данный момент времени, или n_0/p_0 позиций, где p_0 — число механизмов шагания, занимающих одинаковые положения, т.е. находящихся в одинаковой фазе. Экстремальным случаем является $p_0 = 0,5n_0$. Назовем эту походку фазной непрерывной. Для дальнейших исследований примем $p_0 = 1$, а случай, когда $p_0 > 1$, будет оговорен особо.

В соответствии с геометрией, представленной на рис. 3.9, обозначим

$$X_{\text{ВГ}} = S_{\text{и}} = S_{\text{к}}(1 - k_1 - k_2 - k_3), \quad (3.5)$$

где $S_{\text{и}}$ — используемый опорный участок траектории отталкивания или используемый шаг, характеризуемый тем, что на этом участке находится гарантированное число z_0 опор механизмов шагания, контактирующих с опорной поверхностью; k_3 — коэффициент перекрытия, характеризующий нормальные условия перехода с одного многоугольника опор на другой.

Соответственно обозначим время этапа отталкивания t_0 , время этапа переноса $t_{\text{п}}$, а отношение этих величин обозначим γ . Подобное отношение в теории локомоций животных носит название ритма работы конечностей [72], а в теории механизмов с возвратно-поступательными перемещениями — коэффициента производительности [98]. Практика создания шагающих машин может привести к синтезу механизмов шагания, сильно отличающихся от кинематики ног живых организмов, поэтому для вышеуказанного отношения удобно принять название — коэффициент производительности шагания или просто производительность шагания

$$\gamma = \frac{t_0}{t_{\text{п}}} = \frac{|V_{\text{п.ср}}|}{|V_{\text{о.ср}}|} = \frac{\sum_{i=1}^{z_0} \Delta t_i + k_{\text{п}} t_0}{\sum_{i=z_0+1} \Delta t_i - k_{\text{п}} t_0}, \quad (3.6)$$

где $V_{\text{п.ср}} = \frac{1}{t_{\text{п}}} \int_0^{t_{\text{п}}} V_{\text{п}} dt$ — средняя скорость переноса; $V_{\text{о.ср}} =$

$$= \frac{1}{t_0} \int_0^{t_0} V_{\text{п}} dt \text{ — средняя скорость отталкивания; } k_{\text{п}} = k_1 + k_2 + k_3 \text{ —}$$

суммарный коэффициент перекрытия; Δt_i — интервал времени между моментами приземления последовательных опор или временной интервал между последующими опорами механизмов шагания на совмещенной траекторной диаграмме.

Отношение этих интервалов для двух последующих опор в теории локомоций животных носит название ритма локомоций. Нетрудно убедиться, что для обеспечения постоянного максимального числа опор z_0 , контактирующих с опорной поверхностью, необходимо, чтобы $\Delta t_1 = \Delta t_2 = \dots = \Delta t_i$. Этому условию соответствуют равномерные походки, для которых коэффициент производительности шагания имеет довольно простое выражение

$$\gamma = \frac{z_0}{n_0(1 - k_n) - z_0} \quad (3.7)$$

С помощью коэффициента производительности шагания γ , ритма локомоций Δt ; и последовательности перемещения опор механизмов шагания можно описать любую походку. Выбор и изменения параметров походки животными зависят от общего количества ног, внешних условий и желаемой скорости передвижения. Применительно к равномерным походкам для четвероногих теоретически существует шесть последовательностей перемещений конечностей [72], которые наиболее предпочтительны для использования в шагающих машинах, причем последовательность (1-4-2-3) примечательна тем, что обеспечивается статическое равновесие при минимальной производительности шагания ($\gamma = 3$). Для шестиногих имеется значительно большее разнообразие походок, однако для обеспечения статического равновесия при минимальной производительности шагания наиболее рациональны следующие: $\gamma = 1$ (1, 4, 5-2, 3, 6); ($\gamma = 1$), (1-4-5-2-3-6); $\gamma = 2$ (1,6-5,2-3,4); $\gamma = 2$ (1-6-5-2-3-4).

Коэффициент юза $s_{ю}$ — показатель проскальзывания опор механизмов шагания относительно грунта

$$S_{ю} = \frac{S_{ю}}{S_{оп}} = \frac{V_0 - V_k}{V_0} \quad (3.8)$$

где $S_{ю}$ — путь скольжения опоры за полный цикл движения; V_k — скорость передвижения шагающей машины.

Шаг опоры механизма шагания относительно опорной поверхности S_0 (см. рис. 3.9) можно представить в виде

$$S_0 = S_k [1 + (1 - s_{ю}/\gamma - s_{ю}(k_1 + k_2))] \quad (3.9)$$

Путь, проходимый шагающей машиной за один цикл $S_{цикл}$, определяется выражением

* Цифрами обозначены опоры по часовой стрелке, начиная с передних; через запятую записаны опоры, находящиеся в одной фазе.

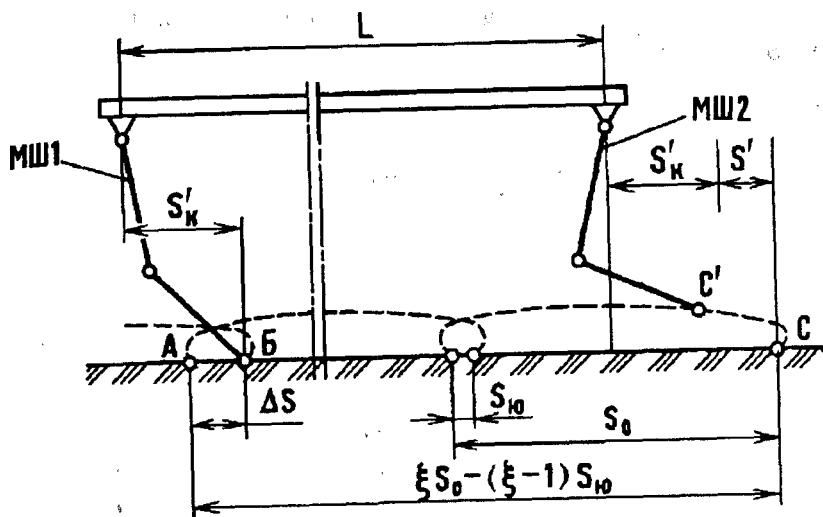


Рис. 3.10. Схема взаимодействия механизмов шагания с опорной поверхностью

$$S_M = S_K(1 - k_{II}) \frac{\gamma + 1}{\gamma} (1 - s_{ю}) = S_K \frac{n_0}{z_0} (1 - s_{ю}). \quad (3.10)$$

Скорость передвижения шагающей машины

$$V_K = S_K(1 - k_{II}) \frac{\gamma + 1}{\gamma} (1 - s_{ю}) \frac{1}{T_{II}}, \quad (3.11)$$

где T_{II} — время одного цикла передвижения.

В процессе взаимодействия опор механизмов шагания с опорной поверхностью образуется следовая дорожка, которая характеризуется расположением отпечатков опор на опорной поверхности.

Рассмотрим взаимодействие двух механизмов шагания, переднего МШ1 и заднего МШ2, укрепленных на корпусе шагающей машины на расстоянии L (рис. 3.10); причем опора МШ1 занимает крайнее положение на используемом опорном участке траектории отталкивания, а опора МШ2 — любое положение на своей траектории со сдвигом по фазе относительно МШ1 против хода движения по траектории на величину $i_0 = n_0 \frac{\Delta t_i}{T_{II}}$.

Тогда из геометрии, представленной на рис. 3.9 и 3.10, учитывая, что S' — путь, который прошла точка корпуса машины с момента отрыва от опорной поверхности опоры МП2, расстояние между следами рассматриваемых опор определяется выражением

$$\Delta S = S_k \left[\frac{n_o(\xi - 1) + i_o(1 - s_{ю})(1 - k_{п})}{z_o} + s_{ю}(1 - k_1 - k_2) \right] - L. \quad (3.12)$$

Уравнение (3.12) — основное уравнение, отражающее кинематику взаимодействия шагающего движителя с опорной поверхностью. При $\Delta S = 0$ уравнение (3.12) отражает связь параметров шагания в режиме движения след в след. В общем случае сохранение постоянной величины ΔS при изменении коэффициента юза требует либо изменения походки (параметры z_o , i_o , $k_{п}$), либо изменения шага S_k . При неизменных параметрах шагания шагающая машина может входить в нужный режим движения, например, режим движения след в след, дискретно за счет изменения числа циклов ξ перемещения опоры сзади стоящего до попадания в след опоры впереди стоящего механизма шагания.

Вышесказанное относится к условиям движения шагающей машины в режиме равномерных непрерывных походок, когда опоры механизмов шагания в определенной последовательности равномерно совершают возвратно-поступательные перемещения относительно корпуса машины и обеспечивают непрерывное ее передвижение.

К достоинствам равномерных непрерывных походок относится следующее: вследствие их равномерности и постоянства легко поддаются анализу и синтезу; обеспечивают статическую устойчивость при минимальной производительности шагания; ввиду простоты они хорошо подходят для применения в реальных машинах.

Кроме непрерывных следует отметить класс прерывных походок, которые могут найти эффективное использование в реальных машинах. В этом случае в начале цикла все опоры механизмов шагания при неподвижном корпусе машины в определенной последовательности перемещаются вперед на величину шага, устанавливаются на грунте, а затем относительно неподвижных опор на грунте перемещается вперед корпус машины. Затем цикл передвижения повторяется. Скорости перемещения опор механизмов шагания и корпуса могут быть любыми, и они не имеют какой-либо взаимной зависимости. Основные параметры шагания имеют тот же физический

СМЫСЛ, ЧТО И ДЛЯ НЕПРЕРЫВНЫХ ПОХОДОК, НО ОПРЕДЕЛЯЮТСЯ ПО ДРУГИМ ЗАВИСИМОСТЯМ.

3.2.3. Проходимость шагающих машин. Для шагающих машин сопротивление движению определяется работой A_{Γ} на псевдоциклическое прессование грунта механизмами шагания, а коэффициент сопротивления движению f_{Γ} выражается соотношением [5,59]: $f = A_{\Gamma}/GS_{\text{м}}$, где G — вес машины; $S_{\text{м}}$ — путь перемещения машины.

Определим коэффициент сопротивления движению, приняв следующие допущения: машина движется прямолинейно по горизонтальному участку поверхности, юз отсутствует, т.е. $s_{\text{ю}} = 0$; опоры механизмов шагания плоские и параллельны опорной поверхности; соотношение между вертикальной силой и деформацией соответствует $q = ch^{\mu}$, где q — удельное давление на грунт; h — глубина погружения опоры в грунт; μ, c — параметры грунта.

Тогда работа на деформацию грунта за полный цикл передвижения, т.е. на пути $S_{\text{м}}$, определяется выражением

$$A_{\Gamma} = \frac{1}{(\mu + 1)(cB)^{1/\mu}} \sum_{i=1}^{n_0} P_{zi}^{(\mu+1)/\mu},$$

где P_{zi} — нормальная реакция, а B — площадь опоры.

В процессе передвижения шагающей машины происходит постоянное изменение формы многоугольника опор, образуемого движителем при контакте с опорной поверхностью, и его положения относительно центра тяжести машины. Этот факт вызывает постоянное изменение нормальных реакций, воспринимаемых каждой опорой. Работа на деформацию грунта должна определяться максимальным значением нормальных реакций (без учета скорости изменения и времени действия силы). Тогда коэффициент сопротивления движению f_{Γ} определяется выражением

$$f_{\Gamma} = \frac{k_{\text{пх}}}{S_{\text{н}}(\mu + 1)k_{\text{с.с}}} \left(\frac{G}{z_0 B c} \right)^{1/\mu}, \quad (3.13)$$

где $k_{\text{пх}} = \sum_{i=1}^{n_0} P_{zi \text{ max}}^{(\mu+1)/\mu} / n_0 (G/z_0)^{(\mu+1)/\mu}$ — коэффициент, выражающий

отношение максимальной реакции опоры за цикл к номиналь-

ной; $k_{с.с}$ — коэффициент, учитывающий режим движения след в след. Для походок, указанных в подразд. 3.2.2, при $\mu = 1$, что соответствует сухому кварцевому песку, $k_{пк} = 2,25$. Коэффициент $k_{с.с}$ в общем случае зависит от физико-механических свойств грунта и соотношения общего числа опор и числа опор, перемещающихся след в след.

Таким образом, коэффициент сопротивления движению зависит от следующих параметров шагания: от используемого шага ($S_{и}$), причем, чем он больше, тем меньше энергозатраты; от числа опор механизмов шагания, одновременно воспринимающих нормальную реакцию грунта (z_0). Чем больше z_0 (или, что равносильно, чем больше производительность шагания γ), тем меньше энергозатраты; от использования режима движения след в след ($k_{с.с}$), причем, чем больше опор перемещается в этом режиме, тем меньше энергозатраты; от использования походок, обеспечивающих минимальное изменение формы многоугольника опор ($k_{пк}$) и его положения относительно центра тяжести машины.

Сила тяги по сцеплению, которую способны развить опоры механизмов шагания, имеет те же физические основы, что и у движения качения. Однако шагание позволяет более качественно использовать потенциальные возможности грунта по реализации тяги. Так, при отсутствии юза сила тяги T_i , развиваемая одной опорой, равна $T_i = P_{zi} B c_0$.

В случае появления скольжения опоры механизма шагания относительно грунта эта формула должна быть преобразована в соответствии с выражением деформации сдвига грунта, которая является пределом по возможной реализации тяги, например в виде [5,59]

$$T_i = P_{zi} B (c_0 + g \operatorname{tg} \alpha_r) (1 - e^{-s_{ш}/k_r}), \quad (3.14)$$

где B — суммарная площадь опор; c_0 , α_r , k_r — параметры грунта.

Учитывая схему внешних сил, действующих на машину, без учета сил инерции, коэффициент тяги k_T шагающего движителя

$k_T = \varphi_{ш} - \operatorname{tg} \alpha$, где $\varphi_{ш} = \sum_{i=0}^{z_0} P_{zi} \varphi_{шi} / G \cos \alpha$ — результирующий коэффициент сцепления движителя с грунтом; $\varphi_{шi}$ — коэффициент сцепления i -й опоры; α — угол продольного уклона.

Таким образом, для шагающего движителя коэффициент удельной свободной силы тяги без учета сил инерции численно равен коэффициенту сцепления движителя с грунтом, в то время как для колесного движителя $k_T = \varphi - f$, где f — коэффициент сопротивления качению колес; φ — коэффициент сцепления колеса с грунтом.

Это и есть одно из замечательных свойств шагающего движителя, заключающееся в том, что грунт не является для него препятствием для передвижения, во всяком случае до момента осадки днища корпуса машины на грунт, а требует лишь неизбежных энергозатрат на его деформацию, происходящую в процессе передвижения.

Учитывая вышесказанное, можно записать

$$k_T = \sum_{i=1}^{z_0} P_{zi} k_{Ti} / G \cos \alpha, \quad (3.15)$$

где k_{Ti} — коэффициент тяги i -й опоры механизма шагания.

На рис. 3.11 представлены экспериментальные зависимости коэффициента тяги k_{Ti} прямоугольной пластины как опоры механизма шагания от пути сдвига S_{μ} .

Как следует из рисунка, сила тяги (или коэффициент тяги k_{Ti}), развиваемая одной опорой движителя, представляет собой возрастающую функцию от пути сдвига, причем при определенных значениях сдвига k_{Ti} достигает максимальной величины. Использование повторных сдвигов, когда последующий сдвиг совершается после установки опоры движителя в конечное место предшествующего сдвига, указывает, что при каждом последующем сдвиге k_{Ti} быстрее достигает своего максимального значения.

Как следует из уравнения (3.15), коэффициент удельной свободной силы тяги движителя k_T зависит от коэффициента тяги k_{Ti} , реализуемого каждой опорой, и нормальной реакции P_{zi} , которые соответствующими расчетами могут быть определены в зависимости

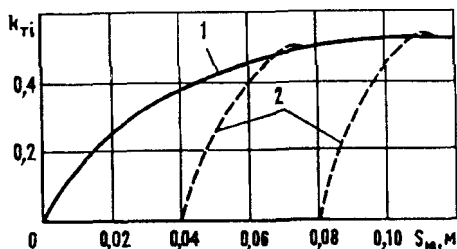


Рис. 3.11. Зависимость коэффициента тяги k_{Ti} от пути сдвига прямоугольной пластины размером $0,1 \times 0,1$ м. Грунт — сухой кварцевый песок:
1 — непрерывный сдвиг; 2 — повторные сдвиги

от пути юза, и при известной зависимости $k_{Ti} = k(S_{ю})$ в итоге определяется k_T по уравнению (3.15).

Для простоты выкладки исследование тягово-сцепных свойств шагающего движителя проведем для случая движения, когда используются походки, которые обеспечивают минимальное изменение нормальных реакций опор, т.е. $P_{z1} = P_{z2} = \dots = P_{zi} = \dots = P_{zn}$.

Тогда выражение коэффициента можно записать в виде

$$k_T = \frac{1}{z_0} \sum_{i=1}^{z_0} k_{Ti}. \quad (3.16)$$

Для фазной походки, ввиду того, что все отталкиваемые опоры механизмов шагания находятся в одной фазе, а значит, имеют одинаковый путь юза, обеспечивается коэффициент тяги

$$k_T = k_{Ti}, \quad (3.17)$$

т.е. характер распределения результирующей тяги движителя от пути юза такой же, как и для одной опоры.

В случае равномерных походок это означает, что величина k_{Ti} для каждой опоры имеет равномерно расположенные значения от пути юза по характеристике $k_{Ti} = k(S_{ю})$ в соответствии с последовательностью перемещения опор. Тогда при достаточно большом z_0 , переходя к другим пределам суммирования, коэффициент свободной силы тяги запишется в виде

$$k_T = \frac{1}{S_{ю}} \int_0^{S_{ю}} k_{Ti} dS_{ю}. \quad (3.18)$$

На рис. 3.12 представлены зависимости коэффициента свободной силы тяги шагающего движителя для различных походок, определенные по уравнениям (3.17) и (3.18) с использованием экспериментальных данных, представленных на рис. 3.11. Из представленных результатов следует, что при фазной походке обеспечиваются более высокие тяговые свойства, чем при равномерной, а использование фазной походки с режимом движения след в след обеспечивает максимальные тяговые свойства.

Влияние производительности шагания на тягово-сцепные свойства шагающего движителя не имеет явно выраженного характера.

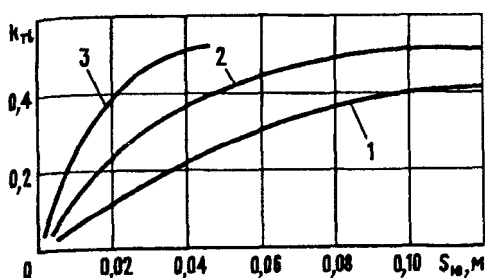


Рис. 3.12. Зависимость коэффициента тяги k_{Ti} шагающей машины от пути юза $S_{ю}$ каждой опоры для различных походок: 1 — равномерная; 2 — фазная; 3 — фазная с режимом движения след в след

Однако для равномерных походок изменение производительности шагания γ , а значит, и числа опор z_0 , удерживающих вес машины [см. уравнение (3.7)], обеспечивает изменение удельного давления на грунт или суммарной площади опор B [см. уравнение (3.14)], которые должны изменяться в соответствии с физико-механическими свойствами поверхности передвижения.

Увеличение длины шага способствует увеличению проходимости, во-первых, возможностью реализовать максимальную силу тяги каждой опорой, а во-вторых, при той же силе тяги обеспечивается минимальный относительный коэффициент проскальзывания $\varepsilon_{ю}$ элементов движителя относительно грунта, что указывает на повышение эффективности передвижения. Последовательность перемещения опор механизмов шагания не оказывает влияния на проходимость.

Как показывает анализ, профильная проходимость машины с шагающим движителем находится не столько в количественной зависимости от параметров шагания, сколько от возможности их изменения в процессе движения, причем в наибольшей степени от возможности изменения высоты траектории опоры механизма шагания.

3.2.4. Энергозатраты. Для определения энергозатрат на передвижение машин с шагающим движителем удобно рассмотреть их составляющие по характерным участкам номинальной траектории опоры механизма шагания (см. рис. 3.9). Нетрудно убедиться, что общая работа на передвижение складывается из следующих составляющих: работы динамических сил A_d (этап переноса), работы на деформацию грунта A_r (этап отталкивания), работы на подъем опоры механизма шагания A_m (подготовительные участки траектории отталкивания) и дополнительной работы на опорном участке траектории отталкивания A_o .

Если работа определяется за один цикл, то, поделив все слагаемые на GS_m , перейдем к безразмерным коэффициентам удельных энергозатрат: f_d, f_r, f_m, f_o .

Работу динамических сил для одного механизма шагания можно определить по зависимости $A_{ди} = \bar{m}V_0^2(1 + \gamma^2\lambda^2)/2$, где \bar{m} — условная масса механизма шагания, приведенная к опоре; λ — коэффициент, равный отношению максимальной скорости на этапе переноса к средней.

Работа всех механизмов на пути S_m равна

$$A_{ди} = \bar{m}V_0^2 n_0(1 + \gamma^2\lambda^2)/2. \quad (3.19)$$

Как видно из уравнения (3.19), работа динамических сил пропорциональна квадратам скорости передвижения, производительности шагания и коэффициента λ . Нетрудно убедиться, что для уменьшения λ необходимо перемещать опору механизма шагания с максимальным ускорением. Так, если ускорение близко к бесконечности, то $\lambda = 1$, для синусоидального изменения скорости переноса $\lambda = 1,57$, для равноускоренного перемещения $\lambda = 2$. Однако применение максимальных ускорений опоры ограничивается величиной допустимых инерционных сил. Это указывает на то, что задача синтеза оптимальной траектории опоры относится к теории оптимального управления.

Приспособление параметров шагания для увеличения скорости у животных [72] производится таким образом, что с увеличением скорости используются походки с меньшей производительностью шагания. Кроме того, увеличение скорости животные обеспечивают за счет увеличения частоты шагания и некоторого увеличения шага. Увеличение последнего ограничено длиной ноги и тем, что с увеличением шага увеличиваются колебания тела животного.

Действительно, по уравнению (3.11) подобное изменение параметров шагания приводит к изменению скорости, кроме того, увеличение шага S_n и уменьшение производительности шагания γ приводят к уменьшению работы динамических сил [см. уравнение (3.10)], и если для механизмов шагания длина шага ограничена габаритами механизма шагания, то γ ограничено числом z_0 [см. уравнение (3.7)].

В соответствии с уравнениями (3.7), (3.19) и (3.10) коэффициент удельных энергозатрат на работу динамических сил определяется выражением

$$f_d = \frac{\bar{m}V_0^2 n_0 (1 - k_{\Pi})(1 + \gamma^2 \lambda^2) \gamma}{2GS_{\Pi}(1 - s_{\text{ю}})(\gamma + 1)} \quad (3.20)$$

Энергозатраты на деформацию грунта складываются из энергозатрат на вертикальную [см. уравнение (3.13)] и горизонтальную деформации грунта. Работа на деформацию грунта в горизонтальном направлении, необходимая для реализации полезной силы тяги, за

цикл определяется выражением $A_{\text{ю}} = \sum_{i=1}^{n_0} P_{zi} \varphi_{\Pi i} s_{\text{ю}}$.

Тогда, учитывая уравнение (3.13), общие удельные энергозатраты на деформацию грунта определяются из зависимости

$$f_{\text{ю}} = \frac{k_{\Pi x}}{k_{c.c}(\mu+1)(1-s_{\text{ю}})} \left(\frac{G}{z_0 B c} \right)^{1/\mu} + (k_T + tg \alpha) \frac{s_{\text{ю}}}{1-s_{\text{ю}}} \quad (3.21)$$

Аналогично определим удельные энергозатраты f_m на подъем опоры механизма шагания

$$f_m = \frac{k_{\Phi 2} k_{\text{м.ш}} k_m \gamma}{(\gamma + 1)(1 - s_{\text{ю}})},$$

где $k_m = M/m$ — относительная масса механизма шагания; m — масса механизма шагания; M — масса шагающей машины; $k_{\text{м.ш}}$ — коэффициент, определяющий соотношение между подъемом опоры H и вертикальным перемещением центра тяжести механизма шагания $H_{\text{ц}}$; $k_{\Phi 2} = H/S_{\text{к}}$.

Для определения затрат энергии на опорном участке траектории отталкивания рассмотрим несколько характерных механизмов шагания: механизм шагания на основе жестких рычажных систем (см. рис. 3.8) и механизмы шагания с двумя степенями свободы (рис. 3.13).

Вначале рассмотрим случай, когда движитель должен обеспечить прямолинейные горизонтальные перемещения корпуса машины,

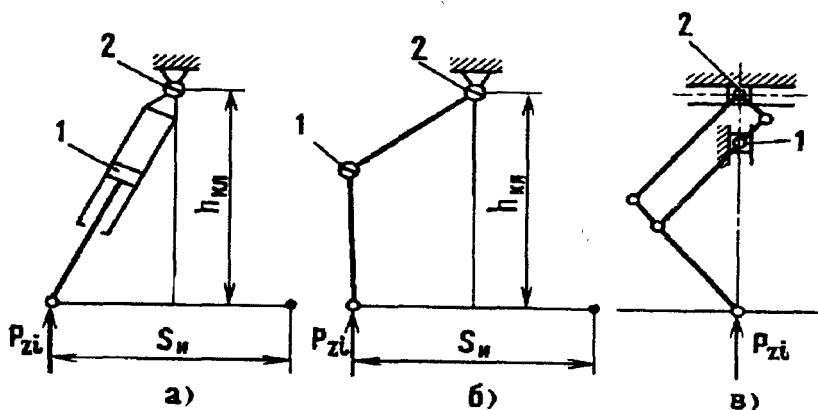


Рис. 3.13. Кинематические схемы механизмов шагания: 1 и 2 — исполнительные элементы привода; P_{zi} — нормальная реакция опоры; $h_{кл}$ — условный клиренс механизма шагания; S_n — шаг

т.е. опорный участок прямолинеен и горизонтален. При этом для простоты выкладок допустим, что $k_3 = 0$, т.е. $S_{оп} = S_n$.

Тогда для механизмов шагания, показанных на рис. 3.8 и 3.13, в, исполнительные механизмы привода не находятся под действием нормальных сил P_{zi} , а поэтому энергозатраты на этапе отталкивания определяются только внутренними потерями в механизмах.

Для механизмов шагания, показанных на рис. 3.13, а, б, исполнительные механизмы привода загружены силой веса машины, а суммарные затраты энергии складываются из работы, совершаемой приводами 1 и 2, т.е. $\Sigma A_o = A_{o1} + A_{o2}$. Так как перемещение перпендикулярно линии действия силы P_{zi} , то $\Sigma A_o = 0$, а это значит, что $A_{o1} = -A_{o2}$. Таким образом, один привод потребляет энергию, а другой — выделяет.

Допустим, что между обоими приводами нет силовой связи, т.е. нет возможности рекуперации энергии, тогда суммарная работа за цикл определяется работой, совершаемой одним из приводов.

Тогда для механизма шагания (рис. 3.13, а) удельные энергозатраты, характеризуемые этапом отталкивания, определяются выражением

$$f_0 = \frac{k_{\text{пх1}} h_{\text{кл}}}{(1 - s_{\text{в}}) S_{\text{и}}} \ln \left(1 + \frac{S_{\text{и}}^2}{4h_{\text{кл}}^2} \right), \quad (3.22)$$

где $k_{\text{пх1}} = \sum_{i=1}^{n_0} P_{zi} z_0 / n_0 G$ — коэффициент походки, имеющий тот же физический смысл, что и $k_{\text{пх}}$ в уравнении (3.13).

Энергозатраты для механизма шагания (см. рис. 3.13, б) имеют тот же физический смысл, примерно равны количественно, но имеют более сложную зависимость.

Для механизмов шагания (см. рис. 3.13, а, б) может быть обеспечен весьма интересный способ передвижения, если на опорном участке траектории отталкивания привод 1 застопорен. В этом случае движение напоминает качение многоугольника по жесткому основанию, а энергопотребление определяется работой на подъем корпуса машины при каждом шаге. Для этого случая удельные энергозатраты $f_{\text{ос}}$ определяются выражением

$$f_{\text{ос}} = \frac{k_{\text{пх1}}}{1 - s_{\text{ю}}} \left(\sqrt{0,25 + \frac{h_{\text{кл}}^2}{S_{\text{и}}^2}} - \frac{h_{\text{кл}}}{S_{\text{и}}} \right). \quad (3.23)$$

Подобную траекторию отталкивания, т.е. по дуге окружности, назовем экономичной и заметим, что при этом имеются большие возможности по рекуперации энергии помимо привода: за счет использования походок, при которых колебания отдельных точек корпуса машины не вызывают колебания центра тяжести машины, а также путем использования перехода потенциальной энергии подъема центра тяжести шагающей машины в кинетическую энергию поступательного движения.

На рис. 3.14 представлены графические зависимости удельных энергозатрат для случая прямолинейной траектории (кривая 2) [уравнение (3.22)] и экономичной траектории (кривая 1) [уравнение (3.23)], из которых следует, что прямолинейная траектория отталкивания требует больших энергозатрат, чем по дуге окружности; энергозатраты резко увеличиваются при уменьшении клиренса; при существенном уменьшении шага энергозатраты стремятся к нулю. Последнее физически означает, что в этом случае режим движения начинает соответствовать качению жесткого колеса по недеформируемому основанию.

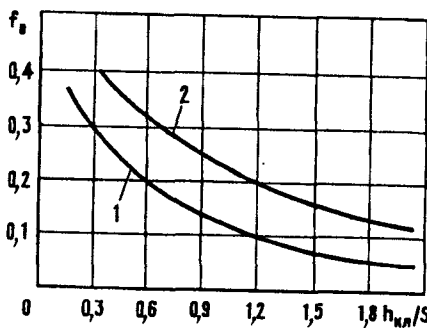


Рис. 3.14. Удельные энергозатраты f_0 на этапе отталкивания для различных траекторий

Эти выводы подтверждаются практикой передвижения животных. Так, животные с подобной кинематикой ног на опорном участке траектории отталкивания передвигаются на прямых ногах с колебаниями центра тяжести, таким образом приспособляясь к экономичной траектории. Кроме того, мы замечаем, насколько затруднительно движение с прямолинейной траекторией отталкивания, особенно при малых $h_{кл}$ (гусиным шагом).

Таким образом, общая величина энергозатрат f_{Π} определится суммой характерных составляющих, определяемых по зависимостям (3.20), (3.21), (3.22), (3.23). Ввиду того, что большинство составляющих носит знакопеременный характер, т.е. зависит от возможности рекуперации энергии, оценим общие энергозатраты, потребные на передвижение машин с шагающим двигателем по нескольким вариантам, классифицируя каждый по общим признакам привода и особенностям механизмов шагания.

Оценку энергозатрат проведем при следующих исходных условиях:

шагающая машина движется по горизонтальному основанию, прямолинейно, с равномерной непрерывной походкой и при следующих значениях параметров: $s_{ю} = 0$, $k_{\Pi} = 0$, $k_T = 0$, $\bar{m} = 0,33m$;

величина суммарной рекуперированной энергии всегда меньше общей потребляемой. Вследствие этого рекуперация энергии не зависит от способности привода аккумулировать энергию. Это условие относится к конкретным схемам привода. Методика расчета учитывает возможную аккумуляцию энергии. Таким образом, это условие несколько занижает возможные действительные энергозатраты;

все силы, действующие на механизм шагания, реализуются приводом. Это условие несколько завышает возможные действительные энергозатраты вследствие того, что в процессе движения шагающей машины к одному управляемому элементу может быть приложено несколько противоположно направленных сил, результирующая которых оказывает меньшее воздействие на привод, чем каждая

в отдельности. Методика расчета для привода без рекуперации энергии полностью не учитывает этот факт, а для схемы с рекуперацией энергии погрешность зависит от величины КПД привода.

Рассмотрим следующие варианты шагающих машин.

Вариант I. Кинематика механизмов шагания в соответствии с рис. 3.13, а, б, прямолинейная траектория отталкивания, привод с КПД $\eta=0,6$ и коэффициентом рекуперации $k_p = 0$, например гидропривод с регулированием по давлению. Тогда суммарные удельные энергозатраты определяются по зависимости

$$f_{\Pi} = \frac{1}{\eta}(f_{\Gamma 0} + f_m + f_d + f_o). \quad (3.24)$$

Вариант II. То же самое, что и вариант I, но привод с КПД $\eta=0,8$ и коэффициентом рекуперации $k_p = \eta^2$, например гидропривод с регулированием по расходу. Тогда суммарные удельные энергозатраты определяются по зависимости

$$f_{\Pi} = \frac{1}{\eta}f_{\Gamma} + \frac{1 - \eta^2}{\eta}(f_d + f_m). \quad (3.25)$$

Вариант III. Кинематика механизмов шагания в соответствии с рис. 3.8 и 3.13, в, а также приближенно рис. 3.13, а, б, но с экономичной траекторией, привод с $\eta=0,6$ и $k_{\Pi} = 0$. Тогда имеем

$$f_{\Pi} = \frac{1}{\eta}(f_{\Gamma} + f_d + f_m). \quad (3.26)$$

Вариант IV. То же самое, что и вариант III, но привод с $\eta=0,8$ и $k_p = \eta^2$. Тогда имеем

$$f_{\Pi} = \frac{1}{\eta}f_{\Gamma} + \frac{1 - \eta^2}{\eta}(f_d + f_m). \quad (3.27)$$

На рис. 3.15 представлены зависимости удельных энергозатрат на передвижение рассматриваемых вариантов шагающих машин от скорости передвижения и производительности шагания. Как следует из рисунка, энергозатраты на передвижение шагающих машин могут достигать больших значений, особенно при увеличении скорости передвижения V_{κ} и производительности шагания (кривые I).

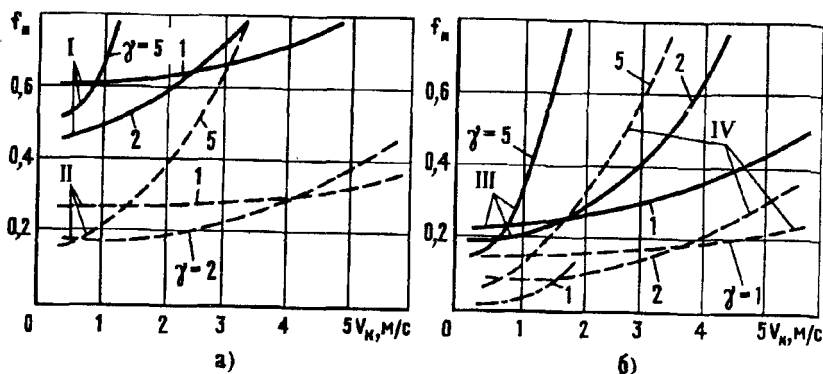


Рис. 3.15. Зависимость суммарных удельных энергозатрат f_n нескольких вариантов шагающих машин от скорости передвижения V_k и производительности шагания γ :

а — I вариант (уравнение 3.24); II вариант (уравнение 3.25); б — III вариант (уравнение 3.26); IV вариант (уравнение 3.27); I (—) — энергозатраты для человека

Применение гидропривода с рекуперацией энергии (кривые II) позволяет значительно снизить удельные энергозатраты.

Использование специальных механизмов шагания (см. рис. 3.13, в) или экономичных траекторий уменьшает общие энергозатраты, особенно с использованием привода с рекуперацией энергии. Экспериментальные данные энергозатрат на передвижение для человека подтверждают характер изменения энергозатрат от скорости V_k .

При любой скорости передвижения шагающей машины минимум энергозатрат может достигаться применением оптимальных величины шага и производительности шагания.

Таким образом, шагающий движитель обладает большими возможностями по проходимости, причем использование фазной походки с режимом движения след в след обеспечивает максимальное использование потенциальных возможностей грунта по реализации необходимой силы тяги.

Однако в силу причин, заложенных в самом способе передвижения, шагающие машины имеют значительное ограничение по скорости передвижения из-за динамических перегрузок в движителе. Именно это, а также чисто конструкторские сложности препятствуют широкому его использованию.

В случае, когда скорость передвижения не является определяющим фактором, а подвижный аппарат обладает малой массой, шагающий движитель может оказаться самым рациональным.

3.3. Колесно-шагающий движитель

3.3.1. Основные предпосылки. Одним из направлений конструкторского поиска является выбор таких схем движителей планетоходов, которые позволили бы в зависимости от конкретных условий реализовать различные принципы передвижения.

Необходимость создания движителя транспортного средства для разнообразных условий на поверхности планет с неперменным сохранением высокой эффективности и надежности его использования во всем диапазоне этих условий наводит на мысль о создании движителя, воплощающего в себе положительные качества колеса и шагания.

Мысль о сочетании в одном движителе и качения, и шагания не нова. Попытки разрешить подобную задачу предпринимались некоторыми исследователями, что привело к созданию нескольких вариантов колесно-шагающих движителей. Некоторые из них нашли воплощение в реальных макетах.

Так, фирмой Вагнер (США) был изготовлен опытный образец колесно-шагающего движителя типа Го-девилль (рис. 3.16). Отличительной особенностью [5] является то, что продольные рычаги подвески, на которых установлены колеса, могут поворачиваться относительно корпуса машины на 360° . Имеются отдельные силовые

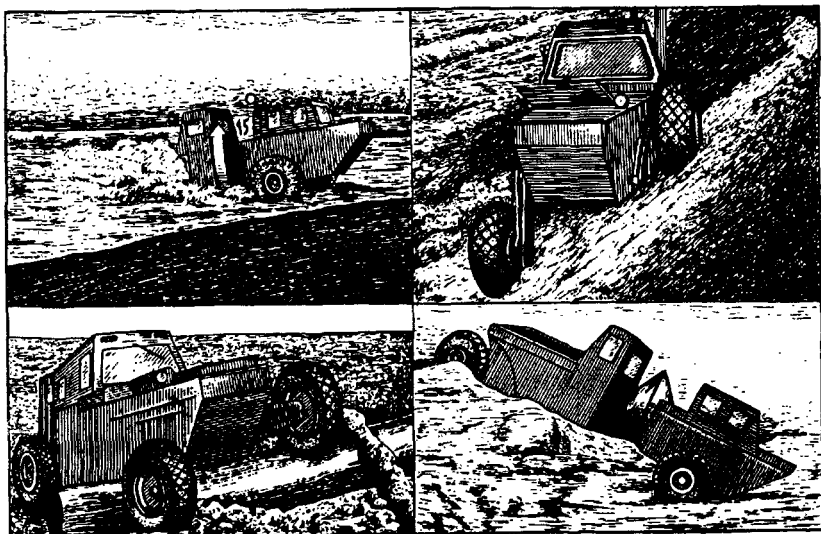


Рис. 3.16. Колесно-шагающий движитель типа Го-девилль

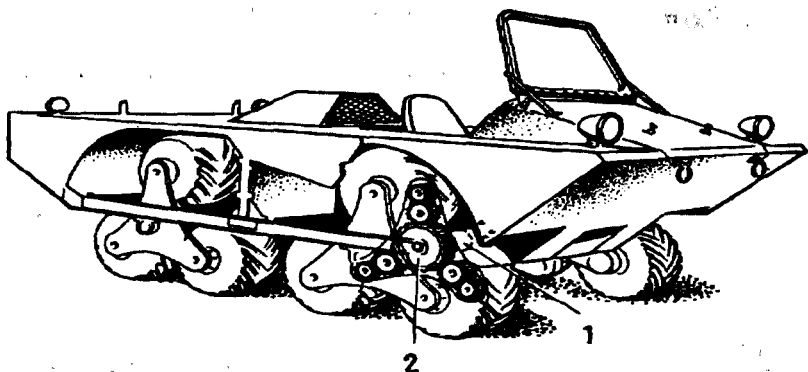


Рис. 3.17. Колесно-шагающий движитель типа Пади-вагон:
1 — соединительная муфта; 2 — зубчатая передача

приводы к колесам и рычагам подвески. При использовании привода к колесам движитель ничем не отличается от обычного колесного. При вращении рычагов подвески корпус машины перемещается по траектории, описываемой рычагами, и таким образом происходит своеобразное "шагание". Машина образована из двух шарнирных секций, что обеспечивает ее поворот.

Несмотря на достаточно высокую проходимость, колесно-шагающий движитель типа Го-девилль имеет существенные недостатки, заключающиеся в том, что режим шагания связан с большими сложностями управления и неравномерностью движения.

К другой разновидности колесно-шагающего движителя можно отнести движитель типа Пади-вагон [5], осуществленный в вездеходе "Террастар" (США). Движитель (рис. 3.17) состоит из четырех трехкатковых колес. Привод вращения с помощью зубчатой передачи и соединительной муфты может осуществляться или к колесам, или к каткам. При заторможенных колесах вездеход перемещается за счет вращения катков и ничем не отличается от обычной колесной машины. При заторможенных катках и вращающихся колесах машина передвигается в режиме шагания. Недостатком движителя можно считать его громоздкость.

Лаборатория новейших систем при "Бронетанковом и автотракторном управлении армии США" спроектировала и разработала экспериментальный макет с колесно-шагающим движителем [198]. На рис. 3.18 показан общий вид макета, представляющий собой четырехколесное шасси, состоящее из двух секций, соединенных



Рис. 3.18. Экспериментальный макет с колесно-шагающим двигателем

друг с другом механизмом с двумя степенями свободы. Гидрообъемные мотор-колеса приводятся от двух главных насосов, а третий насос обеспечивает гидравлическую систему перемещения колес и управления машиной. Система подвески состоит из шарнирных рычагов (механизмов шагания), расположенных по краям машины. Верхний рычаг механизма шагания укреплен шарнирно на корпусе, а колесо с индивидуальным приводом крепится к нижнему рычагу. Положение верхнего рычага относительно корпуса и другого рычага регулируется отдельными управляемыми гидроцилиндрами. Управление движением осуществляется вручную с помощью рукояток для каждого управляемого элемента. Движение в режиме шагания осуществляется за счет поочередного переноса колес вперед относительно корпуса, а затем переноса корпуса вперед относительно неподвижных колес. При включении привода вращения колес машина ничем не отличается от обычной колесной.

Известен колесно-шагающий двигатель [59], в котором колеса с индивидуальными приводами вращения укреплены на раме транспортного средства с помощью двух гидроцилиндров, один из которых исполняет роль элемента подвески, а второй создает продольные перемещения колеса (рис. 3.19). Передвижение в шагающем режиме осуществляется следующим образом: в первый период колеса одного борта передвигаются в ведущем режиме на длину шага, затем они блокируются, а корпус машины при помощи гидро-

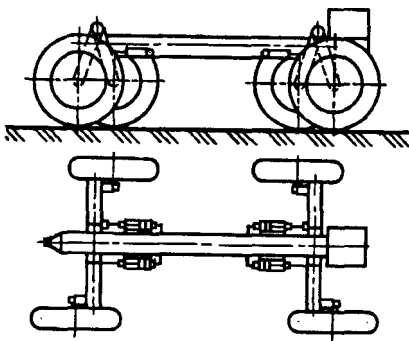


Рис. 3.19. Колесно-шагающий движитель

цилиндра перемещается вперед на величину шага. Колеса обоих бортов передвигаются попеременно: если колеса одного борта движутся в ведущем режиме, то колеса второго борта в это время заблокированы и, упираясь в грунт, создают упоры для перемещения корпуса машины вперед. При остано-

ренных гидроцилиндрах и включенных приводах вращения колес машина ничем не отличается от обычной колесной.

Как следует из вышеприведенных примеров, реализация принципа шагания в колесно-шагающих движителях хотя в основном и соответствует схеме чистого шагания, однако в то же время имеет некоторые особенности.

3.3.2. Особенности колесно-шагающего движения. В общем случае колесно-шагающий движитель можно представить как обычный шагающий, у которого опоры механизмов шагания выполнены в виде колес, связанных с приводами вращения. В процессе передвижения в шагающем режиме механизмы шагания с помощью привода шагания обеспечивают возвратно-поступательное перемещение осей колес, при котором оси колес то перемещаются относительно корпуса машины против движения, то выносятся вперед по определенной траектории, причем в зависимости от характера переноса можно получить различные качества колесного шагания. Перенос колес может осуществляться следующими способами: с разгрузкой переносимого колеса от веса машины, без разгрузки от веса машины.

Способ передвижения при переносе колес по второму варианту имеет некоторые преимущества перед первым, так как при этом решается часть проблем, возникающих при чисто шагающем способе передвижения, а именно:

в этом случае требуются прямолинейные или приближенно прямолинейные перемещения осей колес, а такой характер траектории позволяет применять простейшие по кинематике механизмы;

для чистого шагающего способа передвижения отрыв опоры механизма шагания от грунта, представляя некоторые возможности по увеличению проходимости, вызывает в то же время большие трудности по обеспечению необходимых условий при последующем восприятии опорной поверхности;

в колесно-шагающем движителе, в котором колеса переносятся без разгрузки от веса машины, колесо может достаточно хорошо исполнять роль адаптируемого элемента, а поэтому проблема приспособления опор к опорной поверхности в режиме шагания решается более просто;

при переносе колеса без разгрузки форма и положение многоугольника опор меняются незначительно, что исключает значительное ограничение шагания по устойчивости передвижения и позволяет обеспечить колесное шагание в малоопорных транспортных машинах (практически начиная с трехопорных);

ввиду того, что колеса перемещаются безотрывно от опорной поверхности, переходить на колесный режим можно практически в любых положениях механизмов шагания.

Чисто шагающий способ передвижения невозможно классифицировать по способу переноса опор. Он отличается лишь величиной некоторых параметров траектории этапа переноса. Возможность переноса колес в колесно-шагающем движителе различными способами и представляет собой основную отличительную особенность совместной реализации принципа качения и шагания в одном движителе.

Учитывая вышеуказанное, наибольший интерес представляет колесно-шагающий движитель, у которого колеса в режиме шагания перемещаются по опорной поверхности безотрывно. Отметим, что при движении с отрывом переносимых колес от опорной поверхности основные показатели передвижения аналогичны обычному шагающему, и в этом случае имеет место не колесно-шагающий принцип, сочетающий одновременное шагание и качение колес, а принцип колесного шагания, когда в процессе шагания колеса выполняют лишь роль опор, но не движителя.

3.3.3. Кинематика колесно-шагающего движения. В колесно-шагающем движителе, так же как и в шагающем, наличие определенного количества колесно-шагающих механизмов позволяет использовать различные способы шагания, или походки, выбор которых зависит в общем случае от характера поверхности и цели передвижения. Эти способы, или походки, различаются последовательностью перемещения колес по опорной поверхности и их взаимным положением во времени и пространстве.

Таким образом, колесно-шагающий движитель можно представить как обычный шагающий, у которого опоры механизмов шагания выполнены в виде колес, которые в определенной последовательности то выносятся вперед по опорной поверхности на величину ша-

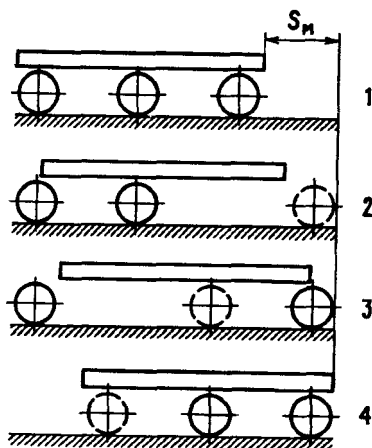


Рис. 3.20. Схема передвижения в режиме непрерывных походок:

S_m — шаг; 1 — исходное положение; 2 — перенос первого колеса; 3 — перенос второго колеса; 4 — перенос третьего колеса

га (этап переноса колес), то остальные навливаются на опорной поверхности и с помощью механизмов шагания перемещают корпус транспортного средства вперед на величину шага (этап отталкивания колес). В зависимости от характера перемещения корпуса транспортного средства следует различать два принципиально

разных по методам реализации способа передвижения: способ непрерывного передвижения корпуса транспортного средства (непрерывные походки) и способ прерывного передвижения корпуса транспортного средства (прерывные походки).

На рис. 3.20 изображена схема передвижения транспортного средства в режиме непрерывных походок [35], при которых колеса совершают возвратно-поступательные перемещения относительно корпуса машины, оказываясь то на этапе переноса, то на этапе отталкивания, причем чередование этих этапов происходит непрерывно, что обеспечивает непрерывное передвижение корпуса транспортного средства.

Что касается последовательности перемещения колес движителя, то, так же как и для шагающего, можно отметить два крайних состояния. Если все колеса движителя перемещаются так, что они фиксируют одноименные положения на своих траекториях через одинаковые интервалы времени, то это равномерная непрерывная походка. Если все колеса движителя разделены на две группы, перемещающиеся в противофазе, то это фазная походка. Все остальные возможные последовательности перемещений колес можно представить как комбинации вышеуказанных.

Применительно к равномерным походкам независимо от способа переноса колес основные параметры шагам в колесно-шагающем режиме имеют тот же физический смысл и определяются по тем же зависимостям, что и для шагающего движителя с учетом того, что отсутствует отрыв опор механизмов шагания от опорной поверхности во всех фазах перемещения.

В чисто шагающем движителе передвижение осуществляется при наличии лишь одного вида перемещения — шагания. В колесно-шагающем кроме шагания существует еще и вращение колес. Наличие этих двух видов перемещений накладывает некоторые дополнительные ограничения на параметры движителя для обеспечения эффективного передвижения.

Так, при осуществлении указанного выше способа непрерывного колесно-шагающего передвижения колеса будут перекашиваться по опорной поверхности с различными угловыми скоростями в соответствии с этапами перемещения. Очевидно, что для реализации эффективного передвижения в качестве первого условия необходимо, чтобы колеса перемещались по опорной поверхности без излишних излов и буксований.

Если скорость шагания определяется по зависимости

$$V_{\text{ши}} = \omega_{\text{ши}} l, \quad (3.28)$$

где $\omega_{\text{ши}}$ и l — угловая скорость и длина условного звена механизма шагания, по которому в таком виде определяется скорость шагания, то скорость передвижения запишется так:

$$V_{\text{к}} = \omega_{\text{ки}} r_{\text{к}} + \omega_{\text{ши}} l. \quad (3.29)$$

Условие (3.29) должно соблюдаться для всех колес, находящихся на различных этапах перемещения. Тогда скорость корпуса на этапе отталкивания определяется по зависимости

$$V_{\text{к}} = V_{\text{ои}} + \omega_{\text{ки}} r_{\text{к}} = \omega_{\text{ши}}^{\circ} l (1 - s_{\text{к}}) + \omega_{\text{ки}}^{\circ} r_{\text{к}}, \quad (3.30)$$

где $\omega_{\text{ши}}^{\circ}$ и $\omega_{\text{ки}}^{\circ}$ — угловые скорости условного звена механизма шагания и колеса на этапе отталкивания; $V_{\text{ои}}$ — скорость шагания на этапе отталкивания.

Скорость корпуса на этапе переноса

$$V_{\text{к}} = \omega_{\text{ки}}^{\text{п}} r_{\text{к}} - V_{\text{пи}} = \omega_{\text{ки}}^{\text{п}} r_{\text{к}} - \omega_{\text{ши}}^{\text{п}} l. \quad (3.31)$$

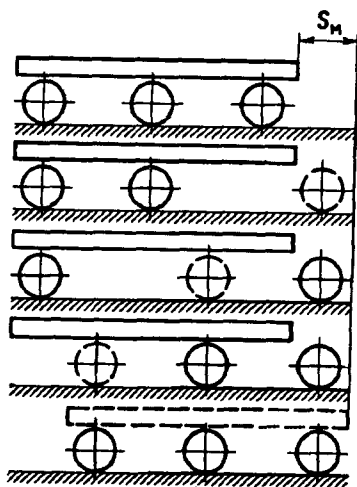
Так как скорость шагания за цикл меняется как по величине, так и по знаку, то для обеспечения условий (3.30) и (3.31) необходимо,

чтобы угловая скорость колеса соответственно изменялась от значения на этапе отталкивания ω_{ki}^0 до значения на этапе переноса ω_{ki}^1 . Обеспечение вышеуказанных условий и является основной задачей при проектировании колесно-шагающих движителей с кинематикой непрерывного движения. Некоторые методы синтеза колесно-шагающих движителей с вышеуказанным способом передвижения будут рассмотрены несколько ниже.

Обеспечение эффективного передвижения в конкретных условиях определяется соответствующим выбором значений параметров шагания и движителя. Так, в некоторых случаях наиболее рациональным оказывается использование режима колесно-шагающего движения с максимальной производительностью шагания, которая достигается тогда, когда в любой момент времени переносится только одно колесо, т.е. $z_0 = n_0 - 1$. Тогда в соответствии с уравнением (3.7) при $k_{II} = 0$ имеем $\gamma_{\max} = n_0 - 1$.

Таким образом, в этом случае должен реализоваться такой режим движения, когда скорость шагания на этапе переноса в $(n_0 - 1)$ раз больше таковой на этапе отталкивания. В большинстве случаев, и особенно для многоопорных транспортных средств, это условие является серьезным ограничением при синтезе оптимальных механизмов шагания и привода.

Эти ограничения отсутствуют при использовании способа передвижения в режиме прерывных походок. На рис. 3.21 представлена схема передвижения транспортного средства в режиме прерывных походок [43]. В этом случае сначала все колеса движителя в определенной последовательности пере-



мещают вперед по опорной поверхности на величину шага (этап переноса колес), а затем относительно неподвижных колес перемещают с помощью механизмов шагания корпус машины на величину шага (этап отталкивания колес, или переноса корпуса). Далее цикл передвижения повто-

Рис. 3.21. Схема передвижения в режиме прерывных походок:
 S_m — шаг; 1 — исходное положение; 2 — перенос первого колеса; 3 — перенос второго колеса; 4 — перенос третьего колеса; 5 — этап отталкивания всех колес или перенос корпуса

руется. При этом корпус машины перемещается прерывно, на величину шага за каждый цикл передвижения.

Для прерывного способа передвижения, так же как и для непрерывного, особое значение имеют две последовательности перемещения колес. Если перенос колес осуществляется последовательно по одному колесу, то это равномерная прерывная походка. Если все колеса движителя разделены на две равные группы, перемещающиеся попеременно, то это фазная прерывная походка.

Соотношение кинематических параметров для прерывных походок определяется так же, как и для непрерывных походок, по уравнениям (3.28)...(3.31).

Тогда в соответствии с уравнением (3.31) для этапа переноса, учитывая, что $V_k = 0$, имеем

$$V_{pi} = \omega_{шi}^n l = \omega_{ki}^n r(1 - s_6). \quad (3.32)$$

В соответствии с уравнением (3.30) для этапа отталкивания при $\omega_{ki}^o = 0$

$$V_k = V_{oi} = \omega_{шi}^o l(1 - s_D). \quad (3.33)$$

Средняя скорость передвижения машины в режиме прерывных походок определяется по зависимости

$$V_k = \frac{1}{T_{ц}} \left(n_o \int_0^{t_{п}} V_{п} dt + \int_0^{t_o} V_o dt \right), \quad (3.34)$$

где $T_{ц}$ — время одного цикла перемещения.

Обеспечение кинематики движения в соответствии с уравнениями (3.32) и (3.33) и является основной задачей при синтезе механизмов колесно-шагающего движителя.

3.3.4. Некоторые методы синтеза колесно-шагающих движителей с непрерывным движением. Кинематика непрерывного колесно-шагающего движения может быть осуществлена различными способами. Учитывая, что колесно-шагающий движитель должен обладать приводами шагания и вращения колес, некоторые из этих способов можно классифицировать по общим признакам используе-

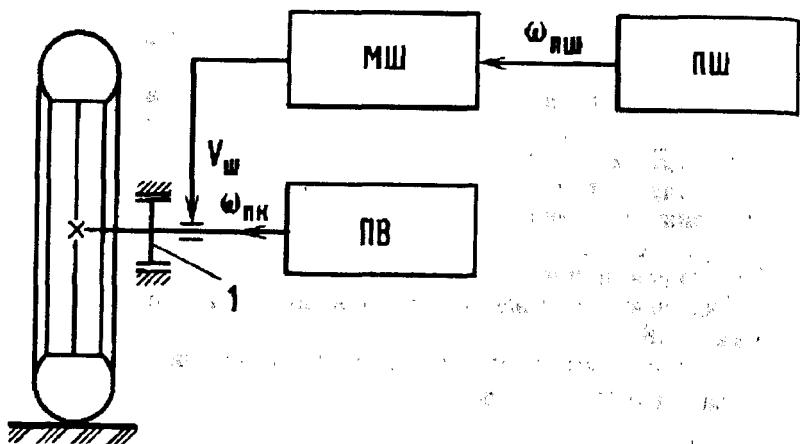


Рис. 3.22. Принципиальная схема несвязанного привода колесно-шагающего движителя:

1 — тормоз; $\omega_{ПШ}$ — угловая скорость привода шагания; $\omega_{ПК}$ — угловая скорость привода колеса; $V_{ш}$ — скорость шагания

мых схем приводов: несвязанная, дифференциальная и интегральная схемы.

Несвязанная схема привода предполагает отсутствие силовой связи между приводами вращения колес и шагания. Следует заметить, что для способа непрерывного движения независимо от используемой общей схемы привода движителя, учитывая необходимость четкой синхронизации перемещения колес, наиболее предпочтительно, чтобы привод шагания имел центральную механическую раздачу. На рис. 3.22 представлена принципиальная схема несвязанного привода колесно-шагающего движителя. Механизм шагания (МШ) от привода шагания (ПШ) сообщает необходимые перемещения оси колеса со скоростью $V_{ш}$. Привод вращения колеса (ПВ), отслеживая эти перемещения, на этапе переноса колеса включается и приводит его во вращение. На этапе отталкивания ПВ отключается, а колесо блокируется, например с помощью тормоза.

Тогда скорость передвижения на этапе отталкивания в соответствии с уравнением (3.30) при $\omega_{ki}^0 = 0$ можно записать в виде

$$V_k = \omega_{шi}^0 l (1 - s_{ю}). \quad (3.35)$$

Скорость передвижения на этапе переноса, предполагая равномерность скорости отталкивания и переноса и учитывая уравнения (3.5) и (3.31), можно определить так:

$$V_k = \omega_{ki}^{\Pi} r (1 - s_{б}) - \gamma \omega_{шi}^0 l. \quad (3.36)$$

Совместное решение уравнений (3.35), (3.36) определяет уравнение связи основных параметров движителя

$$\frac{\omega_{ki}^{\Pi} r}{\omega_{шi}^0 l} = \frac{1 + \gamma - s_{ю}}{1 - s_{б}}. \quad (3.37)$$

Из этого уравнения следует, что реализация оптимальных параметров взаимодействия отталкиваемых и переносимых колес с грунтом, определяемых коэффициентами буксования $s_{б}$ и юза $s_{ю}$, может достигаться выбором соответствующего отношения скоростей вращения колеса на этапе переноса ω_{ki}^{Π} и шагания $\omega_{шi}^0$.

Теоретическая скорость передвижения в колесно-шагающем режиме, т.е. при $s_{ю} = 0$ и $s_{б} = 0$, определяется так: $V_k = \omega_{ki}^{\Pi} r / (1 + \gamma)$.

Откуда следует, что при той же скорости вращения колеса скорость передвижения в колесно-шагающем режиме в $(1 + \gamma)$ раз меньше, чем в колесном.

К недостаткам несвязанной схемы привода движителя можно отнести сложность совмещения ритма работы опор механизма шагания с работой привода вращения колес, а также наличие стартового режима работы привода вращения колес.

В дифференциальной схеме привода осуществляется автоматическое приспособление угловых скоростей колес к необходимому режиму непрерывного шагания и предполагается наличие дифференциального привода вращения колес и отсутствие кинематической связи между приводами вращения и шагания колес [45]. На рис. 3.23 представлена принципиальная схема дифференциального привода колесно-шагающего движителя. Механизмы шагания обеспечивают необходимые скорости оси колеса $V_{шi}$. От привода враще-

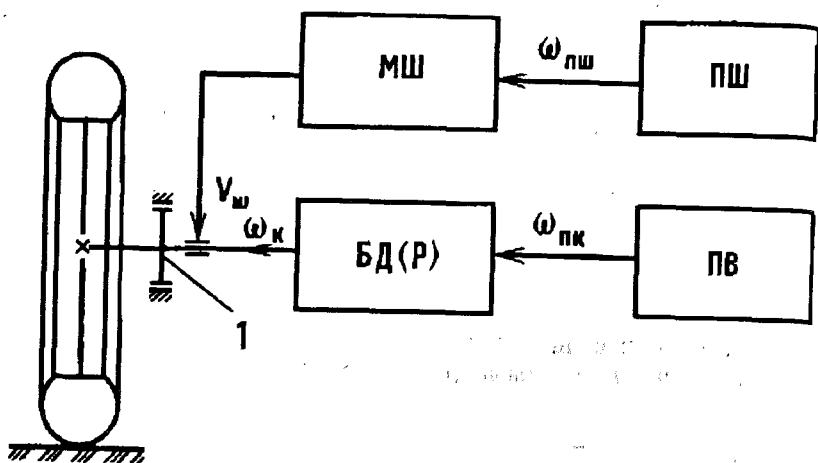


Рис. 3.23. Принципиальная схема дифференциального привода колесно-шагающего движителя (1 — тормоз)

ния через блок механических (электрических) дифференциалов или блок гидравлических распределителей [БД(Р)] обеспечивается вращение колес с угловой скоростью ω_{ki} . Единственное требование к блоку — соблюдение условия

$$\sum_{i=1}^{n_0} \omega_{ki} = \omega_{п.к.} \quad (3.38)$$

Скорость машины в колесном режиме, т.е. при отключенном приводе шагания, определяется по зависимости $V_k = \omega_k r_k = \omega_{п.к} r_k / n_0$.

Если нужно обеспечить режим колесного шагания с производительностью шагания соответствующей числу колес на этапе отталкивания, равным z_0 (уравнение 3.7), то это может быть достигнуто путем принудительного затормаживания в определенной последовательности указанного числа колес. Тогда обеспечиваются следующие

угловые скорости колес: на этапе отталкивания $\omega_{ki}^0 = 0$; на этапе переноса в соответствии с условием (3.38) и дифференциальностью привода $\omega_{ki}^п = \omega_{п.к} / (n_0 - z_0)$.

Для обеспечения нужного режима движения машины необходимо, чтобы механизмы шагания от своих приводов обеспечивали синхронные и в той же последовательности перемещения осей колес со следующими значениями скоростей:

$$\text{на этапе отталкивания } V_o = \omega_{п.к} r_k / n_o;$$

$$\text{на этапе переноса (уравнение 3.38) } V_{п} = \gamma \omega_{п.к} r_k / n_o.$$

Учитывая уравнения (3.7), (3.35), (3.36) и (3.38), зависимость параметров движителя определяется соотношением

$$\frac{\omega_{п.к} r}{\omega_{ш}^o l} = (n_o - z_o) \frac{1 + \gamma - s_b}{1 - s_b}. \quad (3.39)$$

Из соотношения (3.39) следует, что реализация оптимальных параметров взаимодействия с грунтом переносимых и отталкиваемых колес определяется выбором соответствующего соотношения между скоростями привода вращения колес $\omega_{п.к}$ и шагания $\omega_{ш}^o$.

Из совместного решения уравнений (3.35), (3.36) и (3.39) получаем, что теоретическая скорость в колесно-шагающем режиме равна скорости в колесном режиме, т.е. $V_k = \omega_{п.к} r_k / n_o$.

К недостаткам дифференциальной схемы привода следует отнести то, что совмещение ритмов работы и скоростей механизмов шагания и вращения колес требует создания специального управляющего устройства.

Принципиальная схема интегрального привода колесно-шагающего движителя изображена на рис. 3.24. Сущность этой схемы заключается в том, что приводы шагания и вращения колеса имеют определенную кинематическую связь [18, 32].

Действительно, как следует из уравнения (3.29), скорость колеса ω_{ki} в режиме шагания зависит не только от скорости привода вращения колес $\omega_{п.к}$, но и от скорости шагания $V_{ш}$. Если скорость шагания определяется выражением (3.28), то вышеуказанное условие можно записать в следующем виде:

$$\omega_{ki} = a \omega_{п.к.} - b \omega_{шi}, \quad (3.40)$$

где a и b — постоянные суммирования.

Видно, что в общем случае это уравнение планетарного ряда. Механизм, который выполняет это условие, назовем механизмом сумматора.

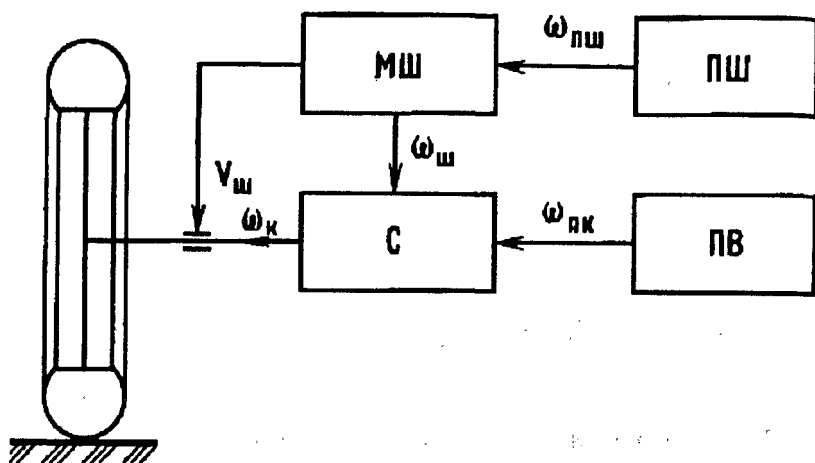


Рис. 3.24. Принципиальная схема интегрального привода колесо-шагающего движителя

Тогда в соответствии с уравнениями (3.28), (3.29) и (3.40) скорость транспортного средства запишется в виде

$$V_k = ar_k \omega_{п.к} + \omega_{ш}(l - br_k). \quad (3.41)$$

Если параметры колесо-шагающего механизма и механизма сумматора (С) выбираются так, что

$$b = l/r_k, \quad (3.42)$$

то, решая уравнения (3.41) и (3.42), получим

$$V_k = ar_k \omega_{п.к}, \quad (3.43)$$

т.е. в этом случае скорость транспортного средства не зависит от скорости шагания и определяется только приводом вращения колес. Переход на режим шагания связан просто с включением привода шагания. При этом скорость возвратно-поступательных перемещений осей колес, т.е. скорость шагания, может изменяться в любом диапазоне, необходимом для реализации нужных условий движения, например условий взаимодействия колес с грунтом. В случае,

когда соотношение скоростей шагания и привода вращения колес начинает соответствовать условию (этап отталкивания) $\omega_{ki}^0 = 0$, а затем (этап переноса) $\omega_{ki}^n \neq 0$, достигается такой режим движения, когда колеса в определенной последовательности оказываются неподвижными на опорной поверхности, а затем ускоренно выносятся вперед. При этом корпус машины перемещается равномерно со скоростью, равной скорости колесного режима. Неподвижность колес на грунте обеспечивается путем соответствующего выбора составляющих скоростей приводов вращения колес и шагания. Благодаря этому тормоз как элемент управления режимами движения отсутствует.

Ввиду того, что параметр r_k , определяемый по уравнению (3.42), представляет собой отношение постоянных параметров колесно-шагающего механизма и сумматора, он сам является величиной постоянной и независимой от внешних условий передвижения. Назовем этот параметр расчетным радиусом r_p колесно-шагающего механизма. В соответствии с уравнением (3.42) имеем

$$r_p = l/b. \quad (3.44)$$

Тогда для любых условий передвижения скорость в колесно-шагающем режиме с учетом уравнений (3.41) и (3.44) определяется зависимостью

$$V_k = ar_k \omega_{п.к} + \omega_{ш.и} l (1 - r_k/r_p). \quad (3.45)$$

Таким образом, равенство скорости передвижения в шагающем и колесном режимах зависит от выбранных параметров колесно-шагающего механизма и конкретных условий передвижения.

Учитывая, что передвижение машины в режиме шагания определяют два этапа или два состояния колес, совместное решение уравнений (3.40), (3.44) и (3.45) после некоторых преобразований приводит к выражению, определяющему связь параметров колесно-шагающего движителя:

$$s_{ш} = s_{б} \frac{r}{r_p} (1 + \gamma_d) + (1 + \gamma_d) \left(1 - \frac{r}{r_p} \right) - \frac{s_{б.ш} r}{b r_p}, \quad (3.46)$$

где $\gamma_d = -\frac{\omega_{шi}^0}{\omega_{ш}^0}$ — действительный коэффициент отношения скоростей; $s_{6.ю} = \frac{\omega_k^0}{\omega_{ш}^0}$ — условный коэффициент буксования колеса на этапе отталкивания.

Если используются механизмы шагания, для которых $\gamma = \gamma_d$ (это соответствует тому случаю, когда скорость на этапе переноса постоянная, а переход с этапа на этап совершается достаточно быстро), а $s_{6.ю} = 0$, т.е. отталкиваемые колеса не вращаются, имеем

$$s_{ю} = s_6 \frac{r}{r_p} (1 + \gamma) + (1 + \gamma) \left(1 - \frac{r}{r_p} \right). \quad (3.47)$$

Из уравнений (3.46) и (3.47) следует, что реализация оптимальных параметров взаимодействия колес с грунтом определяется соответствующим выбором параметров шагания и механизма сумматора.

Таким образом, из анализа рассмотренных схем привода можно заключить, что интегральная схема имеет преимущества перед остальными как по обеспечению режима колесного шагания, так и управления им.

При проектировании колесно-шагающих движителей для любой схемы привода основной задачей является синтез механизма шагания, который был бы конструктивно прост, имел достаточно большой шаг и обеспечивал оптимальные параметры шагания.

Применительно к несвязанной схеме привода структура механизма достаточно ясна из принципиальной схемы (см. рис. 3.22). Привод шагания — предпочтительно центральный или групповой с жесткой кинематической раздачей. Привод вращения колес — индивидуальный с устройством индивидуальной блокировки колеса. Кинематика механизма шагания — в соответствии с вышеуказанными требованиями.

Методы проектирования колесно-шагающего движителя по дифференциальной схеме также достаточно ясны из принципиальной схемы (см. рис. 3.23). Следует заметить, что существующие колесные машины высокой проходимости имеют все элементы, входящие в колесно-шагающий движитель по этой схеме. Имеется центральный привод вращения колес, колесные тормоза. Требуется лишь обеспечить привод шагания, тормоза снабдить индивидуальным управлением и создать устройство управления режимами работы привода шагания и вращения колес [45].

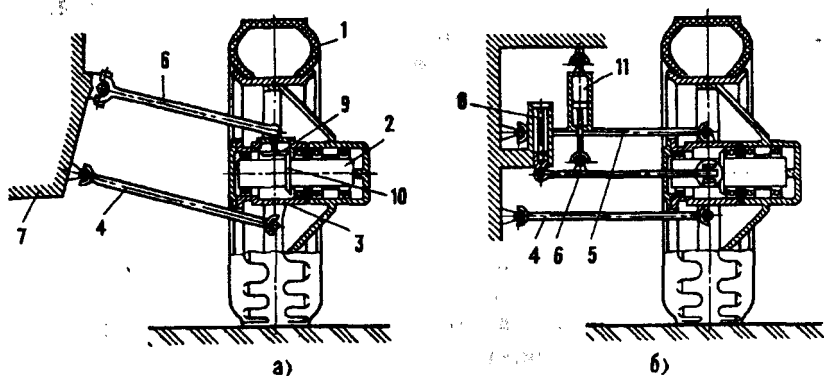


Рис. 3.25. Кинематическая схема колесно-шагающего механизма с интегральной схемой привода:

1 — колесо; 2 — мотор-редуктор; 3 — цапфа; 4, 5, 6 — рычаги подвески; 7 — рама корпуса машины; 8 — торсион; 9, 10 — конические шестерни механизма сумматора; 11 — привод шагания

Для интегральной схемы привода, кроме решения вышеуказанных задач при проектировании, необходимо синтезировать механизм шагания, который должен иметь характерное звено, реализующее скорость шагания в соответствии с уравнением (3.28) [18, 32].

На рис. 3.25 представлены сечения схемы движителя в поперечной плоскости (а) и в плане (б), отличительной особенностью которого является то, что подвеска выполнена в виде поперечных рычагов [32].

Движитель работает следующим образом. При отключенном приводе шагания (сблокирован гидроцилиндр) и включенном мотор-редукторе 2 вращения колеса осуществляется обычный колесный режим. Поддрессоривание рамы 7 осуществляется с помощью торсиона 8, который воспринимает нагрузку от колеса через рычаг 6. Реактивный момент, возникающий на корпусе мотор-редуктора 2, через конический редуктор, рычаг 6 и привод 11 передается на раму 7. Рычаги 4 и 5 независимо от их положения удерживают колесо 1 в положении, при котором продольная его плоскость параллельна продольной оси машины. При вертикальных перемещениях колеса 1, ввиду того, что рычаг 6 и рычаги 4 и 5 образуют в поперечной плоскости шарнирную трапецию, колесо перемещается без излишних боковых юзов. При этом боковые перемещения шарниров рычагов 4, 5 и 6 относительно рамы компенсируются боковым наклоном плоскости колеса.

При включенных приводах вращения и шагания колесу обеспечивается вращение и возвратно-поступательные перемещения относительно рамы 7 транспортного средства. При этом, так же как и при вертикальных перемещениях, колесо перемещается по опорной поверхности без излишних боковых юзов благодаря соответствующему изменению угла бокового наклона колеса. Вращение рычага 6 относительно вертикальной оси машины с помощью конического редуктора, конических шестерен 9 и 10 преобразуется в соответствующие возвратно-вращательные перемещения корпуса мотор-редуктора 2, что, в конечном счете, приводит к ускорению или замедлению вращения колеса 1. Работа подвески при этом аналогична описанной выше, с той лишь разницей, что восприятие усилий осуществляется при движущихся звеньях механизма.

Если передаточное отношение механизма сумматора обозначить $k = z_9/z_{10}$, где z_9 — число зубьев шестерни 9; z_{10} — число зубьев шестерни 10, то уравнение механизма сумматора имеет вид $\omega_{\text{ж}i} = \omega_{\text{п.к}} + k\omega_{\text{ш}i}$, где $\omega_{\text{ш}i}$ — угловая скорость рычага 6, который является характерным звеном механизма шагания.

Расчетный радиус с учетом уравнения (3.44) определяется из выражения $r_p = l/k$, где l — приведенная длина рычага 6 шагания. Соотношение длины рычага 6, радиуса колеса 1 и параметра k определяется по уравнению (3.47), причем при $s_y = 0$ и $s_6 = 0$ имеем $k = r/l$.

Достоинством этого движителя является то, что продольные перемещения колеса осуществляются рычагами, вращающимися в горизонтальной плоскости, в результате чего вертикальные перемещения колеса и транспортного средства в режиме шагания при этом практически отсутствуют.

Однако при проектировании колесно-шагающего движителя по рассматриваемой схеме, кроме задач по обеспечению необходимой кинематики, существует и задача синтеза механизма шагания (или элементов подвески), не создающего бокового юза колес при их перемещениях. Кроме того, боковые силы не должны вызывать деформацию подвески. Необходимость этих требований очевидна и легко объяснима.

На рис. 3.26 представлена расчетная схема такого механизма шагания и подвески. Синтез оптимального шарнирного четырехзвенника, образованного элементами движителя в проекции на поперечную плоскость zy (рис. 3.26), а именно рычагами 4, 5 (AO), рычагом 6 (BO), частью цапфы 3 (AB) и рамы корпуса (OO_1) производится из тех соображений, что работа боковой силы P_y , приложенной к колесу, должна быть равна нулю при любых перемещениях колеса.

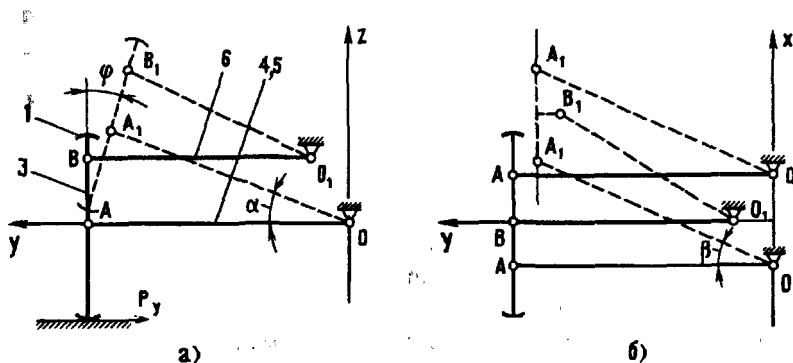


Рис. 3.26. Расчетная схема механизма шара и подвески:
 а — вид в поперечной плоскости; б — вид в плане.

Это условие является необходимым и достаточным для того, чтобы отсутствовал боковой юз колес и отсутствовал прогиб подвески от боковой силы P_y .

Допустим, что четырехзвенный механизм составлен так, что в любом положении механизма сила P_y уравнивается каким-то моментом M , приложенным к рычагу 4 или 5. Тогда, учитывая, что сила P_y приложена к ободу колеса, можно представить ее как силу P_y , приложенную в точке A , и момент от этой силы $M_y = P_y r$. При перемещении рычага 4 из какого-то исходного положения в любое другое работа движущих сил равна работе сил сопротивления:

$$\int_{x_0}^x P_y dx_a + \int_{\varphi_0}^{\varphi} M_y d\varphi = \int_{\alpha_0}^{\alpha} M d\alpha, \quad (3.48)$$

где $x_a = a \cos \alpha \cos \beta$; a — длина рычага 4; α — угол между рычагом 4 и горизонтальной плоскостью; β — угол между рычагом 4 и вертикальной плоскостью; φ — угол между плоскостью колеса и вертикальной плоскостью.

Обозначим

$$M = dH_a/d\alpha. \quad (3.49)$$

После соответствующих подстановок и преобразований с учетом необходимого требования $M = 0$ уравнение (3.48) примет вид

$$P_y a (\cos \alpha \cos \beta - \cos \alpha_0 \cos \beta_0) + M_y (\varphi - \varphi_0) = \\ = F_\alpha - F_{\alpha_0} = 0. \quad (3.50)$$

Исходное положение механизма, обеспечивающее $M = 0$, наиболее оптимально соответствует положению $OABO_1$, где параллельность осей рычагов 4 и 6 обеспечивает равновесное состояние механизма под действием силы P_y .

Если новое положение механизма при повороте рычага 4 на углы α и β соответствует положению $OA_1B_1O_1$, то из условия $O_1B = O_1B_1$ и уравнения (3.50) с учетом того, что $\alpha_0 = 0$ и $\beta_0 = 0$, после соответствующих преобразований и подстановок имеем

$$a/c - b/r = 1 + \Delta, \quad (3.51)$$

где

$$\Delta = \frac{ab}{rc} (1 - \cos \alpha \cos \beta) \left[\frac{a}{2r} \sin \alpha - \frac{b}{2r} + 1 + \right. \\ \left. + \left(\frac{a^2}{r^2} - \frac{a^2 c}{r^3} \right) \frac{(1 - \cos \alpha \cos \beta)^2}{6} \right] - \frac{a \sin^2 \alpha \sin^2 \beta}{2c(1 - \cos \alpha \cos \beta)}, \quad (3.52)$$

$b = AB$; c — длина рычага 6 .

Запишем уравнение (3.51), выражающее соотношение длин звеньев элементов подвески, в виде

$$a/c - b/r = 1 + \delta, \quad (3.53)$$

где δ — любое вещественное число.

Значения функции $(F_\alpha - F_{\alpha_0})$, определяемой принятым допущением $\Delta = \delta$, будет равно разности ее значений при r , определенному по формуле (3.51) и (3.53). Тогда из уравнений (3.50), (3.51) и (3.53), учитывая, что $\alpha_0 = 0$ и $\beta_0 = 0$, имеем

$$\frac{F_{\alpha} - F_{\alpha_0}}{M_y} = \frac{a}{b}(1 - \cos\alpha\cos\beta)(\Delta - \delta). \quad (3.54)$$

Продифференцировав это выражение и учтя выражение (3.49) и необходимое условие $M = 0$, получим

$$(\Delta - \delta)\sin(\alpha + \beta) + (1 - \cos\alpha\cos\beta)(d\Delta/d\alpha + d\Delta/d\beta) = 0. \quad (3.55)$$

Решая совместно уравнения (3.52), (3.53) и (3.55) и подставляя несколько значений α и β , лежащих в рабочей части рычагов механизма шагания, определяем соотношения основных звеньев колесно-шагающего механизма, при которых обеспечивается минимальное боковое скольжение колес относительно грунта при их перемещениях. Синтез подобных механизмов шагания приводит к общей закономерности, где всегда $a > b$.

3.3.5. Некоторые методы синтеза колесно-шагающих движителей с прерывным движением. Методы синтеза колесно-шагающих движителей с прерывным движением определяются некоторыми особенностями проектирования привода шагания и вращения колеса. Рассмотрим несколько вариантов возможных схем привода такого движителя.

Раздельная схема привода предполагает наличие отдельных индивидуальных приводов вращения и шагания колес. Принципи-

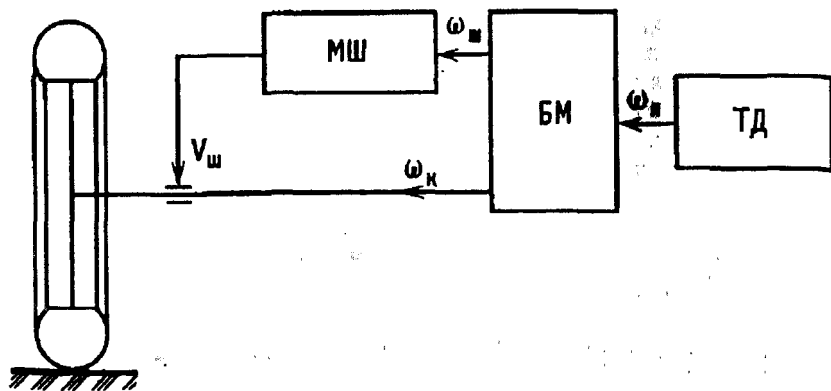


Рис. 3.27. Принципиальная схема совмещенного привода колесно-шагающего движителя

альная схема привода аналогична несвязанной схеме для непрерывного колесно-шагающего движителя (см. рис. 3.22). При использовании этой схемы этап переноса колеса осуществляется при одновременном включении приводов шагания и вращения колеса. Параметры взаимодействия колес с грунтом определяются соответствующим выбором соотношения скоростей шагания и вращения колеса [см. уравнение (3.32)]. При включении только привода шагания всех колес осуществляется этап переноса корпуса [см. уравнение (3.33)]. При включении только привода вращения всех колес осуществляется обычный колесный режим.

Совмещенная схема привода. На рис. 3.27 представлена принципиальная схема совмещенного привода колесно-шагающего движителя. Сущность этой схемы заключается в том, что шагание и вращение колеса производятся от одного тягового двигателя (ТД) через блокирующий механизм (БМ), предназначенный для обеспечения необходимой кинематики движения во всех режимах работы движителя. В соответствии с функциональным назначением следует отличать блокирующие механизмы, которые обеспечивают жесткую блокировку между приводами шагания и вращения колеса на этапе переноса колеса (т.е. соотношение между $\omega_{ш}^п$ и $\omega_{к}^п$ (3.32) сохраняется либо постоянным, либо изменяется по определенному закону), и механизмы, которые обеспечивают частичную блокировку между приводами шагания и вращения колес в зависимости от внешних условий передвижения.

На рис. 3.28 в качестве примера представлена схема колесно-шагающего механизма движителя с жесткой блокировкой привода шагания и вращения колес [25].

Движение в колесном режиме осуществляется при блокировке центрального диска 6 и полумуфты 8 в таком положении, когда геометрическая ось колеса 1 совпадает с осью вращения рычага 2 в корпусе 3. В этом случае при вращении вала 4 тягового привода ходовое колесо 1 начинает вращаться совместно с рычагом 2, как единое целое, обеспечивая передвижение в обычном колесном режиме.

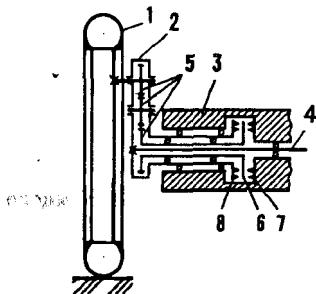


Рис. 3.28. Кинематическая схема колесно-шагающего механизма с жесткой блокировкой: 1 — колесо; 2 — рычаг шагания; 3 — корпус машины; 4 — выходной вал тягового привода; 5 — редуктор; 6 — центральный диск муфты блокирующего механизма; 7 — полумуфта шагающего режима; 8 — полумуфта колесного режима

Движение в колесно-шагающем режиме осуществляется при блокировке центрального диска 6 и полумуфты 7 в таком положении, когда рычаг 2 перпендикулярен продольной плоскости транспортного средства, а геометрическая ось ходового колеса 1 совпадает с осью вращения рычага 2 в корпусе 3. В этом случае при вращении вала 4 колесо 1 и рычаг 2 вращаются с угловыми скоростями, равными по величине, но противоположными по знаку, а геометрическая ось колеса 1 совершает прямолинейные возвратно-поступательные перемещения (для случая, когда передаточное отношение редуктора 5 равно двум, а величина эксцентриситета колеса равна длине рычага 2).

Для этапа переноса соотношения параметров определяются по зависимости $r(1 - s_6) + 2l \sin \beta = 0$, где l — длина рычага 2; β — угол между осью рычага 2 и горизонтальной плоскостью. Как следует из этого выражения, на этапе переноса колесо перемещается с переменным буксованием в зависимости от положения механизма шагания (угол β).

Задавая допустимым значением коэффициента буксования s_6 , из этого выражения можно определить рабочий диапазон изменения угла β для этапа отталкивания. При этом величина r выбирается близкой к $2l$. В общем случае для этапа переноса $180^\circ < \beta < 360^\circ$.

Остальной диапазон изменения β относится к этапу отталкивания, при котором теоретическая скорость корпуса машины определяется по зависимости $V_k = \omega_H(r + 2l \sin \beta)$.

Таким образом, для рассматриваемого механизма в колесно-шагающем режиме колесо вращается с постоянной угловой скоростью на всех этапах перемещений, а необходимая кинематика движения достигается за счет изменения скорости шагания.

Наряду с конструктивной простотой рассматриваемый механизм имеет и недостатки. Так, на этапе отталкивания колеса неподвижны, а приведены во вращение и, кроме того, для движителя данной схемы существуют определенные ограничения при переходе с колесного режима на колесно-шагающий, так как требуется установка всех колесно-шагающих механизмов движителя в однозначное положение.

На рис. 3.29 представлена кинематическая схема колесно-шагающего механизма с частичной блокировкой [36], работающего следующим образом.

При включении тормоза 10 эпицикл блокирующего механизма 8 соединяется с корпусом тягового двигателя 4. В этом случае вся мощность от выходного вала тягового двигателя 4 через планетарный ряд блокирующего механизма и тяговый редуктор привода

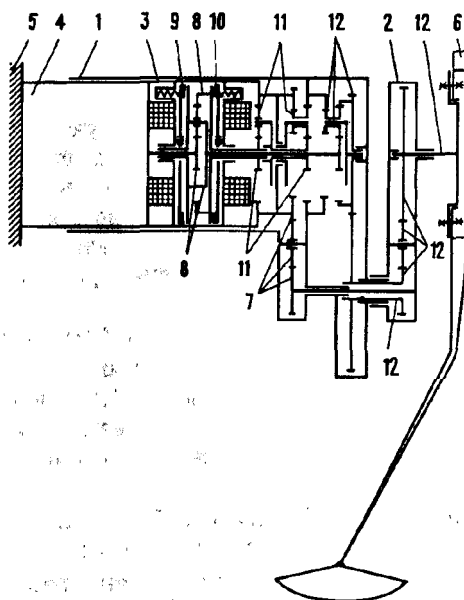


Рис. 3.29. Кинематическая схема колесо-шагающего механизма с частичной блокировкой:

1 — первый рычаг механизма шагания; 2 — второй рычаг механизма шагания; 3 — стакан; 4 — корпус тягового двигателя; 5 — корпус машины; 6 — ступица колеса; 7 — суммирующий редуктор вращения рычагов механизма шагания; 8 — планетарная передача блокирующего механизма; 9 — тормоз шагающего режима; 10 — тормоз колесного режима; 11 — редуктор привода шагания; 12 — редуктор привода вращения

вращения колеса, расположенный в обоих рычагах механизма шагания, передается к колесу. Движитель работает в колесном режиме. Тормоз 9 при этом выключен.

Для осуществления этапа переноса колеса при работе движителя в колесо-шагающем режиме выключаются оба тормоза 9 и 10. Между эпициклом и водилом блокирующего механизма 8 и, следовательно, между соединенными с этими звеньями рычагом 1 механизма шагания и колесом 6 устанавливается дифференциальная связь так, что вращается и первый рычаг, и колесо. Колесо перемещается как ведущее от момента на колесе и толкаемое от силы на конце второго рычага, причем, чем больше сила сопротивления качению, тем больше момент на колесе и тем больше толкающая сила. При вращении рычага 1, благодаря кинематическим связям суммирующего редуктора 7 с передаточным отношением, равным двум, и для случая, когда плечи обоих рычагов механизма шагания равны, ось колеса совершает прямолинейные перемещения относительно корпуса транспортного средства.

Для осуществления этапа отталкивания при работе движителя в колесо-шагающем режиме тормоз 10 выключается, а 9 включается. Водило блокирующего механизма и, следовательно, входной вал тягового редуктора 12 привода вращения колеса оказываются соединенными с корпусом тягового двигателя 4, т.е. неподвижно. Вся мощность двигателя 4 через блокирующий механизм и тяговый редуктор привода шагания передается на вращение рычагов, что

вызывает перемещение корпуса 5 транспортного средства относительно оси колеса.

Торможение колесно-шагающего движителя осуществляется одновременным включением тормозов 9 и 10.

Основное уравнение кинематических связей звеньев колесно-шагающего механизма движителя записывается в виде

$$\omega_{\text{дв}} = (1 - k)u_2u_1\omega_k + \omega_{\text{ш}}[ku_{\text{ш}} - (1 - k)(2u_1 - u_1u_2 - 1)], \quad (3.56)$$

где $\omega_{\text{дв}}$ — угловая скорость ведущего вала тягового двигателя 4; k — внутреннее передаточное отношение планетарного ряда блокирующего механизма; u_1 и u_2 — передаточные отношения частей редуктора тягового привода вращения колеса, расположенных соответственно в первом и втором рычагах механизма шагания; ω_k — угловая скорость колеса; $\omega_{\text{ш}}$ — угловая скорость первого рычага механизма шагания; $u_{\text{ш}}$ — передаточное отношение редуктора механизма шагания.

Связь кинематических параметров звеньев блокирующего механизма определяется зависимостью

$$\omega_{\text{дв}} = ku_{\text{ш}}\omega_{\text{ш}} + \omega_{12}(1 - k), \quad (3.57)$$

где ω_{12} — угловая скорость входного вала редуктора 12 привода вращения колеса.

При осуществлении этапа отталкивания, учитывая, что звенья тягового редуктора привода вращения колеса при вращении рычагов совершают планетарные перемещения, состояние колеса на этом этапе будет зависеть от выбора передаточных отношений частей редуктора привода вращения колеса, расположенных в рычагах механизма шагания. Учитывая, что при включенном тормозе 9 $\omega_{12} = 0$, условие неподвижности колеса на этапе отталкивания ($\omega_k = 0$) из уравнений (3.56) и (3.57) запишется в виде

$$1 + u_1u_2 - 2u_1 = 0. \quad (3.58)$$

При достаточно большом u_1 можно считать $u_2 = 2$.

Теоретическая средняя скорость передвижения в колесно-шагающем режиме при $S_k = l_1 + l_2$ и соблюдении условия (3.58) определится по зависимости

$$V_{\text{к.сп}} = \frac{\omega_{\text{ДВ}}(l_1 + l_2)r}{r(n_0 + 1)k u_{\text{ш}} + n_0(l_1 + l_2)(1 - k)u_1 u_2}$$

где l_1 и l_2 — длины рычагов 1 и 2.

В заключение отметим, что рассмотренные схемы движителей — всего лишь примеры возможных вариантов. Они раскрывают сущность подхода в конструкторском поиске оптимальных схем движителей. Могут быть другие варианты, причем и более совершенные. Возможности по увеличению эффективности передвижения, заложенные в колесно-шагающем движителе, должны быть использованы в соответствии с условиями и целью передвижения.

3.4. Особенности передвижения при сверхнизкой силе тяжести

Многие малые небесные тела (астероиды, спутники Марса — Фобос и Деймос, а также других планет) имеют весьма низкую силу тяжести. В этих условиях передвижение по поверхности с помощью традиционных движителей может вызвать ряд проблем: обеспечение устойчивости, разгон, торможение и т.д. Вместе с тем, при сверхнизкой гравитации могут быть использованы другие способы передвижения, существенно расширяющие возможности планетоходов.

На небесных телах с низкой гравитацией значительно увеличивается дальность полета по баллистической траектории при заданной начальной скорости. Поэтому весьма эффективным методом передвижения в условиях низкой гравитации может быть передвижение с помощью отдельных прыжков: основной процесс перемещения по поверхности происходит благодаря полету по баллистической траектории. Суть прыгающего способа передвижения состоит в том, что аппарату сообщается некоторая начальная скорость, а дальнейшее его движение осуществляется за счет свободного полета. При этом возможно преодоление препятствий, существенно превышающих размеры самого аппарата. Преодоление таких препятствий при других способах передвижения (например, с помощью колесного, гусеничного, шагающих движителей) невозможно. Кроме того, при прыгающем способе передвижения могут быть использованы те же конструктивные элементы аппарата, которые необходимы для посадки на поверхность (посадочные опоры, устройства ориентирования и др.) [132].

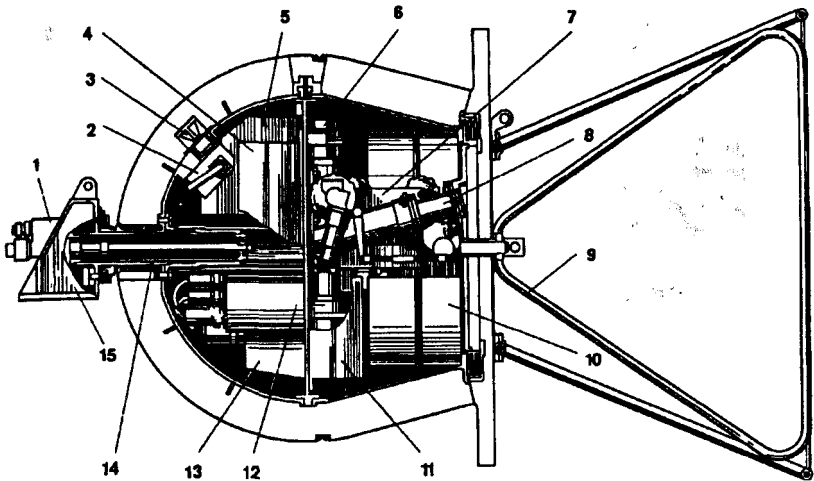


Рис. 3.30. Подвижный аппарат для исследования поверхности Фобоса :
 1 — пирочка; 2 — радиопередатчик; 3 — антенна; 4 — источник энергии; 5 — устройство измерения ускорений; 6 — устройство ориентирования; 7 — пенетрометр; 8 — устройство отталкивания; 9 — успокоитель; 10 — АРС; 11 — блок автоматики; 12 — коммутационное устройство; 13 — блок измерений; 14 — устройство отделения; 15 — кронштейн крепления

Примером практической реализации подвижного аппарата для изучения малых тел Солнечной системы может быть планетоход с прыгающим способом передвижения, планировавшийся для изучения Фобоса [84]. Следует отметить, что такого типа аппарат может быть использован также для работы на других небесных телах, на которых гравитация в сотни и тысячи раз меньше земной.

Аппарат для прямых исследований поверхности Фобоса (рис. 3.30) состоит из спускаемого блока и узла крепления и отделения спускаемого блока. Спускаемый блок содержит подвижной аппарат и успокоитель, который автоматически отсоединяется от подвижного аппарата после выполнения своей функции по остановке спускаемого блока на поверхности Фобоса. С помощью узла крепления спускаемый блок закрепляется на базовом КА, а также задается направление и скорость отделения при их расстыковке.

Успокоитель предназначен для уменьшения пути и времени выбега на поверхности после соударения, препятствует скатыванию на склонах, защищает научную аппаратуру и опорную поверхность прыгающего движителя при первых, наиболее опасных ударах о поверхность.

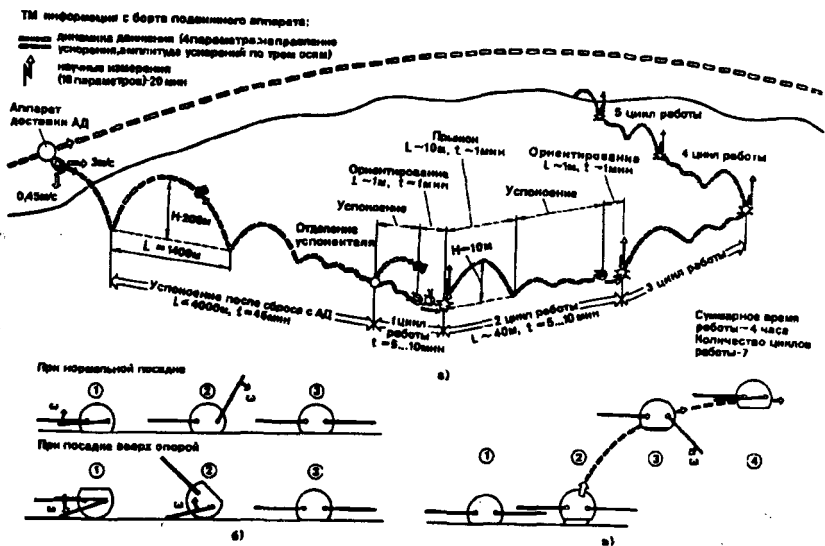


Рис. 3.31. Работа подвижного аппарата на поверхности Фобоса: а — последовательность работы; б — ориентирование; в — процесс отталкивания

Подвижный аппарат состоит из корпуса с защитной оболочкой, служебных систем (энергопитание, радиотелеметрический комплекс, программно-временное устройство, блоки бортовой автоматики и др.), прыгающего движителя с одной выдвижной опорой, устройства ориентирования и комплекта научных приборов.

Последовательность работы подвижного аппарата на поверхности Фобоса показана на рис. 3.31, а.

После отделения от КА, подвижный аппарат движется к поверхности под действием силы тяготения по баллистической траектории, параметры которой зависят, в частности, от скоростей базового аппарата в момент отделения, высоты зависания и конкретных значений силы тяжести в данном районе Фобоса. Поэтому время от момента отделения до падения на поверхность может изменяться в значительных пределах. Наиболее вероятно, что этот процесс займет несколько минут. Дальнейшее движение по поверхности представляется в виде последовательно затухающих ударов и качения аппарата на поверхности. После завершения этого процесса происходит отделение успокоителя, совмещенное с первым срабатыванием прыгающего движителя, раскрытие опорных элемен-

тов устройства ориентирования. После некоторой выдержки и контроля за успокоением аппарата осуществляется процесс ориентирования.

Схема процесса ориентирования показана на рис. 3.31, б. Суть его состоит в том, чтобы привести подвижный аппарат в положение, когда он опирается на грунт опорой прыгающего движителя. Одновременно при этом обеспечивается необходимый контакт с грунтом научных приборов. Весь процесс соударения аппарата с грунтом и процесс его успокоения фиксируется с помощью устройства измерений ускорений (перегрузки и направления их действия, время ударного импульса. интервалы между ударами).

После этого вступает в работу основная часть научных приборов. После завершения их работы включается прыгающий движитель, с помощью которого осуществляются процесс отталкивания от грунта, перемещение в новую точку на поверхности Фобоса (рис. 3.31, в), ориентирование и проведение научных экспериментов.

Вся информация с подвижного аппарата передается на базовый КА, когда он находится в окрестностях Фобоса.

Перечень научных экспериментов, которые могут быть выполнены на таком аппарате, приведены в табл. 3.1. Там же указан состав научных приборов для их проведения. В этих экспериментах использован опыт прямых исследований свойств поверхности Луны, Марса и Венеры.

Таблица 3.1. Эксперименты по изучению свойств поверхности на подвижном аппарате ПрОП-Ф и состав научной аппаратуры

Наименование эксперимента	Научная аппаратура
Определение элементного состава грунта	Автоматический рентгенофлуоресцентный спектрометр
Измерение компонент магнитного поля на поверхности Фобоса	Феррозондовый магнитометр
Измерение магнитной проницаемости	Каппаметр
Измерение ускорения свободного падения	Гравиметр
Оценка температуры поверхности грунта в зоне работы прибора	Температурные датчики
Определение наличия в грунте электропроводящих минералов	Индикатор электрического сопротивления грунта
Оценка физико-механических свойств грунта:	

Наименование эксперимента	Научная аппаратура
методом динамического пенетрирования с отбором пробы грунта;	Динамический пенетрометр с грунтозаборным устройством
по динамике соударения с поверхностью;	Устройство измерений ускорений
по процессу отталкивания от грунта при работе прыгающего движителя	То же

В эксперименте по определению элементного состава грунта используется рентгенорадиометрический метод анализа элементного состава, при котором исследуемый образец облучается радиоизотопным источником, а возбуждаемое флюоресцентное излучение химических элементов, присутствующих в грунте, регистрируется с помощью рентгеновского спектрометра. Для увеличения числа определяемых элементов и повышения точности анализа предусмотрено использование двух аналитических ячеек с различными изотопами. В каждую аналитическую ячейку устанавливаются по два пропорциональных счетчика с бериллиевыми окнами. Импульсы со счетчиков поступают в амплитудный анализатор.

Обработка результатов определений элементного состава грунта проводится на основе предварительно проведенной калибровки аппаратуры с использованием библиотеки спектров пород с известным содержанием химических элементов, по которым определяется содержание в грунте Фобоса основных породообразующих и некоторых редких элементов.

Измерение магнитного поля на поверхности Фобоса основано на возникновении ЭДС при намагничивании магниточувствительного элемента суммой измеряемого поля и поля возбуждения.

Принцип измерений магнитной восприимчивости грунта основан на изменении фазы синусоидальных колебаний в сравнении с опорной при наложении датчика непосредственно на грунт. Тарировка прибора осуществляется при помощи эталонов магнитной восприимчивости.

Ускорение свободного падения измеряется прямым временем свободного падения шарика в поле тяготения. Металлический шарик находится внутри сферического конуса, на дне которого закреплен пьезодатчик. С помощью электромагнита шарик притягивается в вершину конуса, и через определенное время электромагнит отключается. По времени падения шарика с заданной высоты вычисляется ускорение свободного падения. Для повышения точности измерений

предполагается проводить замер скорости падения шарика в верхней части конуса.

Термодатчики, установленные в нижней части корпуса подвижного аппарата, обращенной к поверхности грунта, позволяют оценить температурное поле в зоне контакта с грунтом и помимо получения данных об условиях работы научных приборов сделать некоторые оценки по тепловым характеристикам грунта по темпу изменения температуры при нахождении подвижного аппарата в одном и том же месте.

Определение наличия в грунте электропроводящих минералов предполагается провести измерением электрического сопротивления грунта между двумя электродами, контактирующими с грунтом. Измерения необходимо проводить на постоянном токе. Предельная величина измеряемого сопротивления составляет сотни мегаом. Такое или меньшее сопротивление грунта возможно при наличии в нем значительного количества электропроводящих элементов. Обнаружение их позволяет по-новому представить механизм взаимодействия поверхностных слоев грунта с окружающим пространством.

Оценка физико-механических свойств грунта может проводиться несколькими методами.

Один из них: измерение параметров динамики соударения с грунтом при падении аппарата на поверхность, его успокоения и при прыжках. Такой метод измерения физико-механических свойств грунта можно считать уже традиционным, так как он применялся почти на всех КА, совершавших посадку на поверхность планет. Для этого на подвижном аппарате устанавливается трехосный акселерометр. По времени, величине и направлению действия перегрузок с использованием результатов наземных испытаний подвижного аппарата можно получить данные о прочности грунта, величине восстанавливающих деформаций, неоднородности строения и ряда других параметров.

Главная трудность в проведении экспериментов на Фобосе по прямым измерениям механических свойств грунта состоит в создании необходимых усилий для его деформации, из-за малой гравитации на Фобосе вес аппарата составляет доли ньютонов. Однако при работе прыгающего движителя на его опору действует достаточно большое усилие (десятки ньютонов), реакция от которого воспринимается в этот момент инерционными силами корпуса при его разгоне в процессе отталкивания. Это обстоятельство позволяет использовать опору прыгающего движителя как штамп для определений

деформационных свойств грунта (модуля деформации, несущей способности и др.). Это основа второго метода для оценки механических свойств грунта. Для его реализации должен быть установлен датчик хода выдвигной опоры.

Механические свойства грунта могут определяться также по параметрам внедрения штампа динамического пенетromетра в грунт естественного залегания (несущая способность), а также на отобранной пробе грунта (модуль деформации, угол внутреннего трения, сцепление, гранулометрический класс).

В целом, изучение поверхности малых тел с помощью подвижных аппаратов, способных передвигаться в условиях низкой силы тяжести, позволяют получить принципиально новую информацию, которая может способствовать решению ряда фундаментальных проблем по формированию и эволюции малых тел Солнечной системы.

Г Л А В А 4

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУИРОВАНИЯ УЗЛОВ И СИСТЕМ ПЛАНЕТОХОДОВ

Планетоходы являются транспортными средствами, и поэтому наибольший интерес представляют конструирование и характеристики узлов и систем, обеспечивающих движение. Иногда совокупность этих узлов и систем объединяют понятием самоходное шасси. В состав самоходного шасси обычно включают ходовую часть, состоящую из движителя и подвески, трансмиссию, тормозную систему, бортовую энергетическую установку, органы и блоки управления движением, механизмы сочленения секций и другие механизмы, а также несущую конструкцию, на которой устанавливаются перечисленные узлы. Первым этапом их проектирования является выработка технических требований, вытекающих из задач космической экспедиции. Параллельно с уточнением и детализацией этих требований проводится проектный поиск схемных решений и предварительный расчет основных характеристик будущей конструкции.

В транспортном машиностроении накоплен огромный опыт проектирования самоходных шасси наземных средств передвижения. Однако он не всегда может быть использован в полной мере. Поэтому ниже основное внимание уделяется тем техническим решениям и конструкциям, которые были специально разработаны применительно к условиям эксплуатации планетоходов. Наиболее подробно рассмотрены конструкции металлических колес планетоходов, электромеханическая трансмиссия, включая систему ее регулирования, встроенный привод перспективного колесно-шагающего движителя, сведения о котором в литературе крайне ограничены.

4.1. Особенности схем несущей конструкции

Несущая конструкция служит для установки и крепления механизмов, агрегатов и узлов планетохода. Общим требованием к ней является простота монтажа и демонтажа устанавливаемых на ней устройств. Кроме того, в ряде случаев могут предъявляться требования высокой жесткости и неизменности относительного положения установленных механизмов или аппаратуры.

По типу несущего элемента конструкция может быть рамной (LRV) или с несущим корпусом ("Луноход-1"). По традиционному для автомобилей подходу рама включается в состав шасси, а несущий корпус, например у легковых автомобилей, автобусов, в состав шасси не включается. В этом случае под термином "шасси" следует понимать всю совокупность агрегатов и систем планетохода, собранных на основании корпуса.

Рамная конструкция обладает меньшей жесткостью, однако целесообразность ее применения может быть оправдана как целевым назначением планетохода, так и способом его доставки, а кроме того, простотой конструкции и снижением металлоемкости. Применение корпусной несущей конструкции оправдано, если на планетоходе необходимо установить герметичную кабину или контейнер с габаритами, соизмеримыми с габаритами машины.

На "Луноходе-1 и -2" несущим элементом являлся контейнер в форме вертикального усеченного конуса. Герметичные кабины обитаемых планетоходов могут иметь различные формы. Помимо функции несущей конструкции они могут быть предназначены для тепловой и метеорной защиты экипажа и аппаратуры, защиты от солнечной радиации, размещения пультов управления, рабочих мест и мест экипажа, размещения систем жизнеобеспечения с расходным запасом воды, пищи, кислорода и т.д.

По наличию шарниров в несущих конструкциях они могут разделяться на односекционные (бесшарнирные), односекционные с ломающейся рамой (с горизонтальным поперечным шарниром), двухсекционные (с одним вертикальным шарниром), трехсекционные (с двумя вертикальными шарнирами), многосекционные (более чем с двумя вертикальными шарнирами).

Применение сочлененных вариантов машины с введением еще одной степени свободы за счет установки между секциями продольного шарнира позволяет существенно или полностью разгрузить несущую конструкцию от скручивающих моментов [114]. Это приводит не только к снижению массы несущей конструкции, но и к повышению надежности всего планетохода.

К преимуществам сочлененных машин следует отнести более равномерную загрузку тяговых элементов движителя, возможность упрощения и даже исключения подвески, упрощение конструктивно-компоновочной схемы планетохода за счет исключения рулевой трапеции и поворотных колес, большие возможности по унификации и агрегатированию, увеличение профильности и опорно-тяговой проходимости.

К недостатку сочлененных машин следует отнести снижение запаса устойчивости к опрокидыванию вследствие уменьшения

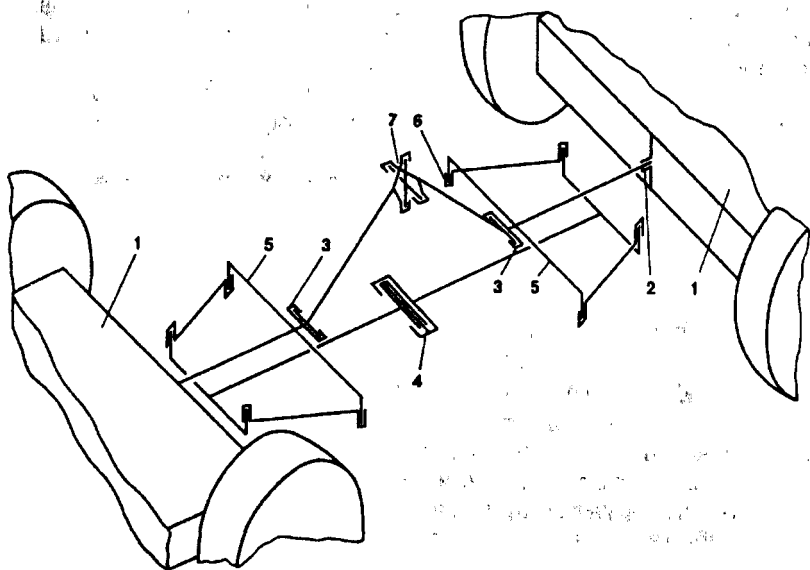


Рис. 4.1. Кинематическая схема механизма сочленения двухсекционного планетохода:

1 — секции рамы; 2 — горизонтальный продольный шарнир; 3 — горизонтальные поперечные шарниры; 4 — торсион поперечного шарнира; 5 — рычажные трапеции; 6 — вертикальные шарниры; 7 — двухстепенной шарнир

ширины опорного контура при складывании секции. Особое значение это приобретает для случаев разворота на косогорах. Другим недостатком является ограничение компоновочных возможностей из-за необходимости размещения элементов конструкции в разных секциях. В частности, габариты кабины для размещения экипажа ограничены габаритами одной из секций.

В качестве примера решения задачи синтеза механизма сочленения секций планетохода можно привести схему, показанную на рис. 4.1 [50]. Как видно из этого рисунка, она представляет собой пространственный рычажный многосвязник, включающий свыше 10 горизонтальных и вертикальных, продольных и поперечных одностепенных шарниров, а также один шар с двумя степенями свободы. Такая достаточно сложная схема обеспечивает движение сочлененных секций по одной колее при повороте хотя бы одной секции и при прямолинейном движении по неровному рельефу. В то же время связи секций таковы, что при движении по неровному рельефу крен и дифферент одной из секций не вызывает угловых перемещений другой секции, если в горизонтальном продольном и попереч-

ном шарнирах отсутствуют упругие связи. При установке в шарнирах торсионов можно обеспечить взаимное подрессоривание секций.

Применение односекционного планетохода с ломающейся рамой дает определенные преимущества по профильной проходимости. Подобная конструкция позволяет машине преодолевать выступающие препятствия с крутым передним фронтом, по размерам намного превышающие диаметр колеса, правда, ценой усложнения конструкции.

4.2. Двигатель

4.2.1. Колесный двигатель. Особенности конструкции колес планетоходов определяются условиями движения на неподготовленной местности, при больших перепадах температур, необходимостью обеспечения достаточных тягово-сцепных свойств даже на сыпучих, слабосвязных грунтах, при меньших, чем на земле, гравитационных силах. Обычные автомобильные колеса с резинокордной шиной, сцепление которых определяется практически только коэффициентом трения материала шины с дорожным покрытием, для этих условий непригодны. Они недостаточно стойки к циклически изменяющемуся воздействию высоких и низких температур (особенно при движении по камням), требуют периодического обслуживания при эксплуатации, имеют большую массу. Поиск новых технических решений в СССР и США привел к созданию целого ряда конструкций металлических колес, беговые дорожки которых образованы плетеной проволочной сеткой или тонким листом соответствующей формы.

На рис. 4.2 приведена конструкция аппаратов "Луноход-1 и -2". Колесо представляет собой достаточно жесткую конструкцию. Его обод образован тремя титановыми обручами, соединенными между собой грунтозацепами, изготовленными также из титанового сплава. Крайние обручи имеют несколько меньший диаметр, чем средний. Таким образом, на твердом основании обод колеса имеет практически точечный контакт. Однако на мягких грунтах в формировании колеи участвуют и периферийные поверхности обода благодаря деформации грунта под средним обручем. Каждый обод соединен стальными велосипедными спицами с двумя поясками, выполненными на ступице, изготовленной из алюминиевого сплава. Наружная поверхность обручей обшита стальной сеткой. Крепятся грунтозацепы к обручам титановыми заклепками. Диаметр колеса (по грунтозацепам) составляет 0,51 м, ширина обода — 0,2 м [130].

Рис. 4.2. Колесо "Лунохода-1 и -2"

Конструкция колеса соответствовала требованиям, предъявляемым к движителю для случаев прямолинейного движения и бортового поворота, когда колеса проскальзывали в направлении своей оси (поперечном направлении). Благодаря отсутствию диска, соединяющего обод и ступицу колеса, обеспечивается свободное перетекание грунта по внутренней поверхности обручей и сетки. Не создают больших сопротивлений сдвигу грунта в поперечном направлении и тонкие грунтозацепы, закрепленные на обручах под углом

примерно 20° к поперечной оси машины. Наличие свободного пространства во внутренней полости колеса, отсутствие каких-либо замкнутых объемов способствуют хорошему очищению обода от грунта даже при его большом буксовании, когда глубина колеи увеличивается.

При минимальной массе и ажурности конструкции колесо выдерживает удар в случае наезда на непреодолимое препятствие, если радиальное усилие достигает 4000 Н. Однако при увеличении скорости движения энергоемкость колес с жестким ободом оказывается недостаточной для поглощения энергии удара. Возможным направлением решения задачи поглощения энергии удара является применение механизмов внутреннего поддрессоривания жесткого обода либо упругой шины по типу колеса LRV (рис. 4.3). С целью увеличения опорно-тяговой проходимости эти колеса выполнены с упругодеформируемыми тороидальными шинами, изготовленными из металлической сетки с ячейками квадратной формы. Сетка изготовлена из стальной проволоки диаметром 0,84 мм с цинковым покрытием для увеличения коррозионной стойкости при хранении и транспортировании на Земле. В свободном состоянии колесо имеет диаметр около 0,8 м. При статической нагрузке на колесо, примерно равной 28 даН, шина прогибается на 75 мм. При динамической нагрузке шина прогибается до внутреннего кольцевого упора, исключая возможность пластической деформации сетчатой шины. Кольцевой упор связан с колесным диском кольцевыми лен-

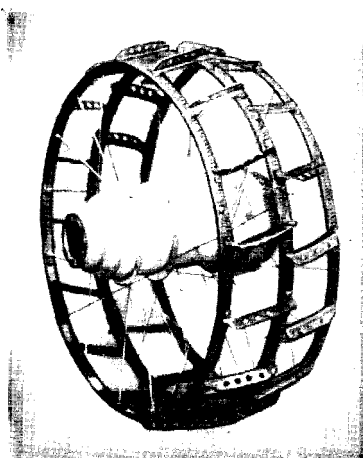
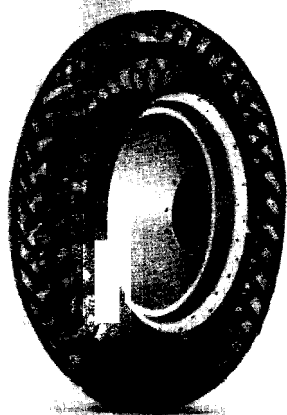


Рис. 4.3. Колесо лунохода LRV



точными пружинами из титана. Кольцевые пружины установлены в радиальном направлении поперек продольной плоскости колеса. На беговой поверхности шины установлены титановые полосы, шарнирно связанные друг с другом. Полосы установлены елочкой под углом 90° друг к другу и занимают более 50 % опорной поверхности. Их назначение — защита проволочной сетки от истирания. Кроме этого, в какой-то мере они играют роль грунтозацепов, улучшающих тяговые возможности колеса. Предполагается,

что колесо остается работоспособным при выходе из строя до 10 % проволочных элементов. Колесо рассчитано на пробег 120 км. Испытания на прочность показали, что допускается наезд на камни диаметром до 0,3 м при скорости 14 км/ч без разрушения колеса.

Главным требованием к конструкции колеса планетохода с внутренним подрессориванием является минимальная масса механизма подрессоривания при обеспечении заданной энергоемкости. Механизм должен быть надежен в работе и не требовать технического обслуживания при эксплуатации, для повышения показателей



Рис. 4.4. Колесо со спицами в виде ленточных пружин

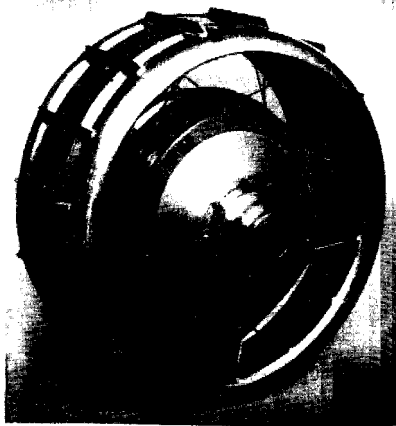


Рис. 4.5. Жесткое колесо с внутренним подрессориванием

плавности хода его упругая характеристика должна быть нелинейной: с увеличением прогиба жесткость должна увеличиваться.

Перечисленным требованиям в некоторой степени удовлетворяет известный механизм подрессоривания, содержащий ряд спиц, выполненных в виде цилиндрических пружин растяжения, расположенных между ступицей и ободом колеса. Однако в этом случае одновременно работают не более 40...50 % пружин, что снижает эффективность конструкции.

В процессе создания "Лунохода-1" были опробованы и варианты внутреннего подрессоривания с помощью упругих спиралевидных металлических лент (рис. 4.4).

В большей степени перечисленным требованиям удовлетворяет схема колеса, показанная на рис 4.5. Механизм подрессоривания состоит из нескольких пар цилиндрических винтовых пружин растяжения, расположенных вдоль оси колеса. Пружины связывают фланцы ступицы и промежуточное кольцо, которое может быть жестко соединено спицами или диском с жестким ободом, представляя единый узел, подвижный относительно ступицы. Заделка концов пружины во фланцах ступицы и промежуточном кольце осуществляется с помощью шаровых опор, что обеспечивает нормальные условия работы пружин [14].

При перемещении обода под действием радиальной силы, приложенной в любой его точке, работают все пружины. Регулирование упругой характеристики может осуществляться изменением не только жесткости пружин, т.е. их заменой, но и их числом, а также изменением величины предварительного усилия растяжения. Испытания макета колеса при одновременном нагружении радиальной, окружной и осевой силами показали его работоспособность. Механизм подрессоривания такого колеса обеспечивает необходимую энергоемкость и может быть выполнен в приемлемых габаритах. Наличие дополнительных элементов, не участвующих в организации беговой дорожки, таких как промежуточное кольцо, пружины, увеличивает, однако, массу колеса.

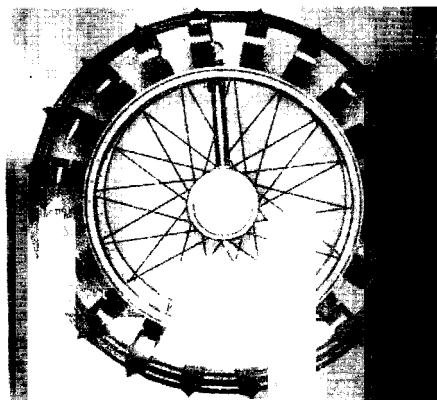
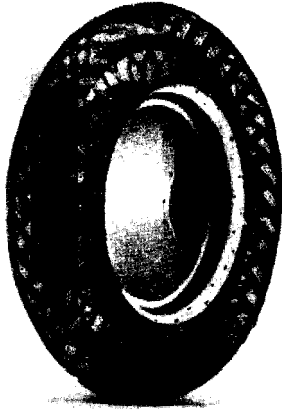


Рис. 4.6. Металлоупругое колесо с арочными ленточными пружинами

Рис. 4.3. Колесо лунохода LRV



точными пружинами из титана. Кольцевые пружины установлены в радиальном направлении поперек продольной плоскости колеса. На беговой поверхности шины установлены титановые полосы, шарнирно связанные друг с другом. Полосы установлены елочкой под углом 90° друг к другу и занимают более 50 % опорной поверхности. Их назначение — защита проволочной сетки от истирания. Кроме этого, в какой-то мере они играют роль грунтозацепов, улучшающих тяговые возможности колеса. Предполагается,

что колесо остается работоспособным при выходе из строя до 10 % проволочных элементов. Колесо рассчитано на пробег 120 км. Испытания на прочность показали, что допускается наезд на камни диаметром до 0,3 м при скорости 14 км/ч без разрушения колеса.

Главным требованием к конструкции колеса планетохода с внутренним подрессориванием является минимальная масса механизма подрессоривания при обеспечении заданной энергоемкости. Механизм должен быть надежен в работе и не требовать технического обслуживания при эксплуатации, для повышения показателей



Рис. 4.4. Колесо со спицами в виде ленточных пружин

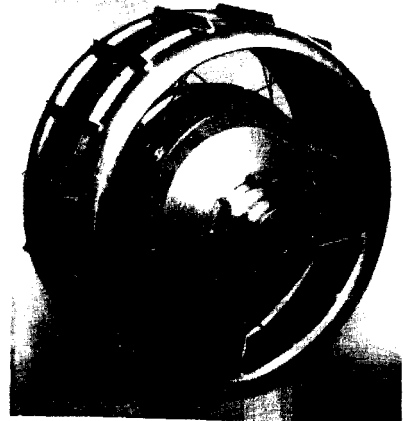


Рис. 4.5. Жесткое колесо с внутренним подрессориванием

плавности хода его упругая характеристика должна быть нелинейной: с увеличением прогиба жесткость должна увеличиваться.

Перечисленным требованиям в некоторой степени удовлетворяет известный механизм подрессоривания, содержащий ряд спиц, выполненных в виде цилиндрических пружин растяжения, расположенных между ступицей и ободом колеса. Однако в этом случае одновременно работают не более 40...50 % пружин, что снижает эффективность конструкции.

В процессе создания "Лунохода-1" были опробованы и варианты внутреннего подрессоривания с помощью упругих спиралевидных металлических лент (рис. 4.4).

В большей степени перечисленным требованиям удовлетворяет схема колеса, показанная на рис 4.5. Механизм подрессоривания состоит из нескольких пар цилиндрических винтовых пружин растяжения, расположенных вдоль оси колеса. Пружины связывают фланцы ступицы и промежуточное кольцо, которое может быть жестко соединено спицами или диском с жестким ободом, представляя единый узел, подвижный относительно ступицы. Заделка концов пружины во фланцах ступицы и промежуточном кольце осуществляется с помощью шаровых опор, что обеспечивает нормальные условия работы пружин [14].

При перемещении обода под действием радиальной силы, приложенной в любой его точке, работают все пружины. Регулирование упругой характеристики может осуществляться изменением не только жесткости пружин, т.е. их заменой, но и их числом, а также изменением величины предварительного усилия растяжения. Испытания макета колеса при одновременном нагружении радиальной, окружной и осевой силами показали его работоспособность. Механизм подрессоривания такого колеса обеспечивает необходимую энергоемкость и может быть выполнен в приемлемых габаритах. Наличие дополнительных элементов, не участвующих в организации беговой дорожки, таких как промежуточное кольцо, пружины, увеличивает, однако, массу колеса.

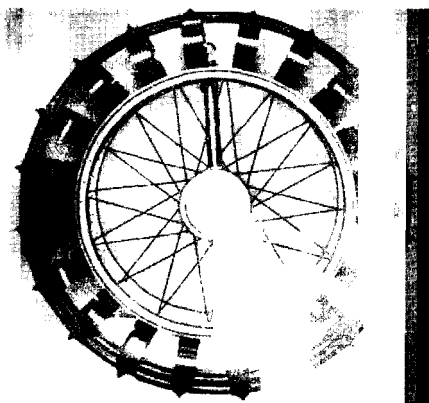


Рис. 4.6. Металлоупругое колесо с арочными ленточными пружинами

Очевидно, что минимальная масса колеса может быть получена в том случае, если пружины будут являться элементами обода колеса. Фактически в этом случае организуется упругая металлическая шина. Параметры упругой характеристики такой шины могут варьироваться изменением толщины проволоки сетки и размерами ее ячейки. Однако сетчатая шина не позволяет организовать на наружной поверхности достаточно развитые грунтозацепы.

Другим недостатком сетчатой шины является сравнительно невысокая жесткость в осевом направлении, что в случае бортового поворота приводит к уводам беговой дорожки. Это явление может быть сравнимо с движением автомобиля при недостаточном давлении внутри шины. Поэтому к металлоупругому колесу предъявляется требование обеспечения высокой боковой жесткости, которая была бы достаточной для сохранения формы колеса при бортовом повороте.

Металлоупругое колесо с арочными ленточными пружинами, изображенное на рис. 4.6, в значительной степени удовлетворяет

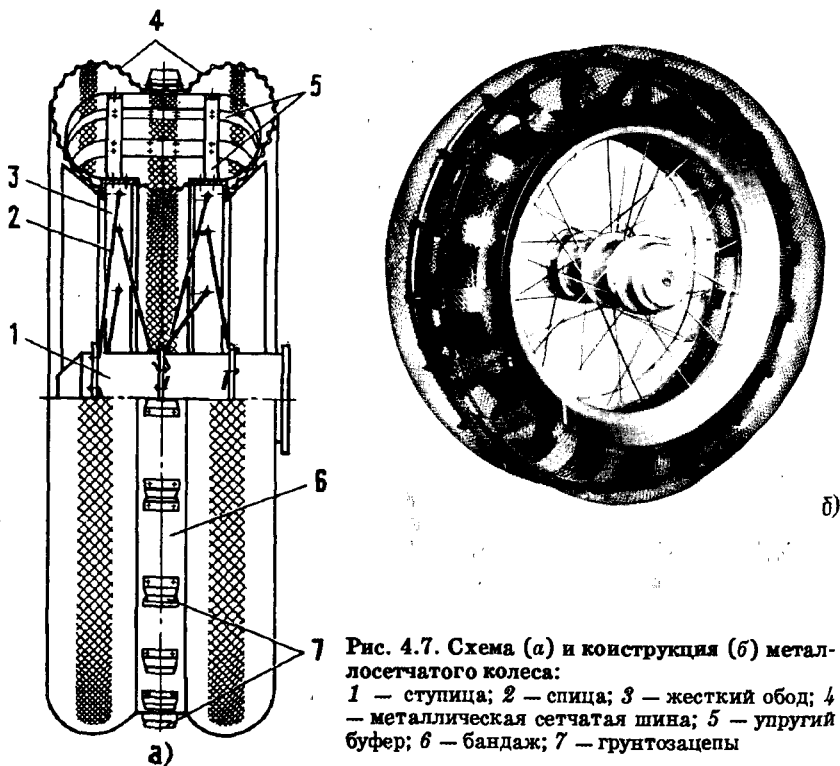


Рис. 4.7. Схема (а) и конструкция (б) метал-
лосетчатого колеса:

1 — ступица; 2 — спица; 3 — жесткий обод; 4 —
металлическая сетчатая шина; 5 — упругий
буфер; 6 — бандаж; 7 — грунтозацепы

этому требованию. Колесо состоит из сравнительно жесткой и упругой частей. Упругая часть колеса собрана из ленточных пружин, соединенных упругими обручами, и имеет в поперечном сечении форму арки. Достаточно высокие тягово-сцепные свойства колеса на различных грунтах обеспечиваются упругой металлической сеткой, обтягивающей ленточные пружины, и грунтозацепами [13]. Жесткая часть колеса состоит из двух внутренних ободов, соединенных пространственным набором спиц со ступицей колеса. Попадание во внутренний объем шины частиц грунта размерами, превышающими размеры ячейки сетки, исключается.

Применение упругой металлической сетки предоставляет некоторые возможности для формирования заданного профиля беговой дорожки. В частности, возможна организация металлической шины, напоминающей в поперечном сечении "двухскатную" автомобильную шину (рис. 4.7). Причем в этом случае в центральной части профиля могут быть установлены грунтозацепы, вступающие в работу при определенном прогибе упругой части шины [44].

Как показали испытания ходового макета, "двухскатные" колеса при движении поперек склона уменьшают боковое сползание на сыпучих грунтах. Это объясняется образованием уплотненного валика грунта в средней части шины. Масса этого колеса почти не отличается от массы своего прототипа, приведенного на рис. 4.4.

Что касается совершенствования конструкции колеса в направлении увеличения его тягово-сцепных качеств, то наиболее простыми и широко распространенными приемами могут считаться увеличение ширины и эффективного радиуса колеса.

На рис. 4.8 приведена конструкция колеса лунохода по проекту фирмы "Bendix" [194]. Беговая дорожка колеса выполнена из упругой металлической сетки, связанной с диском колеса набором металлических упругих колец, установленных в шахматном порядке. Как видно из рис. 4.8, боковые торцы сетки не заделаны, так что колесо, видимо, имеет небольшой ресурс. К недостаткам конструкции следует отнести и незащищенность упругих колец от расклинивания грунтом в местах их крепления к сетчатому ободу. Достоинством колеса

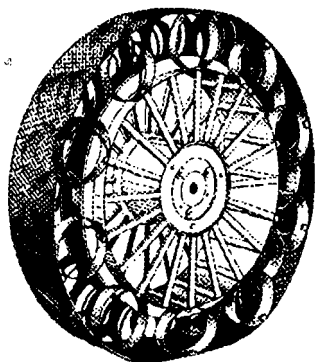


Рис. 4.8. Металлоупругое колесо фирмы "Bendix"

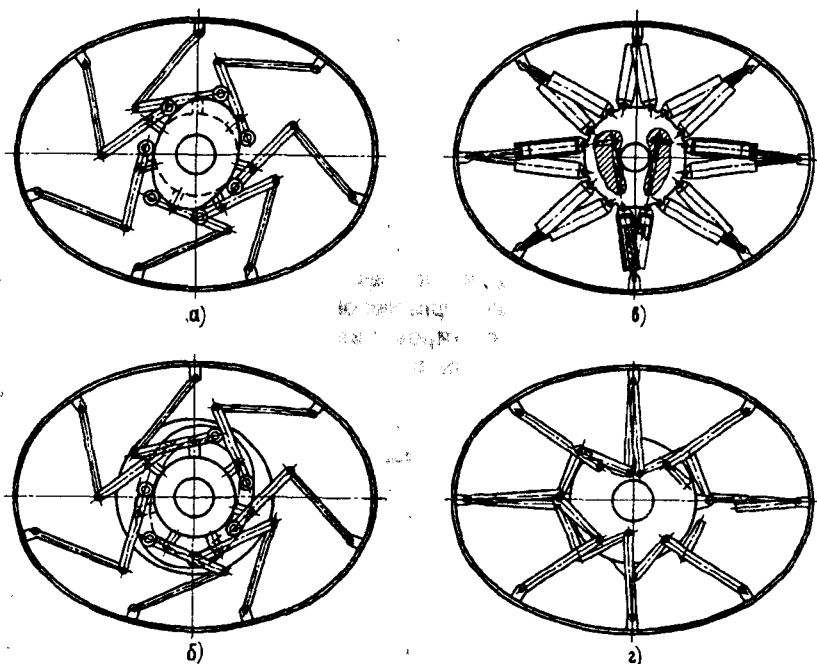


Рис. 4.9. Схемы колес с увеличенным эффективным радиусом кривизны в зоне контакта с грунтом с различными устройствами формирования обода: а — с рычажно-кулачковым механизмом и односторонним кулачком; б — с рычажно-кулачковым механизмом и двусторонним кулачком; в — с гидростатической передачей; г — с рычажным механизмом

является увеличение эффективного радиуса качения в результате образования пятна контакта при деформации обода и упругих колес.

Известны колеса [20, 27], эффективный радиус качения которых может быть увеличен за счет деформации упругого обода посредством различного рода механизмов. На рис. 4.9 представлены схемы четырех вариантов колес. Колесо "а" состоит из упругого металлического обода и ступицы, связанных друг с другом двухзвенными цепями. Одно из звеньев представляет собой двухплечий рычаг с роликом на свободном конце, опирающийся на кулак, профиль которого задает форму колеса. Положительным качеством колеса является сглаживание пиков ударных нагрузок в продольном направлении, например в случае наезда на выступающее препятствие. Недостаток конструкции заключается

в сложности колеса — наличии кинематических пар, требующих герметизации.

Колеса "в" и "г" в свободном (без нагрузки) состоянии имеют круглую форму. Под действием нагрузки на ось колеса обод деформируется. При этом симметрично установленные рычажные механизмы или гидрообъемные передачи, связывающие обод со ступицей, трансформируют вертикальные деформации в продольные, вследствие чего колесо принимает форму, близкую к эллиптической. Радиус кривизны в зоне пятна контакта может быть выполнен равным и даже превышающим диаметр колеса в свободном положении. Колеса могут выполнять функцию упругого элемента подвески и демпфера продольных ударных нагрузок. В сравнении с предыдущим вариантом они имеют более простое устройство. Колесо "б" отличается от колеса "а" тем, что ролики устанавливаются в направляющем профилированном пазу. Наличие этого паза лишает рычажные механизмы колеса, связывающие ступицу и обод, одной степени свободы. В результате этого независимо от действующей на колесо нагрузки рычаги и связанный с ними обод движутся при вращении ступицы по строго определенной траектории.

Одной из главных причин сложности проектирования всех рассмотренных выше конструкций является то, что в настоящее время практически отсутствуют методики предварительного расчета их основных характеристик. Даже прочностные расчеты металлических колес с пространственными связями несущих элементов могут быть выполнены только при значительных допущениях. Что касается упругих характеристик колес, в частности с упругой металлотетчатой шиной, то с необходимой точностью они могут быть определены только экспериментальным путем. Весьма затруднительна также расчетная оценка характеристик взаимодействия колес с грунтом, даже если физико-механические свойства последнего хорошо изучены.

В этих условиях возрастает значение макетирования колес, а их испытания чаще являются не заключительной стадией, а промежуточным этапом проектирования. Главные задачи стендовых испытаний заключаются в определении радиальной, осевой и тангенциальной жесткостей колес, их энергоемкости при ударных взаимодействиях с препятствиями, а также зависимостей коэффициента сцепления колеса ϕ , коэффициентов сопротивления его качению f и боковому сдвигу μ от величины его относительного скольжения в продольном z и поперечном направлениях. О величине поперечного (бокового) скольжения можно судить по углу γ , составленному вектором поступательной скорости колеса и его проекцией на плоскость вращения колеса.

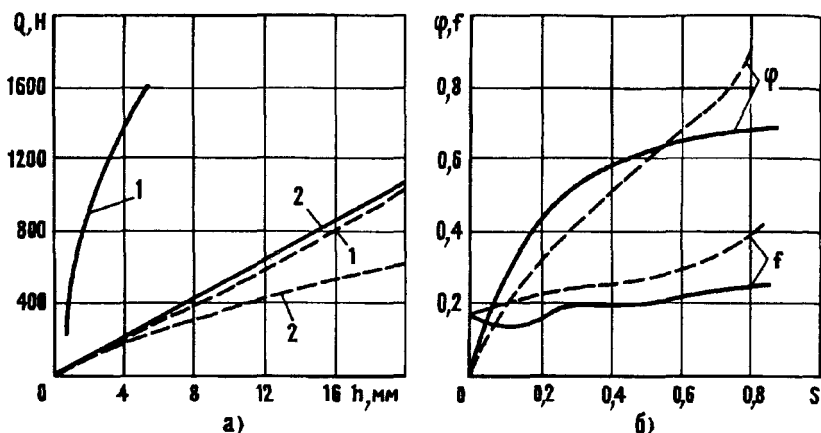


Рис. 4.10. Упругие (а) и тягово-сцепные (б) характеристики колес на сухом песке:

— колесо с арочными пружинами диаметром 0,75 м; - - - двухкатное колесо диаметром 0,62 м; 1 — в радиальном; 2 — в осевом направлениях

Упругие характеристики, а также прочность колес определяются на стендах статического нагружения, энергоемкость можно оценить на динамических стендах типа маятниковых копров. Характеристики вида $\varphi(s, \gamma)$; $f(s, \gamma)$; $\mu(s, \gamma)$ определяются при испытаниях колес в грунтовых каналах. Они могут быть использованы для оптимизации конструктивных параметров колеса, прогнозирования опорной проходимости планетохода, а также математического моделирования его движения с учетом свойств грунта [78].

Некоторые из перечисленных функций приведены на рис. 4.10. Тягово-сцепные свойства определялись при нормальных условиях на сухом кварцевом песке. Методика определения этих свойств изложена в гл. 7.

Следует особо остановиться на вопросе оптимизации параметров упругих металлотетчатых колес, а также жестких колес с металлотетчатой беговой дорожкой. Именно такие колеса нашли применение в реальных конструкциях американского и советского луноходов. Исследования показали, что определяющее влияние на тягово-сцепные характеристики этих колес при взаимодействии со слабосвязными грунтами оказывает размер ячейки сетки. Учитывая достаточно высокую сложность изготовления металлических колес и проведения их испытаний в грунтовом канале, предварительный

выбор размеров ячеек сетки может быть осуществлен при испытаниях штампов.

По результатам некоторых исследований [77] можно предположить, в частности, что при движении на кварцевых песках оптимальный размер стороны ячейки близок к величине $C_{я} = 2$ мм при диаметре проволоки 1 мм. Исследования проводились на сухом кварцевом песке путем сдвига сетчатых штампов размером 150×170 мм при нормальной нагрузке до 500 Н. Параллельно исследовалось взаимодействие с грунтом сплошной металлической пластины тех же габаритов, которую можно обозначить как штамп $C_{я} = 0$. Исследования показали, что характер кривых, связывающих глубину погружения штампа с действующей при этом нормальной нагрузкой, примерно одинаков для штампов с $C_{я} = 0$ и $C_{я} = 4$ мм. Сопротивление сдвигу, отражающее тягово-сцепные свойства взаимодействующей с грунтом поверхности штампа, у сетки с $C_{я} = 4$ мм на 20...40 % выше, чем у пластинки. С дальнейшим увеличением размеров ячейки глубина погружения штампа в грунт существенно возрастает при равных нормальных нагрузках.

Органическим недостатком колес с металлотетчатой беговой дорожкой является уязвимость ее проволочных элементов к воздействию локальных нагрузок, характерных для движения по камням, прочным вулканическим образованиям, поверхности с выходами скальных пород. Основными видами повреждений колеса в этих случаях являются нарушение рисунка сетчатого протектора вследствие деформации проволоки и ее разрывы. Опасность таких повреждений зависит от величины нормальных реакций грунта на опоры, прочности и геометрии материала, образующего поверхность движения и требуемого пробега. Как следует из гл. 1, на Луне эти факторы складываются благоприятным образом: здесь слабое гравитационное поле и поэтому невысокие нормальные реакции при большой массе аппарата; достаточно однородный по механическим характеристикам грунтовый покров, камневидные образования которого разрушались под колесами лунохода. Для первых луноходов требовался, кроме того, сравнительно небольшой ресурс работы.

Движение марсоходов будет осуществляться в более сложных условиях. Из табл. 1.10 следует, что наряду с мелкодисперсными грунтами здесь ожидаются каменные и льдосодержащие породы с высокой внутренней прочностью. На Марсе более сильное гравитационное поле. От беспилотных марсианских экспедиций следует ожидать длительной (более года) работы на поверхности. Поэтому для марсохода целесообразно рассматривать и более прочные колеса со сплошной беговой дорожкой. Используя легкие сплавы, а возможно и композиционные материалы, а также прочные ткани, можно

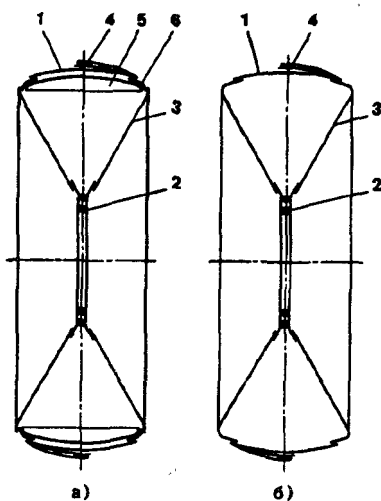


Рис. 4.11. Схемы сварных титановых колес специализированного транспортного робота:

a — с внутренними ребрами жесткости; *b* — без ребер, с профилированными конусами; 1 — сферический обод; 2 — ступица; 3 — конус; 4 — грунтозацеп; 5 — ребро жесткости; 6 — проставка

организовать сплошную оболочку требуемой формы. Учитывая малые скорости передвижения марсохода, оболочковое колесо может быть достаточно жестким.

Главными задачами проектирования оболочковых колес являются обеспечение минимальной массы и достаточно высоких тягово-цепных свойств как на

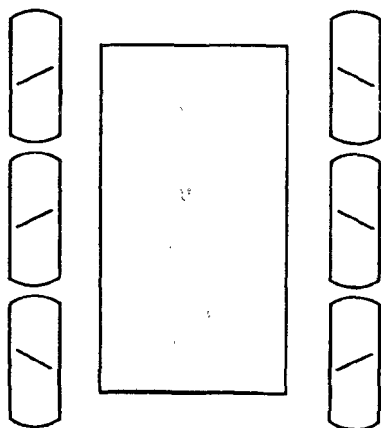
прочных, так и на слабосвязных грунтах. Для металлических колес первая проблема может быть решена применением тонколистовой оболочки из легких сплавов. Требуемые тягово-цепные свойства могут быть обеспечены оптимальными формой оболочки и грунтозацепами. Проблемы создания подобных колес в значительной мере определяются уровнем технологии обработки и сварки тонколистовых алюминиевых и титановых сплавов.

На рис. 4.11 приведены конструктивные схемы сварного колеса из титанового листа толщиной 1,5 мм. Колеса созданы для специ-

ализированного транспортного робота СТР-1, результаты эксплуатации которого на Чернобыльской АЭС приведены в гл. 9. Там же даны фотографии СТР-1, по которым можно судить о внешнем виде колеса.

Как видно из рис. 4.11, поперечное сечение обода представляет сочетание дуг окружностей различных радиусов, обеспечивающих минимальное сопротивление грунта поперечному сдвигу

Рис. 4.12. Расположение грунтозацепов на колесах СТР-1



колеса при бортовом повороте машины. Боковые поверхности, соединяющие обод со ступицей колеса, выполнены в форме конусов. Все перечисленные элементы колеса, а также его грунтозацепы соединяются сваркой. Для повышения тягово-сцепных свойств колес при бортовом повороте грунтозацепы установлены под углом к секущим плоскостям, проходящим через ось вращения колеса. Расположение грунтозацепов на колесах относительно рамы показано на рис. 4.12.

Можно отметить, что наклон грунтозацепов средних колес объясняется только стремлением уменьшить количество типов колес. Для повышения тягово-сцепных свойств СТР-1, в первую очередь на слабосвязных грунтах и на снегу, колеса снабжаются специальными съемными приспособлениями, содержащими грунтозацепы большей высоты.

Колеса герметичны, их статические испытания на стендах показали высокие жесткость и прочность. При диаметре 0,7 м и ширине 0,23 м колесо имеет массу 13 кг и выдерживает локальные радиальные нагрузки свыше 7000 Н. При этой нагрузке радиальная деформация оболочки составляет около 7 мм, а остаточная деформация не превышает 3 мм. (Результаты эксплуатации колес в составе СТР-1, масса которого составляет около 1000 кг, изложены в гл. 9.)

Для транспортных роботов меньшей массы, как и для планетоходов, нужны более легкие и соответственно менее прочные колеса. Однако и для таких машин предпочтительно применение титановых сплавов, имея в виду большую пластичность алюминия. Перспективно, в частности, колесо из титанового сплава толщиной 0,5 мм, однако высокое качество сварных швов может быть обеспечено здесь, по-видимому, только при применении лазерной технологии.

4.2.2. Гусеничный движитель. В последние годы совершенствование гусеничного движителя применительно к транспортным роботам, к которым могут быть отнесены и планетоходы, имеет в направлении его расчленения на ряд унифицированных модулей. В Японии, США, ФРГ и других странах особенно много информации о проектах создания транспортных роботов на основе четырехгусеничного движителя. Один из подобных роботов, разработанный государственным исследовательским центром в Карл-Руэ (ФРГ) и известный как "Система МФ-3", "принимал участие" в работах по расчистке кровли третьего блока Чернобыльской АЭС в 1986 г.

Как видно из рис. 4.13, каждая гусеничная тележка этого робота жестко закреплена на корпусе и имеет все элементы гусеничного движителя: обод, образованный шарнирно-сочлененными траками (изготовлены из полимерных материалов); ведущую звездочку; ленивец; три подрессоренных опорных катка. По аналогии с тяже-

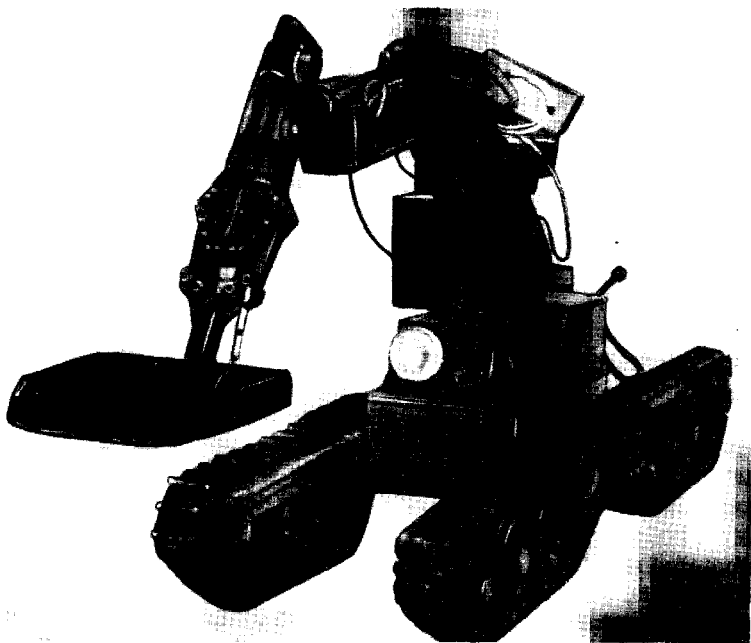


Рис. 4.13. Четырехгусеничный транспортный робот МФ-8 (ФРГ)

лыми гусеничными машинами зацепление звездочки с обводом не защищено от попадания грунта [178].

Привод движителей противоположных бортов осуществляется от отдельных электромеханических приводов, расположенных в корпусе машины. Каждая гусеничная тележка может разворачиваться в вертикальной плоскости с помощью индивидуальных приводов поворота относительно оси ведущей звездочки.

Как следует из выше изложенного, применение четырехгусеничного движителя позволяет получить новое качество — возможность регулирования дорожного просвета. К достоинствам робота следует отнести также хорошую поворотливость, обеспечиваемую с помощью бортового поворота. Однако в конструкции не решена задача защиты зацеплений от грунта. Отрицательно сказывается на проходимос-

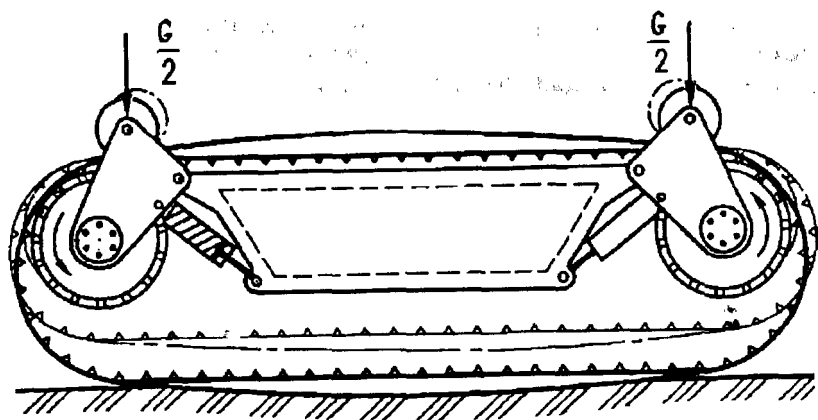


Рис. 4.14. Схема петлевого движителя и изменение формы петли при деформации

ти по сложному рельефу отсутствие подвески гусеничных тележек в сочетании с жесткой рамой.

В какой-то мере эти недостатки устранены в американском проекте так называемого петлевого движителя. Поскольку транспортный робот или планетоход предполагается снабдить четырьмя ходовыми тележками, каждая из которых представляет собой петлевой движитель, здесь также можно говорить о расчленении движителя.

Схемы расположения элементов этого движителя представлены на рис. 4.14. Основу движителя составляет эластичное кольцо из ленты двойной кривизны. Посредством двух колес (ведущего и нагрузочного), подвешенных к раме, кольцу придается форма вытянутой петли, нижняя ветвь которой является опорной. Ведущие и нагрузочные колеса попарно подвешены на общем рычаге подвески, дополнительно связанном с рамой через амортизирующее устройство. Одно из ведущих колес может быть заменено на направляющее. Помимо равномерного распределения нагрузки на грунт эластичная петля выполняет роль упругого элемента подвески планетохода. Зона контакта ведущего и направляющего колес с упругой лентой значительно уменьшена по длине, поскольку радиусы кривизны ленты и колеса не совпадают. Это уменьшает опасность расклинивания движителя грунтом. На решение этой же задачи направлено и размещение зоны контакта на верхней ветви петли, попадание грунта на которую маловероятно [207].

К сожалению, авторы не располагают данными о конструкторских реализациях этого проекта и результатах ходовых испытаний макета с петлевым двигателем. Можно только предположить, что грузоподъемность тележки, определяемая упругими свойствами ленты, имеет существенные ограничения. Вызывает сомнение работоспособность петлевого двигателя при бортовом повороте. В проекте не раскрыто также конструктивное исполнение связей ведущих колес с тяговым приводом, расположенным, по-видимому, на раме.

Дальнейшим развитием идеи расчленения гусеничного двигателя может служить конструкция ходового макета, показанного на рис. 7.18. Двигатель этого макета представляет собой четыре унифицированных и (в отличие от предыдущих конструкций) автономных по тяговому приводу модулей, каждый из которых связан с рамой с помощью индивидуальных независимых подвесок. По аналогии с мотор-колесами подобные модули могут быть классифицированы как мотор-гусеницы.

На рис. 4.15 показан гусеничный модуль при виде сбоку (а) и со стороны рамы (б), причем во втором случае сняты щитки, прикрывающие внутреннюю полость мотор-гусеницы. Как видно из рис. 4.15, каждый модуль содержит в себе все элементы, необходимые для привода гусеничного двигателя, его подрессоривания, регулирования натяжения обвода, механической и электрической стыковки соответственно с рамой и блоком управления.

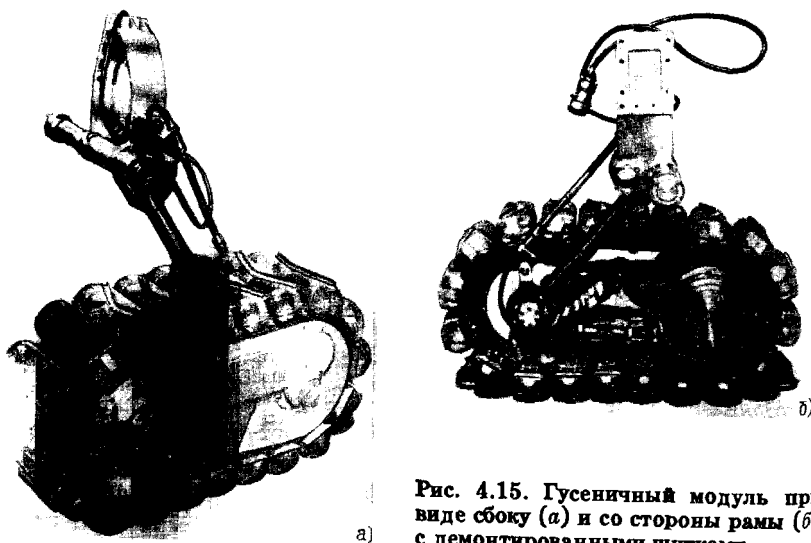


Рис. 4.15. Гусеничный модуль при виде сбоку (а) и со стороны рамы (б) с демонтированными щитками

Конструкция гусеничного обвода существенно отличается от традиционных решений тем, что обвод снабжен высокими объемными грунтозацепами с развитой металсетчатой поверхностью, предназначенными для разделения зон взаимодействия обвода с грунтом, с одной стороны, и с ведущей звездочкой и ленивцем — с другой. Однако этой меры оказывается недостаточно при бортовом повороте, поэтому внутренний объем гусеничного обвода вместе с находящимися в нем тяговым приводом, механизмом натяжения, опорами подвески и другими элементами закрыт с двух сторон боковыми щитками. Предусмотрены надежные уплотнения вращающихся элементов, а кабель выводится из внутренней полости через трубку реактивной тяги подвески. Зазор между обводом и щитками определяется стрелой прогиба гусеницы и не превышает нескольких миллиметров, так что попадание во внутреннюю полость модуля частиц грунта больших размеров исключается.

Столь малый прогиб обвода объясняется, во-первых, малым расстоянием между звездочкой и ленивцем, а во-вторых, тем, что в отличие от обычной гусеницы в рассматриваемой конструкции шарниры отсутствуют. Обвод здесь образован несколькими замкнутыми в кольцо и параллельными относительно друг друга металлическими лентами из высокопрочных упругих сплавов. Ленты соединены между собой основаниями объемных грунтозацепов с зазором, примерно равным зазорам между обводом и щитками, так что мелкие частицы грунта, попавшие в защищенный объем, не скапливаются здесь, а высыпаются под действием гравитационных сил и импульсных воздействий со стороны подвижных частей модуля.

Благодаря применению упругих лент отпадает проблема работоспособности в грунте опор скольжения шарниров, так же как и в петлевом движителе таких шарниров просто нет. Отпадает необходимость в опорных катках при обеспечении достаточно высокой грузоподъемности модуля за счет натяжения обвода.

Ведущая звездочка и ленивец полностью совпадают по геометрии наружных поверхностей, а их связь с внутренней поверхностью обвода организована по типу цевочного зацепления. Боковые зазоры в зацеплении превышают максимальные размеры частиц грунта, попадающих во внутренний объем модуля.

Перечисленные особенности конструкции существенно повышают ее работоспособность при сохранении присущих гусеничному движителю высоких тягово-сцепных характеристик и малых, по сравнению с колесами, удельных нагрузок на грунт. Положительные качества конструкции дополняются реализованной в ней возможностью двойного подрессоривания модуля: основной торсион связан с верхним концом балансира подвески и заделан в кронштейне,

жестко соединенном с рамой макета, а дополнительный — с нижним концом этого же балансира и заделан на корпус тягового привода. Таким образом, помимо подрессоренного плоскопараллельного движения модуля относительно рамы обеспечена возможность подрессоренного качения модуля относительно общей оси нижнего конца балансира и ленивца. Причем характер последнего движения, равно как эпюра нормальных давлений на обвод, определяется не только соотношением масс элементов модуля, но и регулируемой упругой характеристикой дополнительного торсиона. Оптимизация этой характеристики позволяет улучшить и опорную, и профильную проходимость макета.

Представляют интерес попытки реализации положительных качеств колеса и гусеницы в одной конструкции. Так, колесно-гусеничный движитель типа "Аэрол", как и обычный гусеничный, имеет ведущее и направляющее колеса, связанные звенчатой цепью. Однако опорными элементами колесно-гусеничного движителя являются не траки, а катки или колеса, оси которых закреплены на звенчатой цепи. Корпус опирается непосредственно на опорные колеса нижней ветви цепи. При вращении ведущего колеса цепи перемещают установленные на них опорные колеса относительно корпуса. Под действием нормальной нагрузки опорные колеса нижней ветви цепи прижимаются к грунту. В соответствии с кинематикой качения колеса корпус, опирающийся на верхние участки колес, движется в сторону перемещения центров колес с удвоенной скоростью (рис. 4.16). При движении машины по слабонесущим грунтам колеса

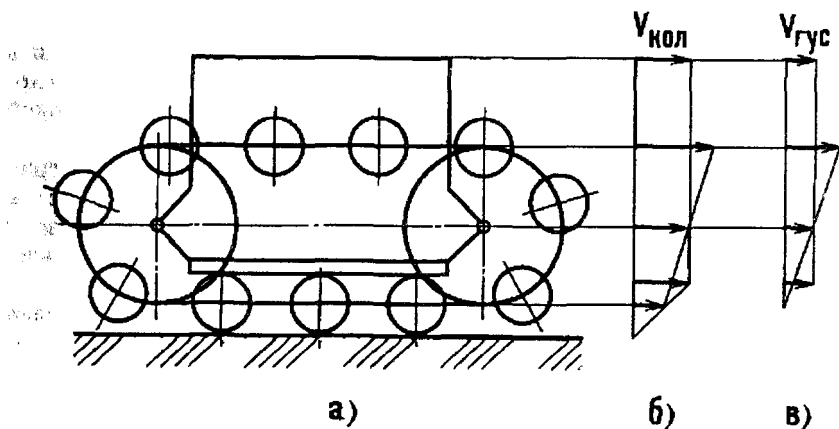


Рис. 4.16. Кинематическая схема колесно-гусеничного движителя типа "Аэрол" (а) и планы скоростей в колесном (б) и гусеничном (в) режимах движения

погружаются в грунт. Вследствие увеличения сопротивления качению их вращение прекращается. Колеса в этом случае выполняют роль траков. Звенчатая цепь превращается в обычную гусеницу. Корпус опирается на колеса нижней ветви, скользя по ним [5].

Сравнивая работу рассматриваемого колесно-гусеничного движителя в режиме скольжения корпуса по каткам с колесным или гусеничным, следует отметить, что запас силы тяги по сцеплению у него выше. Это следует из того, что колеса могут погружаться на любую глубину без ущерба для машины и тем самым увеличивается масса грунта, которую нужно сдвигать по поверхностям значительных размеров. Вследствие того, что при этом образуется не колея, а лишь лунки под колесами, доля сопротивления движению также уменьшена. Вместе с тем потери энергии внутри движителя больше, нежели у колесного или гусеничного из-за значительного трения корпуса о поверхности колес. Снижение коэффициента трения скольжения в то же время нецелесообразно, так как его величина лимитирует максимальное значение тяги при работе в режиме качения колес по недеформируемым поверхностям.

Недостатками этого движителя являются также большие затраты энергии на перемещение в гусеничном режиме, громоздкость и сложность обеспечения плавности хода из-за отсутствия эластичной подвески и амортизаторов.

Еще одним направлением совершенствования гусеничного движителя является создание комбинированного движителя, совмещающего свойства гусеничного движителя и некруглого колеса. Положительные его качества заключаются в возможности увеличения силы тяги в режиме качения за счет значительного заглубления на слабонесущих грунтах вершин треугольных колес. Однако в отличие от традиционных схем гусеничных движителей конструктивные особенности рассматриваемого движителя позволяют выполнить его опорную поверхность существенно меньше габаритной длины машины.

4.3. Подвеска

К подвеске планетохода, так же как и подвеске наземных машин, относятся узлы и детали, соединяющие оси колес с несущей конструкцией — рамой или корпусом. В общем случае подвеска включает направляющие механизмы, упругие элементы и амортизаторы.

Несмотря на многообразие отработанных конструкций узлов подвески наземных транспортных машин, проектирование подвески

планетоходов имеет свои особенности, зачастую исключающие возможность использования апробированных решений.

Подвеска планетохода должна не только обеспечивать необходимую плавность хода, но и наилучшим образом быть приспособлена к движению по препятствиям различного типа. Последняя задача возникает, в первую очередь, для многоопорных транспортных средств, например с колесными формулами 6×6, 8×8, движущихся со сравнительно невысокими скоростями.

О совершенстве подвески с позиций ее приспособляемости и проходимости транспортного средства можно судить по наличию контакта каждого колеса с грунтом при движении с малой скоростью по неровностям рельефа. При этом колебания неподрессоренных масс могут быть пренебрежимо малы, так что отрыв колеса по этой причине нереален. Известно, что указанному требованию в наибольшей мере соответствуют индивидуальные независимые подвески колес. Причем жесткость подвесок отдельных колес по длине планетохода может отличаться по своему численному значению. Так, жесткость подвесок средних колес целесообразно выбирать меньше, чем крайних. Это благоприятно отражается на процессе преодоления одиночного препятствия, не позволяя планетоходу "вывешиваться" на средних колесах.

Однако желательно обеспечить не просто постоянный контакт колес с грунтом во всех фазах преодоления препятствия, но и примерное равенство нормальных реакций грунта, действующих на колеса. Для планетохода с мотор-колесами это способствует работе двигателей в оптимальных режимах. Следовательно, в определенных ситуациях полезно наличие связей между подвесками отдельных колес, обеспечивающих рациональное перераспределение нормальных реакций. На затяжном подъеме такие связи должны обеспечивать увеличение нагрузки передних колес за счет некоторой разгрузки кормовых.

Поскольку высота одиночных препятствий, которые может преодолеть планетоход, определяется главным образом радиусом колеса, подвеска планетохода должна иметь достаточно большой ход, соизмеримый с этим радиусом.

Существенное влияние на конструкцию подвески планетохода может оказать требование конвертирования ходовой части, т.е. ее компактной укладки внутри посадочного блока и развертывания в рабочее положение. Причем в некоторых случаях конструктивные элементы подвески, в частности упругие элементы, шарниры, могут выполнять функции механизма конвертирования. Совмещение функций снижает суммарную массу конструкции.

Подвеска планетохода должна быть проста по конструкции, не требовать регулировки и обслуживания при эксплуатации. Все ее узлы, и в первую очередь трущиеся пары, должны обеспечить нормальную работу при наличии пыли.

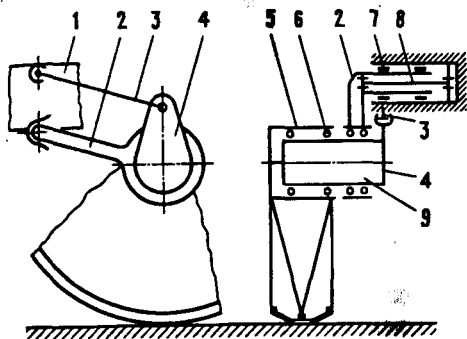


Рис. 4.17. Схема индивидуальной независимой подвески мотор-колеса с продольным качанием рычагов:

1 — корпус (рама); 2 — рычаг (балансир); 3 — реактивная тяга; 4 — реактивный рычаг; 5 — ступица колеса; 6 — опоры балансира; 7 — опоры заделки балансира; 8 — упругий элемент; 9 — мотор-редуктор

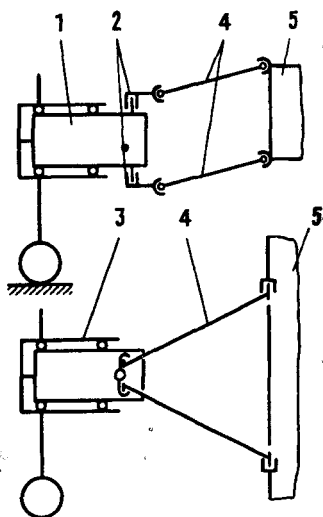


Рис. 4.18. Схема индивидуальной независимой подвески мотор-колеса с поперечным качанием рычагов:

1 — мотор-редуктор; 2 — шкворень; 3 — ступица колеса; 4 — рычаги; 5 — корпус (рама)

Схемы направляющих механизмов. В конструкциях "Лунохода-1" и LRV нашли применение индивидуальные независимые подвески с рычажными направляющими механизмами. Рычаги подвесок лунохода качаются в продольной (относительно корпуса) плоскости, а LRV — в поперечной (рис. 4.17 и 4.18).

Каждая из схем рычажных механизмов имеет свои достоинства и недостатки. Выбор подвески с поперечным качанием рычагов в конструкции LRV, по-видимому, в большей степени связан с необходимостью конвертирования ходовой части. Использование для этой цели шарниров подвески приводит к более компактной укладке ходовой части в случае применения поперечных рычагов. Чтобы так же сложить ходовую часть с продольными рычагами, необходимы дополнительные шарниры, которые должны обеспечивать возможность поворота только во время конвертирования. В полете и рабочем положении шарниры выключаются.

Другим достоинством подвески с поперечным качанием рычагов может оказаться расположение торсионов вдоль корпуса планетохо-

да, так как при этом сами они и узлы их крепления к корпусу не ограничивают дорожный просвет.

Недостатком схемы с поперечным качанием рычагов является некоторое изменение колеи планетохода при колебаниях подрессоренной части. При подобном изменении могут возникать дополнительные поперечные силы в местах контакта колес с грунтом. Рычаги этой подвески должны выполняться предельно короткими, что может ограничить ход подвески.

Качание рычагов в продольной плоскости приводит к незначительным изменениям базы, т.е. к перемещениям колес в направлении своего качения. При наличии сцепления колеса с грунтом это приводит к ускорению или замедлению вращения колеса и индивидуального привода в целом.

Выполнение направляющего механизма в виде рычажно-шарнирного параллелограмма исключает загрузку упругого элемента реактивным крутящим моментом, возникающим на корпусе мотор-колеса при движении (см. рис. 4.17). Реактивная тяга работает только на напряжения сжатия—растяжения. Весьма нагруженным рычагом является балансир, работающий на сжатие—растяжение, а также изгиб и кручение.

Упругий элемент подвески является наиболее ответственным ее узлом. В качестве упругих элементов подвески планетохода наиболее целесообразным представляется применение пружин, работающих на кручение, — торсионов. Они экономичны по массе, не требуют ухода и при достаточной конструктивной и технологической обработке надежны в работе. Недостаток этих элементов заключается в сложности обеспечения нелинейной упругой характеристики.

Упругий элемент подвески лунохода выполнен в виде трехстержневого пучкового торсиона. Отсутствие центрального стержня способствует уменьшению диаметрального габарита пучка, что снижает вредное влияние напряжений изгиба в периферийных стержнях. Заделка стержней в пучке осуществляется с помощью соединительной шлицевой муфты, охватывающей шестигранник, образованный головками стержней. Возможны и более технологичные способы заделки стержней в соединительной муфте, позволяющие заменить шестигранник окружностью [23, 34]. Шлицы могут быть выполнены и непосредственно на цилиндрических поверхностях головок, сопрягающихся между собой плоскими гранями. Это упрощает конструкцию, так как позволяет отказаться от соединительной муфты. Схемы заделок приведены на рис. 4.19.

Подвеска каждого колеса LRV снабжена двумя одностержневыми торсионами, расположенными в верхней и нижней частях рамы и

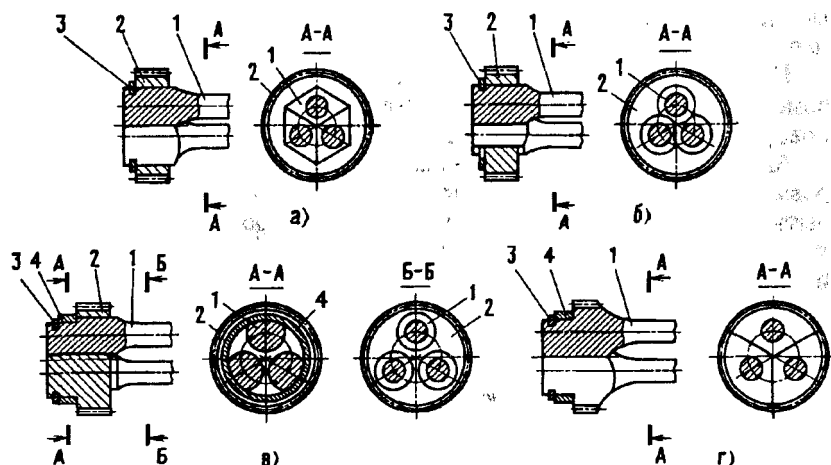


Рис. 4.19. Схемы заделки стержневой пучкового торсиона:

a — с помощью соединительной муфты с внутренним многогранником; *б* — с помощью соединительной муфты с внутренними отверстиями; *в* — с помощью стягивающего кольца и соединительной муфты с внутренними отверстиями; *з* — без соединительной муфты; 1 — стержневой торсион; 2 — соединительная муфта; 3 — ограничительное кольцо; 4 — стягивающее кольцо

соединяющимися соответственно с верхними и нижними треугольными рычагами направляющего механизма.

Известны также другие конструкции торсионных упругих элементов. Представляет интерес, в частности, кинематическая связь упругих элементов подвесок соседних колес многоопорного планетохода. Такая связь исключает жесткие удары рычагов подвески в ограничители хода при преодолении препятствий и повышает надежность ее работы.

В качестве материала стержней, как и шлицевых муфт пучка, а также рычагов подвески использованы титановые сплавы. Положительный эффект замены стальных торсионов титановыми связан с меньшей удельной массой титана, меньшим его модулем упругости при расчете на кручение в сравнении со сталью. Таким образом, при равных допустимых напряжениях и идентичной геометрии элементов подвески титановый торсион обеспечивает значительно больший ход. Поскольку прочность современных торсионных сталей выше, чем у титановых сплавов, выигрыш титана по массе упругого элемента уменьшается. Однако и с учетом более высоких прочностных свойств стали применять титановые торсионы при рабочих температурах не выше 400...450 °С оказывается целесообразным. При более

высоких температурах, характерных, например, для Венеры, следует использовать жаропрочные сплавы.

Прочность титановых упругих элементов можно повысить с помощью специальных технологических приемов, таких как накатка поверхности, заневоливание, определенная термическая обработка.

Амортизатор подвески, предназначенный для рассеяния (демпфирования) энергии упругих колебаний подрессоренной части, может быть выполнен в виде фрикционных, электромагнитных и других устройств. Применение гидравлических амортизаторов, широко используемых в автомобилях, затруднено вследствие больших колебаний температуры окружающей среды.

В конструкции LRV амортизаторы входят в состав подвески каждого колеса. Демпфирование колебаний подрессоренных частей "Лунохода-1 и -2" осуществляется естественным путем за счет трения в шарнирах направляющего механизма, гистерезисных потерь в упругом элементе и в приводе в результате угловых перемещений колеса при качании рычагов подвески направляющего механизма.

Вопросы исследования колебаний планетоходов, базирующихся на применении методов математического и физического моделирования, рассмотрены в работе [78].

Главными задачами стендовых испытаний подвески являются определение упругой характеристики и коэффициентов рассеяния энергии колебаний, а также оценка циклической стойкости торсионов при знакопеременном нагружении крутящим моментом.

4.4. Трансмиссия

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 возможности 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 разворачивания планетохода в рабочее положение, производства измерений и т.п.

4.4.1. 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 выпол-

лнены 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.

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

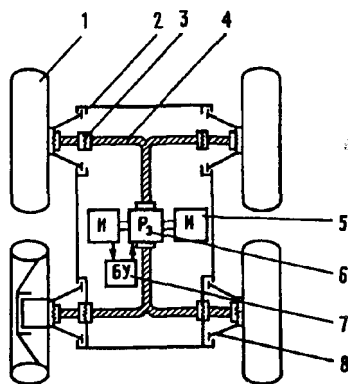


Рис. 4.20. Структурно-кинематическая схема индивидуального привода планетохода с мотор-колесами:

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

подвески во внутреннюю полость колеса и образующий так называемый электромотор или мотор-колесо (рис. 4.20).

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 мотор-колес 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 [78], 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.

Как показано в работе [78], 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 блокирующих 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 4×4, 6×6 и 8×8. 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 4×4, 6×6 или 8×8. Однако групповой привод восьмиколесного транспортного средства оказывается уже чрезвычайно громоздким.

По-видимому, наиболее вероятной для секции является формула 4×4, 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 3×3. 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, отмеченные, в частности, в работе [78]. Однако приходится мириться с тем, что в отличие от восьмиколесного шасси с колесной формулой каждой секции 4×4 секции шестиколесного планетохода не могут быть выполнены автономными, дублирующими друг друга.

В соответствии с изложенным на рис. 4.21 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

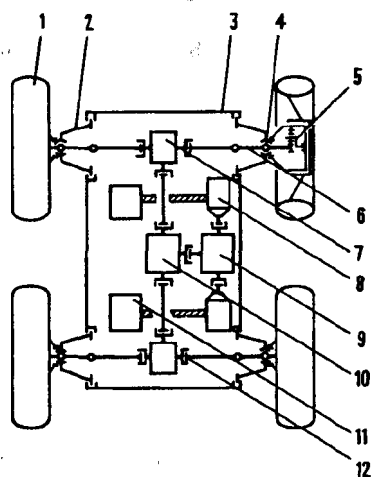


Рис. 4.21. Структурно-кинематическая схема группового привода четырехколесного планетохода:

1 — колесо; 2 — подвеска; 3 — 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

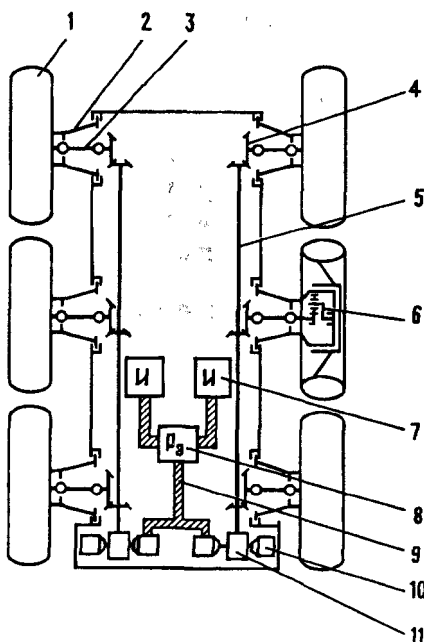


Рис. 4.22. Структурно-кинематическая схема бортового привода шестиколесного планетохода:

1 — колесо; 2 — подвеска; 3 — карданный вал; 4 — коническая передача; 5 — бортовой валопровод; 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

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.

Групповой привод нашел наиболее широкое применение

в конструкции наземных колесных и гусеничных машин и может быть применен для некоторых видов шагающих машин [24].

Смешанный привод, возможный вариант схемы которого приведен на рис. 4.22, не нуждается в межколесных 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 [16].

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-колец.

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. Поэтому

в последующих рассуждениях будет иметься в виду, главным образом, электромеханическая трансмиссия с индивидуальным приводом колес.

4.4.2. Тяговый электропривод. Под ТЭП планетохода понимается совокупность ТЭД и электронных регуляторов частоты вращения их валов. Контактные схемы регулирования частоты вращения ввиду их известных недостатков в настоящей книге не рассматриваются.

ТЭП, таким образом, является регулируемым преобразователем электрической энергии в механическую, представляющим собой сложную систему, имеющую устойчивые внешние связи по силовому потоку, с одной стороны, с распределителем электрической энергии и источником, с другой — с преобразователями механической энергии и двигателем.

Анализ работ, посвященных вопросам применения ТЭД в составе транспортных машин, включая планетоходы, показывает, что подавляющее большинство безрельсовых машин на электрической тяге снабжено двигателями постоянного тока (ДПТ) с последовательным и независимым возбуждением. Причем ДПТ с последовательным возбуждением преобладают в конструкциях современных электромобилей с групповым приводом колес [155]. Значительно реже применяются асинхронные двигатели (АД) переменного тока, хотя они имеют существенное преимущество перед коллекторными ДПТ, заключающееся в отсутствии скользящих контактов. Благодаря возможности повышения частоты вращения вала АД можно выполнить меньших габаритов и массы, чем ДПТ.

Однако АД имеют меньшую перегрузочную способность по крутящему моменту, а увеличение частоты вращения вала двигателя для сравнительно тихоходных планетоходов не дает выигрыша, так как при этом увеличивается передаточное отношение и, следовательно, масса тягового редуктора. Применение АД в планетоходах и электромобилях с аккумуляторными батареями (АБ) существенно увеличивает массу аппаратуры регулирования, преобразующей постоянный ток в переменный. Поэтому применительно к планетоходам АД далее не рассматриваются.

Коллекторные ДПТ обладают меньшим сроком службы, чем АД, однако хорошо сопрягаются с АБ и проще регулируются.

ДПТ последовательного возбуждения нашли наиболее широкое применение в ТЭП электромобилей благодаря возможности автоматического ограничения частоты вращения колес с ростом нагрузочного момента, а также вследствие сравнительной простоты электронных регуляторов частоты вращения колес.

При использовании ДПТ с последовательным возбуждением в составе мотор-колес возникает необходимость их синхронизации по частоте вращения, что усложняет аппаратуру регулирования.

Эти ДПТ, кроме того, имеют сложную систему рекуперативного торможения.

Более целесообразным представляется использование в планетоходах ДПТ с магнитоэлектрическим возбуждением. Они наиболее надежны по способу возбуждения, а отсутствие электрических потерь на возбуждение гарантирует достаточно высокий КПД. Эти ДПТ обеспечивают простую схему рекуперативного торможения и обладают необходимой перегрузочной способностью.

Двигатель этого типа, обеспечивающий за счет различного соединения обмоток две частоты вращения вала, был использован в конструкции мотор-колес "Лунохода-1".

Недостатком ДПТ с магнитоэлектрическим возбуждением является возможность регулирования только по цепи якоря. Однако современные электронные приборы и небольшие мощности ТЭД планетоходов позволяют создавать эффективные регуляторы.

Определенный интерес для использования в будущих планетоходах могут представлять некоторые оригинальные конструкции — высокомоментные электродвигатели, электродвигатели с катящимся ротором, респонсины и др. [69, 161]. Из числа высокомоментных, позволяющих резко уменьшить передаточное отношение тягового редуктора или вовсе отказаться от него, перспективны электродвигатели, использующие принцип электромагнитной редукции. Однако их габариты и КПД на сегодня неудовлетворительны для использования в планетоходах.

В электродвигателях с катящимся ротором для понижения частоты вращения используются зубчатые зацепления или фрикционные связи. Они могут быть приемлемых габаритов, но имеют повышенную вибрацию в результате эксцентриситета ротора.

Респонсин представляет собой волновую передачу с электромагнитным генератором волн, который и является в данном случае первичным двигателем. Он совмещает в одной конструкции функции двигателя, редуктора, остановочного и стояночного тормозов и муфты предельного момента. Обеспечивается возможность регулирования частоты вращения выходного вала респонсина. Как и обычные волновые передачи, респонсин позволяет передавать в герметичные объемы.

Реальные конструкции респонсинов обладают на сегодня низкими КПД и имеют большую массу при малой мощности, что пока ограничивает сферу их применения.

В отличие от наземных машин, где регулирование частоты вращения колес необходимо, как правило, только для плавного разгона, остановки и обеспечения заданных скоростных показателей, в планетоходах регулирование может осуществляться также с целью

повышения поворотливости, проходимости и других свойств. В последнем случае целесообразно регулировать работу ТЭД отдельных мотор-колес в наперед заданном кинематическом соотношении. Так, при бортовом повороте планетохода с колесными формулами 6×6 или 8×8 полезно уменьшать частоту вращения средних колес по отношению к крайним, что снижает энергозатраты [30]. При движении на подъем по грунту с хорошими сцепными качествами можно получить более благоприятное распределение нагрузок по колесам при увеличении частоты вращения передних колес по отношению к кормовым [78].

Существует несколько различных схем импульсных регуляторов, отличающихся принципами действия и характеристиками, однако в целом их можно разделить на две группы. Предпочтительную группу составляют схемы, обеспечивающие линейные, а другую — нелинейные механические характеристики.

Линейные характеристики ДПТ, управляемых по цепи якоря, получаются в том случае, если ток якоря непрерывен в любой момент времени независимо от нагрузки. Это возможно при питании регулятора от обратимого источника, например АБ, и при соответствующей схеме выходного каскада регулятора, обеспечивающей цепь для протекания тока якоря не только во время подключения к АБ, но и в течение всего времени отключения. При этом регулирование осуществляется изменением длительности импульсов. В работах [74, 82] показано, что механические и регулировочные характеристики ДПТ в данном случае получаются такими же, как и при управлении этим ДПТ от источника постоянного тока с регулируемым напряжением (рис. 4.23).

Силовые транзисторные ключи составляют обычно большую долю в массе и габаритах всего устройства регулирования ТЭД. Они в основном определяют КПД электронной части ТЭП.

Для обеспечения высоких требований по надежности схема ключа должна обладать простотой, иметь достаточные коэффициенты запаса по предельным параметрам и строиться на основе ограниченной номенклатуры элементов.

При использовании ключей для управления ТЭД в цепи возникают помехи значительной мощности, которые могут приводить к сбоям в устройствах управления. Поэтому для снижения уровня помех в схеме управления силовыми транзисторами целесообразно обеспечить гальваническую развязку между силовыми и управляющими цепями.

Рассмотрим более подробно особенности приводов на базе синхронных моментных электродвигателей серии ДБМ (двигатель бесконтактный моментный). Упрощенно такой привод можно пред-

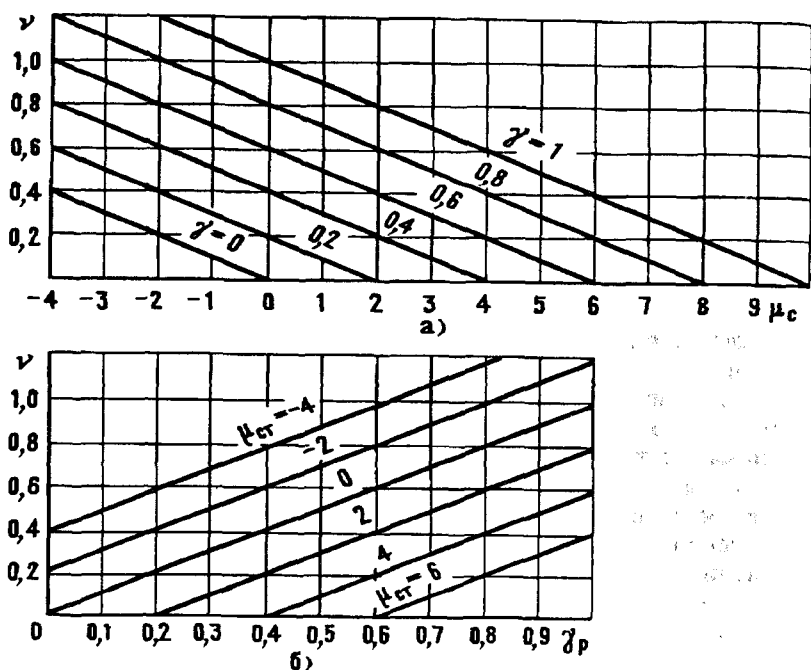


Рис. 4.23. Механические (а) и регулировочные (б) характеристики ДПТ при импульсном регулировании с непрерывным током якоря: ν — относительная частота вращения вала ДПТ; $\mu_{сг}$ — относительный момент на валу ДПТ; γ_p — регулируемая относительная длительность импульсов

ставить в виде ДПТ, в котором коллектор заменен электронным коммутатором. Такой привод содержит три основных элемента: синхронную электрическую машину с постоянными магнитами на роторе, датчик положения ротора (ДПР) и электронное усилительно-преобразовательное устройство. Как отмечается в работе [60], термин "моментный" в определенной мере условен, так как в принципе эксплуатация привода может осуществляться как в режимах вращения с малой скоростью, включая полную остановку вала, в шаговых режимах, так и при частоте вращения до 6000 об/мин. Иными словами, привод на основе ДБМ позволяет формировать любые наперед заданные механические характеристики [148]. Проблема заключается в достижении оптимальных параметров привода

главным образом по массе и энергопотреблению для конкретных механизмов и условий их эксплуатации.

Для планетоходов помимо широких возможностей регулирования представляют интерес следующие достоинства приводов с ДБМ: отсутствие щеточно-коллекторного механизма, позволяющее при соответствующей конструкции подшипниковых узлов и зацеплений редуктора обеспечить длительный ресурс эксплуатации при низких (ниже $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$) температурах, в вакууме и других неблагоприятных для трения средах; отсутствие ограничений на частоту пуска и реверса, возможность стабилизации частоты вращения при любом законе изменения нагрузки особенно важны, учитывая старт-стопный режим движения планетоходов и неравномерность загрузки опор движителя на пересеченной местности; улучшение теплового режима двигателя, определяющего перегрузочные способности ДБМ, за счет организации теплоотвода от наружных поверхностей статора. Отметим также сравнительно малые габариты магнитов, выполненных из редкоземельных сплавов, их кольцеобразную форму, позволяющую использовать внутренние объемы для организации опор. В целом геометрия ротора и статора, поставляемых россыпью, обеспечивает возможность наиболее гармоничного сопряжения всех элементов конкретного электромеханического привода с помощью несущей арматуры. Особенно компактные конструкции можно получить при использовании в качестве ДПР вращающихся трансформаторов, имеющих идентичную с другими узлами ДБМ конфигурацию элементов.

К недостаткам ДБМ (что особенно важно для сочлененных планетоходов и планетоходов с подрессоренными опорами) следует отнести увеличение количества связей электрической машины с коммутатором и некоторое усложнение самого коммутатора в сравнении с регуляторами ДПТ по цепи якоря. Так, например, для трехфазного электродвигателя ДМБ-100 с ДПР в виде вращающегося трансформатора ВТ-40 общее количество проводов на разъеме равно восьми, из них три провода статора сечением $0,35\text{ мм}^2$ и пять проводов датчика сечением $0,12\text{ мм}^2$. Для повышения надежности планетохода необходимо использовать электродвигатели с дублированными обмотками статора и ДПР, так что число проводов соответ-

* По материалам доклада Л.С. Абрамова, А.Н. Богачева, М.И. Маленкова и А.С. Цыганкова "О создании приводов транспортных роботов на базе электродвигателей типа ДБМ" на научно-техническом семинаре в МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1988 г.

ственно удваивается. Причем кабели, как правило, необходимо экранировать.

На рис. 4.24 приведена конструктивная схема электродвигателя ДБМ-50, а на рис. 4.25 — схема резервированного привода на базе электродвигателя ДБМ-100. ДБМ-50 выполнен с двухфазными обмотками, в качестве ДПР использован один ВТ-40. ДБМ-100 выполнен с дублированными трехфазными обмотками и двумя ДПР в виде ВТ-40. В конструкции несущей арматуры решены вопросы конструкционных материалов, крепления статора и ротора и регулировки положения статоров ВТ-40, необходимой при сборке двигателя для оптимизации его характеристик.

Приводы на базе электродвигателей ДБМ-40 и ДБМ-120 прошли испытания с различными типами ДПР. В конструкции ДБМ-40 использован индуктивный датчик с модуляцией поля рассеяния магнитов ротора двигателя. Коммутатор ДБМ-40 представляет собой трехканальный транзисторный ключ, который, используя информацию от ДПР, обеспечивает шеститактную разнополярную коммутацию обмоток статора двигателя.

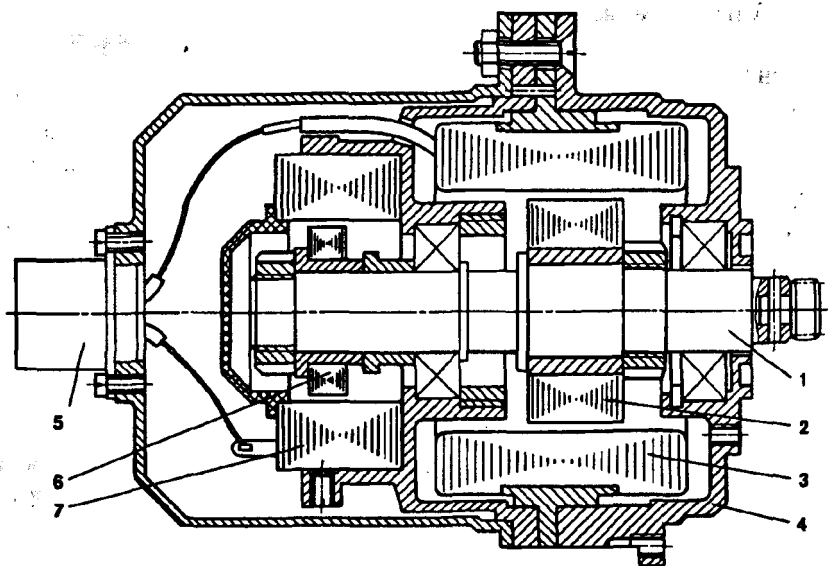


Рис. 4.24. Конструктивная схема электродвигателя ДБМ-50:
1 — вал; 2 — ротор двигателя; 3 — статор двигателя; 4 — корпус; 5 — электро-
разъем; 6 — ротор датчика положения ротора; 7 — статор датчика положения
ротора

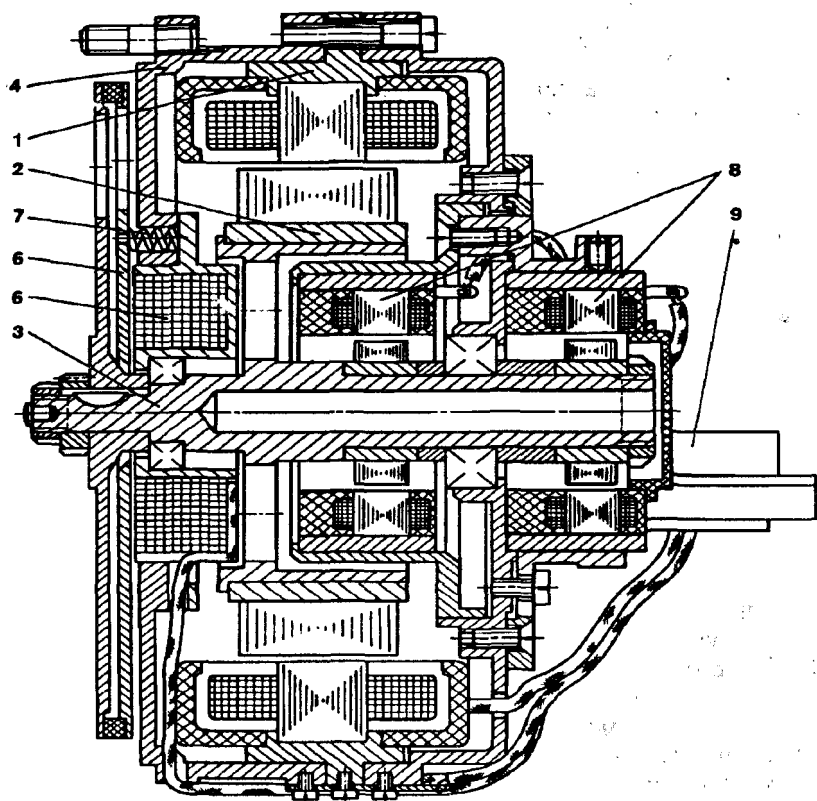


Рис. 4.25. Конструктивная схема резервированного привода мотор-колеса на базе электродвигателя ДБМ-100:

1 — статор; 2 — ротор; 3 — вал двигателя; 4 — корпус; 5 — катушка электромагнита тормоза; 6 — нажимной фрикционный диск; 7 — пружина тормоза; 8 — датчики положения ротора; 9 — разъем

В конструкцию ДБМ-120 в качестве ДПР встроен ВТ-60, сигнал с которого обрабатывается двухканальным фазочувствительным выпрямителем и фильтрами высокой частоты. В прямых каналах коммутатора включены умножающие цифроаналоговые преобразователи, изменением кода на входе которых можно изменить коэффициент передачи коммутатора и тем самым изменить частоту вращения двигателя.

Испытания двигателей ДБМ-40 и ДБМ-120 проводились на нагрузочном стенде с фиксацией крутящего момента, частоты

вращения, напряжения питания и тока, потребляемого электродвигателем. Ток замерялся на фазах двигателя, минуя коммутатор.

При работе ДБМ-40 без ДПР в шаговом режиме механические характеристики абсолютно жесткие: частота вращения вала электродвигателя не зависит от внешнего момента и полностью определяется частотой импульсов переключения обмоток. По достижении некоторого предельного момента при заданных частоте вращения и напряжении питания вал останавливается. После снятия этого предельного момента вращение не возобновляется, если заданная перед этим частота вращения превышала некоторое определенное значение, зависящее от момента инерции разгоняемых масс и напряжения питания. В частности, для ДБМ-40 со стальным валом максимальная частота запуска в шаговом режиме составляет около 300 об/мин, что соответствует частоте питающего напряжения 120 Гц.

Из-за отсутствия ДПР и, следовательно, несвоевременного переключения фаз двигателя КПД привода в шаговом режиме незначителен и составляет при номинальном моменте 0,01 Н·м, примерно 13 %. Несмотря на это шаговый режим все же имеет свои преимущества, например, для случая синхронизации многоколесного двигателя с индивидуальным приводом, которая в этом режиме достигается наиболее простыми средствами.

При установке на электродвигателе датчика положения ротора, КПД ДБМ-40 удалось увеличить до 25 % (в номинальном режиме), однако при выбранной схеме коммутатора токи холостого хода составляют примерно 60 % от номинального значения тока. При усовершенствовании схемы, связанной с ее усложнением, ток холостого хода можно, по-видимому, снизить до 30 % от номинала.

При испытаниях ДБМ-120 получены более высокие характеристики (рис. 4.26). Ток холостого хода не превышал 14 % значения тока при номинальном значении момента нагрузки (1 Н·м), КПД достигал 75 %.

4.4.3. Проектирование узлов трансмиссии. Конструкторские решения отдельных трансмиссионных узлов, в особенности группового привода, могут быть выполнены на основе опыта проектирования трансмиссии наземных транспортных машин. Конечно, необходима корректировка как в части конструкции, так и в части применяемых материалов и способов смазки. Что же касается основного трансмиссионного узла индивидуального привода планетохода — мотор-колеса, то здесь возможности заимствования проектных решений из транспортного машиностроения гораздо меньше.

Колесные транспортные средства с групповым приводом в настоящее время проектируются для различных целей и различного

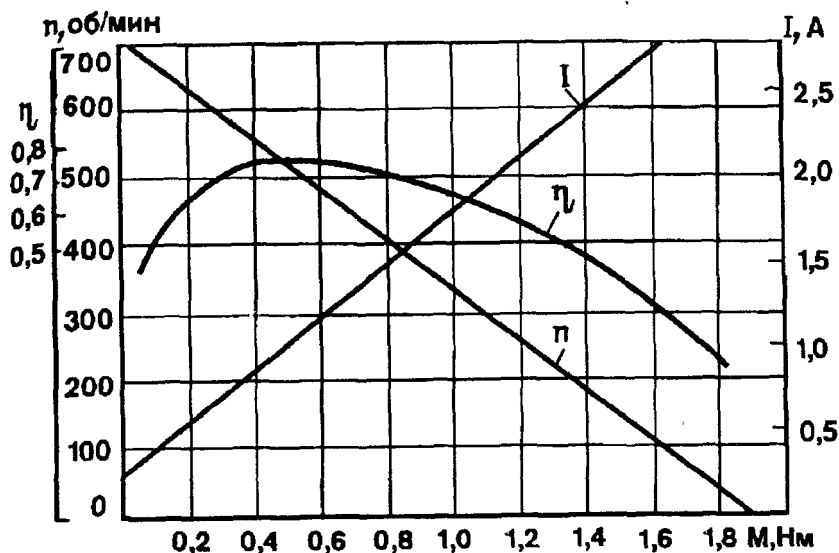


Рис. 4.26. Рабочие характеристики электродвигателя ДВМ-120 при максимальной частоте вращения

класса, включая машины высокой проходимости, масса которых может быть достаточно близкой к массе планетоходов. В качестве примера можно назвать самоходные платформы и вездеходы.

В то же время, как отмечалось выше, мотор-колеса для наземного транспорта находят в настоящее время применение в машинах особо большой грузоподъемности, на один-два порядка превышающих грузоподъемность планетоходов. Понятно, что компоновка и конструкция отдельных узлов мотор-колес столь различных машин существенно отличаются друг от друга.

Не имеет аналогов в наземном транспортном машиностроении также и колесно-шагающий движитель (КШД), рассмотренный в гл. 3. Поэтому ниже основное внимание уделяется кинематическим схемам и конструкции трансмиссии с индивидуальным приводом (мотор-колесами), включая привод КШД.

Конструкция мотор-колес. Одной из характерных особенностей мотор-колес планетохода является сравнительно большое передаточное число тягового редуктора: от 80 до 2000 и более. С позиций компоновки отличительной особенностью является отсутствие ограничений (со стороны внутреннего обода колеса) диаметрального габарита мотор-редуктора. В отличие от мотор-колес наземных

машин соотношение диаметров двигателя и колеса планетохода представляет широкие возможности размещения мотор-редуктора во внутренней полости колеса.

С целью повышения проходимости планетоходов их колеса снабжаются достаточно развитой по ширине шиной, в пределах ограничений, накладываемых условиями размещения аппарата в посадочном блоке. Ширина шины определяет осевой габарит мотор-колеса, так как выступание его узлов за шину ухудшает проходимость.

Стремление к наиболее рациональной установке подшипников ступицы колеса, работающих при совместном действии радиальных и осевых нагрузок, приводит к примерному равенству диаметров двигателя и тягового редуктора. Это позволяет в равной мере использовать эти узлы в качестве опор указанных подшипников, создает предпосылки для получения развитой по ширине ступицы, что важно, например, для колес с пространственным набором спиц. В случае использования подвески с продольным качанием рычагов рычаг направляющего механизма подвески может быть установлен на равнопрочные по отношению к опорам колеса подшипники.

Как известно, для силовых редукторов с большим передаточным числом целесообразно использовать планетарные и волновые передачи. Их применение позволяет, благодаря многопарности зацеплений, оптимизировать габариты и массу мотор-колес при заданных режимах нагружения, а в ряде случаев — герметизировать внутренние полости. Схемы мотор-колес с различного рода планетарными, волновыми, а также прецессионными редукторами приведены на рис. 4.27.

Тяговый редуктор мотор-колеса "Лунохода-1" (рис. 4.27, а) представляет собой три последовательно соединенных планетарных ряда, каждый из которых образован по схеме 2К-Н. Водила установлены без жесткой фиксации в радиальном направлении ("плавающие" планетарные ряды). Корпуса водил изготовлены из титанового сплава и имеют сложную конфигурацию, обеспечивающую максимальную жесткость при минимальной массе. В осевом направлении ряды фиксируются с помощью сферических подшипников скольжения, центр сферы которых совпадает с геометрической осью вращения водила.

Система герметизации внутренней полости мотор-колеса включает уплотнения подвижных и неподвижных соединений и герметичные электроразъемы. Подвижные соединения имеют лабиринтные уплотнения, составленные из чередующихся фторопластовых и металлических колес. На выходном валу редуктора установлено вращающееся торцовое уплотнение.

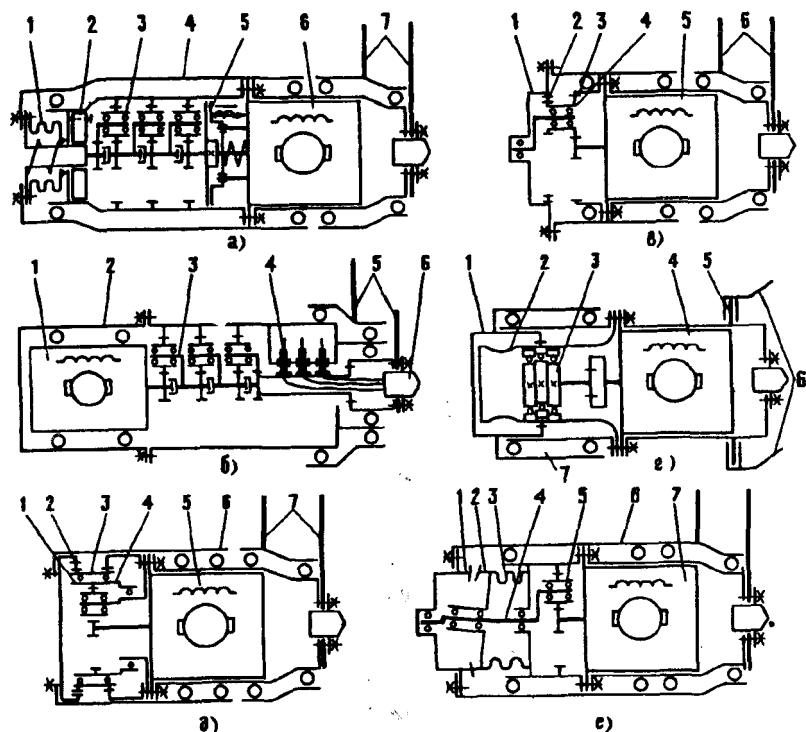


Рис. 4.27. Схемы мотор-колес:

а — "Лунохода-1 и -2": 1 — торцовое уплотнение; 2 — механизм разъединения колеса и редуктора; 3 — трехрядный планетарный тяговый редуктор; 4 — ступица колеса; 5 — фрикционный тормоз с электромагнитным управлением; 6 — тяговый двигатель; 7 — рычаги направляющего механизма подвески;

б — с дифференциальным редуктором: 1 — ротор двигателя; 2 — статор двигателя; 3 — тяговый редуктор; 4 — щеточно-коллекторный механизм; 5 — рычаги направляющего механизма подвески; 6 — электроразъем;

в — с планетарным редуктором ЗК: 1 — подвижное центральное колесо; 2 — шлицевая муфта; 3 — неподвижное центральное колесо; 4 — двухвенцовый сателлит; 5 — тяговый двигатель; 6 — рычаги направляющего механизма подвески; г — LRV: 1 — жесткое зубчатое колесо; 2 — гибкое колесо; 3 — генератор волновой передачи; 4 — тяговый двигатель; 5 — шкворень; 6 — рычаги направляющего механизма подвески; 7 — ступица колеса;

д — с комбинированным планетарно-волновым редуктором: 1 — редуктор, встроенный внутри генератора волн; 2 — жесткое зубчатое колесо; 3 — гибкое кольцо; 4 — генератор волн; 5 — тяговый двигатель; 6 — ступица колеса; 7 — рычаги направляющего механизма подвески;

е — с комбинированным планетарно-прецессионным редуктором: 1 — коническое зубчатое колесо внутреннего зацепления; 2 — прецессирующее коническое колесо; 3 — упругая муфта; 4 — кривошип прецессионной передачи; 5 — планетарный редуктор; 6 — ступица колеса; 7 — тяговый двигатель

Тяговый двигатель постоянного тока с возбуждением от постоянных магнитов снабжен двумя якорными обмотками и двумя коллекторами. Двухступенчатое регулирование частоты вращения вала двигателя осуществляется путем соединения обмоток по последовательной или параллельной схемам. Двигатель снабжен собственными уплотнениями, дополняющими систему герметизации мотор-колеса.

Узлы информационной системы, встроенные в мотор-колесо, включают датчики оборотов колеса и температуры статора двигателя. Датчик оборотов выполнен в виде индуктивной катушки, расположенной на статоре двигателя, и постоянных магнитов, закрепленных на ступице колеса.

На рис. 4.27, б приведена схема мотор-колеса с трехрядным дифференциальным редуктором. Достоинство этой конструкции заключается в предельном уменьшении радиального габарита привода и улучшении условий теплоотвода от тягового двигателя, являющегося основным источником тепловыделения. Из рисунка видно, что в отличие от предыдущей схемы, двигатель вынесен во внешнюю сторону планетохода, а его статор соединен со ступицей колеса. При этом открываются возможности установки на нем теплоизлучающего радиатора, являющегося элементом системы терморегулирования.

Терморегулирование играет существенную роль при проектировании мотор-колес и, в принципе, может быть активным или пассивным. Причем система терморегулирования мотор-колес планетохода предназначена как для подогрева привода при работе в условиях низких температур, так и для эффективного отвода тепла при работе в условиях высоких температур. Как известно, "Луноход-1 и -2" и LRV были предназначены для эксплуатации только в течение лунных дней, т.е. при положительных температурах. Это позволило применить в составе указанных аппаратов пассивные системы терморегулирования. Так, главным элементом терморегулирования мотор-колес "Лунохода-1 и -2" являлись специальные покрытия наружных и внутренних поверхностей ступицы и статора двигателя. Покрытия деталей, расположенных во внутренней полости, улучшают теплопередачу к внешним поверхностям. В свою очередь эти поверхности (ступица колеса, головка качающегося рычага подвески) имеют покрытия, обладающие высокой излучательной способностью по отношению к собственной тепловой энергии и высокой отражающей способностью по отношению к солнечному излучению.

На рис. 4.27, в приведена схема мотор-колеса с планетарным редуктором типа ЗК, который позволяет реализовать в одной ступени большие передаточные числа. В ряде случаев применение

такого редуктора позволяет получить минимальный осевой габарит мотор-колеса.

Волновая передача была использована в конструкции мотор-колеса LRV, схема которого приведена на рис. 4.27, *г*. Передаточное число передачи $u_p = 80$, максимальная частота вращения вала двигателя составляет около 900 1/с. Генератор волновой передачи представляет собой три ролика, два из которых установлены эксцентрично относительно третьего. Применение в качестве гибкого колеса цельного металлического колокола позволяет обеспечить герметизацию внутренней полости мотор-колеса.

Более компактную конструкцию волновой передачи можно получить при использовании в качестве гибкого колеса двухвенцовой муфты (рис. 4.27, *д*), один из венцов которой зацепляется с жестким колесом волновой передачи, другой соединяет муфту с корпусом редуктора, т.е. образует обычное шлицевое соединение.

Применение волновых передач целесообразно только для вполне определенного диапазона передаточных отношений. Для одноступенчатых передач этот диапазон составляет примерно 40...100. Поэтому волновую передачу бывает полезно комбинировать с планетарной или рядовой зубчатыми передачами. Причем минимальный осевой габарит мотор-колеса может быть достигнут, если первая ступень тягового редуктора встроена во внутренней полости генератора волн, как показано на рис. 4.27, *д*.

Реализация большого передаточного отношения при многопарности зацепления может быть осуществлена и в случае применения передач с цилиндрическими или коническими зубчатыми колесами [99]. Применение конических зубчатых колес позволяет достаточно свободно варьировать величину u_p . Возможная схема мотор-колеса с использованием планетарного редуктора К-Н-V, который в случае применения конических зубчатых колес называют также прецессионным, приведена на рис. 4.27, *е* [119].

Применение коробок передач (КП) в мотор-колесах планетоходов, как и в мотор-колесах наземных машин, несмотря на некоторое усложнение конструкции, дает ряд преимуществ, а именно: возможность уменьшения установочной мощности ТЭД, повышение КПД трансмиссии в целом, расширение скоростного и силового диапазонов регулирования.

Применительно к планетоходам, по-видимому, следует рассматривать только наиболее простые двухступенчатые КП, причем в случае использования регулируемых ТЭД может рассматриваться их совместная работа.

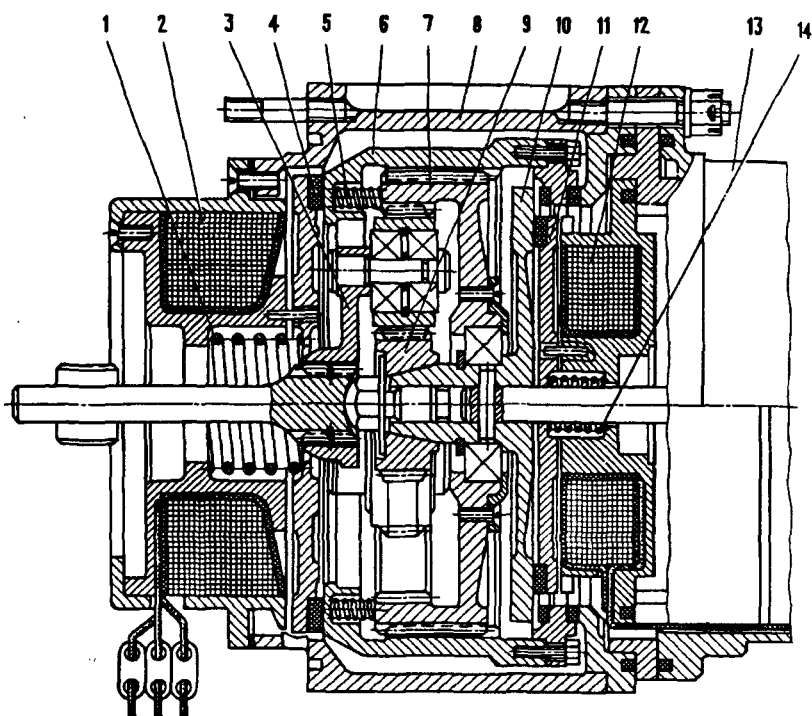


Рис. 4.28. Коробка передач с внутренним и внешним зацеплениями:
 1 — пружина тормоза; 2 — электромагнит; 3 — водило (выходной вал) планетарного ряда; 4 — фрикционный диск (замыкатель) электромагнита; 5 — пружины блокирующего фрикциона; 6 — барабан; 7 — центральное колесо; 8 — корпус; 9 — центральная шестерня; 10 — тормозной диск; 11 — фрикционный диск (замыкатель) электромагнита тормоза; 12 — электромагнит тормоза; 13 — тяговый двигатель; 14 — пружина тормоза

Кинематические схемы таких КП получают на основе планетарного ряда с управляемыми звеньями. Управление заключается в поочередном затормаживании этих звеньев или их блокировке.

Отличие конструкции КП планетоходов и наземных машин заключается в выборе механизмов управления и приводов этих механизмов. Сравнительно малые тормозные моменты, необходимые для фиксации звеньев планетарного ряда КП тягового привода планетохода, позволяют применять исключительно фрикционные механизмы управления, включение и выключение которых может

производиться при произвольном относительном положении этих звеньев.

В планетоходе, как правило, исключается возможность применения таких приводов механизмов управления, как гидравлический, пневматический и механический (от водителя). Здесь необходимо рассматривать в основном электромагнитный и электромеханический приводы, согласующиеся с общей концепцией энергопитания планетохода и упрощающие автоматизацию процесса управления.

Конструкция КП, выполненная с учетом перечисленных факторов, приведена на рис. 4.28 [9]. На стоянке планетохода, когда энергопотребление должно быть минимальным, оба электромагнита выключены. С началом движения питание подается одновременно на тяговый двигатель и электромагнит тормоза мотор-колеса. Для переключения на высшую передачу подается питание на электромагнит КП, так что его замыкатель перемещается влево.

Для уменьшения осевого габарита привода он может быть спроектирован с концентричным расположением электромагнитов КП и тормоза. Это целесообразно в первую очередь в том случае, если такую конструкцию удастся вписать в диаметральный габарит двигателя (рис. 4.29).

Индивидуальный механический привод, благодаря гибким кабельным связям, позволяет достаточно просто решать задачу поворота колес даже при большом ходе подвесок.

В конструкции LRV каждый из двух приводов поворота обеспечивает одновре-

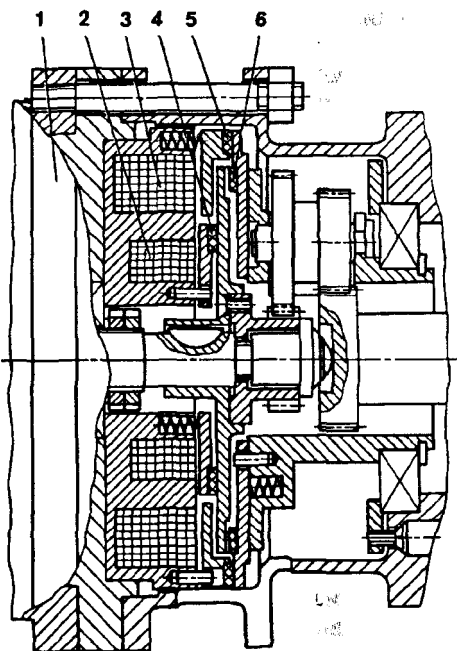


Рис. 4.29. Коробка передач с концентрическим расположением электромагнитов КП и тормоза:

- 1 — тяговый электродвигатель;
- 2 — катушка электромагнита тормоза;
- 3 — катушка электромагнита КП;
- 4 — фрикционный диск тормоза;
- 5 — фрикционный диск КП (при работе на 1-й передаче);
- 6 — фрикционный диск КП (при работе на 2-й передаче)

менный поворот двух мотор-колес одной оси. Существенно большие возможности для маневрирования можно получить при исключении механических связей между мотор-колесами и установке приводов поворота непосредственно на элементах подвески, сопрягающих ее с колесом.

Здесь, видимо, нужно отметить, что в отличие от наземных машин для планетоходов поворот колес может использоваться не только для изменения направления движения, но и для изменения габаритных размеров шасси при установке на КА для "конвертирования", а также для подготовки наиболее благоприятных условий бортового поворота. Речь идет о развороте крайних колес, который производится при стоянке планетоходов.

Используя тяговые усилия мотор-колес, можно осуществить разворот колес без применения специальных приводов разворота [51]. Разворот крайних колес, установленных на шкворнях, связанных с подвеской, осуществляется путем включения мотор-колес крайних осей в противоположные стороны. После того как крайние колеса впишутся в радиус поворота вокруг геометрического центра машины, может выполняться бортовой поворот путем разнонаправленного вращения мотор-колес противоположных бортов. При этом качественно улучшается поворотливость транспортного средства в сравнении с обычным бортовым поворотом и существенно снижаются энергозатраты на поворот. В крайних и среднем положениях шкворень может фиксироваться относительно подвески с помощью специальных управляемых устройств.

Важной составляющей процесса создания привода планетохода являются испытания его отдельных узлов. Некоторые типовые характеристики мотор-колеса, которые необходимо получать экспериментальным путем при подобного рода испытаниях, приведены на рис. 4.30.

При проектировании узлов группового привода необходимо учитывать специфические условия эксплуатации планетоходов и их управления. Так, конструкция дифференциалов должна обеспечивать не только блокировку осей, желательно также обеспечить возможность автоматического или ручного регулирования величины блокирующего момента в процессе движения. Наиболее простые по конструкции самоблокирующиеся дифференциалы повышенного трения не удовлетворяют этим требованиям. Кроме того, коэффициент блокировки таких дифференциалов, связанный со значением коэффициента трения, может оказаться нестабильным при изменении температуры и давления окружающей среды.

Одной из возможных схем, представляющих интерес, может служить дифференциал с электромагнитной блокировкой. Устрой-

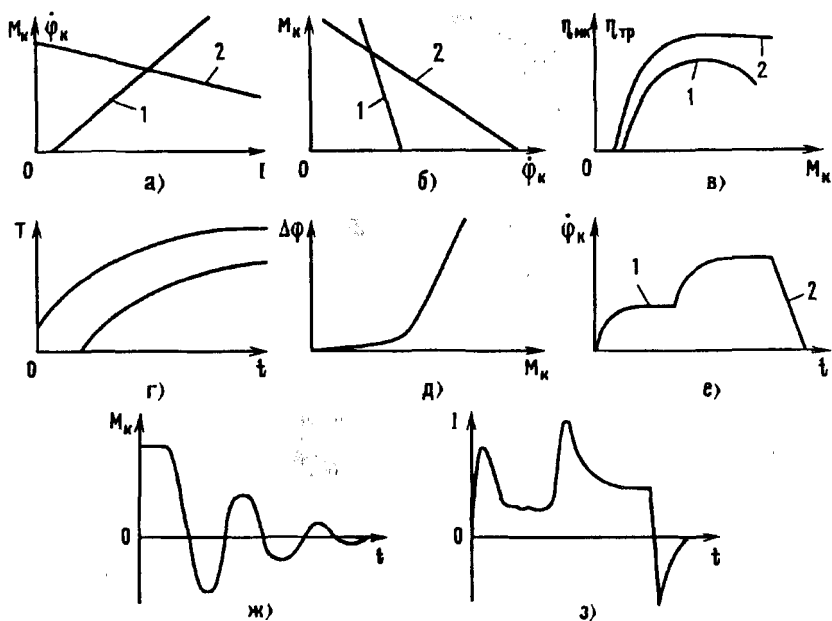


Рис. 4.30. Типовые характеристики мотор-колеса:

а — токо-моментные (1) и токо-скоростные (2); **б** — тягово-скоростные на первой (1) и второй (2) передачах; **в** — КПД мотор-колеса (1) и тягового редуктора (2); **г** — зависимость температуры тягового двигателя от времени непрерывной работы при различных состояниях окружающей среды; **д** — характеристика крутильной жесткости силовой цепи мотор-колеса; **е** — разгонная (1) и тормозная (2) характеристики мотор-колеса; **ж** — изменение крутящего момента при отключении мотор-колеса от питания и нагрузки; **з** — изменение тока двигателя при пуске, переключении передачи и торможении

ство для блокировки дифференциала выполнено здесь в виде генератора, индуктор (статор) которого соединен с одной из полуосей, а ротор — с другой полуосью через планетарный редуктор, встроенный в первую полуось. Обмотка ротора замкнута через сопротивление, величину которого можно регулировать.

Если частоты вращения полуосей равны, что характерно для движения по ровной поверхности с хорошим сцеплением, то относительная частота вращения ротора и индуктора равна нулю и ЭДС в его обмотках не индуцируется. При увеличении частоты вращения одной из полуосей, например вследствие буксования колеса, в обмотках генератора индуцируется ЭДС, пропорциональная разнице

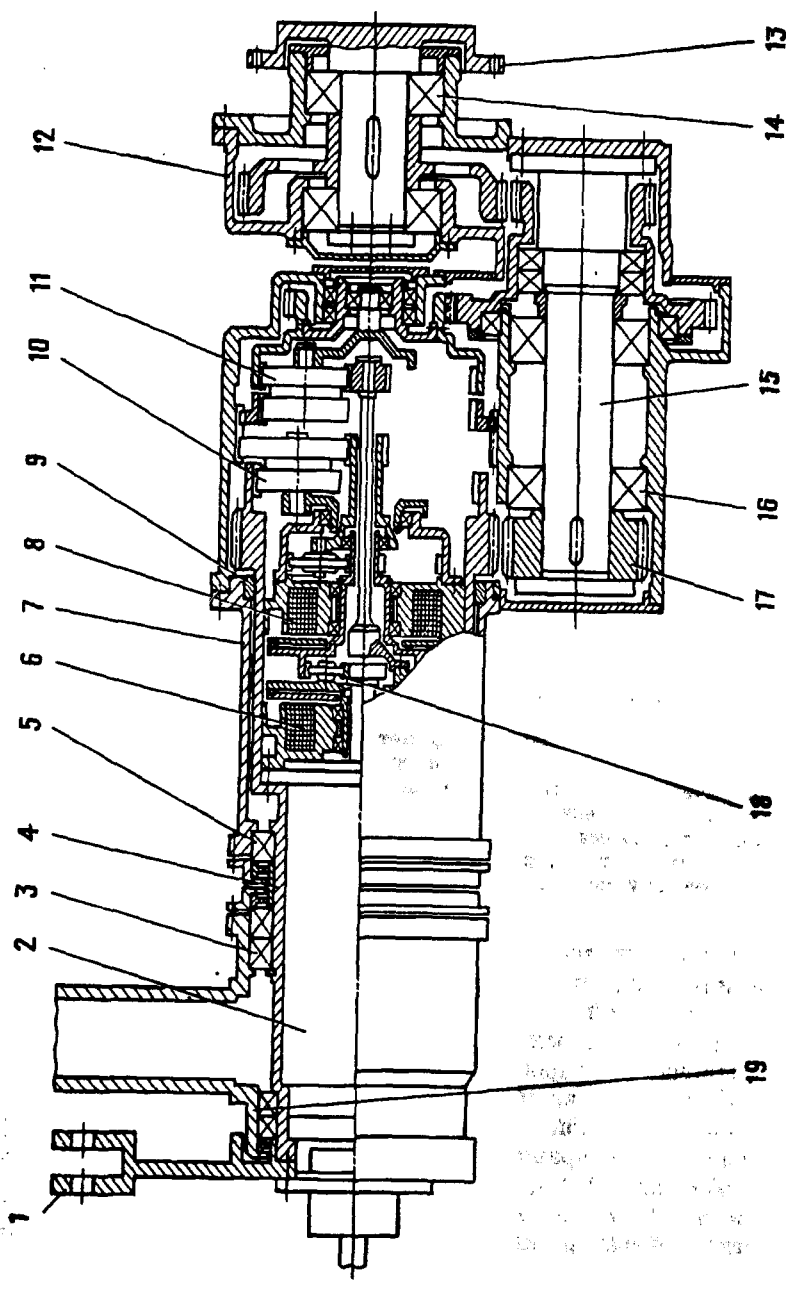


Рис. 4.31. Колесно-шагающий движитель со встроенным приводом:

1 — реактивный рычаг подвески (условно развернут); 2 — тяговый электродвигатель; 3 — опоры качающегося рычага подвески; 4 — стакан электродвигателя; 5 — левая опора первого рычага; 6 — первый электромагнитный привод; 7 — первый рычаг механизма шагания; 8 — второй электромагнитный привод; 9 — правая опора первого рычага; 10 — редуктор привода шагания; 11 — колесный редуктор; 12 — второй рычаг; 13 — ступица колеса; 14 — опоры ступицы колеса; 15 — вал; 16 — опоры узла сочленения; 17 — суммирующий редуктор механизма шагания; 18 — блокирующий механизм; 19 — качающийся рычаг подвески

оборотов ротора и индуктора. При этом на забегающий вал действует блокирующий момент, пропорциональный величине ЭДС и сопротивлению цепи. Автоматическое регулирование осуществляется с помощью схем, установленных на срабатывание от напряжения различной величины. Для упрощения конструкции целесообразно использовать бесщеточный генератор с возбуждением от постоянных магнитов, установленных на роторе.

4.4.4. Особенности конструкции индивидуального привода колесно-шагающего движителя. Пример конструкции колесно-шагающего движителя с индивидуальным встроенным приводом показан на рис. 4.31 [25, 28, 32, 36, 37, 41], она соответствует схеме, приведенной на рис. 3.29. Все узлы и механизмы привода размещены во внутренней полости шарнирно сочлененных рычагов, первый из которых шарнирно установлен на стакане двигателя, а второй несет на себе ступицу колеса. Что касается конструкции отдельно взятых узлов и механизмов, то методы их проектирования в принципе не отличаются от проектирования аналогичных узлов мотор-колес.

Так, блокирующий механизм, составленный на основе планетарного ряда 2К-Н и снабженный двумя электромагнитными приводами, близок по конструкции к КП, рассмотренным выше. Различие, по существу, заключается в установке двух ведомых звеньев, кинематически связанных: одно — через редуктор шагания с первым рычагом, другое — через колесный редуктор с колесом.

Редуктор шагания составлен из последовательно соединенных передач 2К-Н и 3К. Передаточное отношение редуктора привода шагания назначается из условия обеспечения необходимого толкающего усилия механизма шагания при заданных параметрах тягового двигателя. Выбор этих параметров производится на основании тягово-динамического расчета движения планетохода в колесном режиме.

Колесный редуктор включает в себя передачу 3К и две последовательно соединенные рядовые передачи, одна из которых размеще-

на в первом, а вторая — во втором рычагах. Передача, встроенная во второй рычаг, должна иметь в относительном движении передаточное отношение от ведущей шестерни к зубчатому колесу, соединенному со ступицей, равное двум. Поэтому зацепление указанных зубчатых колес осуществляется через паразитные шестерни, также встроенные во второй рычаг.

Одним из наиболее сложных является узел сочленения рычагов, включающий опоры как вала самого сочленения, так и зубчатых передач колесного и суммирующего редукторов. Причем опоры сочленения, так же как и опоры ступицы первого рычага и балансира, нагружаются от внешних сил, действующих на колесо при взаимодействии с грунтом, и, кроме того, от сил, возникающих в зацеплениях суммирующего редуктора. Передаточное отношение в относительном движении от малого к большому колесу суммирующего редуктора должно быть равно двум.

Не входя в подробности расчета привода колесно-шагающего движителя, ниже рассматриваются положения, которые необходимо иметь в виду при проектировании, на примере конструкции, приведенной на рис. 4.31.

Так же, как и в случае расчета обычного мотор-колеса, основными исходными данными при расчете КПД являются значения внешних сил, действующих на колесо при прямолинейном движении на подъеме и при повороте. Проектировочный прочностной расчет всех узлов и деталей, кроме редуктора шагания, проводится для основного, колесного, режима движения при наиболее неблагоприятном сочетании внешних сил. Расчет на прочность зацеплений колесного и суммирующего редукторов следует выполнять для случая, когда тяговое усилие T имеет максимальное значение. Причем колесный редуктор нагружается только крутящим моментом от тягового усилия, тогда как через зацепления суммирующего редуктора передаются еще крутящие моменты от действия нормальной реакции грунта. Крутящий момент на валу узла сочленения рычагов от усилия T (рис. 4.32) будет

$$M'_{p2} = T r_k \left(1 - \frac{1}{\eta_2 u_2} \right),$$

а от усилия N —

$$M''_{p2} = N l \cos \beta,$$

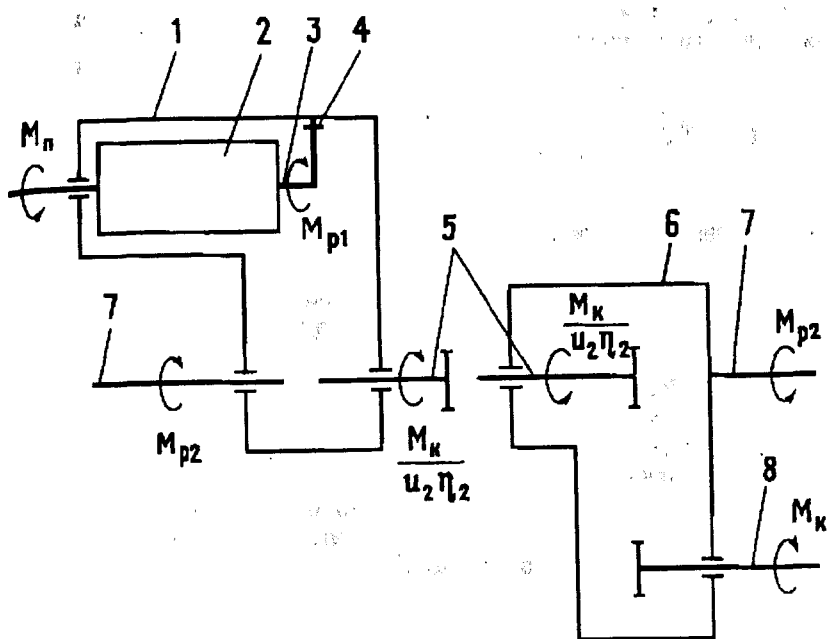


Рис. 4.32. Схема нагружения рычагов и валов крутящими моментами (внутренние зацепления условно не показаны):

1 — первый рычаг; 2 — тяговый электродвигатель; 3 — ведущий вал редуктора; 4 — зацепление редуктора шага с первым рычагом; 5 — выходной вал редуктора первого рычага; 6 — второй рычаг; 7 — вал узла сочленения рычагов; 8 — выходной вал

где l — плечи рычагов; β — угол поворота рычагов, отсчитываемый от положения рычагов, когда они обеспечивают максимальную базу; u_2 — передаточное отношение колесного редуктора, встроенного во второй рычаг; η_2 — КПД последнего; r_k — радиус колеса.

Поскольку в рассматриваемой схеме КПД $u_2 = 2$, а при выбранном положении $\beta = 0$, то максимальный крутящий момент, необходимый для расчета суммирующего редуктора на прочность равен

$$M_{p2}^{\max} = T^{\max} r_k (1 - 0,5 \eta_2) + N^{\max} l.$$

Крутящий момент, приложенный в зацеплении редуктора шага-ния с первым рычагом, определяется выражением

$$M_{p1} = Tr_k \left(1 - \frac{2}{u_1 \eta_1} + \frac{1}{u_1 u_2 \eta_1 \eta_2} \right),$$

где u_1 — передаточное отношение колесного редуктора, встроенного в первый рычаг (без учета планетарного ряда переключающего механизма); η_1 — КПД указанного редуктора.

При реальных значениях u_1 величина M_{p1} сравнительно невелика и с учетом передаточного отношения редуктора шага-ния вполне может быть обеспечена тормозным моментом на центральном колесе блокирующего механизма.

Аналогичным образом крутящие моменты от сил N и T приводятся к другим звеньям.

При работе в колесно-шагающем режиме расчетный крутящий момент на первом рычаге определяется главным образом величиной необходимого толкающего усилия F и углом поворота рычагов

$$M'_{p1} = F 2l \sin \beta.$$

Помимо момента M_{p1} , величина которого определяет полезную работу привода в колесно-шагающем режиме, к первому рычагу следует привести моменты потерь в опорах от действия всех внешних сил и потери в зацеплениях суммирующего редуктора от действия сил N и T . Поскольку в этом режиме момент M''_{p2} изменяется по величине и направлению, изменяются также и моменты потерь.

Наконец, третьей составляющей расчетного крутящего момента на первом рычаге является момент потерь в зацеплениях, образующих контур замкнутой мощности. Расчет замкнутых потоков представляет собой большой практический интерес, однако выходит за рамки настоящей книги. Ограничимся следующими замечаниями. Звенья, входящие в контур циркуляции, и величина циркулирующей мощности при равных внешних условиях зависят от выбранной кинематической схемы привода КШД и поэтому могут каким-то образом варьироваться.

В отношении рассматриваемой конструкции (см. рис. 4.31) можно заметить, что здесь контур циркуляции включает в себя часть опор

и зацеплений, встроенных в рычагах колесного редуктора, сами рычаги механизма шагания и суммирующий редуктор.

Величина замкнутой мощности на этапе переноса корпуса определяется крутящим моментом, приложенным к невращающемуся в этот период колесу при его взаимодействии с грунтом, и частотой вращения рычагов.

При определенном выборе схемы и конструкции механизма шагания и привода колесно-шагающего движителя можно получить новое качество планетохода — регулирование относительного положения колес и корпуса по вертикали. Результаты синтеза подобных схем, описание динамической модели планетохода с колесно-шагающим движителем, а также результаты испытаний ходовых макетов приведены в работах [67, 132].

4.5. Тормозная система

Тормозная система планетохода предназначена для служебных и аварийных остановок и для удержания планетохода при стоянке на уклоне. В соответствии с этим, подобно тормозным системам наземных транспортных средств, она может включать служебный и аварийный остановочные и стояночный тормоза. Специфика условий эксплуатации планетоходов приводит к некоторым особенностям конструкции тормозной системы планетоходов. К числу этих особенностей можно отнести, в частности, стремление к совмещению функций служебного, аварийного и стояночного тормозов в одной конструкции для снижения суммарной массы системы; полный учет и использование для торможения планетохода и его удержания на уклоне внутренних механических потерь тягового привода; преимущественное применение электромеханических или электромагнитных приводов управления тормозными исполнительными механизмами с целью обеспечения автоматического вождения планетохода; необходимость в ряде случаев автоматического изменения тормозных моментов по определенным законам, обеспечивающим устойчивость движения планетохода в слабом гравитационном поле.

Особенностями тормозных систем планетоходов с индивидуальным электромеханическим приводом в сравнении с подавляющим большинством наземных автомобилей являются, кроме того, использование электрических способов торможения и установка тормозных исполнительных механизмов на каждом мотор-колесе.

Исполнительный механизм, представляющий собой колодочный, дисковый или какой-либо другой фрикционный тормоз с приводом управления, может быть размещен на входном или выходном звене

мотор-колеса. При размещении тормоза на входном звене, например на валу тягового двигателя, обеспечиваются минимальные масса и габариты узлов тормозной системы, однако зацепления тягового редуктора испытывают динамические нагрузки при торможении. Важно, что в случае аварийного разрыва кинематической цепи тягового редуктора, например вследствие поломки валов, торможение колеса при этой схеме размещения тормоза оказывается невозможным.

Размещение тормоза на выходном звене привода, чаще всего на ступице колеса, резко увеличивает массу и габариты как фрикционных, так и их привода. Особенно громоздким такой привод может оказаться, когда используются электромагниты или электродвигатели.

В планетоходах, управляемых водителем, при ручном приводе фрикционных дисков или колодок установка последних на ступице колеса представляется единственно возможной, так как введение механических тяг во внутреннюю полость привода весьма затруднительно.

"Луноход-1 и -2" снабжены фрикционными дисковыми тормозами с электромагнитными приводами, установленными на валу тягового двигателя (см. рис. 4.27, а). Они выполняют функции стояночного тормоза и участвуют в создании остановочного тормозного момента при служебном и аварийном торможении. В случае выхода из строя цепей электродинамического остановочного торможения, фрикционные тормоза мотор-колес могут полностью взять на себя функции остановочного торможения.

Мотор-колеса LRV оснащены колодочными тормозами, расположенными на ступицах колес. Ручной привод колодок осуществляется водителем с помощью рукоятки управления, соединенной с помощью рычажного механизма и троса.

4.6. Энергетические установки

Обеспечение электрической энергией является одной из наиболее сложных проблем создания планетоходов, особенно для длительных космических экспедиций. В настоящее время в составе КА используют аккумуляторные батареи (АБ), солнечные батареи (СБ), комбинации этих батарей (АБ + СБ) и радиоизотопные термоэлектрические генераторы (РИТЭГ). На аппаратах "Луноход-1 и -2" была установлена СБ, работающая совместно с буферной АБ. Продолжительность эксплуатации этой энергетической установки составила

свыше 10 месяцев, причем ее ресурс не был выработан за это время. На американском аппарате LRV установлены две серебряно-цинковые батареи. Электрический заряд каждой из них составлял 115 А·ч.

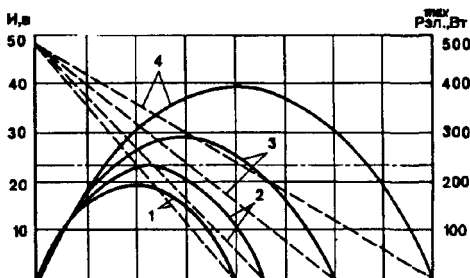
В условиях Марса, где нередки пылевые бури, применение СБ проблематично. Вместе с тем имеется положительный опыт применения в этих условиях РИТЭГ. Последний был установлен на посадочных марсианских аппаратах американской экспедиции "Viking", работавших на Марсе в течение нескольких лет. РИТЭГ установлены также на американских КА "Voyager", "Pioneer" и других аппаратах, причем время их активной работы превышает в отдельных случаях десятки лет. Однако опыт применения РИТЭГ на подвижных космических объектах пока отсутствует.

Помимо длительного ресурса достоинствами РИТЭГ применительно к планетоходам является независимость рабочих характеристик от окружающих условий, одновременное получение электрической и тепловой энергии, которая может быть использована для обогрева электронных блоков и приборов. К отрицательным качествам РИТЭГ следует отнести высокую стоимость, значительную мощность радиоактивного излучения, что вызывает необходимость обеспечения радиационной безопасности при обслуживании. Кроме того, это может создать помехи при работе некоторых научных приборов.

Современные РИТЭГ имеют значения удельной тепловой мощности в пределах 40...60 Вт/кг [68]. Удельная электрическая мощность РИТЭГ, использовавшихся в составе КА, находится в пределах 1,3...3,1 Вт/кг. Причем в случае использования изотопов с длительным периодом полураспада, например Pu^{238} , параметры РИТЭГ мало изменяются при ресурсе в несколько лет.

Особенностью РИТЭГ, в отличие от энергоемких АБ и СБ, является линейный характер зависимости между напряжением и током нагрузки [126]

Рис. 4.33. Характеристики имитаторов РИТЭГ:
 --- функция U ; — функция $P_{эл}$
 $P_{эл}^{max} = 1 - R_B = 2,9 \text{ Ом}$;
 2 — $R_B = 2,5 \text{ Ом}$; 3 — $R_B = 2,0 \text{ Ом}$;
 4 — $R_B = 1,6 \text{ Ом}$



$$U = U_0 - JR_B,$$

где U — напряжение РИТЭГ; U_0 — напряжение холостого хода; J — ток нагрузки; R_B — внутреннее сопротивление генератора.

Максимальная электрическая мощность РИТЭГ определяется выражением

$$P_{эл}^{max} = U_0^2 / 4R_B.$$

Поэтому при движении планетохода в зависимости от степени загрузки приводов, определяемых рельефами и свойствами грунта, изменяется напряжение и величина реализуемой мощности. Возникает задача выбора РИТЭГ минимальной мощности, при которой обеспечиваются высокие тяговые качества и допустимый диапазон изменения напряжения борт-сети.

Исследование различных аспектов этой задачи было проведено на базе ходового макета планетохода (рис. 7.23, а). В качестве электрического имитатора РИТЭГ на макете были использованы две АБ 12А-30 и последовательно включенный с ними блок сопротивлений, позволяющий обеспечить максимальную мощность источника в пределах 190...580 Вт. Вольт-амперные и мощностные характеристики имитаторов РИТЭГ с различными значениями внутреннего сопротивления приведены на рис. 4.33.

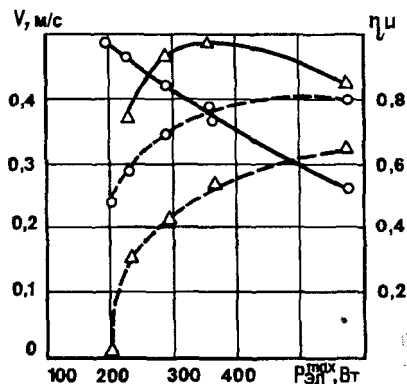
Испытания ходового макета в режимах прямолинейного движения проводились на горизонтальной площадке и подъеме с $\alpha = 13^\circ \dots 18^\circ$, а в режиме бортового поворота — только на горизонтальной площадке. В различных заездах питание осуществлялось как от АБ, так и от имитатора РИТЭГ. По результатам измерений определялись скорости прямолинейного движения (V) и бортового поворота (ω), потребляемая ($P_{эл}$) и полезная (P_{μ}) мощности, а также коэффициент использования энергии имитатора РИТЭГ (η_{μ}). Так как ток нагрузки не зависит от параметров РИТЭГ и определяется только условиями движения, то при максимальной электрической мощности имитатора $P_{эл}^{max} = 200$ Вт движение обеспечива-

* По материалам доклада Л.С. Абрамова, В.В. Громова, С.В. Леонова, С.И. Матросова "Особенности движения транспортного робота с источником энергии ограниченной мощности" на научно-техническом семинаре в МГТУ им. Баумана, 1988 г.

Рис. 4.34. Зависимость скорости прямолинейного движения коэффициента использования имитатора РИТЭГ от $P_{эл}^{max}$:

--- функция V ; - функция $\eta_{и}$;

○ — $\alpha = 0$; Δ — $\alpha = 13...18^\circ$



лось только на горизонтальных участках. Зависимость $P_{эл}^{max}$ приведена на рис. 4.34.

В целом результаты испытаний подтвердили то, что особенности характеристик РИТЭГ как бортового источника питания планетохода позволяют обеспечить приемлемые тягово-динамические качества подвижного аппарата, открывают возможности по оптимальному управлению его движением.

Другие типы источников энергии, которые используются в составе КА и могут рассматриваться применительно к планетоходам, освещены в литературе.

Г Л А В А 5

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ПЛАНЕТОХОДА

Система управления движением (СУД) планетохода предназначена для изменения положений планетохода в условиях неорганизованной, неупорядоченной внешней среды с целью выполнения его основной транспортной задачи — перемещения по оптимальной трассе движения из одной точки поверхности в другую. Для этого система управления должна выполнять ряд функций, связанных с восприятием информации, ее оценкой, выработкой решений и выдачей команд на исполнение решений.

Очевидно, что эти функции при ручном управлении планетоходом экипажем космонавтов выполняются человеком. При дистанционном управлении некоторая часть этих функций выполняется на борту планетохода, остальная — группой операторов и персоналом наземного пункта управления либо средствами стационарной вычислительной техники этого пункта. Однако во многих случаях возможности обмена информацией между планетоходом и пунктом управления в существенной мере ограничены пропускной способностью каналов связи. В силу этого единственным путем повышения эффективности управления движением остается повышение уровня автоматизации управления движением планетохода с использованием бортовой вычислительной техники. При автоматическом управлении большая часть функций выполняется на борту планетохода. При наиболее совершенных видах автоматического управления планетоходом роль человека сводится к контролю и периодическому указанию промежуточных пунктов назначения, представляющих наибольший интерес с научной либо практической точки зрения.

В значительной мере способ управления передвижением определяется и конечной целью перемещения планетохода. В общем случае эти цели могут быть весьма разнообразны. Перечислим возможные варианты в порядке, определяемом увеличением сложности системы управления.

1. Удаление от исходной точки на заданное расстояние (например, для установки приборов в зоне, свободной от влияния посадочных двигателей спускаемого аппарата на грунт). В этом случае направление движения не имеет значения. В силу этого выходным параметром будет только удаление от первоначальной точки.

2. Выход из исходной точки на заданный рубеж. Целью подобного перемещения может быть, например, необходимость исследова-

ния изменений климатических зон в широтном направлении. Для этого случая движения выходным параметром является величина проекции траектории движения на дирекционный курс.

3. Движение к заданной точке, например, на радиомаяк или точку посадки космического корабля, заданную географическими координатами. Выходным параметром системы управления будет курсовой угол движения планетохода.

4. Движение по прямой линии в заданном направлении, например, при выполнении геологических разрезов каких-либо природных образований на местности. Выходными параметрами в данном случае будут курсовой угол движения и поперечное линейное перемещение, которое не должно превышать допустимой величины.

5. Движение по заданной траектории, например, с целью исследования конкретного участка местности. Для этого случая выходными параметрами являются курсовой угол движения, линейное перемещение в продольном направлении. Однако в ряде случаев этого недостаточно. При движении по склонам в результате воздействия местности планетоход может смещаться в поперечном направлении. Вследствие этого, при достижении высокой точности движения по заданной траектории необходим контроль еще одного параметра — линейного перемещения в поперечном направлении.

Для систем управления планетоходов с классическими схемами изменения направления движения входными параметрами являются: при бортовой схеме поворота — курсовой угол движения планетохода; при управляемых поворотных колесах или секциях — угол поворота управляемых колес (или секций) и величина перемещения планетохода по криволинейной траектории (при угле поворота колес, не равном нулю).

Возможность решения перечисленных транспортных задач в существенной мере зависит от того, насколько функциональные возможности планетохода, в том числе и его проходимость, соответствуют условиям движения. Функциональные возможности определяются техническими характеристиками исполнительных механизмов планетоходов, их информационных систем и СУД.

Многообразие вариантов функционального назначения планетоходов и, главным образом, различия в скорости обмена информацией между планетоходом и наземным пунктом управления предопределяют и разнообразие возможных видов управления передвигением, а также и состав, и сложность соответствующих систем управления. В гл. 2 было отмечено, что планетоходы можно разделить на две группы: обитаемые и необитаемые. Очевидно, что обитаемые планетоходы должны быть оснащены ручной системой управления. Что же касается необитаемых, то для некоторых из них ручная система

управления также может быть необходима (например, для планетоходов, управляемых с помощью выносного пульта). Сложность и соответственно потребная эффективность работы необитаемых планетоходов определяются кругом задач, решаемых с их помощью. Могут при этом применяться системы управления, относящиеся к двум подгруппам: интерактивные (с участием человека в контуре управления) и автономные (без участия человека). К интерактивным отнесены дистанционные, программные (по программам, задаваемым человеком по визуальной информации) и автоматизированные (по автоматически назначаемым программам движения при непосредственном контроле человеком) СУД. К автономным — программные (по типовым, жестким программам), оптимальные и адаптивные СУД.

Даже с учетом различной эффективности на каждом планетоходе целесообразно предусматривать не одну, а несколько схем управления. Применение на автоматических планетоходах устройств дистанционного управления позволяет увеличить надежность работы и получить, хотя и при меньшей эффективности, какие-либо результаты исследований в случае выхода из строя автономного управления. Необходимость использования дистанционного управления на планетоходах, управляемых космонавтами, также может быть обоснована, например, в случаях заболевания членов экипажа либо при необходимости перемещения ранее доставленного планетохода к месту посадки космического корабля с экипажем.

Дистанционное управление передвижением планетохода осуществляется экипажем с наземного пункта управления по радиоканалам дальней связи. Все основные решения по управлению принимаются экипажем на основании информации о транспортной обстановке, состоянии систем машины и ее пространственном положении. Следует отметить, что в сравнении с ручным при дистанционном управлении резко сокращается объем полезной информации, что усложняет вождение. Так, исключается слуховая и тактильная информация о состоянии агрегатов машины и о ее взаимодействии с препятствиями. Уменьшается объем и ухудшается качество визуальной информации. Усложняется ориентация на местности.

Передаваемый объем информации и необходимость высокой скорости ее обработки требуют применения современных вычислительных машин как на наземном пункте управления, так и на борту планетохода. Выработанные экипажем решения в виде команд управления по радиолинии передаются на исполнительные устройства планетохода. Дистанционное управление применимо при относительно небольших удалениях исследуемой планеты, на которой работает планетоход, когда запаздывание сигналов сравнитель-

но невелико и исчисляется в худшем случае десятками секунд. Дистанционное управление передвижением планетохода, впервые примененное на "Луноходе-1 и -2", показало высокую эффективность и обеспечило высокие темпы передвижения за сеанс связи. В то же время анализ возможности применения дистанционного управления передвижением планетохода на удалениях с задержкой сигнала, исчисляемой минутами, показывает, что средняя скорость движения машины уменьшается обратно пропорционально длительности задержек в передаче сигналов. Так, на Марсе использование дистанционного управления приведет к уменьшению средней скорости движения примерно на два порядка в сравнении с Луной.

Существенно повышается эффективность работы при использовании автоматизированных СУД с автоматической прокладкой траектории движения к целевой точке, задаваемой оператором, поскольку снижается загрузка и ответственность водителя за принимаемые решения. Применение программного варианта СУД позволяет использовать для перемещения аппарата время за пределами сеанса связи. Это в свою очередь повышает эффективность системы управления и позволяет более полно использовать функциональные возможности планетоходов при работе на поверхности небесных тел, удаленных от Земли на такие расстояния, когда оперативное управление их передвижением с наземного пункта становится затруднительным либо невозможным.

Применение автономных систем управления кардинально расширяет объем решаемых транспортных задач, поскольку позволяет рационально использовать для движения время между сеансами связи. Наиболее простой из них является программная СУД, работающая по типовым программам. Но применение такой СУД возможно при условии движения в относительно легких условиях при наличии отдельно расположенных дискретных препятствий, при отсутствии протяженных (барьерных) препятствий, препятствий сложной формы типа лабиринтов и групп дискретных препятствий.

Оптимальные и адаптивные СУД для реализации требуют усложнения своей структуры, создания средств отображения внешней среды на борту планетохода, развитой структуры информационного обеспечения и наличия средств планирования траектории движения. Различие между ними сводится к наличию в составе адаптивных СУД функционально специализированных логических устройств, обеспечивающих возможность оптимального изменения фазовых координат объекта управления в зависимости от изменяющихся в достаточно широких пределах заранее неизвестных условий движе-

ния. Реализация оптимальных и адаптивных вариантов СУД планетохода возможна только на базе последних достижений вычислительной техники и использования совершенной технологии идентификации окружающей транспортной обстановки.

5.1. Особенности планетоходов как объектов управления и требования к системам управления

Вождение планетохода с ручным управлением экипажем космонавтов, находящемся на его борту, не имеет принципиальных отличий от управления любым наземным транспортным средством, если не считать специфических условий освещенности поверхности Солнцем при малых углах возвышения. В условиях отсутствия атмосферы движение в сторону Солнца или в противоположную сторону в утренние и вечерние часы будет затруднено из-за плохого визуального обзора местности. При разработке планетоходов с открытой кабиной необходимо учитывать особые эргономические требования к конструкции машины и ее системам, предъявляемые возможностями работы космонавта в скафандре конкретного типа.

Управление обитаемыми планетоходами имеет ряд характерных особенностей. В общем случае передвижение планетохода на местности при выполнении запланированной программы работы характеризуется изменением координат и ориентации продольной оси машины. В этом планетоход как объект управления не отличается от других подвижных объектов с автоматическим или дистанционным управлением, однако в отличие от них достижение конечной цели связано не только с компенсацией ошибок по угловым и линейным отклонениям. При управлении планетоходом постоянно приходится решать редко встречающуюся в управлении другими подвижными объектами задачу по объезду непреодолимых участков местности. Это требует соответствующей корректировки траектории движения, причем поперечные линейные отклонения от траектории могут быть соизмеримы с ее длиной. В ряде случаев необходимо предусматривать и возможность временного удаления планетохода от точки или рубежа назначения. Следует отметить, что к настоящему времени задачи автоматического объезда сложных препятствий большой протяженности по оптимальной траектории еще не решены. Главным образом это обусловлено тем, что априорная информация о форме непреодолимого для конкретного планетохода участка местности не может быть получена с использованием современных измерительных средств.

Средствами активного взаимодействия планетохода с внешней средой, в данном случае с местностью, и в то же время исполнительными устройствами системы управления планетохода являются движитель, тормоза, а в некоторых случаях (при их наличии) подвеска с регулируемой жесткостью, устройства изменения направления движения и дорожного просвета, поперечного перемещения и т.д.

Планетоходы с автоматическим или дистанционным управлением могут выполнять конечное число действий: движение вперед; увеличение и уменьшение скорости движения; остановка; движение назад, в правую и левую стороны; повороты налево и направо, а также ряд других функций, определяемых их конструкцией. Набор или комбинация команд, соответствующих перечисленным действиям, в общем случае должны обеспечить выполнение транспортной задачи при движении в условиях неорганизованной внешней среды. Следует отметить, что абсолютное большинство известных проектов планетоходов выполнено применительно к классической схеме наземных транспортных средств, исключающих возможность управляемого движения в поперечном направлении. В соответствии с этим управляющее воздействие на исполнительные органы системы управления планетохода принципиально может привести лишь к изменению положения машины за счет продольного перемещения и поворота.

Указанный выше перечень элементарных действий не определяет всех возможных функций исполнительных органов планетоходов. Проходимость последних может быть увеличена за счет введения специализированных устройств. Соответственно этому в системе управления планетохода должны быть организованы прямые и обратные связи для автоматического управления этими устройствами и системами. В табл. 5.1 представлен перечень наиболее характерных препятствий, проезжаемость которых может быть несколько повышена за счет временного увеличения какого-либо параметра проходимости планетохода. Временного в силу того, что улучшение одного параметра, как правило, сопровождается ухудшением других. Например, увеличение просвета приводит к уменьшению динамической и статической устойчивости. В указанной таблице представлен также характер воздействия препятствия на планетоход и возможные действия для компенсации или устранения этого воздействия.

Необходимо отметить, что существует еще ряд препятствий, вероятность встречи с которыми пока не оценена и выявление которых сопряжено со значительными трудностями. К ним относят-

Таблица 5.1. Возможные мероприятия по увеличению проходимости планетоходов

Вид препятствия	Возможное воздействие на планетоход	Измерительное устройство	Возможное действие для устранения или компенсации результатов воздействия	Исполнительное устройство
Слабонесущий грунт на подъеме или горизонтальной поверхности	Возрастание буксования	Измеритель буксования	Увеличение запаса силы тяги по сцеплению за счет перевода на другой режим работы Смещение центра масс вперед относительно номинального положения	Комбинированный двигатель Устройство изменения расположения двигателя относительно корпуса
Выступы, превышающие высоту просвета	Посадка днищем на выступ	Измеритель высоты просвета	Увеличение просвета	Регулируемая подвеска
Выступающие препятствия	Критические наклоны корпуса при наезде	Измеритель наклона корпуса	Уменьшение жесткости колес или катков в средней части планетохода	Подвеска с регулируемой жесткостью
Дискретные препятствия	Уводы	Измеритель курсового угла	Доворот на заданный курс	Двигатель Управляющие колеса

188

Вид препятствия	Возможное воздействие на планетоход	Измерительное устройство	Возможное действие для устранения или компенсации результатов воздействия	Исполнительное устройство
Россыпи камней	Расклинка двигателя Деформация элементов ходовой части	Измеритель нагрузок на элементах ходовой части	Использование специализированных уплотняющих устройств Увеличение запаса прочности Объезд опасного участка	— — Планетоход
Косогор	Поперечное скольжение и уводы (потенциальная опасность попадания на участок с большей крутизной) Сползание под уклон при поворотах	Измеритель бокового скольжения Измеритель продольного перемещения Измеритель курсового угла	Смещение центра масс в сторону подъема относительно номинального положения Использование метода изменения направления движения без поворота корпуса	Регулируемая в поперечном направлении подвеска элементов двигателя Управляемые поворотные элементы двигателя
Слабонесущий грунт на спуске	Невозможность возвращения в случае встречи с непреодолимым препятствием	Измеритель сопротивления качению	Объезд опасного участка	Планетоход

189

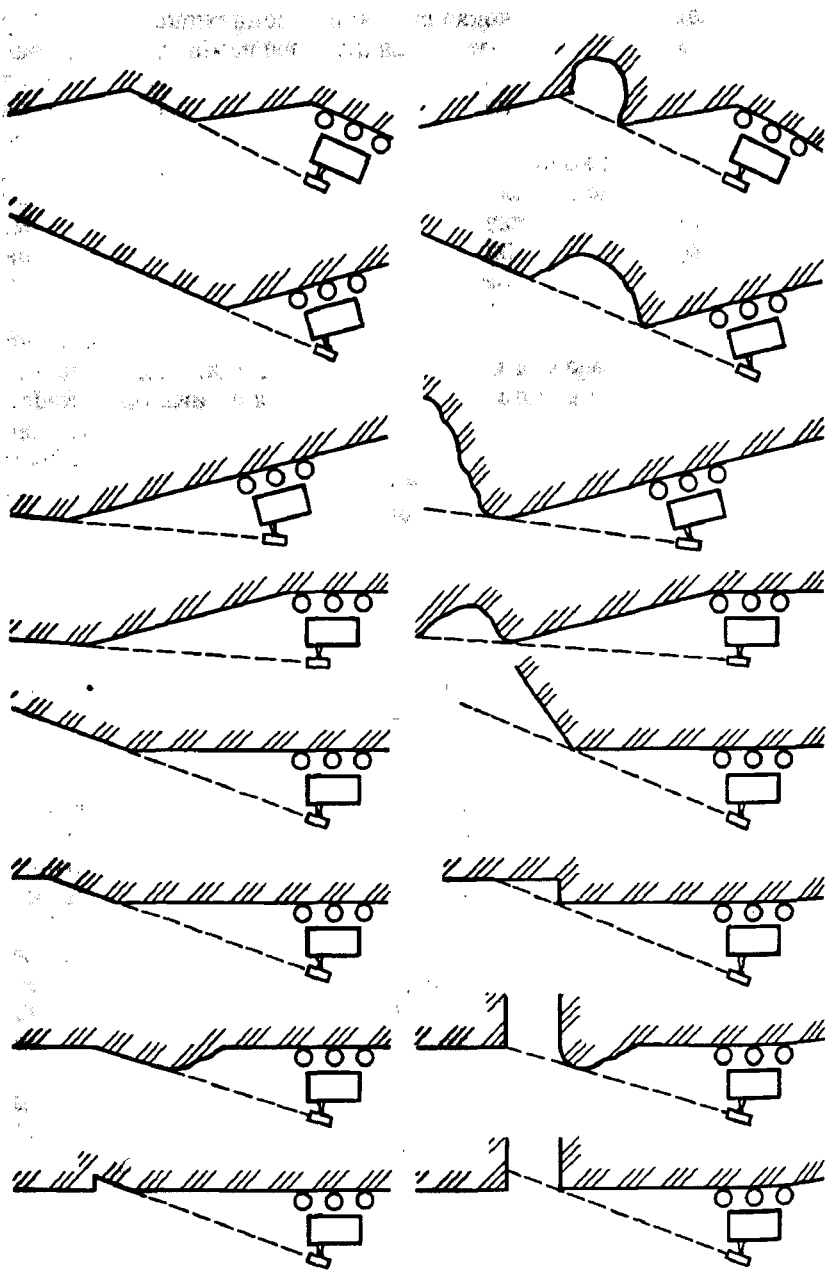
ся различного рода подпочвенные пустоты, расположенные близко к поверхности, слабые откосы, участки уклонов с грунтом, имеющим значительно худшие механические характеристики в сравнении с предыдущими и т.д. Необходимость учета подобных препятствий при управлении планетоходами будет определена по мере накопления статистических данных о природе планет.

Особенностью автоматических и дистанционных систем управления движением планетоходов является, как уже отмечалось, сокращение объема информации о состоянии агрегатов машины и местности. С ухудшением качества визуальной информации, обусловленной использованием телевидения, теряется информация о характере грунта и о ряде других дорожных условий. Автоматическое получение этой информации даже на относительно небольшом расстоянии, равном двум-трем базам машины, в настоящее время не представляется возможным.

Характерной особенностью управления автоматическими и дистанционно-управляемыми планетоходами, в отличие от управления наземными транспортными средствами, является ограниченность либо полное отсутствие априорной информации об окружающей обстановке. Даже для рельефных образований наиболее легко обнаруживаемых препятствий не представляется возможным создать информационную систему, позволяющую во всех случаях заблаговременно выявлять непреодолимые препятствия. При этом чем выше опорно-тяговая и профильная проходимость машины, тем больше вероятность того, что препятствие не будет заблаговременно выявлено. Это обуславливается тем, что препятствия, располагаемые за выступами рельефа, попросту невидимы для информационной системы. При этом чем круче выступы, тем лучше они маскируют рельеф. В большей степени это касается различного рода отрицательных препятствий: впадин, кратеров, обрывов, трещин, ям (рис. 5.1). Если рельефные образования в какой-то мере все же могут быть выявлены заблаговременно, то другие виды препятствий практически невозможно в настоящее время распознать, не приблизившись к ним вплотную. А перечень подобных препятствий достаточно обширен.

Согласно проведенным исследованиям [122], эффективность системы управления только тогда будет высокой, когда обеспечивается выявление препятствия на удалении, существенно превышаю-

Рис. 5.1. Маскировка непреодолимых препятствий неровностями рельефа и эквивалентные ситуации с безопасными участками местности для перемещения планетохода

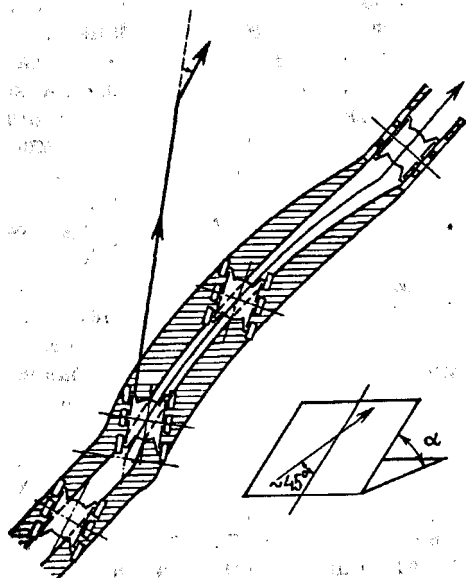


щем его размеры. В связи с этим приходится констатировать, что для большей части препятствий информация, с позиций оптимизации управления движением планетохода, практически может считаться апостериорной. Отвод машины от непреодолимого препятствия в этом случае обеспечивается за счет заведомого уменьшения пороговых уровней информационных систем, что может быть выполнено только за счет сокращения функциональных возможностей планетохода. А поскольку превышение фактического уровня проходимости над уровнем, определенным для информационных систем, не может быть задано сколько-нибудь большим, то всегда существует опасность застревания или попадания в аварийную ситуацию при встрече с препятствием из-за недостаточно большого запаса фактической проходимости над проходимостью, определяемой информационными системами.

Еще одна особенность управления планетоходом обусловлена необходимостью работы на склонах крутизной до $30...35^\circ$. В этих условиях машина подвержена возмущающим воздействиям со стороны рельефа и грунта, приводящим к изменению как величины скорости продольного перемещения, так и направления движения. Причем последнее связано с появлением момента внешних сил, приводящего к отводу от курса движения, а также поперечных сил, приводящих к поперечному линейному смещению машины. При этом, если угловые и продольные линейные смещения планетохода могут быть однозначно компенсированы средствами активного взаимодействия планетохода с местностью, то для компенсации поперечного перемещения планетоходы, выполненные по классическим схемам, вынуждены выполнить серию действий. Несоответствие между возможностями машины, заключающимися в неспособности активно перемещаться в поперечном направлении, и вынужденными перемещениями ее в этом направлении под возмущающим воздействием местности также можно отнести к особенностям управления движением планетохода.

Может показаться на первый взгляд, что вынужденное линейное поперечное смещение планетохода может быть легко компенсировано изменением курсового угла в сторону, противоположную этому смещению. Однако эксперименты показывают, что указанное действие не всегда эффективно. В частности, при бортовом способе поворота изменение курсового угла сопровождается дальнейшим более интенсивным линейным перемещением в сторону уклона, величина которого не может быть заранее определена. Более того, в процессе поворота, как правило за счет повышенного буксования, увеличивается просадка элементов движителя в грунте, причем для борта, расположенного ниже по склону, это погружение больше.

Рис. 5.2. Пример реализации заданной траектории (сплошная линия) при движении макета планетохода по косогору под углом $\sim 45^\circ$ к линии максимальной крутизны



При попытке последующего прямолинейного движения после поворота разница сил сопротивления качению левого и правого бортов приводит к повороту машины. Забегающим при этом является борт, расположенный выше по склону. Как правило, запланированное и фактическое направления движения при этом не совпадают (рис. 5.2). В несколько меньшей степени указанные выше явления относятся и к другим методам поворота.

Для транспортных средств, движущихся по дорогам со значительными скоростями, поперечные силы имеют инерционную природу, тогда как для планетоходов, движущихся в условиях неорганизованной внешней среды, они проявляются и как составляющие силы веса при движении на косогорах. Интенсивность бокового сползания планетохода на склонах зависит от многих факторов. К ним относятся, прежде всего, крутизна склона и ориентация курса движения по отношению к линии максимальной крутизны, в меньшей степени проявляются влияние механических свойств грунта, степень буксования, ширина колеи планетохода, геометрические размеры и форма опорной поверхности движителя.

При испытаниях действующих макетов машин в условиях движения на косогорах с грунтами различной несущей способности было выявлено, что поперечное перемещение на косогорах крутизной до $10...12^\circ$ хотя и заметно, но достаточно мало. На уклонах от $10...12^\circ$ до $14...16^\circ$ сползание уже ощутимо и требует принятия мер по его компенсации. Как правило, сползание сопровождается и уводом от курса. На рис. 5.2 представлена типичная траектория движения по косогору. На склонах свыше 16° поперечное перемещение машины становится соизмеримым, а в ряде случаев превышает продольное. В этих условиях планетоход с движителем, выполненным по класси-

ческой схеме, практически неуправляем. Решение проблемы следует искать в изменении традиционного подхода к выбору схем движителей. Обеспечение управляемости планетохода на склонах, преодолеваемых им в направлении линии максимальной крутизны, позволит существенно расширить функциональные возможности машины. А это в свою очередь позволит расширить сферу применимости планетохода, поскольку уклоны крутизной свыше 15° на базе свыше 10 м, например, для Луны и Марса, исходя только из вероятности встречи с кратерами класса А (молодые кратеры), по исследованиям американских и советских ученых [93, 175], составляют заметную часть от величины всей поверхности. Аналогичная картина отмечается и при выполнении поворотов, особенно с малыми радиусами.

Исходя из общих требований к системам КА, а также учитывая характерные особенности управления планетоходов, основные требования к системам управления можно изложить в следующем виде:

возможно большая вероятность достижения конечной цели при наличии интенсивного возмущающего воздействия на планетоход со стороны местности;

независимость действия системы управления от ориентации планетохода на местности, режимов работы его систем и направления движения;

обязательное дублирование устройств, обеспечивающих получение информации о рельефе местности на расстояниях свыше 3...5 м, информационными устройствами ближнего действия;

максимальная гибкость тактического использования системы управления, обеспечивающая объезд возможно большего числа вариантов непреодолимых препятствий при различных их размерах;

возможно меньшая стоимость и сложность аппаратуры системы управления.

5.2. Критерии эффективности работы планетоходов

Разнообразие задач, решаемых с помощью планетоходов, и условий работы на поверхностях планет и Луны ставят перед разработчиками планетоходов сложную проблему определения рационального уровня функциональных возможностей планетохода. Нетрудно убедиться, что игнорирование этой проблемы может привести к неоправданному усложнению и соответственно увеличению стоимости разработки и изготовления планетоходов в одних случаях и к невозможности решения транспортной задачи — в других. Отсутствие четких критериев эффективности работы планетоходов при

разных вариантах конструктивного и схмотехнического исполнения их систем в различных условиях работы в конечном счете могут привести к волюнтаристским и субъективным решениям при разработке проектов планетоходов. Для объективной оценки их работоспособности в заданных условиях требуется разработка критериев эффективности работы, позволяющих учитывать как качества машины, так и характеристики местности, по которой должен перемещаться планетоход.

Наиболее рациональным представляется определение эффективности работы путем сравнения неких обобщенных параметров, позволяющих в одном масштабе описать свойства машины и свойства местности, либо результаты их взаимодействия.

Для наземных транспортных средств в качестве оценочных параметров широко используют безразмерные параметры: d_{\max} — максимальный динамический фактор; k_T — коэффициент продольной силы; f — коэффициент сопротивления качению; ψ — коэффициент сопротивления перемещению; φ — коэффициент сцепления; $\operatorname{tg} \nu$ — тангенс угла наклона местности; s — коэффициент буксования (в общем случае — скольжения). Возможность движения определяется следующими условиями:

$$\begin{aligned} d_{\max} &> \psi, \\ 0 < s < 1, \\ \psi &= f + \operatorname{tg} \nu = f + k_T, \\ \psi &< \varphi. \end{aligned} \tag{5.1}$$

Однако использование только этих параметров для оценки качества работы СУД и планетохода в целом неприемлемо из-за их недостаточности. При непосредственном управлении водителем или при использовании вариантов интерактивных СУД человек решает задачу выбора оптимальной траектории движения с учетом знания возможностей машины, грамотной оценки свойств местности и процессов взаимодействия исполнительных механизмов с местностью. Возможны два варианта оптимизации: оптимизация в смысле быстрейшего достижения конечной цели в кратчайший срок, либо оптимизация в смысле обеспечения минимального расхода бортовых ресурсов, например, запаса топлива или энергии. Не существует причин отказываться от использования этих же критериев и в случае автономных СУД. Однако на практике сложился традиционный подход, согласно которому в качестве критерия оптимальности траектории движения планетоходов предлагается минимальное расстояние между стартовой и финишной точками [88, 95, 121, 169, 186, 189]. При этом подразумевается, что движение по этой траектории обеспечивает как минимальные затраты времени,

так и минимальный расход энергии на перемещение транспортного средства. Очевидно, что при движении в условиях стохастических сред, к которым относятся условия работы планетоходов, это соответствие нарушается. Эти условия характеризуются наличием значительных буксований, юза, поперечных смещений, уводов и т.д., что может привести к резкому изменению фактической скорости движения. В историческом плане традиционный подход объясняется тем, что первоначально задача автоматического планирования траектории решалась применительно к транспортным средствам для упорядоченных, парковых сред с твердой поверхностью. Для таких сред правильность этого подхода не вызывает сомнения.

В то же время даже неглубокий экскурс в теорию движения транспортных средств по деформируемому грунту проявляет наличие значительных диапазонов изменения величин s , $tg\alpha$, f , ψ , что приводит в конечном счете к изменению времени и энергозатрат на перемещение по разным участкам местности. При движении по реальной местности приходится постоянно решать дилемму: преодолевать препятствие или объезжать его. Это все указывает на неравномерность использования в этих условиях критерия минимальной траектории движения, хотя в некоторых частных случаях его применение допустимо. Можно утверждать, что в общем случае для выбора траектории движения должны быть использованы критерии, учитывающие затраты времени и энергии. Эти критерии должны отвечать следующим требованиям:

универсальность (независимость от условий движения и конструктивных особенностей планетохода);

комплексность (возможность учета всех параметров среды и планетохода, влияющих на эффективность работы);

возможность представления в единой пропорциональной шкале от 0 до 1.

В качестве критерия, характеризующего энергозатраты на перемещение по выбранной или фактической траектории движения, возможно использовать величину

$$P_3 = \frac{\mathcal{E}_y}{\mathcal{E}_\phi} \quad (5.2)$$

где \mathcal{E}_y — условные энергозатраты, вычисленные для условия перемещения планетохода по прямолинейной или кусочно-линейной траектории длиной l_r между проекциями на горизонтальную поверхность стартовой и финишной точек из расчета движения по реальному грунту; \mathcal{E}_ϕ — фактические или расчетные энергозатраты на перемещение по реальной или запланированной траектории \mathcal{L}_r между

стартовой и финишной точками. При этом следует помнить, что длина траектории выражается в горизонтальной системе координат.

В качестве критерия, характеризующего затраты времени на перемещение, предлагается использовать величину

$$P_{\text{вр}} = \frac{t_y}{t_{\phi}}, \quad (5.3)$$

где t_y — время движения по упомянутой условной кратчайшей траектории l_r из расчета передвижения по твердой поверхности, а t_{ϕ} — фактическое (или расчетное) время движения по реальной (или запланированной) траектории l_r . Причем следует понимать, что длина траектории выражается в горизонтальной системе координат. Энергия, потребная на перемещение по условной траектории l_r , может быть выражена условием:

$$\mathcal{E}_y = Gl_r f_{\text{ср}}, \quad (5.4)$$

где G — вес транспортного средства; $f_{\text{ср}}$ — среднее значение коэффициента сопротивления качению по определенному грунту.

Фактические (или расчетные) затраты энергии для движения по конкретной поверхности могут быть определены как сумма затрат энергии, необходимых на линейное перемещение $\mathcal{E}_л$, затрат энергии на повороты машины $\mathcal{E}_п$ и затрат энергии на преодоление дискретных препятствий $\mathcal{E}_{\text{пр}}$:

$$\mathcal{E}_{\phi} = \mathcal{E}_л + \mathcal{E}_п + \mathcal{E}_{\text{пр}}, \quad (5.5)$$

хотя практика показывает, что доля двух последних слагаемых невелика и ими можно в ряде случаев пренебречь.

Значения слагаемых могут быть выражены соответствующими уравнениями

$$\mathcal{E}_л = G \sum_{i=1}^n l_i \psi_i \frac{1}{1 - s_i}, \quad (5.6)$$

где l_i — длина i -го участка проекции траектории l_r ; n — число участков; i — порядковый номер участка; ψ_i — текущее значение коэффициента сопротивления перемещению на i -м участке; s_i — коэффициент буксования при движении на i -м участке. При этом

$\psi_i = f_i \sin v + \operatorname{tg} v$, где f_i — значение коэффициента сопротивления качению на i -м участке, v_i — наклон местности на i -м участке.

$$\mathcal{E}_\Pi = \frac{GB\mu\omega_\Sigma}{4}; \quad (5.7)$$

где B — колея планетохода; μ — коэффициент сопротивления повороту при повороте с минимальным радиусом; ω_Σ — сумма абсолютных значений углов поворота при движении по траектории \mathcal{L}_T .

$$\mathcal{E}_{\text{пр}} = Gmh_{\text{ср}}k, \quad (5.8)$$

где m — число преодолеваемых дискретных пороговых препятствий на траектории длиной \mathcal{L}_T ; $h_{\text{ср}}$ — среднее значение высоты порогового препятствия; k — эмпирически определяемый коэффициент удельных энергозатрат при преодолении порогового препятствия.

После подстановки уравнений (5.4), (5.6), (5.7), (5.8) в уравнения (5.5) и (5.2) получим выражение

$$P_3 = \frac{l_T f_{\text{ср}}}{\sum_{i=1}^n l_i \psi_i \frac{1}{1-s_i} + \frac{B\mu\omega_\Sigma}{4} + mh_{\text{ср}}k} \quad (5.9)$$

для определения критерия энергозатрат.

Аналогичные рассуждения проведем для критерия временных затрат $P_{\text{вр}}$. Время движения t_y по условной траектории l_T определим выражением

$$t_y = \frac{l_T}{V_{\text{max}}}, \quad (5.10)$$

где V_{max} — допустимая максимальная скорость движения при значении коэффициента сопротивления качению $f_{\text{ср}}$. Фактическое время движения t_Φ при оценке реальных траекторий движения определяется опытным путем. При оценке планируемых траекторий — определяется расчетным путем

$$t_{\phi} = t_{\pi} + t_{\pi}, \quad (5.11)$$

где t_{π} — время линейного перемещения с учетом затрат времени на подготовительные технологические операции по сбору информации об условиях движения; t_{π} — время выполнения поворотов.

$$t_{\pi} = \sum_{i=1}^n \frac{l_i}{V_3(1-s_i)}, \quad (5.12)$$

где V_3 — заданная скорость движения.

$$t_{\pi} = \frac{B\omega_2}{2V_3(1-s_{\pi})}, \quad (5.13)$$

где s_{π} — среднее значение коэффициента буксования движителя при повороте с минимальным радиусом.

После подстановки (5.13) и (5.12) в (5.11), а затем (5.10) в (5.3) получим выражение для определения критерия затрат времени

$$P_{\text{вр}} = \frac{l_{\pi} V_3}{V_{\text{max}} \left[\sum_{i=1}^n \frac{l_i}{1-s_i} + \frac{B\omega_2}{2(1-s_{\pi})} \right]}. \quad (5.14)$$

Представленные в выражениях (5.9) и (5.14) критерии позволяют дать количественную оценку фактическим или планируемым траекториям движения конкретного транспортного средства на конкретной местности, что позволяет сравнивать различные траектории движения между собой и обеспечивает возможность выбора оптимальной по одному из указанных критериев траектории движения.

5.3. Принципы построения систем управления движением планетоходов.

Методы решения задач управления движением

5.3.1. Задачи управления движением и структура систем управления. Среди задач, решаемых при автоматизации процесса вождения планетоходов, можно выделить три: управление пространственным положением планетохода на координатной плоскости, регулирование скорости движения, управление пространствен-

ным положением исполнительных механизмов планетохода. Несмотря на взаимосвязанность этих задач друг с другом, методические, алгоритмические и технические основы их решения принципиально отличаются, в связи с чем они должны рассматриваться независимо друг от друга. Решение задачи регулирования скорости движения планетоходов в общих чертах не имеет специфических особенностей, свойственных только рассматриваемому классу транспортных средств. Теория движения наземных транспортных средств достаточно полно освещает эту проблему.

Разработка методов и теории автоматического управления пространственным положением отдельных кинематических звеньев планетохода, обеспечивающих необходимую адаптацию к сложному рельефу местности и соответственно сверхвысокую проходимость, не вышла из начальной фазы. Решение этой же задачи при интерактивных методах управления не вызывает особых затруднений и практически не отличается от управления манипуляторами с соответствующими степенями свободы. Кроме того, решение подобных задач носит достаточно частный характер.

Наиболее сложной и обобщающей в настоящее время следует признать проблему автоматического управления пространственным положением планетохода на координатной плоскости. В общем случае решение задачи сводится к выбору траектории движения из одной стартовой точки, заданной планетографическими координатами, в другую, финишную, заданную также планетографическими координатами. Реализация других вариантов транспортных функций планетоходов, перечисленных во вводной части этой главы, является либо частными решениями указанной общей проблемы, либо ее составными частями, что определяется широчайшей вариативностью среды эксплуатации планетоходов и соответственно бесконечным числом возможных траекторий движения по поверхности планеты. Удовлетворение требованиям универсальности и инвариантности системы управления к изменяющимся по мере перемещения планетохода условиям движения гарантирует возможность осуществления управления при решении любой из перечисленных транспортных задач.

В связи со сказанным рассмотрим пути решения наиболее общей транспортной задачи при перемещении из одной точки поверхности планеты в другую.

В рамках общей задачи необходимо решить ряд более мелких, частных задач, в совокупности обеспечивающих решение общей задачи. К ним относятся:

- 1) получение предварительных сведений об условиях работы планетохода;

- 2) определение координат промежуточных и конечной целевых точек;
- 3) определение координат стартовой точки;
- 4) выбор стратегии и определение тактики движения;
- 5) определение текущих координат планетохода;
- 6) управление движением планетохода при выходе из критических ситуаций;
- 7) формирование командно-программной информации;
- 8) обработка, транслирование и коммутация на исполнительные системы командно-программной информации;
- 9) формирование циклограммы работы исполнительных механизмов;
- 10) сбор информации о состоянии бортовых систем планетохода;
- 11) сбор информации о пространственном положении планетохода;
- 12) сбор информации о перемещениях;
- 13) сбор информации о текущем направлении движения (дирекционный угол движения);
- 14) сбор информации о геометрических характеристиках образований рельефа местности;
- 15) сбор информации об опорно-сцепных характеристиках грунта;
- 16) получение информации об ориентации планетохода относительно астроориентиров;
- 17) сопоставление функциональных возможностей планетохода и требований по профильной, габаритной и опорной проходимости планетохода, предъявляемых внешней средой (среда, в которой перемещается планетоход);
- 18) планирование траектории движения в объезд оперативно выявленных непреодолимых препятствий;
- 19) выбор траекторий к каждой последующей промежуточной цели (подцели);
- 20) определение положения планетохода относительно запланированной траектории (счисление траектории);
- 21) координация работы информационных, управляющих и исполнительных подсистем;
- 22) диагностика состояния этих же систем.

В целом необходимость решения перечисленных частных задач не связана со степенью участия человека в процессе управления. Поскольку полная автоматизация вождения планетохода не является самоцелью, то, очевидно целесообразно оставить решение части задач на человека, включив его в один или даже более, чем один, контур управления. Наиболее естественно провести разделение функций между человеком и автоматическими системами по крите-

рию минимального времени, необходимого на выполнение функции. В соответствии с этим для человека целесообразно оставить выполнение первых шести частных задач из общего списка. Кроме того, на него должно быть возложено частичное выполнение функций по формированию командно-программной информации, диагностике состояния бортовых систем планетохода, анализу информации об условиях движения и сопоставлению потребных и потенциальных возможностей планетохода.

Что касается выполнения остальной части функций в автоматическом режиме работы, то оно становится возможным при условии решения дополнительных задач: отображения динамически меняющейся внешней среды в бортовых системах планетохода, анализа информации о внешней среде и синтеза понятийной среды, обеспечивающей представление внешней среды в терминах (понятиях) проходимости конкретного планетохода.

К системам отображения внешней и понятийной сред предъявляются противоречивые требования. С одной стороны, требуется детальное описание среды, позволяющее представить участки местности с непреодолимыми препятствиями минимальных в плане размеров и тем самым не лимитирующее габаритную проходимость планетохода и не сужающее площадь участков местности для выполнения маневров с целью объезда препятствий. С другой стороны, желательно иметь представление об участке максимально возможных размеров вокруг планетохода, что позволяет с большей вероятностью определить проход к целевой точке в сложной среде либо повысить степень оптимизации выбранной траектории движения. Удовлетворение как одного, так и другого требований приводит к необходимости увеличения объемов вычислений, что вызывает определенные сложности при реализации бортовых вычислительных средств. Одновременное удовлетворение обоих требований резко усложняет ситуацию.

Проблема решается при разделении функции отображения среды по двум системам. Одна система должна быть предназначена для отображения оперативной детальной информации об условиях движения в ближайшей окрестности в пределах радиуса действия системы технического зрения (СТЗ) ближнего действия. Эта позиция оправдывается еще и тем фактом, что выявление препятствий в виде отрицательных форм рельефа (ямы, трещины, контрэскарпы, тыльные стороны выступов), представляющих наибольшую опасность из-за необратимых последствий при попадании на них планетохода, возможно только в непосредственной близости от него. На удаленностях свыше двух-трех метров могут быть выявлены препятствия в виде выступов. Другая система должна быть предназначена

для отображения менее детальной информации на удалениях в пределах радиуса действия СТЗ дальнего действия. Отсутствие выигрыша по длине траектории при объезде удаленных от транспортного средства препятствий малых размеров [4], требующих для своего представления необходимость детального описания местности, подтверждает нецелесообразность подобного детального представления удаленных участков местности.

Предложенное разделение функций позволяет оптимизировать программные и аппаратные затраты, необходимые на моделирование внешней и понятийной сред, хотя процесс оптимизации в значительной мере будет зависеть от конкретного исполнения планетохода и оснащения его вычислительными средствами.

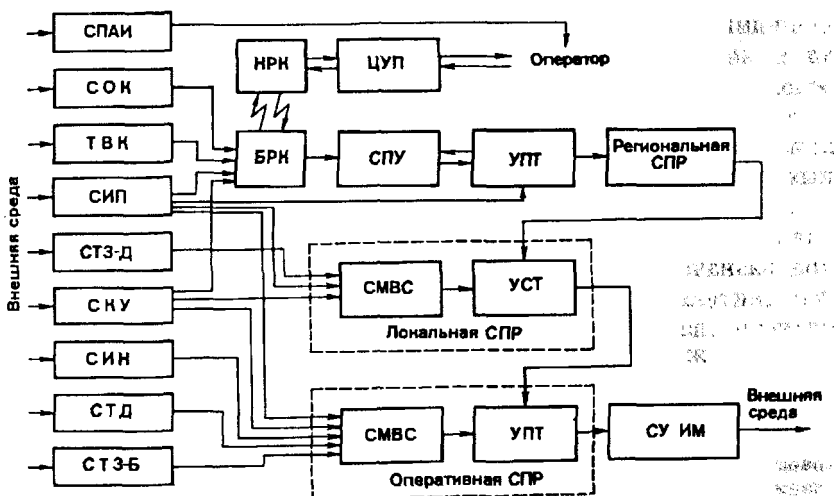


Рис. 5.3. Структурная схема трехуровневой иерархической системы управления движением (СУД):

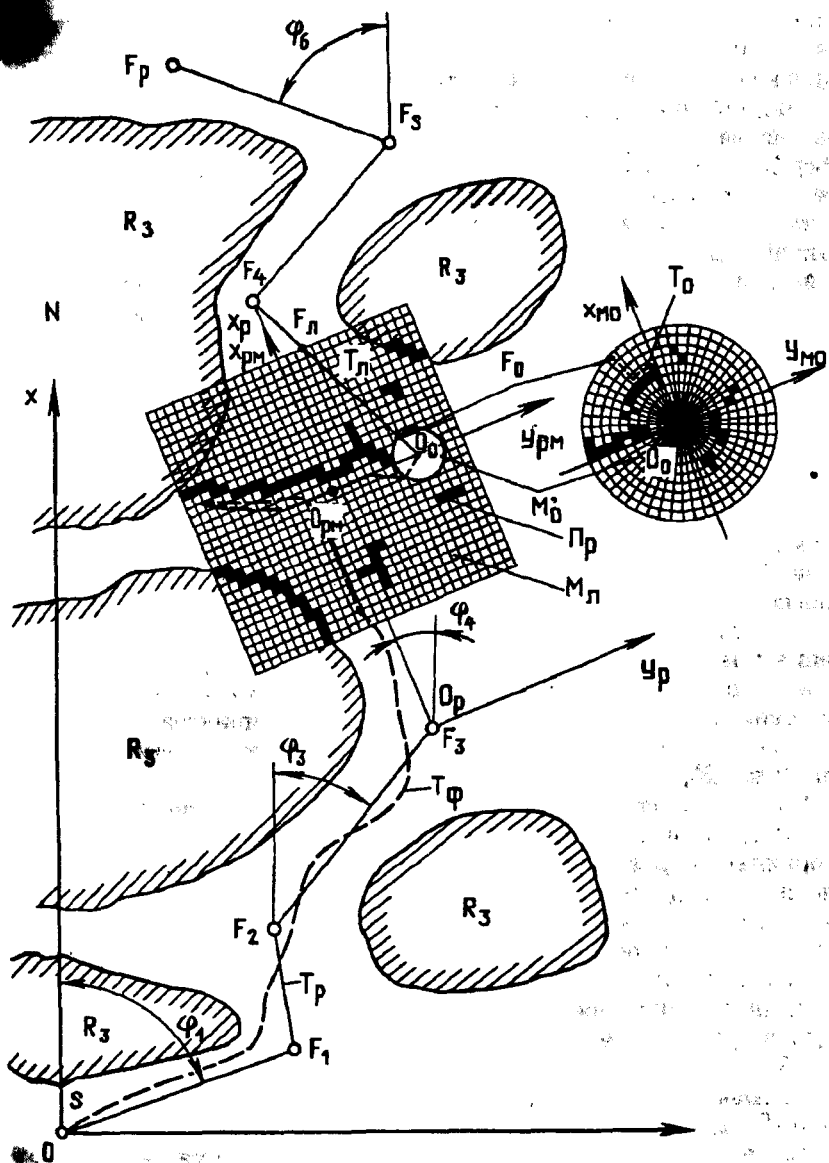
СПАИ — средства получения априорной информации; СОК — система определения координат; ТВК — телевизионные камеры; СИП — система измерения перемещений; СТЗ-Д — система технического зрения дальнего действия; СКУ — система указания курса; СИН — система измерения наклона; СТД — система тактильных датчиков; СТЗ-Б — система технического зрения ближнего действия; БРК — бортовой радиокомплекс; ЦУП — наземный радиокомплекс; ЦУП — центр управления планетоходами; СПУ — система программного управления; УСТ — устройство счисления траектории; СПР — система принятия решений; SMBC — средства моделирования внешней среды; УПТ — устройства планирования траектории и выработки командно-сигнальной информации; СУИМ — система управления исполнительными механизмами

Из сказанного следует, что структура СУД должна отвечать идее разложения общей исходной задачи на отдельные подзадачи. В данном случае их три. Иерархическая трехуровневая организация СУД позволяет решить полностью все задачи, ставящиеся перед ней. Естественно, что при сокращении перечня частных задач может быть предусмотрена простая двухуровневая организация СУД. Структурная схема иерархической трехуровневой СУД приведена на рис. 5.3.

Каждому уровню соответствует свой контур управления. Все уровни управления в соответствии с масштабами операций по перемещению планетохода имеют обозначения: верхний — региональный, средний — локальный и нижний — оперативный. Задачи других уровней, более высокого, глобального, оперирующего перемещениями в глобальных масштабах на сотни километров и более, здесь не рассматриваются, поскольку они могут быть решены на основе принципов регионального управления. Не рассмотрена здесь и задача более низкого уровня — управления исполнительными приводами, как не имеющая особых отличий от таковой для наземных транспортных средств.

5.3.2. Организация иерархии в СУД планетохода. Нижний, оперативный уровень и соответствующий ему контур управления предназначены для выработки и передачи в систему управления исполнительными механизмами, обеспечивающими взаимодействие планетохода с внешней средой, командной информацией о направлении движения или необходимости остановки. В состав контура

Рис. 5.4. Физическое представление принципов иерархического планирования траектории: S — стартовая точка; F_p — финишная точка при региональном планировании; XOY — горизонтальная ортогональная система координат, связанная с начальным положением планетохода и направлением на север (N); R_n — запрещенные для движения районы, выявленные по априорной информации; F_1, F_2, \dots, F_5 — промежуточные целевые точки (подцели); T_p — траектория, планируемая на региональном уровне; $\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_5$ — угол ориентации участка региональной траектории; M_d — рабочая зона, моделируемая на локальном уровне; $x_{dл}y_{dл}$ — горизонтальная система координат, связанная с предыдущей подцелью и направлением на последующую подцель; $x_{лм}^0 y_{лм}^0$ — горизонтальная система координат, связанная с осью x_p и проекцией на нее текущего положения центра опорной площадки планетохода; P_p — участки местности, запрещаемые для движения по информации от бортовых информационных систем; T_d — траектория, планируемая на локальном уровне; F_d — локальная целевая точка; F_0 — оперативная целевая точка; M_0 — рабочая зона, моделируемая на оперативном уровне; O_0 — текущее положение центра опорной поверхности планетохода; $x_0^0 y_0^0$ — горизонтальная система координат, связанная с O_0 и направлением оси x_p ; T_0 — траектория движения, планируемая на оперативном уровне



включены следующие устройства, квалифицируемые по функциональному назначению: оперативное устройство моделирования внешней среды, устройство планирования траектории и выработки командной информации, система управления исполнительными механизмами. Обратная связь осуществляется через внешнюю среду посредством комплекса информационных систем оперативного уровня. К ним относятся системы: измерения перемещений, измерения наклонов корпуса планетоходов, измерения курса движения, контактных датчиков препятствий, технического зрения ближнего действия, определения опорной проходимости, счисления перемещений. Задание оперативной цели движения осуществляется со второго, локального, уровня управления путем определения координат точки пересечения планируемой траектории с границей оперативной зоны. Оперативная траектория T_0 (рис. 5.4) планируется из точки текущего положения O_0 к точке оперативной цели F_0 в объезд выявленных препятствий. Участки местности с выявленными в процессе движения препятствиями показаны на плане местности зачерненными клетками. Оперативная модель внешней среды строится в полярной или ортогональной системах координат, связанных с центром опорной поверхности планетохода и горизонтальной плоскостью.

Локальный уровень СУД и соответствующий ему контур управления предназначены для планирования траектории движения в объезд протяженных (до сотен метров) препятствий, а также препятствий сложной формы в виде тупиков и лабиринтов. Кроме того, они предназначены для определения координат оперативной целевой точки F_0 .

В состав контура включены: локальное устройство моделирования, устройство планирования локальной траектории и определения координат оперативной цели. Обратная связь осуществляется через внешнюю среду, воздействующую на систему технического зрения дальнего действия, систему оценки опорной проходимости и систему измерения перемещений. Задание локальной цели $F_{л}$ движения осуществляется верхним уровнем управления путем определения координат точки пересечения прямой, связывающей последующую подцель региональной траектории с границей локальной зоны (см. рис. 5.4).

Локальная траектория $T_{л}$ планируется от точки оперативной цели F_0 до точки локальной цели $F_{л}$. Ширина локальной зоны определяет границы, в пределах которых допускается перемещение планетохода и которые лимитируют удаление его от региональной траектории. Планирование траектории и моделирование внешней среды на локальном уровне целесообразно осуществлять в прямоу-

гольной системе координат, связанной с центром каждой предыдущей подцели F_i , где i — число подцелей, расположенных между горизонтальной плоскостью и одной осью с направлением на последующую подцель.

Региональный уровень и контур управления предназначены для планирования траектории движения T_p по априорной информации на дальности, обеспечивающие возможность перемещения в течение нескольких суток и, как минимум, в течение времени от одного сеанса связи до другого, а также определения координат локальной цели движения $F_{л.}$. Поскольку региональный уровень управления относится к интерактивному, то основной проблемой при его реализации является организация линии связи между наземным пунктом управления и бортом планетохода.

Обмен информацией осуществляется во время сеансов связи. Планирование региональной траектории осуществляется здесь оператором на основании глобальных задач экспедиции и накопленной информации о местности. Траектория T_p задается в виде ломаной линии, например посредством задания координат подцелей. Счисление пути осуществляется в горизонтальной прямоугольной системе координат XOY , одна из осей которой ориентирована, к примеру, на север планеты, а центр координат связан с начальной стартовой точкой S .

С целью максимального использования поступающей информации об условиях движения и минимальных ее потерь при сжатии в рассмотренном варианте построения СУД использованы следующие примеры. Центр оперативной модели, т.е. точка текущего положения O_0 , связан с осью $y_{л.м}$ (поперечная ось системы координат локальной модели местности). Центр локальной модели $O_{л.м}$ связывается с региональной траекторией движения T_p , а ось $x_{л.м}$ (продольная ось локальной модели) ориентирована в направлении текущего отрезка региональной траектории.

5.4. Система принятия решений

5.4.1. Задачи и структура системы принятия решений (СПР). В планетоходах с автономными СУД средствами отображения информации о внешней среде являются устройства формирования моделей внешней среды (УФМ). Первичные модели внешней среды формируются непосредственно по информации от комплекса информационных устройств. К первичным относятся геометрическая модель внешней среды, формируемая по информации от СТЗ, и модель механических характеристик грунта того же участка повер-

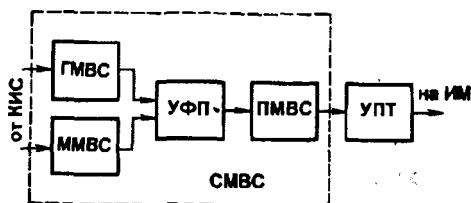


Рис. 5.5. Структурная схема системы принятия решений; КИС — комплекс информационных систем; ГМВС — геометрическая модель внешней среды; ММВС — модель внешней среды, описывающая механические свойства грунта; УФП — устройство формирования понятий; ПМВС — понятийная модель внешней среды; УПТ — устройство планирования траектории движения и выработки командной информации; ИМ — исполнительные механизмы

хности. Ко вторичным моделям относится понятийная модель среды, представленная в виде совокупности формализованных понятий о внешней среде, описанной в тех терминах, которые приняты в качестве критерия для выбора траектории движения. Понятийная модель, как правило, должна представлять информацию о величине или уровне принятого критерия для каждого участка рабочей зоны. Понятийная модель формируется на основе знаний процессов взаимодействия движителя или других исполнительных механизмов с внешней средой. Ранее было указано, что для планетоходов как транспортных средств, работающих в стохастических средах, могут быть приняты в зависимости от постановки задачи два критерия: энергозатраты либо время движения, и только в редких случаях может быть принят критерий кратчайшего пути. Определение величин и квантование критериев осуществляется специализированным устройством — устройством формирования понятий (УФП).

Следует отметить, что как в первичных, так и во вторичных моделях может быть отображена и информация об участках, на которых возможна аварийная ситуация (участки с непроходимыми препятствиями, с внутренними пустотами, опасные по возможным оползням и др.). Эти участки должны характеризоваться предельным количественным значением принятого критерия. Проведенное рассуждение относится к оперативному и локальному иерархическим уровням СУД.

Структура СПР представлена на рис. 5.5. Необходимо понимать, что предлагаемая структура определена по функционально завершенным признакам. Аппаратно СПР может быть реализована на базе специализированных или универсальных вычислительных систем, а также на базе их комбинации.

5.4.2. Методы формирования модели внешней среды. Известны различные варианты методов представления внешней среды при решении задач планирования движения мобильного робота. Например, представления расположения препятствий в виде графа видимости [83], в виде графа районов, являющихся некоторой связанной областью местности, отвечающих определенным требованиям [96], метод физических аналогий [134] и др.

Из-за ряда существенных недостатков эти методы не получили распространения. Наиболее удачным представляется метод отображения местности некоторой клетчатой картой, каждая ячейка которой моделирует участок с определенными координатами и соответствующим признаком, характеризующим возможность движения по этому участку.

Размеры моделируемой рабочей зоны местности определяются числом ячеек карты. Размеры рабочей зоны должны быть согласованы с радиусом действия СТЗ. Для модели оперативного уровня управления рабочая зона определяется радиусом действия ближней СТЗ, а локального — дальней СТЗ, либо может превышать его. Это имеет смысл в случаях, когда необходимо моделировать участки местности с препятствиями, по размерам превышающими дальность действия СТЗ или сложными по форме. Что касается разбивки местности на дискретные участки, то они для оперативного и локального уровней существенно различны. Для локального уровня они должны быть соизмеримы с размерами планетохода. Для оперативного — возможно минимальных размеров. Это обеспечивает совмещение противоречивых требований детального описания препятствий в непосредственной близости от аппарата и максимальной моделируемой рабочей зоны с предельными возможностями бортовых вычислительных устройств.

Модель внешней среды представляет собой массив информации о совокупности дискретных участков рабочей зоны, записанный в оперативной памяти специализированных или универсальных бортовых вычислительных систем. Общим для всех вариантов моделей внешней среды является представление информации о расположении дискретов в некоторой неподвижной системе координат XYZ , связанной осью Z с местной вертикалью.

В эту систему координат должна быть преобразована первичная информация о координатах участков, измеренных в приборных системах координат. Кроме информации о координатах модель должна содержать информацию о поверхности. Геометрическая модель должна содержать количественную информацию о размерах и форме образований рельефа местности, механическая — об опорно-сцепных или иных механических или физических свойствах повер-

хностного слоя грунта. Понятийная — о признаках проходимости участков местности конкретным планетоходом. Последняя содержит исходную информацию для планирования траектории.

В литературных источниках нашли отражение варианты понятийной модели внешней среды (ПМВС) с двоичными признаками, когда участки местности делятся на проходимые и непроходимые. Выше отмечалось, что планирование траектории планетоходов на местности, описанной двоичными признаками, не позволяет оптимально решать задачу. Этот вариант можно признать допустимым только в тех случаях, когда не имеют значения временные затраты или затраты энергии, а важен только факт достижения цели. Но и в этом случае необходимо помнить, что отсутствие информации об опорной проходимости не означает отсутствия проблемы обеспечения опорной проходимости планетохода. Тем не менее методы планирования траектории движения по двоичной информации представляют интерес как основа для разработки более сложных и совершенных методов планирования.

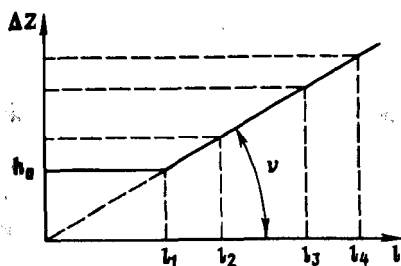
5.4.3. Устройства формирования понятий проходимости. Информация о геометрических параметрах образований рельефа местности, как и информация о физических или механических характеристиках грунта, не несет явной информации о возможности движения по ним транспортных устройств. Устройство формирования понятий проходимости (УФП) предназначено для приведения информации с геометрической и механической моделей внешней среды к виду, обеспечивающему возможность проведения таких оценок. В простейших случаях при построении "двоичных" моделей для преобразования геометрической информации в информацию о профильной проходимости используется метод формализации с использованием функции профильной проходимости [179] $\Delta z_{кр} = f(l)$, где $\Delta z_{кр}$ — критический перепад высот между двумя точками на поверхности; l — проекция расстояния между этими точками на плоскость горизонта.

Через обе проверяемые точки с координатами x_i, y_i, z_i и x_j, y_j, z_j , лежащие на реальной поверхности, проводим прямую линию и ее проекцию на реальную поверхность. При этом можно считать, что прямая линия аппроксимирует линию, идущую по реальной поверхности. Прямая образует с плоскостью горизонта угол

$$\nu = \arctg \frac{\Delta z}{l}, \quad (5.15)$$

где $\Delta z = |z_i - z_j|$ и $l = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2}$.

Рис. 5.6. Характерный вид функции профильной проходимости:
 Δz — перепад высот между двумя точками поверхности; l_i — проекция расстояния между этими же точками на горизонтальную поверхность; v — предельный допустимый наклон прямой линии между двумя точками на местности; h_0 — предельная высота преодолеваемого порогового препятствия



Здесь принимается упрощающее допущение об отсутствии эластичной подвески колес планетохода. Это позволяет выразить наклон линий, связывающих две точки рельефа как наклон корпуса. Критическими параметрами являются $v_{кр}$ и $\Delta z_{кр}$, причем оценка по $\Delta z_{кр}$ осуществляется при $0 \leq l \leq L$, а оценка по $v_{кр}$ — как при $0 \leq l \leq L$, так и при $l > L$, где L — характерный размер ходовой части, например база или колея.

Типичная форма функции профильной проходимости приведена на рис. 5.6. Значение $\Delta z_{кр} = h_0$ при $l = 0$ соответствует предельно допустимой высоте преодолеваемого эскарпа при допустимом наклоне корпуса $v \leq v_{кр}$. При построении геометрической модели оперативного уровня целесообразно использовать функцию проходимости при $0 \leq l \leq L$. Применение функции проходимости при $l > L$ целесообразно для построения первичной геометрической модели локального уровня управления. Известны два варианта преобразования массивов информации M_r о координатах поверхности в массивы информации M_n о профильной и габаритной проходимости с использованием функции профильной проходимости [112, 179].

По одному из них [179] берутся все пары точек в пределах круга определенного радиуса, координаты которых определены посредством СТЗ, для них определяются перепады высот Δz и сравниваются с допустимым перепадом высот, определяемым по функции профильной проходимости. Дискретные участки местности, через которые проходит проекция отрезка прямой между любой парой проверяемых точек с перепадом высот более критического, относятся к запрещенным для движения. В силу того, что каждая i -я точка массива M проверяется с каждой j -й точкой этого массива, то каждый дискретный участок плана проверяется на критический наклон во множестве направлений, число которых зависит от плотности просмотра местности с помощью СТЗ. Достоинством этого варианта преобразования является детальность формализованного представления о рельефе.

По другому источнику [112] берутся не все точки, а только точки, у которых значения координаты z_{ij} имеют экстремальные значения для каждого дискретного участка местности, а также средние значения высот z_{ijcp} . Метод обеспечивает определение запретных зон последовательным преобразованием модели рельефа. С этой целью вводится понятие оператора сдвига $S_{i\pm k, j\pm l}$, позволяющее сравнить содержимое i, j ячейки с содержимым $i \pm k, j \pm l$ ячейки одной матрицы. Оператор S может быть задан в матричной форме, и тогда операция сдвига производится умножением матриц либо в виде программ сравнения. Операторы соседних ячеек названы операторами первого шага. Таких может быть восемь. Моделирование технических характеристик планетохода производится функцией профильной проходимости, представленной в форме $Q = f(v)$. Пределы изменения v ограничиваются размерами планетохода.

Функция проходимости позволяет перевести количественные соотношения, выявленные путем воздействия операторов $S_{i\pm k, j\pm l}$ на матрицу экстремальных высот $\{ \Delta z_{i,j}^{\max} \}$ и матрицу средних высот $\{ \Delta z_{i,jcp} \}$, в смысловые связи, которые фиксируются в логической матрице $\{ \mathcal{L}_{i,j} \}$.

Для описания результатов сопоставления модели рельефа с возможностями планетохода в матрице $\{ \mathcal{L}_{i,j} \}$ используется словарь: ячейка проходимая, ячейка невидимая (экранируется), ячейка







Шаг	0	1	1'	2	2'	3	4
Матрица	$\{ z_{ij}^{\max} \}$	$\{ z_{ijcp} \}$	$\{ L_{ij} \}_1$	$\{ z_{ijcp} \}$	$\{ L_{ij} \}_2$	$\{ \mathcal{L}_{ijcp} \}$	$\{ \mathcal{L}_{ijcp} \}$
Оператор	■						
Оценка	v_0	v_1	—	v_2	—	v_3	v_4
Результат	$\{ L_{ij} \}_0$	$\{ L_{ij} \}_1$	$\{ L_{ij} \}_{1'}$	$\{ L_{ij} \}_2$	$\{ L_{ij} \}_{2'}$	$\{ L_{ij} \}_3$	$\{ L_{ij} \}_4$

Рис. 5.7. Структура алгоритма определения профильной проходимости дискретного участка местности:
 $\{ \mathcal{L}_{i,j} \}$ — смысловая матрица, в которой кодируются результаты сопоставления возможностей планетохода с моделью рельефа

непроходимая. Все преобразования матрицы $\{a_{i,j}\}$ выполняют с учетом смысла содержимого ее ячеек. Это достигается иерархией кодов. Высший приоритет имеет код запрета, второй приоритет — код экранирования, третий — код проходимости.

Структура алгоритма представлена на рис. 5.7. Этот метод формирования модели среды отличается относительной простотой, но в то же время это служит причиной уменьшения детальности представления местности. Введение дополнительного признака — экранируемости участка местности — хотя и расширяет возможности метода, но также не решает проблемы оптимизации пути по энергозатратам или затратам времени. С помощью двоичной геометрической модели, дифференцирующей участки местности на проходимые и непроходимые, может быть определена траектория минимальной длины. Необходимость оптимизации траектории по критерию энергозатрат или затрат времени требует детального представления местности с позиций этих критериев. На величину энергозатрат влияют как геометрические размеры препятствий, так и механические свойства грунта.

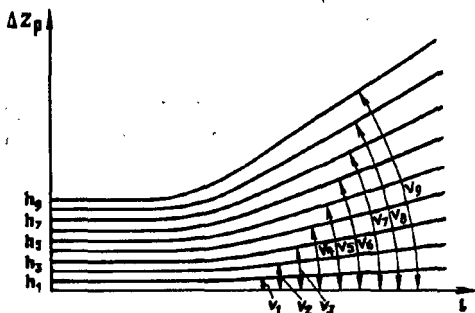
Детальность представления геометрических характеристик может быть обеспечена системой функций проходимости, графики которых представлены на рис. 5.8 [179]:

$$\begin{cases} \Delta z_p = f_p(l); \\ p = 1, 2, 3, \dots, p_{\max}; \\ 0 \leq l; \end{cases} \quad (5.16)$$

где p — порядковый номер функции профильной проходимости, соответствующий p -му уровню сложности преодоления участка. Классификация участков поверхности на уровни осуществляется

Рис. 5.8. Система функций профильной проходимости при $p = 9$:

$h_i (i = 1, 2, \dots, 9)$ — предельная высота преодолеваемого порогового препятствия для i -го уровня;
 v_i — предельно допустимое значение преодолеваемого наклона местности для i -го уровня



аналогично тому, как это делается при разбивке по двоичным признакам с той лишь разницей, что сравнение фактической величины Δz выполняются поочередно с допустимым значением Δz_p каждого уровня. При этом, если $\Delta z_p \leq \Delta z < \Delta z_{p+1}$, то участок классифицируется по признаку Δz_p . Однако представление информации в форме предельно допустимых значений Δz_p неудобно из-за сложности определения суммарных показателей расхода энергии или затрат времени. Для варианта оптимизации по критерию энергозатрат в качестве показателя целесообразно использовать значение

$$\operatorname{tg} v = \frac{\Delta z}{l}. \quad (5.17)$$

Тогда систему функций профильной проходимости можно представить в виде

$$\begin{cases} \operatorname{tg} v_p = f_p(l); \\ p = 1, 2, 3, \dots, m; \\ 0 \leq l. \end{cases} \quad (5.18)$$

Для случая оптимизации затрат времени значения $\operatorname{tg} v_p$ должны быть пересчитаны на значения $\frac{\Delta t_0}{t_0}$, учитывающие увеличение времени движения в сравнении с t_0 по горизонтальной поверхности.

Поскольку до настоящего времени не разработаны устройства дистанционного определения физических или механических характеристик грунта, то в качестве временной меры для оценки опорной проходимости по участку поверхности используем метод экстраполяции механических свойств грунта, определенных непосредственно под планетоходом на близлежащую поверхность. Определим значения коэффициентов буксования s и сопротивления перемещению ψ в соответствии с одним из уравнений системы (5.1)

$$\psi = f_c + \operatorname{tg} v.$$

Зная зависимости коэффициентов сопротивления качению f_0 , а также коэффициентов продольной силы $k_T = \operatorname{tg} v$ от значений коэффициентов буксования s для заранее определенного набора возможных деформируемых грунтов в районе эксплуатации, не составляет труда спрогнозировать значения коэффициентов буксования и сопротивления перемещению $s_i = f_1(\operatorname{tg} v_i)$ и $\psi_i = f_2(s_i, \operatorname{tg} v_i)$ для окружающих дискретных участков местности, имеющих наклоны v_i . Поскольку для оценки энергозатрат на движение по дискретным участкам местности (по которым проходит траектория) не обязательно оценивать их на весь комплекс возможных затрат, ограничимся только оценкой затрат на линейное перемещение с учетом влияния наклона местности и механических свойств грунта. Для этого используем выражение (5.9).

Так как для каждого дискретного участка $l_{Ti} = \frac{e_{Ti}}{v_i}$, то критерий энергозатрат i -го дискретного участка можно выразить как

$$P_{zi} = \frac{f_0(1 - s_i)}{\psi_i}, \quad (5.19)$$

где f_0 — значение коэффициента сопротивления качению по данному грунту на горизонтальной поверхности.

Соответственно, используя уравнение (5.14), можно найти выражение для определения критерия затрат времени на движение по дискретному участку

$$P_{vpi} = 1 - s_i. \quad (5.20)$$

Поскольку $s_i = f_1(\operatorname{tg} v_i)$ и $\psi_i = f_2(\operatorname{tg} v_i, s_i)$, то и критерии $P_{zi} = f_3(\operatorname{tg} v_i)$ и $P_{vpi} = f_4(\operatorname{tg} v_i)$. Это означает, что величины энергозатрат и затрат времени на перемещение зависят от направления движения транспортного средства относительно линии максимального ската. На рис. 5.9 приведены годографы и векторные функции энергозатрат и затрат времени для дискретных участков местности, расположенных на горизонтальной поверхности и на косогоре. Анизотропность свойств местности в зависимости от ее наклона резко усложняет решение задачи по оптимизации траектории движения. Модель понятийной среды в этих случаях должна быть

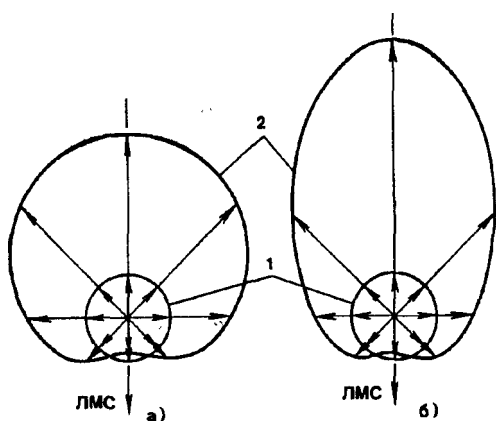


Рис. 5.9. Векторные функции и годографы векторных функций потребного времени (а) и затрат энергии (б) на перемещение по единичному дискретному участку местности: 1 — на горизонтальной поверхности; 2 — на косогоре; ЛМС — линия максимального ската

представлена набором N массивов $M_1, M_2, M_3, \dots, M_k$ параметров, характеризующих затраты времени или энергии на преодоление дискретных участков местности по каждому из k направлений.

Для моделирования оперативной рабочей зоны, которая характеризуется отсутствием условий, требующих резких изменений направления движения, может быть выбран тот или иной массив параметров затрат (от M_1 до M_k) в зависимости от генерального наклона местности и вектора направления движения относительно линии максимального ската.

Задача моделирования и планирования траектории на локальном уровне управления, когда возможны изменения направления траектории на значительные углы (вплоть до 360°), требует использования всех массивов информации. Выбор оптимальной по затратам бортовых ресурсов траектории движения в условиях представления характеристик проходимости дискретных участков местности в виде векторных функций представляет собой громоздкую и сложную задачу.

В настоящее время возможность решения ее бортовыми вычислительными средствами (в силу их ограниченности) в реальном масштабе времени вызывает сомнение, пока не будут найдены методы и приемы, обеспечивающие сокращение объемов вычислений. В связи с этим представляется возможным применение максимальной модели, когда оценка каждого дискретного участка местности производится по наихудшему признаку. Это оправдывается и тем обстоятельством, что независимо от направления движения на косогоре оно зачастую сопровождается труднопрогнозируемыми

сползанием транспортного средства под уклон, которое в свою очередь может привести к необратимым последствиям. Для подвижных аппаратов, не имеющих активных средств для компенсации возмущающего воздействия косоголов, движение по крутым косограм должно считаться опасным и его нужно избегать.

5.4.4. Устройство планирования траектории движения и выработки командно-сигнальной информации. Автоматическое планирование траектории осуществляется на локальном и оперативном уровнях управления. В одном случае оно завершается определением координат оперативной цели, в другом — выработкой командной информации на управление движением, в конечном итоге обеспечивающем достижение региональной целевой точки. При решении задачи выбора траектории движения в случае двоичного представления среды представляет интерес метод встречных волн [95] и метод использования однородных структур (ОС) [121, 165, 179].

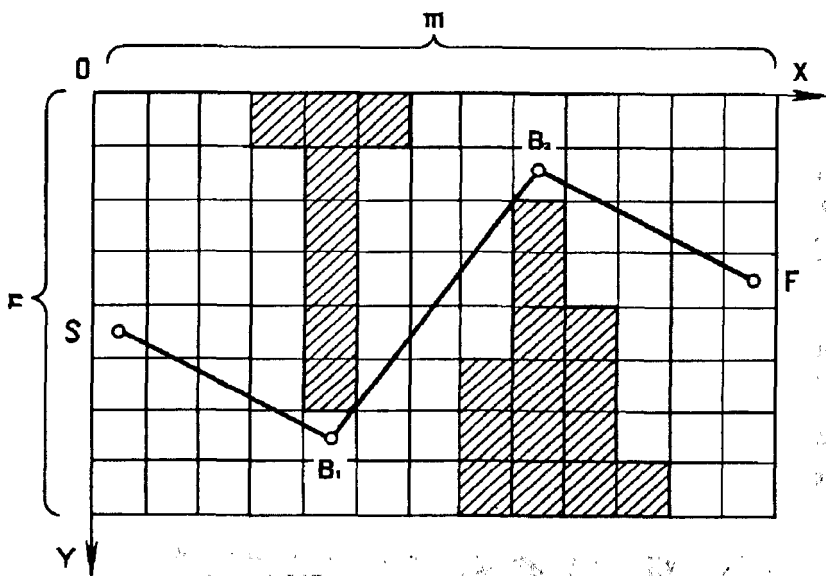


Рис. 5.10. Представление модели рабочей зоны при использовании метода встречных волн:

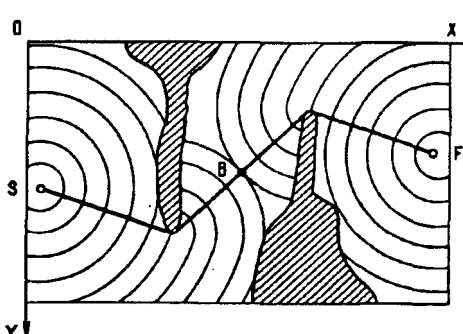
S — стартовая точка; F — финишная точка; B_1 и B_2 — вычисленные вершины траектории; заштрихованы ячейки, моделирующие запрещенные для движения участки местности

Суть первого метода заключается в следующем. Модель рабочей зоны имитируется плоской поверхностью прямоугольной формы, разбитой на квадратные ячейки, образующие координатную сетку $N = m \times n$, где m и n — число ячеек по осям OX и OY горизонтальной системы координат XOY (рис. 5.10). Каждая из ячеек имеет два возможных состояния "0" и "1", соответствующих невозможности движения по соответствующему дискретному участку местности и разрешению движения.

Емкость ОЗУ для представления карты рабочей среды соответствует N слов, при этом установлено однозначное соответствие между координатами элементов карты и адресами слов. Размеры зон, запрещенных для движения, искусственно расширены для создания зоны безопасности на размер, равный половине габаритной ширины планетохода. Местоположение планетохода представляется одним элементом карты. В пределах карты задаются стартовый S и финишный F элементы карты. Для определения вершин искомой траектории принимается идея генерирования встречных волн из точек S и F . Обе волны распространяются по всем направлениям с одинаковой скоростью и движутся, обтекая препятствия (рис. 5.11). Точки встречи фронтов этих волн лежат в серединах кратчайшего пути между исходными точками.

Повторение процесса при переносе одной из исходных точек во вновь найденную приведет к определению еще одной точки траектории, и так процесс повторяется до необходимого числа точек, определяющих траекторию движения. При реализации на ЭВМ процесс распространения волн моделируется в основном с помощью логических операций и пересылок.

В качестве наиболее приемлемой и просто формируемой волны определена форма дискретного представления волны в форме последовательного чередования двух волн типа "ромб" и волны типа "квадрат", что показано на рис. 5.12. Недостатком является возможность встречи волн в нескольких точках. Однако задача эта решается



путем оптимизации величины отклонения от прямого пути. Процесс распространения волн заканчивается в двух случаях: в первом из них в очередной фронт нельзя включить ни

Рис. 5.11. Физическое представление метода встречных волн (B — точка встречи фронтов волн)

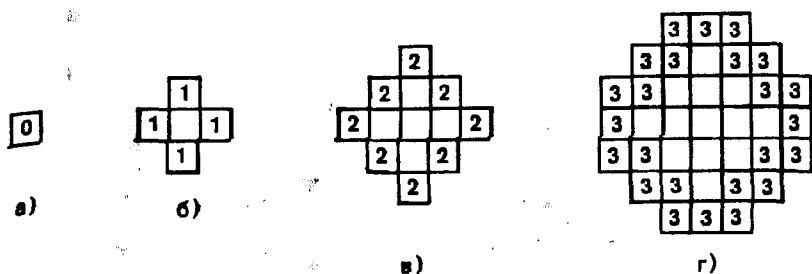


Рис. 5.12. Последовательность образования фронтов моделируемых волн: а — исходное положение; б — первый шаг; в — второй шаг; г — третий шаг

один новый элемент карты, не занятый либо препятствием, либо собственной меткой волны; во втором — когда в полностью построенный фронт волны попадает хотя бы один элемент фронта встречной волны. Процедура поиска трассы заканчивается определением координат первой вершины траектории. При достижении первой вершины в той же последовательности определяется следующая, и так до достижения конечной цели.

Суть метода использования однородных структур заключается в следующем. Рабочая зона (локального или оперативного уровня управления) разбивается на множество непересекающихся участков. Модель рабочей зоны хранится в оперативной памяти системы управления в виде матрицы двоичных признаков проходимости дискретных участков. Модель рабочей зоны и информация о целевой точке отображается в состояниях ячеек однородной структуры. При этом каждому участку ставится в соответствие одно из двух состояний элементарной ячейки структуры, запрещенное и разрешенное для движения. Модель рабочей зоны, отображенная в состояниях ячеек топологически подобна графам, представленным на рис. 5.13 и 5.14 с ортогональными и гексагональными связями между вершинами.

Эти графы моделируют рабочую зону, схема которой приведена на рис. 5.15. В графах выделено подмножество вершин B_3 , соответствующих участкам, запрещенным для движения, и вершин B_0 — разрешенным для движения. Выделены вершины, соответствующие участкам целевого F и текущего S положений. В ячейке OC , соответствующей целевой точке, генерируется и распространяется по ячейкам OC волна сигналов.

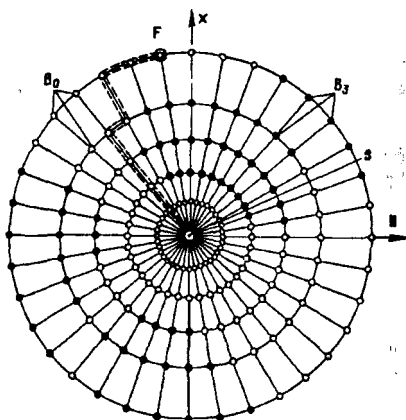


Рис. 5.13. Граф модели рабочей зоны с организацией ортогональных связей между соседними вершинами: F — вершина, моделирующая целевую точку; S — вершина, моделирующая точку текущего положения; B_0 — множество вершин, моделирующих участки местности, разрешенные для движения; B_3 — множество вершин, моделирующих участки местности, запрещенные для движения

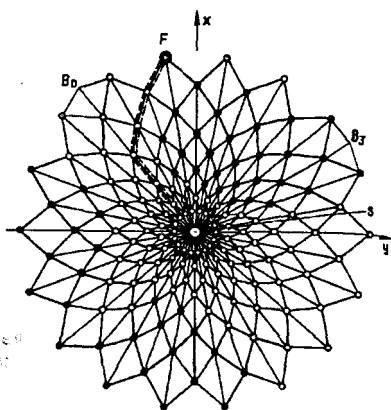


Рис. 5.14. Граф модели рабочей зоны с организацией гексагональных связей между соседними вершинами: F — вершина, моделирующая целевую точку; S — вершина, моделирующая точку текущего положения; B_0 — множество вершин, моделирующих участки местности, разрешенные для движения; B_3 — множество вершин, моделирующих участки местности, запрещенные для движения

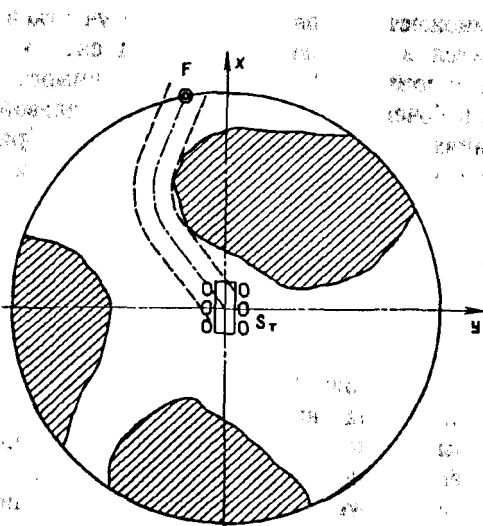


Рис. 5.15. Схема моделируемой рабочей зоны: заштрихованы участки местности, запрещенные для движения; F — целевая точка; — — кратчайшая траектория к целевой точке

Первый сигнал распространяющейся волны, поступившей в ячейку текущего положения S , фиксируется, фиксируется и номер ячейки, из которой поступил сигнал. Угловое положение ячейки в системе координат xzy определяет направление первого шага траектории к цели.

После обработки найденного шага исполнительными механизмами заново повторяется последовательность перечисленных операций в ОС с учетом нового текущего положения планетохода, и так до тех пор, пока цель не будет достигнута. Особенность описанной процедуры заключается в том, что в ОС осуществляется параллельный анализ различных вариантов траекторий движения к целевой точке, что позволяет добиться выигрыша в быстродействии в сравнении с аналогичными устройствами, построенными на базе универсальных микроЭВМ.

В работах [121, 179] изложена сущность схемотехнического решения ОС. Каждому дискретному участку рабочей зоны соответствует ключевой элемент ОС. Участку местности с препятствиями соответствуют заблокированные ключевые элементы, участкам местности без препятствий — проводящие ключевые элементы, участкам местности, в которых находится целевая точка, — проводящие ключевые элементы, генерирующие единичные сигналы.

На рис. 5.16 представлена функциональная схема ОС. Текущее положение планетохода моделируется входами q -стабильного триггера, фиксирующего первый приходящий сигнал, генерируемый ключевым элементом цели. Сигналы распространяются от генерирующей ячейки с равной скоростью во все стороны через проводящие элементы, обходя заблокированные элементы. Очевидно, что первым на один из входов q -стабильного триггера придет сигнал, идущий по кратчай-

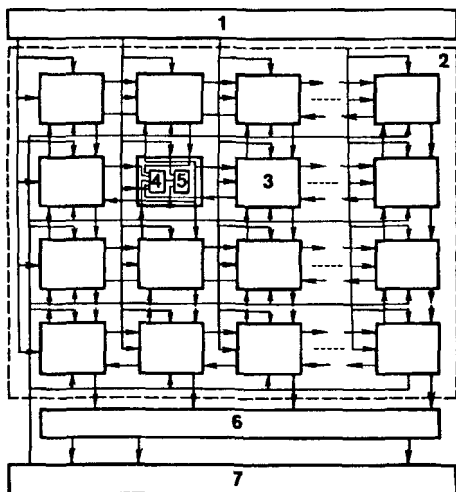


Рис. 5.16. Функциональная схема устройства планирования траектории движения на базе ОС:

1 — система моделирования внешней среды; 2 — ОС; 3 — элементарная ячейка; 4 — элементы ИЛИ; 5 — элементы И; 6 — q -стабильный триггер; 7 — система управления исполнительными механизмами

шему пути, который является неоднократно воспроизводимой моделью кратчайшего пути от планетохода к цели. Фиксация первого сигнала соответствует акту принятия решения о выборе направления движения к цели. Состояние q -стабильного триггера сохраняется до отработки планетоходом выданной команды управления.

Неоспоримым преимуществом использования ОС является ее быстроедействие, которое в существенной мере определяется скоростью распространения волны электрических сигналов по ОС. При этом процесс моделирования идет параллельно по всем возможным траекториям. Предварительная оценка показывает, что с помощью ОС можно моделировать процесс планирования траектории в реальном масштабе времени на скоростях движения, существенно превышающих потребности планетоходов, до 60 км/ч и более.

Оба рассмотренных метода планирования траектории движения в неорганизованных средах по своей сути являются методами оптимизации траектории по минимальному пути. Метод квазиоптимального планирования траектории движения по критериям затрат энергии или времени [116] разработан на основе методов планирования по двоичным признакам с использованием встречных волн или ОС, по крайней мере, для местности с изотропными по направлениям движения свойствами. Для этого признаки, характеризующие проходимость транспортного средства по местности, квантуют на p уровней. Максимальное значение критериев энергозатрат или времени соответствует участкам местности, перемещение по которым запрещено. Они квалифицируются как участки p -го уровня. Уровень $p-1$ соответствует участкам с предельно допустимыми условиями движения или участкам местности, информация о возможности движения по которым отсутствует, например из-за экранирования неровностями рельефа. Соответственно первый уровень отображает наиболее легкие условия движения. К нему относятся дискретные участки, требующие минимальных энергозатрат или затрат времени. Для каждого уровня строится модель рабочей зоны и присуждается весовой коэффициент K_p . Начиная с верхнего p -го уровня, для моделей всех уровней планируют траекторию движения Q_p , причем при планировании траектории модель предыдущего (более высокого) уровня включается в последующую (рис. 5.17).

Сравнивая траектории по значению произведений $K_p Q_p$ и выбирая траекторию с минимальным значением, можно выбрать при достаточно больших значениях траектории, близкую к оптимальной, хотя, в принципе, не исключаются и неоптимальные решения на некоторых характерных участках.

Оптимальное управление, к которому относятся рассмотренные выше методы управления, может быть положено в основу более

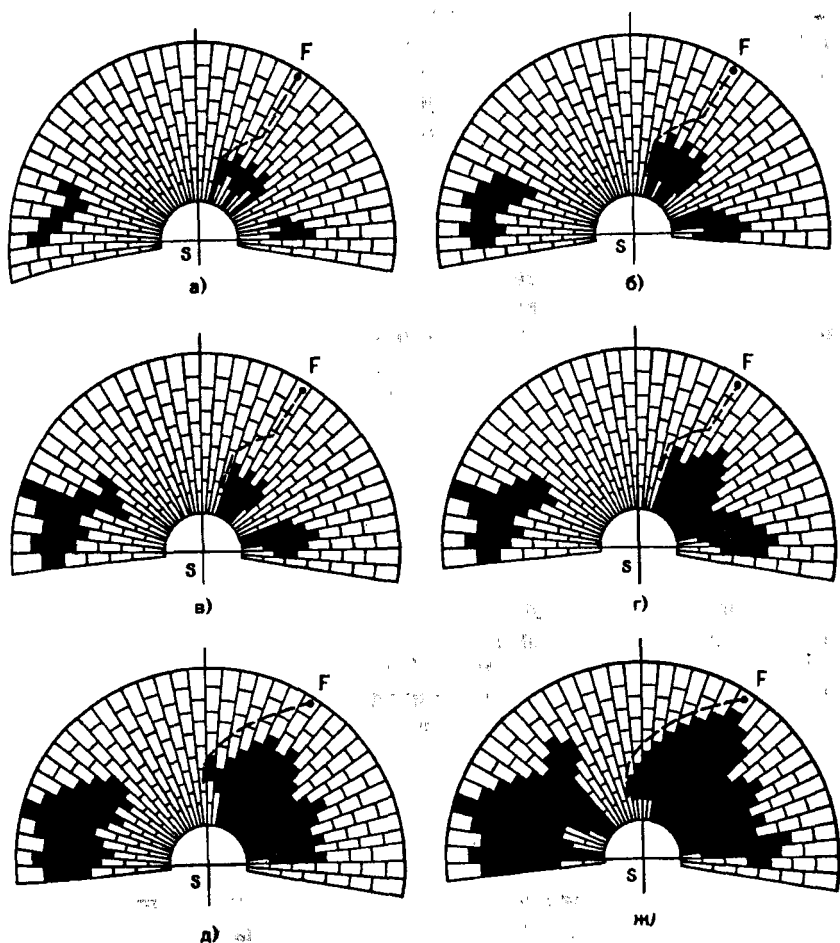


Рис. 5.17. Схема выбора траектории (---) при квазиоптимальном методе планирования (шестиуровневый вариант):
F — текущая целевая точка; *S* — точка стартового положения; а — модель рабочей зоны с непроходимыми участками местности (модель 6-го уровня); ж — модель рабочей зоны, учитывающая наиболее проходимые участки местности

сложных и совершенных методов адаптивного управления, обеспечивающего возможность приспособления систем планетохода к меняющимся условиям движения. Это обеспечивается организацией одного или нескольких контуров адаптации, включающих соответ-

ствующие сенсорные устройства и корректоры, решающие устройства или программы, обеспечивающие корректировку основного алгоритма по определенным правилам.

Простейшим примером адаптивного управления может служить вариант многоуровневого планирования траектории с изменением диапазона в зависимости от внешних условий. Если в рабочей зоне выявлена слабая дифференциация свойств между дискретными участками местности, то число уровней p , на которые квантуются эти участки, может быть уменьшено. Это обеспечивает возможность более оперативного решения задачи.

Корректировать основное решающее правило по планированию траектории можно и по другим признакам, например, по информации о свойствах грунта, об остаточных ресурсах работоспособности систем, об особенностях рельефа и т.д.

5.5. Комплекс информационных систем планетохода

5.5.1. Требования к комплексу информационных систем и структура комплекса. Объем требований к комплексу информационных систем (КИС) планетохода в значительной мере зависит от сложности системы управления. Чем более совершенны системы управления и чем сложнее исполнительные механизмы планетохода, тем больший объем информации необходимо перерабатывать в процессе движения. Но даже в простейших случаях интерактивного управления на КИС ложится ряд сложных специфических задач, например, прогнозирование аварийных ситуаций, требующее совершенства информационных систем.

Сложность проблемы получения достоверной информации об условиях движения увеличивается в связи со специфичными проявлениями процесса взаимодействия движителя планетохода с образованиями местности на разных грунтах.

В общем случае КИС может содержать следующие системы:

- 1) прогнозирования профильной проходимости;
- 2) прогнозирования опорной проходимости;
- 3) определения пространственного положения;
- 4) счисления трассы движения;
- 5) определения силомоментной загрузки элементов планетохода;
- 6) тактильного очувствления.

В связи с необходимостью обработки значительных объемов информации от КИС с помощью БЦВМ, одновременно обслуживающих устройства СПР, разделение функций между КИС и СПР

достаточно условно. Функции КИС заключаются в сборе, преобразовании первичной информации с датчиков всех систем и выдаче не связанных между собой массивов информации с частотой, обеспечивающей безопасность движения. К функциям СПР отнесены операции суммирования информации и формирования первичных моделей внешней среды, сжатия информации и формирования понятийных моделей внешней среды, на базе которых принимается решение о направлении движения. Однако целесообразно часть функций, традиционно относящихся к СПР, передать на КИС. Речь идет о выработке сигнала на аварийную остановку непосредственно информационными системами. В противном случае, поскольку эти сигналы не подлежат переработке в устройствах СПР, они по сути будут транслироваться ими, что приведет к задержке выдачи сигнала и исполнения соответствующей команды исполнительными приводами движителя.

Кроме первичной информации от датчиков информационных систем, непосредственно реагирующих на изменение внешних условий, в КИС должна вырабатываться вторичная информация, обеспечивающая возможность количественной оценки параметров взаимодействия движителя планетохода с опорной поверхностью. К ней относится информация о буксовании, сопротивлении качению и перемещению, боковом сползании и др. Информация от КИС, касающаяся безопасности работы планетохода, имеет приоритетный характер, и ее передача должна быть организована по кратчайшим связям от источника информации до исполнительного привода. К ней относится информация о достижении следующих условий:

- 1) предельно допустимого крена планетохода;
- 2) предельно допустимого дифферента планетохода;
- 3) предельно допустимого буксования левого борта;
- 4) предельно допустимого буксования правого борта;
- 5) предельно допустимого бокового сползания;
- 6) предельно допустимой нагрузки тяговых приводов;
- 7) одновременного включения двигателя и тормоза;
- 8) наличия сигналов от тактовых датчиков препятствий;
- 9) отсутствия вращения колес при подаче питания;
- 10) непрохождения тестовых программ при диагностике систем планетохода. Одновременно эти сигналы должны передаваться в СПР.

5.5.2. Системы прогнозирования профильной проходимости. Из всех существующих способов получения информации о внешней среде наиболее полное представление о профильной проходимости на маршруте движения обеспечивается анализом визуальных изображений. При интерактивных режимах управления для этого

используются телевизионные и фототелевизионные изображения, при автономных режимах — системы технического зрения, реализуемые с использованием различных физических принципов.

Что касается телевизионных изображений, то они используются не только для решения задач управления движением планетохода, но и являются важным источником информации для решения широкого круга задач научных исследований поверхности планет. В связи с тем, что эффективность космической экспедиции и функционирования планетохода в значительной степени зависит от возможностей и технических параметров телевизионных устройств, целесообразно отдельно рассмотреть некоторые принципы их применения и требования к ним.

Еще при проектировании первого советского лунохода было установлено, что оптимально решить все разнохарактерные задачи научного и технического плана с помощью телевизионной системы одного типа, даже имеющей в своем составе несколько передающих камер, трудно [130]. Действительно, для исследования структуры поверхности и навигационных наблюдений Солнца и Земли необходима весьма высококачественная телевизионная система, дающая изображение с малыми геометрическими и яркостными искажениями, имеющая высокое угловое разрешение при большом угле обзора. В то же время к телевизионной системе для управления движением, дающей оперативную информацию о характере рельефа перед луноходом в процессе его перемещения, предъявляются меньшие требования по четкости и разрешающей способности, но скорость передачи изображения должна быть относительно большой и согласованной со скоростью перемещения подвижного аппарата. Вследствие этого во многих случаях рациональным представляется построение телевизионного комплекса планетохода из нескольких систем передачи изображения, существенно различных по своим функциям, рабочим параметрам и принципу действия.

В качестве составных частей указанного комплекса могут быть использованы панорамные камеры цветного и черно-белого изображения, телевизионные системы с передающей трубкой типа видикон, стереоскопические телевизионные системы. Для решения задач управления применима каждая из перечисленных систем: при оперативном дистанционном управлении на сравнительно небольших удалениях от центра управления (например, управление луноходом) наиболее целесообразно применение малокадровой телевизионной системы, для предварительной прокладки маршрута в сложных районах лучше использовать более качественное панорамное изображение, а для планетоходов, автоматически осуществляющих выбор траектории, перспективно применение стереотелевизион-

ных систем. Возможно и применение различных сочетаний этих систем.

Эффективность и надежность процесса управления по телевизионным изображениям находятся в существенной зависимости от таких свойств и параметров изображения, как четкость, частота смены кадров, дальность уверенного распознавания препятствий, угловая разрешающая способность телевизионной системы, стереоскопичность, угол обзора.

Дальность S_1 уверенного распознавания препятствий определяется [3] в первом приближении выражением

$$S_1 = Hn/(\alpha n_{\min}), \quad (5.21)$$

где H — допустимый размер препятствия; α — угол зрения телекамеры; n — число строк разложения в кадре; n_{\min} — минимально необходимое количество строк разложения телевизионного кадра для формирования на экране достоверного изображения. Выражение (5.21) позволяет сформулировать требования к телевизионной системе по указанным параметрам с точки зрения обеспечения безопасного перемещения аппарата по маршруту движения.

При использовании системы малокадрового телевидения частота смены кадров накладывает ограничение на скорость движения аппарата. Из опыта эксплуатации следует, что для сохранения ориентировки экипажа на местности скорость движения не должна превышать величины

$$v \leq (S_1 - S_2)/2t_k,$$

где S_2 — нижняя граница зоны видимости; t_k — время между сменами кадров. Это выражение может быть использовано и для выработки требований к системе малокадрового телевидения по частоте смены кадров либо по углам обзора.

Существенным образом сказывается на эффективности управления моноскопичность телевизионного изображения, затрудняющая пространственное восприятие местности, что приводит, например, к заметному снижению средней скорости движения. Поэтому актуальной является задача создания стереоскопической телевизионной системы для планетоходов с различными видами управления.

Системы технического зрения [63, 179] предназначены для автоматического получения оптических и геометрических характеристик поверхности. Для планетоходов используется информация только о геометрических параметрах среды, т.е. о форме образований рельефа местности и их расположении относительно объекта управления. Общим для всех вариантов СТЗ транспортных роботов является

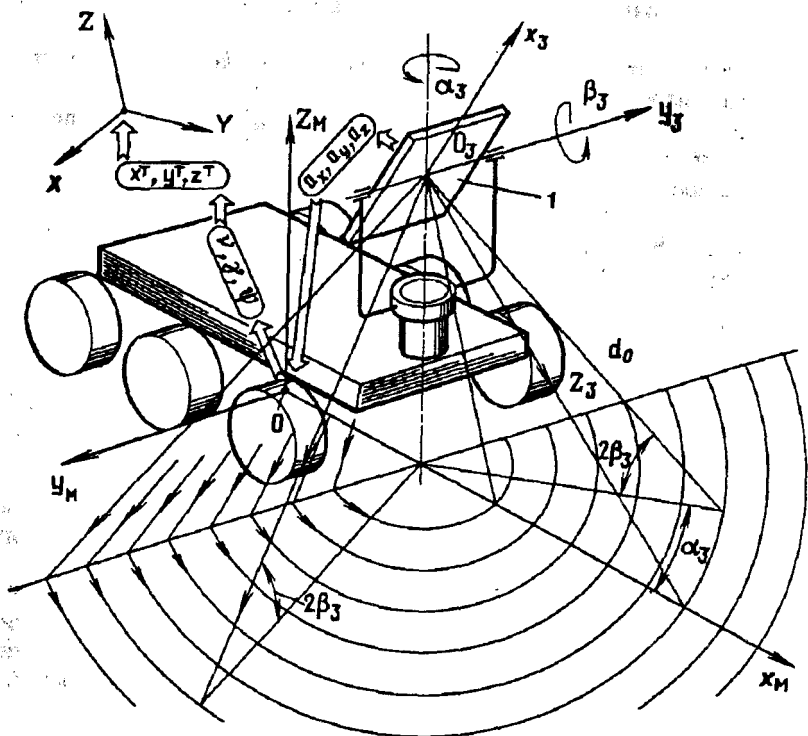


Рис. 5.18. Системы координат планетохода и последовательность преобразования координат:

I — зеркало сканирующего устройства СТЗ, $\langle a_x, a_y, a_z \rangle$ — вектор смещения координат центра зеркала относительно системы координат x_m, y_m, z_m ; $x_\Gamma, y_\Gamma, z_\Gamma$ — система координат, связанная с центром O и осями координат, параллельными независимой системой координат

измерение координат поверхности рабочей зоны, как правило в сферической системе координат, начало которой совмещается с некоторой точкой устройства обзора СТЗ, установленной на планетоходе. Сферические координаты должны преобразовываться в темпе поступления информации в ортогональные координаты, связанные с центром опорной поверхности планетохода и нормалью к этой точке, а затем и в независимую ортогональную систему координат, связанную с тем же центром опорной поверхности и местной вертикалью (рис. 5.18).

Конструкция СТЗ и ее схемотехническое исполнение должны отвечать противоречивым требованиям. С одной стороны, объем информации должен быть достаточным для представления условий движения в такой степени детализации, которая должна гарантировать исключение попадания в аварийные ситуации. С другой стороны, этот объем должен быть предельно малым с целью уменьшения загрузки БЦВМ и упрощения модели внешней среды. Эта проблема решается разделением функций СТЗ между двумя независимыми системами: СТЗ ближнего действия (СТЗ-Б) и СТЗ дальнего действия (СТЗ-Д). Первая из них предназначена в основном для решения задачи выявления опасных для движения образований рельефа местности в непосредственной близости от планетохода. Угол зрения СТЗ-Б по азимуту должен быть при этом достаточным, чтобы обеспечить возможность движения планетохода вдоль кромки обрывов без приближения к ней, т.е. СТЗ-Б должна обладать "боковым" зрением. СТЗ-Д предназначена для получения количественных характеристик наклонов участков местности в полосе движения планетохода, являющихся исходной информацией для построения понятийной модели внешней среды. Разделение информации о рельефе местности на два потока оправдано и с позиции иерархической организации СУД, при этом информация с СТЗ-Б используется для построения модели рабочей зоны оперативного уровня управления, а с СТЗ-Д — для локального уровня.

В качестве носителя информации в СТЗ планетоходов используется электромагнитное волновое физическое поле оптического, инфракрасного или радиодиапазона. Известны СТЗ пассивного типа, когда используется естественное электромагнитное поле [61, 114], и СТЗ активного типа [63, 179], когда в состав СТЗ включаются источники волнового излучения. Последние СТЗ имеют преимущества, поскольку есть возможность управления параметрами поля. Это делает активные СТЗ более независимыми от состояния физической среды, например, при активной подсветке местности когерентным излучением с помощью лазерного луча и использовании соответствующих узкополосных фильтров на приемном устройстве обеспечивается независимость работы СТЗ от освещенности местности, в том числе и в условиях ночи.

В качестве примера рассмотрим схему СТЗ-Б светолокационного типа с механическим разворачиванием лазерного луча [179]. На рис. 5.19 приведена схема такой СТЗ, предназначенной для определения в темпе движения планетохода геометрических характеристик рельефа местности на дальности 0,5...10 м. СТЗ-Б состоит из двух частей: лазерной обзорно-информационной системы (ЛОИС) и специализированного процессора. ЛОИС устанавливается на корпу-

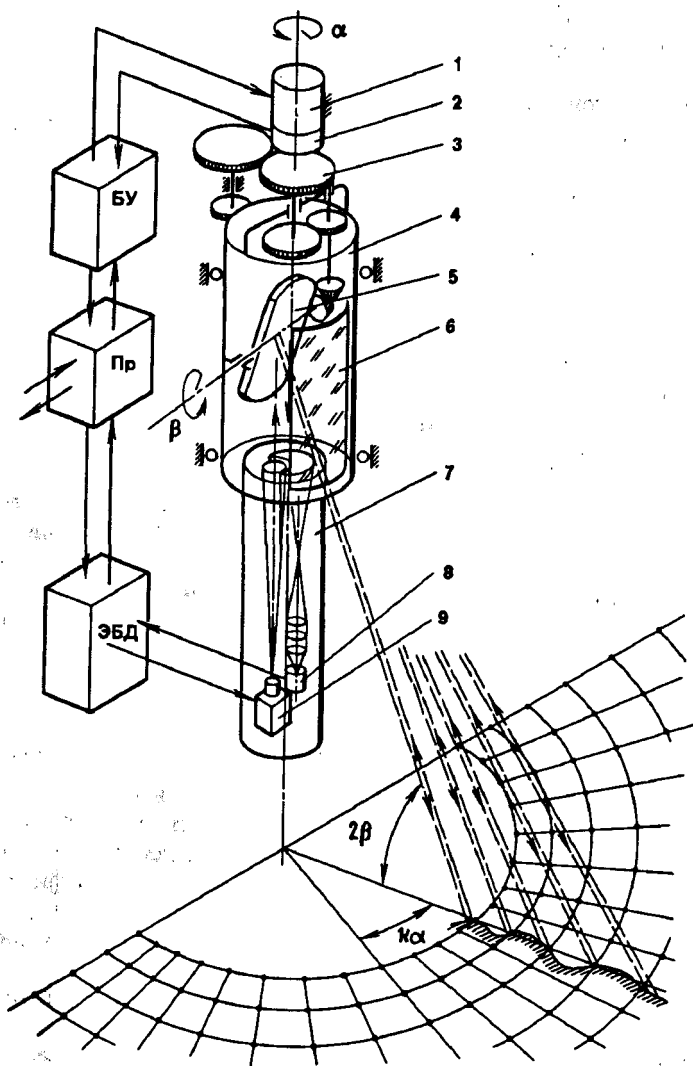


Рис. 5.19. Система светолокационной СТЗ-В:

1 — электродвигатель; 2 — датчик положения ротора; 3 — редуктор; 4 — барабан; 5 — зеркало; 6 — иллюминатор; 7 — оптический узел; 8 — фотоприемное устройство; 9 — лазерный диод; БУ — блок управления; Пр — специализированный процессор; ЭБД — электронный блок дальномера

се планетохода на поворотной штанге ориентировочно на высоте 1,5 м над поверхностью. Угол обзора ЛОИС по азимуту составляет $\pm 90^\circ$, диапазон подъема луча по возвышению — 30...100°. Некоторая избыточность угла зрения СТЗ по возвышению необходима для расширения поля зрения при дифференцах планетохода относительно зоны обзора.

ЛОИС имеет следующие основные узлы:

- 1) оптический узел, включающий полупроводниковый лазерный диод с устройством накачки;
- 2) фотоприемное устройство;
- 3) приемный и передающий объективы и светофильтры;
- 4) механический сканатор;
- 5) электронные блоки светодальномера (приемный, передающий и измерительный);
- 6) блок питания.

Механический сканатор представляет собой вращающийся от привода барабан с двумя иллюминаторами и установленным внутри двусторонним зеркалом. Зеркало установлено на валу, ось вращения которого перпендикулярна оси барабана. Вал зеркала через угловую механическую передачу связан с приводом барабана. При вращении барабана зеркало поворачивается по азимуту вместе с ним и вращается одновременно относительно поперечной оси. Зеркало снабжено противовесами, обеспечивающими постоянство момента инерции при вращении зеркала. Скорость вращения зеркала по углу возвышения (относительно поперечной оси) примерно на два порядка выше, чем по углу азимута. Этим обеспечивается практически радиальное сканирование лазерного луча, испускаемого импульсами с частотой около 5 кГц. Число точек замера при каждом сканировании — 70, что обеспечивает детальность осмотра с дискретностью один градус. Конструкция барабана обеспечивает обзор по азимуту в пределах 180° . В ЛОИС использован фазоимпульсный метод измерения дальности.

Принцип работы ЛОИС следующий. От устройства управления на генератор накачки поступает сигнал запуска. Генератор вырабатывает импульс напряжения, амплитуда которого модулирована высокой, до 10 МГц, частотой. Импульс напряжения подается на полупроводниковый лазерный диод, который излучает световой поток. С помощью передающего объектива световой поток формируется в узкий луч, направляемый вдоль оси барабана на вращающееся зеркало. В зависимости от углового положения барабана и зеркала отраженный от зеркала луч направляется в ту или иную точку поверхности в зоне обзора. Часть отраженного от поверхности светового потока, попадающая на зеркало, направляется на прием-

ный объектив, который направляет его на фотоприемное устройство. Электрический сигнал с фотоприемного устройства после усиления поступает вместе с опорным сигналом от генератора на фазовый детектор, который обеспечивает возможность измерения разности фаз между моделирующим напряжением и напряжением с фотоприемного устройства. Разность фаз напряжения несет информацию о дальности l_i до точки отражения луча.

Поскольку между скоростью вращения электродвигателя, барабана и зеркала существует однозначная связь, то датчик углового положения ротора электродвигателя обеспечивает информацией об угловом положении зеркала как по азимуту, так и по углу возвышения. Информация об угловом положении зеркала в виде констант записывается в ПЗУ.

Специализированный процессор предназначен для преобразования координат замеренных точек рельефа из сферической системы координат, связанной с центром сканирующего зеркала, в прямоугольную, связанную с корпусом планетохода. Состоит процессор из интерфейсов связи ЛОИС и БЦВМ, арифметического блока, блока микропроцессорного управления и ПЗУ констант и таблиц тригонометрических функций.

Важнейшим достоинством данной СТЗ-Б являются большие углы зрения, практически недостижимые для других вариантов СТЗ.

К варианту СТЗ с относительно малыми углами зрения, что определяется углами зрения объективов телекамер, относится стереотелевизионная СТЗ с вертикальным базисом [61, 112]. Ограничения по времени вычислений и углу зрения не позволяют использовать эту СТЗ в оперативной рабочей зоне, но не исключают возможности применения в качестве СТЗ-Д.

На рис. 5.20 приведена схема построения топографического плана местности с помощью данной СТЗ-Д. Процесс определения геометрических параметров местности заключается в следующем. Две телевизионные камеры с вертикальной разверткой строк устанавливают с вертикальным базисом h . При съеме информации с телевизионных камер световая интенсивность всех пикселей строки записывается в виде напряжений. При анализе каждой из этих строк определяются угловые координаты экстремальных точек кривой световой интенсивности каждой строки обеих камер φ_1 и φ_2 . Затем рассматриваются попарные строки развертки верхней и нижней телевизионных камер, сканирующие поверхность в одной плоскости. В качестве начальной экстремальной точки рассматривается точка пересечения сканирующей плоскости с линией горизонта. Зная установочную базу, методом триангуляции определяют координаты экстремальной точки N_i относительно оптического центра одной из

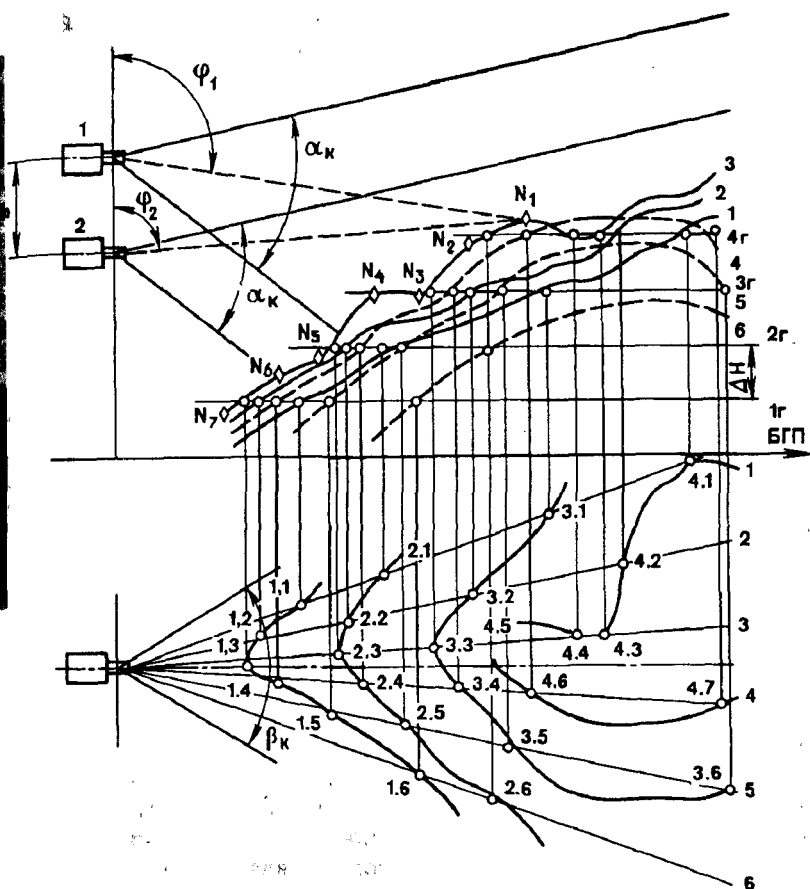


Рис. 5.20. Схема построения топографического плана с помощью СТЗ-Д: 1 и 2 — верхняя и нижняя ТВК; φ_1 и φ_2 — угловые координаты экстремальных точек световой интенсивности каждой строки; α_k — угол зрения ТВК в вертикальной плоскости; β_k — угол зрения ТВК в горизонтальной плоскости; БГП — базовая горизонтальная плоскость; ΔH — шаг прохождения секущих горизонтальных плоскостей; b — общие установки ТВК

камер. Затем определяются другие экстремальные точки N_2, N_3, N_4 и т.д. этой же плоскости. Определяют вид ломаной линии, проходящей через найденные точки, фиксируют некоторую базовую горизонтальную плоскость, от которой с шагом ΔH рассекают полученную

ломаную линию горизонтальными плоскостями 1Г, 2Г и т.д., и определяют координаты точек пересечения. Рассматривая также последующие стереопары строк, можно получить множество точек топографического плана, из которых выделяются подмножества точек одного уровня. Зная координаты точек и расстояние между плоскостями ΔH , не составляет труда определить наклон местности между точками. Информация о координатах точек и наклоне местности используется для построения геометрической модели внешней среды.

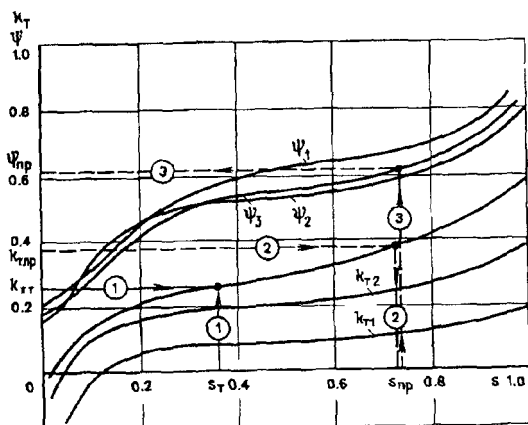
5.5.3. Методы прогнозирования опорной проходимости. Введение в КИС планетоходов систем прогнозирования опорной проходимости позволит увеличить эффективность их работы с позиций как затрат энергии на перемещение, так и затрат времени за счет повышения средних скоростей движения. Это обеспечивается возможностью выбора траекторий движения по участкам, где будет минимальное буксование движителя. Так, снижение коэффициента буксования с 0,6 до 0,1 приведет к увеличению фактической скорости движения в два раза, а затраты энергии могут быть понижены в несколько раз. К сожалению, до настоящего времени не разработаны методы дистанционного определения механических свойств грунта, на которых могут базироваться методы прогнозирования опорной проходимости.

В этой ситуации представляется возможным механические свойства грунта, находящегося под планетоходом, экстраполировать на окружающее пространство в пределах нескольких десятков метров в окрестности планетохода. Геометрические характеристики этой же зоны определены с помощью СТЗ. В конечном счете задача сводится к определению в темпе движения возможных величин коэффициентов буксования $s_{пр}$ и сопротивления перемещению $\psi_{пр}$ на дискретных участках рабочей зоны с известными от СТЗ координатами и значениями $tg v_i$ (где v_i — наклон i -го участка местности по текущим значениям коэффициентов буксования s_i и сопротивления перемещению ψ_i). Текущее значение коэффициента буксования может быть определено [190] в соответствии с выражением

$$s_{т} = 1 - V_{п} \frac{\sum M_i}{\sum M_i \alpha_i R_k}, \quad (5.22)$$

Рис. 5.21. Последовательность операций при прогнозировании параметров опорной проходимости:

1 — определение номера функции $k_T = f(s)$, по текущим значениям k_T и s_T ; 2 — определение прогнозируемого коэффициента буксования $s_{пр}$ по известному значению $k_{Tпр}$; 3 — определение прогнозируемого коэффициента сопротивления перемещению $\Psi_{пр} = f_2(s)$ по найденному значению $s_{пр}$



где $V_{п}$ — поступательная скорость планетохода; M_i — крутящий момент на i -м колесе; ω_i — угловая скорость i -го колеса; R_k — радиус колеса.

Текущее значение коэффициента сопротивления перемещению определяется по уравнению

$$\Psi_T = \frac{\sum M_i}{R_k G}, \quad (5.23)$$

где G — вес планетохода.

Для определения $s_{пр}$ и $\Psi_{пр}$ необходимо знать и величину коэффициента тяги двигателя k_T . Метод может быть реализован при условии, что перемещению планетохода по трассе предшествует эмпирическое определение функциональных зависимостей $k_T = F_1(s_{пр}, v)$ и $\Psi_{пр} = F_2(s_{пр}, v)$ для различных типов грунтов. Функционалы F_1 и F_2 представляют собой набор функций $k_{Tипр} = f_{1i}(s_{ипр})$ и $\Psi_{ипр} = f_{2i}(s_{ипр})$ для всех i типов грунта, причем каждый f_{1i} ставится в соответствие f_{2i} . Поскольку $k_T = \text{tg } v$, то, зная текущие значения k_T и s_T , определяют функции f_{1i} и f_{2i} для типа грунта, по которому движется планетоход (рис. 5.21). Определяя величину $k_{Tипр} = \text{tg } v$ оцениваемого дискретного участка местности, через $k_{Tипр} = f_{1i}(s_{ипр}, v)$ определяют значение $s_{ипр}$, через $\Psi_{ипр} = f_{2i}(s_{ипр}, v)$ по найденному значению $s_{ипр}$ определяют $\Psi_{ипр}$.

5.5.4. Измерение углов пространственного положения корпуса. Измерение углов крена γ и дифферента ν необходимо для ряда задач. К ним относятся преобразование координат СТЗ, определение текущих и прогнозируемых значений k_{Ti} и ψ_i , формирование понятийной модели внешней среды, определение предельно допустимых значений наклонов корпуса по устойчивости к опрокидыванию, счисление перемещений планетохода в независимой системе координат.

Для получения текущей информации о крене и дифференте планетохода в большинстве случаев целесообразно применять гировертикали различных конструкций. Выходной сигнал гировертикали содержит как информацию об общем наклоне местности, так и о более высокочастотных колебаниях корпуса планетохода по крену и дифференту, вызванных движением по преодолемым препятствиям.

При решении навигационных задач используется информация о наклонах местности, поэтому при формировании алгоритмов обработки информации с целью повышения точности навигационных расчетов следует предусматривать решение задачи фильтрации выходного сигнала гировертикали. Конструктивные и эксплуатационные особенности гировертикалей имеют много общего с гидроприборами курсоуказания.

Специфические особенности технических характеристик и ограничений планетоходов различного назначения могут иногда сделать невозможным применение гировертикали. В таких случаях возникает необходимость в создании специализированных устройств для измерения крена и дифферента, при этом еще на этапе выбора принципиального решения необходимо учитывать не только условия функционирования прибора на той или иной планете (например, гравитацию), но и влияние на него космических факторов в процессе перелета (невесомость, длительное воздействие радиации и др.). В качестве одного из возможных и перспективных принципов построения специализированных датчиков крена и дифферента можно указать различные конструктивные модификации приборов маятникового типа.

5.5.5. Счисление трассы движения. Задание на движение планетоходу выдается в наиболее сложном случае в виде ломаной линии, связывающей точку старта, некоторое количество промежуточных целей и точку финиша. Эта линия является проекцией ожидаемой траектории движения, проложенной на реальной поверхности, на горизонтальную поверхность. Оперативная и локальная модели внешней среды строятся также в горизонтальных системах координат. В этих же системах координат осуществляется планиро-

вание траекторий движения оперативного и локального иерархических уровней управления.

Для обеспечения движения по заданной и планируемым траекториям для достижения цели движения необходимо в темпе движения решать задачу оперативной навигации или счисления трассы движения. Она заключается в оперативном определении положения планетохода на местности в процессе его перемещения. Для проведения навигационных расчетов необходимо иметь информацию о направлении движения и о величине пройденного пути.

Измерение пройденного пути может осуществляться различными способами, простейшим из которых является использование отметок оборотов ведущих и ведомых колес.

Длина проекций пути планетохода $S_{гор}$ на горизонтальную плоскость равна:

$$S_{гор} = \frac{\pi R}{n} \sum_{i=1}^p \frac{m_{1i} + m_{2i}}{\cos v_i} (1 - s_{срi}), \quad (5.24)$$

где n — число отметок за один оборот ведущего колеса; m_1 и m_2 — число отметок, снимаемых с ведущих колес левого и правого бортов на i -м участке траектории; $i = 1, 2, \dots, p$ — номер участка траектории движения, характеризуемого постоянством угла дифферента планетохода, $s_{срi}$ — среднее статистическое значение коэффициента буксования на i -м участке траектории. Этот метод может использоваться для неответственных измерений или в качестве резервного при выходе из строя более точных устройств измерения перемещений.

Другим сравнительно простым методом измерения пути является использование самоориентирующегося мерного колеса. Подобные устройства использовались в советских луноходах. Недостатком метода является искажение информации за счет наличия юза колеса на слабонесущих грунтах и вращения колеса при отрыве от грунта, реверсировании движения планетохода и обкатке макронеровностей. Как показала практика эксплуатации, средняя величина погрешности измерений этим методом достигает 10%. Недостатком является и возможность поломок мерного колеса, особенно при работе среди камней. Подробный анализ функционирования такого измерителя и рекомендации по способам обработки информации приведены в работах [3, 130].

Другие существующие методы измерения пройденного пути существенно сложнее в реализации, но их применение позволяет исключить или уменьшить недостатки рассмотренных выше спосо-

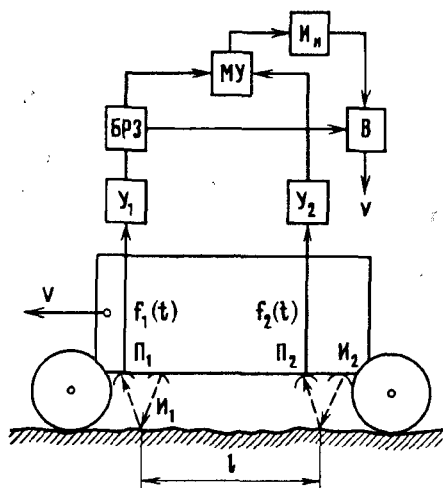


Рис. 5.22. Структурная схема измерения пройденного пути корреляционным методом

бов. Один из таких методов состоит в измерении скорости перемещения планетохода относительно поверхности с последующим интегрированием ее величины. В качестве примера измерения скорости движения можно рассмотреть способ, основанный на корреляционном методе [97], сущность которого иллюстрирует рис. 5.22. К поверхности, по которой со скоростью v дви-

жется планетоход, направленные излучатели I_1 и I_2 (осветители, γ -источники и др.) посылают поток энергии. Отраженные сигналы воспринимаются соответствующими приемниками Π_1 и Π_2 , расположенными на расстоянии l друг от друга. Вследствие различных неоднородностей поверхности, по которой движется планетоход, интенсивность (или другой параметр) отраженных сигналов изменяется. Усилители Y_1 и Y_2 усиливают эти сигналы до уровня, достаточного для нормальной работы коррелятора, состоящего из блока регулируемого запаздывания (БРЗ), множительного устройства (МУ) и интегратора (или фильтра нижних частот) I_H .

Поскольку второй приемник смещен относительно первого в направлении движения на расстояние l , то сигнал $f_1(t)$ повторится сигналом во втором приемнике $f_2(t)$ с запаздыванием τ_3 , пропорциональным расстоянию l и обратно пропорциональным скорости планетохода v , т.е. $\tau_3 = l/v$. В идеальном случае оба сигнала были бы идентичны, в реальных же условиях сигналы будут хотя и близки по форме, но все же заметно отличны друг от друга. Поэтому в качестве сравнивающего устройства используют коррелятор.

С помощью БРЗ, включенного в канал первого сигнала $f_1(t)$, регулируется запаздывание τ . Выходной сигнал коррелятора максимален при $\tau = \tau_3$, т.е. при равенстве регулируемого τ и транспортного τ_3 запаздываний. В этом случае скорость движения планетохода определяется вычислителем В как $v = l/\tau$. Управление БРЗ может быть автоматизировано, различные методы автоматиза-

ции корреляционного метода измерения подробно рассмотрены в работе [97].

Корреляционный способ измерения скорости обеспечивает в наземных условиях высокую точность измерения (реально достигнутая величина погрешности измерения скорости проката составляет 0,1%), но следует помнить, что при использовании его на планетоходах достаточно сложными являются выбор рода излучения и техническая реализация первичных преобразователей, функционирующих в условиях планет, а также блока регулируемого запаздывания на достаточно большие значения τ . Кроме того, при движении планетохода по неподготовленной местности неизбежно будут иметь место колебания планетохода относительно продольной и поперечной осей при преодолении препятствий, что приводит к заметным различиям сигналов $f_1(t)$ и $f_2(t)$ и затрудняет работу коррелятора. Все эти вопросы еще ждут своего решения.

При измерениях пройденного планетоходом пути для целей навигации в большинстве случаев отсутствует возможность осуществления контактов с системой, принятой за начало отсчета. В этих случаях обычно используются для измерения параметров движения инерциальные приборы, однако применительно к планетоходам их использование с учетом существующего сейчас уровня технических характеристик и сравнительно малых скоростей непрерывного движения планетохода, сопровождаемого толчками и ударами, представляется затруднительным.

Измерение направления движения планетохода также должно осуществляться в соответствии с требованиями по точности, необходимыми для решения задач оперативной навигации. Наиболее развитыми и распространенными устройствами для определения направления движения в настоящее время являются гироскопические приборы, обеспечивающие достаточно высокую точность измерений, а следовательно, и требуемое качество навигационных расчетов. Поэтому для измерения курса ψ планетохода целесообразно применять гироскопоуказатели различного вида (например, гироскопы). Существует обширная литература, посвященная особенностям функционирования гироскопов, различным способам их конструктивного воплощения и требованиям к их эксплуатации, в связи с чем нет необходимости подробнее рассматривать эти вопросы. Однако следует помнить, что гироскопическим приборам присущи и некоторые недостатки, к наиболее существенным из которых можно отнести сравнительно высокие массу и габариты, значительное энергопотребление, необходимость в специализированном электропитании, требований регулярной коррекции ухода гироскопа для поддержания точности измерения в заданных пределах. В ряде

случаев эти недостатки giroприборов могут стать серьезным препятствием для их применения в планетоходах.

Для неответственных измерений или в качестве резервного варианта определение курса движения может осуществляться с помощью ведущих колес правого и левого бортов. Изменение курса $\Delta\psi_k$ относительно первоначального может быть определено по уравнению

$$\Delta\psi_k = \frac{2\pi R}{nB} \sum_{i=1}^n \frac{m_{1i} - m_{2i}}{\cos \nu_i} (1 - s_{cpi}), \quad (5.25)$$

где B — колея планетохода.

Наличие возмущающих воздействий внешней среды на траекторию движения, проявляющихся в виде бокового сползания и интенсивного увода при движении по косогорам, помимо усложнения задачи управления может привести в некоторых случаях к необратимой аварийной ситуации, например, в случае сползания в зону косогора с большей крутизной. Поскольку прогнозирование таких участков практически невозможно, единственной мерой, предотвращающей попадание в подобные ситуации, является запрещение движения по участкам косогор с интенсивным боковым сползанием. Для этого необходимо постоянно контролировать соотношение поперечного и продольного перемещений или поперечной и продольной составляющих скорости перемещения центра масс планетохода. В качестве критического принимается некоторое пороговое значение коэффициента поперечного перемещения, характеризующего соотношение поперечной и продольной составляющих скорости движения центра масс планетохода, например, равное единице:

$$\lambda = \frac{V_{xp}}{V_{yp}}, \quad (5.26)$$

где V_{yp} — скорость перемещения центра масс планетохода в поперечном направлении; V_{xp} — скорость перемещения центра масс планетохода в продольном направлении.

В планетоходах, имеющих исполнительные механизмы, позволяющие компенсировать боковое сползание, величина λ может служить управляющим параметром в системе управления этих механизмов.

5.5.6. Системы определения силомоментной загрузки конструкции и система тактильного очувствления. Поскольку в настоящее время и в ближайшем будущем основным видом тяговых приводов планетоходов, видимо, будет электропривод, то его сле-

дует считать одним из основных источников силомоментного нагружения элементов конструкции планетоходов в процессе его эксплуатации. Важнейшим и наиболее удобным контролируемым параметром при этом могут быть токи тяговых электродвигателей. Измерение токов позволяет правильно организовать как режимы работы самих ТЭД, так и аппаратуры управления электроприводами с учетом индивидуального характера их загрузки. Для формирования измерительной схемы можно считать пригодными способы измерения токов, применяемые для аппаратуры наземного назначения.

Информация о величине токов ТЭД может быть использована, прежде всего, для управления режимами работы тяговых электроприводов, поскольку по величине токов можно с достаточной степенью точности судить о моментах нагрузки на движителях. Добавление к измерительной схеме порогового устройства, настроенного на предельно допустимое значение тока, позволяет решить одну из задач обеспечения безопасности планетохода: при достижении током опасных значений пороговое устройство вырабатывает сигнал "Аварийный стоп", а после остановки машины принимаются меры по выявлению причин возникновения опасных перегрузок и их устранению. Наконец, токи ТЭД служат косвенной оценкой условий движения, вследствие чего они представляют более широкий научный интерес и по возможности должны передаваться по каналам телеметрии в наземный центр управления.

Измерение моментов на движителях дает более полное и точное представление о взаимодействии планетохода с местностью, однако и сами измерительные устройства получаются более сложными. Поскольку о величине момента на валу преимущественно судят по углу закрутки вала, то в качестве первичного преобразователя чаще всего применяются тензометрические датчики, хотя принципиально применимы и другие виды первичных преобразователей (струнные, индуктивные и другие типы датчиков). В связи с необходимостью установки первичных преобразователей на валу движителя основной трудностью в разработке устройств для измерения крутящих моментов можно считать создание датчиков, сохраняющих работоспособность и достаточную стабильность характеристик в разнообразных, сложных и изменяющихся в весьма широком диапазоне окружающих условиях разных планет.

Дополнительно к этому встает проблема обеспечения токосъема с вращающегося вала либо разработки схем с бесконтактной передачей измеренного сигнала при наличии электрических и магнитных полей. В силу указанных причин проблема измерения моментов для транспортных аппаратов космического назначения в настоящее время еще ждет своего решения.

Силовое нагружение и разрушение конструкции корпуса планетохода может произойти при пропуске СТЗ-Б выступающих препятствий, например, расположенных на слабонесущих грунтах, движение по которым сопровождается образованием колеи. Одним из возможных вариантов избежать потери подвижности планетохода при посадке его на выступы рельефа является установка на них тактильных датчиков, выдающих информацию о факте контакта с поверхностью. В качестве технической основы подобных измерителей могут использоваться как устройства, обеспечивающие механический контакт с выступающим образованием рельефа местности, так и любые другие (емкостные, индуктивные, оптоэлектронные и т.д.).

5.6. Примеры систем управления движением

Интерактивные и автономные СУД обладают определенной общностью в технических решениях, поэтому для иллюстрации ранее изложенного материала полезно рассмотреть итоги функционирования систем автоматики и управления движением луноходов.

Управление движением "Лунохода-1" осуществлялось из Центра дальней космической связи с помощью системы дистанционного управления (СДУ) (рис. 5.23). СДУ включает в себя наземный ком-

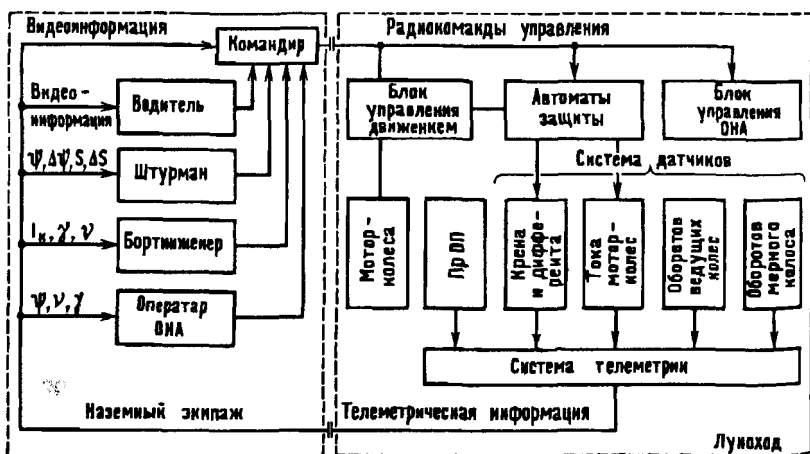


Рис. 5.23. Структурная схема дистанционного управления "Луноходом-1"

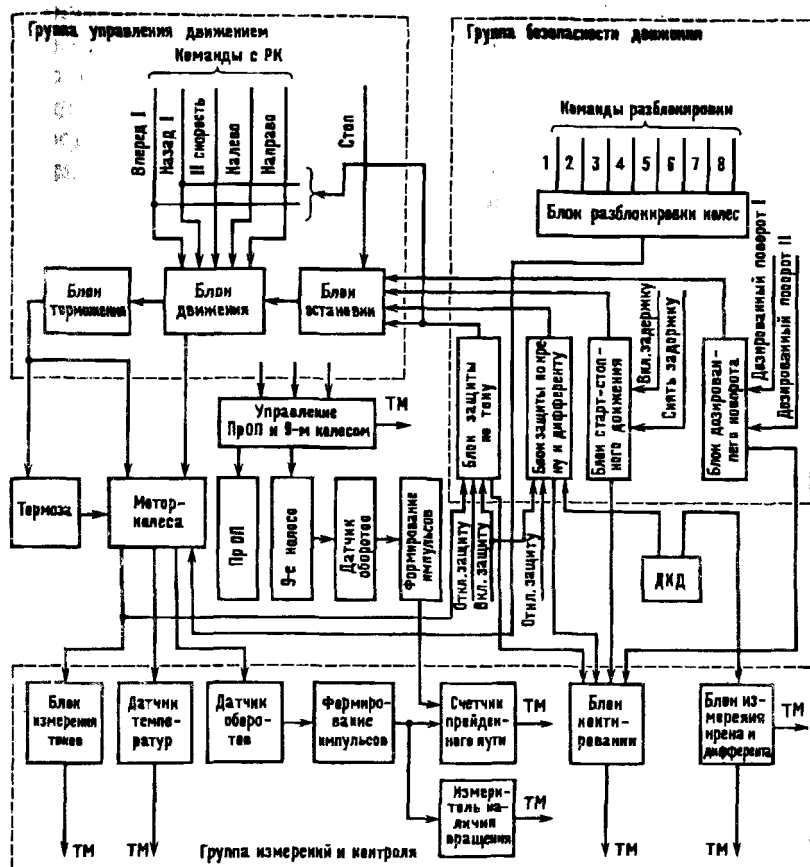


Рис. 5.24. Функциональная схема блока автоматики шасси "Лунохода-1"

плекс (с пультами управления и видеоконтрольными устройствами), логические схемы бортовой автоматики (блок управления движением) с исполнительными двигателями, измерительно-телеметрический комплекс, причем управление всей системой осуществляется наземным экипажем. Управление движением "Лунохода-1" производилось с использованием малокадрового телевидения, но при необходимости транспортная обстановка уточнялась по телефотопанорамам, имеющим большее разрешение [3].

Более подробное представление о составе и структурных связях СДУ дает приведенная на рис. 5.24 функциональная схема работы

блока автоматике шасси "Лунохода-1" [130] во взаимодействии с остальными частями шасси. Этот блок предназначен для преобразования команд СДУ и выдачи их на исполнительные органы, формирования команд, обеспечивающих безопасность движения, преобразования сигналов измерительных датчиков, программирования работы прибора оценки проходимости и передачи результатов его измерений. В соответствии с выполняемыми функциями блок автоматике шасси представлен в виде следующих групп: управления движением, формирования команд безопасности движения, измерений и контроля, управления прибором оценки проходимости (ПрОП). Каждая группа в свою очередь состоит из нескольких функциональных блоков.

В группу управления движением входят блоки движения, торможения и остановки. Блок движения обеспечивает высокую маневренность шасси при минимальном количестве команд движения и состоит из логического устройства, на вход которого поступают команды движения в виде кратковременных импульсов напряжения, и исполнительного устройства (переключателей), осуществляющего коммутацию тяговых электродвигателей.

Блок торможения осуществляет переключение тяговых электродвигателей в режиме динамического торможения и управление фрикционными тормозами. При пуске тяговых двигателей электромагнитные обмотки тормозов получают питание, благодаря чему происходит растормаживание двигателей, при остановке питание тормозов отключается и происходит торможение. Для уменьшения потребления электроэнергии электромагнитные тормоза имеют две обмотки: форсирующую, с большим потреблением, предназначенную для включения электромагнита, и удерживающую, с малым потреблением.

Блок остановки выполнен на электромагнитных реле и посылает в блок движения сигнал на остановку шасси при получении с Земли команды "Стоп" либо сигналов на остановку от бортовых автоматов защиты. Группа безопасности движения обеспечивает формирование команд на автоматическую остановку шасси при достижении опасных углов крена и дифферента (блок защиты по крену и дифференту), перегрузке какого-либо двигателя (блок защиты по току), истечении заданного времени при дозированном движении (блок старт-стопного режима) и отработке заданных углов поворота (блок дозированного поворота). При этом на Землю выдается телеметрическая информация о причине остановки.

Блок защиты по крену и дифференту получает на вход сигналы от гироскопического датчика крена и дифферента (ДКД).

Блок защиты по току срабатывает при перегрузке какого-либо электродвигателя, причем при движении на первой скорости выдает сигнал на остановку шасси, а на второй — на автоматическое переключение со второй скорости на первую.

Блок старт-стопного режима движения осуществляет дозированное во времени движение, выдавая по истечении заданного времени сигнал на остановку.

Сигнал о достижении заданного угла поворота поступает в блок дозированного поворота от бортовой системы курсоуказания. Дозированное движение выполняется при маневрировании по сложной трассе, при ориентации на Солнце солнечной батареей и в ряде других случаев.

Для безопасности функционирования и простоты управления не допускается включение второй скорости с места и при отключенной защите по току.

В луноходе предусматривается также аварийная разблокировка колес подачей электрического импульса на механизм разблокировки.

В группу контроля и измерений входят блоки измерения токов двигателей, текущих значений крена и дифферента, пройденного пути и температуры мотор-колес лунохода. Текущие значения измеренных сигналов передаются по каналам телеметрии ТМ на наземный центр управления.

В СДУ луноходом органически включен как важнейшее и направляющее звено человек-оператор, а точнее группа операторов, составлявшая экипаж лунохода, со следующим распределением обязанностей:

водитель непосредственно управлял движением лунохода, выдавая команды в соответствии с телевизионной информацией о транспортной обстановке;

командир осуществлял общее руководство движением, реализуя выполнение заранее заданной программы сеанса, и дублировал водителя, причем приоритет в принятии решения принадлежал командиру;

штурман производил прокладку маршрута и счисление пути по телеметрическим данным навигационных приборов;

бортинженер с группой специалистов анализировал состояние бортовых систем по телеметрической информации; командир экипажа при принятии решений всегда учитывал доклады бортинженера,

содержание которых могло повлиять на режим и направление движения;

оператор наведения остронаправленной антенны обеспечивал оптимальную ориентацию антенны по отношению к Земле (через эту антенну осуществлялась передача телевизионного изображения лунной поверхности).

Выработка методов вождения лунохода, определение ходовых качеств самоходного шасси и тренировка экипажа проводились на всех этапах эксплуатации лунохода, а также во время наземных испытаний, что позволило разработать методы оценки эффективности работы самого шасси в СДУ. При этом критериями оценки качества вождения лунохода можно принять: вероятность (частоту) попадания аппарата в опасные ситуации (критерий безопасности управления), точность движения по заданному маршруту (критерий точности управления), среднюю скорость движения и энергопотребление на единицу пути (критерии качества процесса управления).

Точность выдерживания заданного маршрута при дистанционном управлении определяется точностью решения штурманом навигационных задач, а также величиной средних отклонений действительной траектории движения от кратчайшего расстояния между началом и концом движения. Эти отклонения вызваны необходимостью объезда непреодолимых препятствий, и их величина в значительной мере определяет точность вождения по трассе. Отношение фактически пройденного пути к кратчайшему расстоянию между началом и концом движения для "Лунохода-1 и -2" составляет в среднем 1,1.

Г Л А В А 6

ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ И ИСПЫТАНИЯ УЗЛОВ ТРЕНИЯ

При создании планетоходов конструктор неизбежно сталкивается с проблемой обеспечения работоспособности силовых узлов трения. Узлы трения планетохода должны надежно функционировать в высоком вакууме, если им предстоит работать на Луне или в космическом пространстве, и в среде углекислого газа в том случае, если планетоход предназначен для эксплуатации на Марсе и Венере.

6.1. Особенности эксплуатации узлов трения в космосе и на планетах

При высоком вакууме окисные пленки, всегда присутствующие на поверхности трения в условиях земной атмосферы, уничтожаются, а их восстановление из-за отсутствия кислорода, практически невозможно. Из-за ухудшения теплообмена значительно повышается температура в зоне трения, отрицательно сказывающаяся на микро- и макроструктурных свойствах материалов.

При сухом трении (в отсутствии смазки) влияние вакуума на процессы трения и износа, а следовательно, и на работоспособность пары трения тем сильнее, чем выше нагруженность и быстроходность узла. Поэтому у высоконагруженных узлов планетохода это влияние оказывается существенным уже при давлении 10^{-1} ... 10^{-3} Па. В то же время в малонагруженных узлах, например узлах приборного типа, влияние вакуума может проявляться при больших разрежениях — 10^{-4} Па и выше.

Вакуумная среда, как показали исследования последних лет, существенно влияет и на характеристики усталостного разрушения металлов и сплавов, заметно повышая их циклическую прочность, тогда как статическая прочность возрастает незначительно — всего на несколько процентов [66]. Следует отметить, что влияние вакуумной среды на предел усталости неоднозначно и зависит от механизма усталости конкретного материала. В частности, для некоторых высокопрочных сталей и титановых сплавов предел усталости в вакууме оказывается выше, чем на воздухе.

При работе узлов трения в среде углекислого газа (атмосфера Марса) процессы трения имеют свои особенности. В настоящее

время нет теории, способной строго предсказать фрикционное поведение материалов в атмосфере углекислого газа. Отсутствуют также сведения и о влиянии низкого давления CO_2 (0,5...2 кПа) на свойства материалов. Однако можно предполагать, что углекислый газ представляет опасность для пары трения как кислородосодержащая среда, способствующая окислительному износу. Атомарный кислород образуется в результате диссоциации CO_2 , при этом он может вступать в реакцию с металлами, образуя окислы [65]. В этом случае износостойкость материала при трении определяется износостойкостью и механической прочностью поверхностных пленок и фрикционными свойствами продуктов износа. Если эта пленка достаточно износостойка и устойчива к окислительному действию углекислого газа (например, азотированные или цианированные поверхности), то фрикционные характеристики не будут заметно изменяться. И хотя по своей окислительной способности в области относительно невысоких температур и давлений CO_2 уступает чистому кислороду и воздуху, тем не менее эта способность проявляется достаточно заметно.

Температурные процессы также играют важную роль при трении и изнашивании. При повышении температуры работоспособность узлов трения падает. При высоких температурах резко снижаются механические характеристики конструкционных материалов, возрастает химическая активность трущихся тел, взаимодействующих друг с другом и окружающей средой, значительно ускоряются процессы диффузии и десорбции, что приводит к изменениям поверхностных свойств материалов. Поэтому наиболее остро проблема влияния высоких температур на работоспособность узлов трения стоит для Венеры, температура атмосферы которой приближается к 500°C .

Проблема обеспечения работоспособности узлов трения при низких температурах, т.е. в диапазоне 0...273 К, пока мало изучена. Известно, что при низких температурах конструкционные материалы ведут себя неодинаково. Так, например, целый ряд углеродистых сталей и металлов с объемно-центрированной решеткой (W, Mo, Ta, Fe) при температуре ниже 173 К подвержены хрупкому разрушению. В то же время металлы, у которых структура имеет гранцентрированную решетку (Al, Ni, Pb, Cu) или гексагональную плотно упакованную структуру (Be, Mg, Zn, Ti), могут хорошо работать при низких температурах. Также не столь чувствительны к низким температурам нержавеющие стали аустенитного класса, сплавы меди, никеля, титана и др.

Подавляющее большинство пластмасс при сильном охлаждении теряют эластичность и становятся хрупкими. Особенно опасны для полимерных материалов резкие изменения температуры, которые

могут привести из-за чрезмерных напряжений к полному разрушению пластмассовых деталей.

Высокие и низкие температуры оказывают существенное влияние и на работоспособность смазок. Практически вследствие процессов разложения и испарения смазки предел ее работоспособности ограничен температурой 200...250°C, а нижний предел из-за значительного повышения вязкости —70...—80°C [146].

Экстремальные условия космоса характеризуются также и радиационным воздействием на материалы и смазки, которое приводит к неблагоприятным изменениям механических (пластмассы) и физико-химических (твердо-смазочные покрытия и пластичные смазки) характеристик. Защита от воздействия радиации решается рациональным конструированием узла трения.

И, наконец, влияние невесомости или малого планетного притяжения может сказываться только в случае применения жидких смазок, что является одной из причин нежелательного их применения в узлах трения планетохода.

6.2. Методы обеспечения работоспособности узлов трения

Существуют, по крайней мере, три направления, в которых может решаться проблема обеспечения работоспособности узлов трения: размещение узлов в герметизированном объеме, применение твердых смазок и твердо-смазочных покрытий (ТСП) на поверхностях трения и использование для деталей трения самосмазывающихся композиционных материалов. Рассмотрим эти направления.

При размещении узлов трения в герметизированных объемах (с полной или частичной герметизацией) могут применяться традиционные конструкционные материалы и пластичные смазки. Конструкторские решения в этом случае отличаются большим многообразием и высокой эффективностью, а использование смазок обеспечивает незначительные потери и уменьшает изнашивание трущихся деталей.

Для создания герметизированных объемов, в которых работают узлы трения, применяют целый ряд уплотнительных устройств и вакуумных вводов для передачи движения во внутреннее пространство как механических, так и электрических [146, 164]. В частности, хорошо себя зарекомендовали торцово-сильфонные уплотнения (рис. 6.1). Сильфон уплотнения изготавливается из наполненного фторопласта марок ФН-3 или ФН-202 (см. табл. 6.6), а ответная опорная шайба — из титанового сплава, подвергнутого азотированию. Уплот-

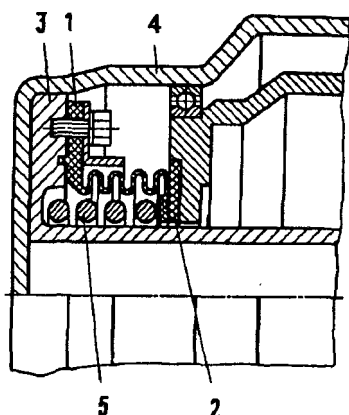


Рис. 6.1. Торцово-силиконовое уплотнение: 1 — силифон; 2 — опорная шайба; 3 — вал; 4 — корпус; 5 — пружина

нения рекомендуется применять в узлах планетохода, где частота вращения вала (диаметр 20...30 мм) не превышает 300 об/мин. Выбор типа уплотнения зависит от того, каковы ресурс узла, допускаемых расход смазки через уплотнения и перепад давлений между герметизируемой полостью и пространством снаружи машины. При конструировании узла трения иногда достаточно иметь

просто лабиринтную или цилиндрическую щель, допуская определенный расход смазки из герметизированного объема.

Расход смазки с достаточной точностью можно рассчитать по формуле

$$G = 7,7pkAt/\sqrt{T/M},$$

где G — расход смазки, г; p — давление газа внутри герметизированного объема, равное давлению насыщенных паров смазки при данной температуре, Па; A — площадь проходного сечения, мм²; t — время пребывания узла трения в вакууме, с; M — молекулярная масса смазки в газовой фазе; T — абсолютная температура узла (смазки), К; k — поправочный коэффициент, характеризующий соотношение длины и ширины щели [81].

Из приведенной формулы следует, что расход смазки зависит главным образом от температуры, экспоненциально влияющей на давление пара внутри герметизированной полости.

В герметизированных узлах иногда создают микроклимат, уменьшающий вакуум. Для этого используют различные газящие вещества, в том числе обычные пластичные смазки с относительно высоким давлением насыщенных паров. Испаряясь и оседая на трущихся поверхностях, пары смазки предотвращают сухое трение.

Применение твердых смазок и ТСП позволяет обеспечить работоспособность сухих узлов трения, не прибегая к герметизации узла. Диапазон применения их — 130...500°C.

Из известных твердых смазок наибольшее применение получил дисульфид молибдена, который вводят в состав самосмазывающихся

материалов и ТСП. Более подробные данные о ТСП, рекомендуемых для применения в узлах трения планетохода, приводятся ниже.

Третьим направлением решения проблемы работоспособности узлов трения является применение конструкционных самосмазывающихся материалов. К ним относятся антифрикционные самосмазывающиеся пластмассы (АСП-пластики) и металлические композиции, в структуре которых находится твердая смазка или другие добавки, препятствующие схватыванию пары трения.

Самосмазывающиеся материалы имеют однородное строение и хорошо обрабатываются резанием, что особенно важно при изготовлении деталей трения сложной геометрии, например, зубчатых колес, кулачков и т.д.

К группе конструкционных самосмазывающихся материалов относятся также применяемые в парах скольжения комбинированные материалы: металлофторопластовые ленты, полиамидо-аримидные ткани, приклеиваемые на металлическую основу и другие композиции.

6.3. Смазки и материалы для узлов трения

Пластичные смазки состоят из двух компонентов: жидкой основы и загустителя. Нередко в их состав вводят различные наполнители: графит, дисульфид молибдена и др. Они должны иметь малую испаряемость при пониженном давлении среды и работать (обеспечивать заданные антифрикционные характеристики паре трения) в достаточно широком диапазоне температур. В качестве жидкой основы (дисперсной среды) в основном применяют синтетические жидкости, молекулярные цепи которых разрываются при температурах выше 250°C , а давление насыщенных паров невелико. Перечень и некоторые характеристики отечественных пластичных смазок, рекомендуемых для смазывания узлов трения планетохода, приведены в табл. 6.1. Наилучшими свойствами обладают смазки ВНИИ НП-246 (применялась на "Луноходе-1 и -2"), ВНИИ НП-284 и ЦИАТИМ-221. Смазку ВНИИ НП-284 можно применять даже в открытом космосе, защитив от воздействия радиации.

Твердые смазки обеспечивают смазывание рабочих поверхностей в условиях сухого трения в экстремальных условиях. В качестве твердых смазок используют мягкие металлы: золото, серебро, платину, индий, галлий и т.д., мягкие окислы и соли металлов типа фторидов (PbO , CaF_2 , BaF_2), неорганические и органические стекла, различные полимеры, смазки со слоистой структурой типа дихальге-

Таблица 6.1. Вакуумные антифрикционные смазки [153]

Смазка	Дисперсионная среда (основа)	Загуститель	Температурный предел работоспособности, °С	Область применения
ВНИИ НП-274 ГОСТ 19337-73	Полихлорсилоксановая жидкость	Литиевое мыло стеариновой и 12-оксистеариновой кислот	- 80...160	Малонагруженные шарикоподшипники и маломощные редукторы при атмосферном давлении и в вакууме до 10 пПа
ВНИИ НП-246 ГОСТ 18852-73	Полихлорсилоксановая жидкость	Пигмент	- 80...250	Высокоскоростные подшипники качения и силовые редукторы в атмосферных условиях и в вакууме
ВНИИ НП-284 ТУ 38	-	-	- 110...250	Силовые узлы трения в атмосферных условиях, углекислом газе и в вакууме
ВНИИ НП-257 ГОСТ 16105-70	Смесь полифенилметилсилоксановой жидкости 133-158 (ФМ 1322/300) и диэпоктилсебацината	Комплексное натриевое мыло стеариновой кислоты и нитрита натрия, дисульфид молибдена	- 60...150	Приборные подшипники, маломощные редукторы в вакууме до 1 мкПа и ниже

252

Смазка	Дисперсионная среда (основа)	Загуститель	Температурный предел работоспособности, °С	Область применения
ВНИИ НП-270 ТУ 38 10164-76	Смесь полифенилметилсилоксановой жидкости ФМ-6 и диэпоктилсебацината	Комплексное натриевое мыло стеариновой кислоты и нитрита натрия	- 60...80	Шарикоподшипники маломощных и приборных узлов трения и электродвигателей в вакууме выше 10 мкПа
ВНИИ НП-293 ТУ 38 101604-76	Полисилоксановая жидкость	Литиевое мыло	- 80...150	Малонагруженные шарикоподшипники при атмосферных условиях и в вакууме
ВНИИ НП-231 ОСТ 38 01113-76	Полиэтилсилоксановая жидкость 132-25 (ПЭС-С-2)	Газовая сажа ДГ-100	- 60...250	Тихоходные высоконагруженные узлы трения при атмосферном давлении и в вакууме
ВНИИ НП-258 ТУ 38 101349-73	Полиметилсилоксановая жидкость	Силикагель	- 50...115	Шарикоподшипники электродвигателей в вакууме до 1 МПа
ЦИАТИМ-221 ГОСТ 9433-80	Полисилоксановая жидкость	Кальциевой мылостеариновой и уксусной кислот	- 60...150	Подшипники качения, шестерни в вакууме
ЦИАТИМ-220	То же	То же, дисульфид молибдена	- 60...150	То же

253

нидов металлов VI группы таблицы Менделеева (дисульфиды молибдена, вольфрама, тантала и др.), а также графит, нитрид бора и др.

Металлические ТСП (золото, серебро, никель и др.) наиболее часто применяют в прецизионных парах оптико-механических приборов, малонагруженных редукторах, а также в скользящих электрических контактах, работающих в вакууме и углекислом газе. Оптимальная толщина покрытий 2...5 мкм. Наносятся они электрохимическим и химическим способами. Покрытия обладают хорошей адгезией к подложке, высокой износостойкостью, устойчивы к радиационному облучению, не склонны к газовыделению в разреженной среде, работоспособны в широком диапазоне температур. Вместе с тем, выбирая эти покрытия для пары трения, следует учитывать их относительно невысокую долговечность.

Известен и находит применение достаточно эффективный магнитно-порошковый способ смазывания зубчатых передач, который конструктивно проработан применительно к планетарному редуктору планетохода [142]. Суть этого метода состоит в том, что с помощью искусственно накладываемого магнитного поля в зону трения непрерывно подается твердая смазка, состоящая из смеси тонкодисперсного дисульфида молибдена и ферромагнетика [125]. Ферромагнетиком служит никель, который, не ухудшая заметно смазочных свойств порошковой смеси, придает ей необходимые магнитные свойства.

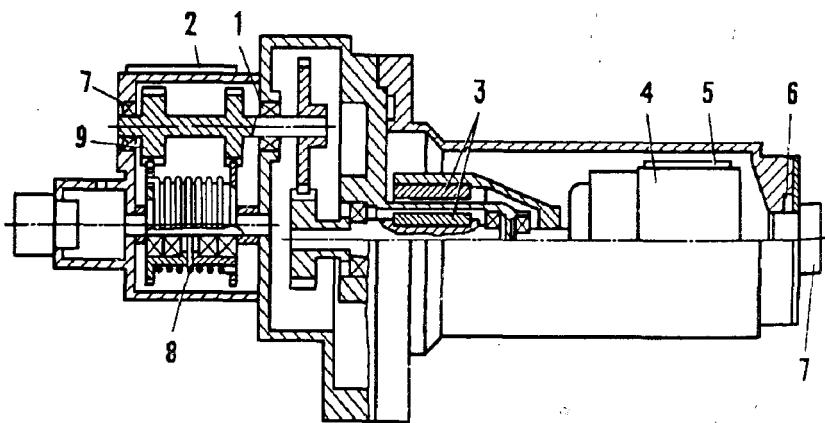


Рис. 6.2. Экспериментальный редукторный узел:

1 — подшипники; 2 — датчик температуры; 3 — магнитная муфта; 4 — электродвигатель; 5 — датчик температуры; 6 — вакуумное уплотнение; 7 — героразъем; 8 — нагрузочная пружина; 9 — шестерни

Зубчатые колеса редуктора изготавливаются из ферромагнитных материалов, а для повышения нагруженности — из легированных сталей с высокими прочностными характеристиками. Намагничивание колес обеспечивается размещаемыми вблизи зубчатой передачи постоянными магнитами.

Проверка магнитопорошкового способа смазывания с использованием твердых смазок в зубчатых редукторах, выполненных по различным схемам, при работе в вакууме и углекислом газе показала его высокую эффективность. Был испытан редукторный узел, силовая схема которого выполнена по замкнутому контуру (рис. 6.2). Контактное напряжение в зубчатом зацеплении составляло 600 МПа, давление в вакуумной камере, где размещался редуктор, поддерживалось равным 6,6...0,66 МПа, при испытаниях в углекислом газе — 0,65...1,33 кПа. Зубчатые колеса изготовлены из материала С-5. В качестве магнитоактивного смазочного материала использовалась смесь порошков дисульфида молибдена и никеля в соотношении (по объему) 3:1. Редуктор отработал 500 ч на воздухе, в вакууме и углекислом газе и был способен для дальнейшей работы. В процессе наработки ресурса скорость изнашивания уменьшалась, что объясняется образованием на рабочих поверхностях шестерен тонкого смазочного антифрикционного слоя, удерживающегося на поверхности благодаря адгезионным силам.

Возможность использования магнитопорошкового способа смазывания применительно к силовым тяжелонагруженным планетарным редукторам планетохода проверялась и на трехрядном планетарном редукторе (рис. 6.3), в котором эпициклическая шестерня внутреннего зацепления являлась одновременно картером с магнитопорошковой смесью. Магниты устанавливались в пазах ступицы на расстоянии 1,5...2 мм от эпицикла. Вращаясь вместе со ступицей, они поддерживают смазку во взвешенном состоянии, обеспечивая поступление ее в зоны трения. Эпицикл редуктора изготовлен из алюминиевого сплава В95Т с поверхностным упрочнением методом анодного окисления. Остальные колеса выполнены из материала С-5Ф (модификация материала С-5). Смазкой служила смесь порошков дисульфида и никеля 3:1. Испытания проводились в вакууме 6,6...0,66 мПа в диапазоне температур $-100...250^{\circ}\text{C}$. Редуктор отработал 600 ч. Износ наблюдался только на зубьях эпицикла. Максимальное контактное напряжение в зацеплении составляло от 110 (эпицикл-сталлиты) до 700 МПа (сателлиты — центральные шестерни), скорости скольжения были в пределах 0,07...1,3 м/с. Как показали последующие исследования, предельные значения контактных напряжений определяются только механическими характеристиками материалов шестерен. Так, использование легиро-

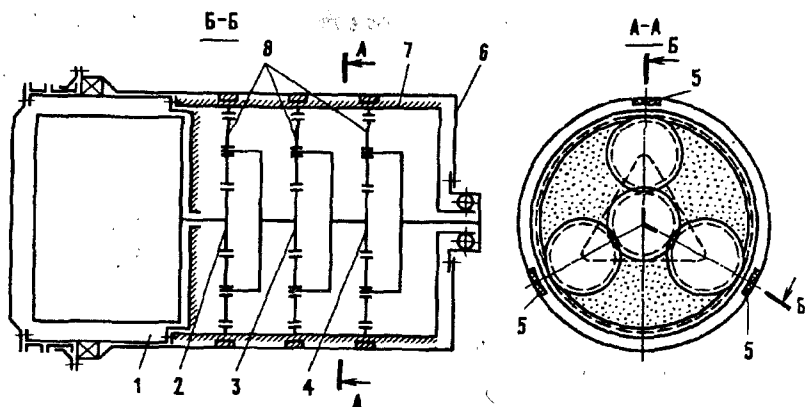


Рис. 6.3. Схема планетарного редуктора с магнитопорошковой смазкой: 1 — электродвигатель; 2, 3, 4 — центральные шестерни; 6 — магнит; 7 — эпитцкл; 8 — сателлиты

ванной высокопрочной стали 12ХН3А (НРС 50...60) позволило нагрузить зацепление контактной нагрузкой более 1500 МПа. В испытанном редукторе были применены самосмазывающиеся подшипники качения.

ТСП со связующими веществами обладают хорошей адгезией к металлам и сплавам. В качестве связующего применяются и неорганические вещества. При относительно небольших нагрузках эти ТСП обеспечивают высокие антифрикционные характеристики в широком диапазоне температур при работе в вакууме и различных газовых средах. Суспензии покрытий наносят на поверхность трения окунанием деталей, распылением с помощью пистолета-распылителя или намазыванием кистью. Затем с целью отверждения производится термообработка. Толщина пленки покрытия обычно не превышает 20...30 мкм, что следует учитывать при оценке долговечности узла трения.

Наибольшее применение этот класс покрытий нашел в парах трения скольжения при удельных нагрузках до 10 МПа и скоростях скольжения, не превышающих 1 м/с. Указанные ТСП можно применять и в малонагруженных зубчатых передачах с ресурсом до 40...50 ч. Они практически одинаково работают на воздухе, в вакууме и углекислом газе. Покрытия следует наносить на детали с меньшей твердостью. Ответная деталь (обычно вал) требует обязательного поверхностного упрочнения.

Свойства и область применения некоторых ТСП со связующими приведены в табл. 6.2. Значения коэффициентов трения и долговечность даны по результатам фрикционных испытаний на машинах трения [70, 144, 164]. В табл. 6.3 приведены некоторые сведения о ТСП, применяемых в авиастроении, которые можно рекомендовать и для узлов трения планетохода.

Рабочий слой твердой смазки на поверхности трения может быть получен пропиткой спеченной детали суспензией, содержащей дисульфид молибдена в тонкодисперсном состоянии. В результате тепловой экструзии в зону трения в процессе работы будет постоянно поступать смазка а достаточно высокие теплофизические и прочностные характеристики обеспечивает металлическая основа материала. К числу таких материалов, рекомендуемых для использования в узлах трения планетохода, относятся ВАМК-1 и ВАМК-2 [75] (табл. 6.4). В то же время, несмотря на хорошие антифрикционные свойства, указанные материалы непригодны для изготовления деталей сложной геометрической формы, поскольку поверхность трения не может быть подвергнута механической обработке.

Антифрикционный слой ТСП (содержит в процентах: тантала 45...50, графита 10...15 и серебра 35...40) удается создать на поверхности трения высокопрочных сталей методом электроискрового легирования. Тантал введен в качестве антизадирной добавки, графит и серебро выполняют роль твердой смазки. Покрытие наносится на предварительно подготовленные шлифованием или притиркой поверхности подшипника, толщина покрытия 30...40 мкм. Коэффициент трения, полученный на машине трения, не превышает 0,2. Покрытие предназначено для узлов трения скольжения, работающих в вакууме и атмосфере воздуха при давлениях до 20 МПа.

К химическому методу нанесения ТСП на рабочую поверхность и созданию на ней рабочего слоя твердой смазки относится использование реакции синтеза между молибденом и веществом, содержащим серу. В процессе такой обработки на поверхности образуется равномерный слой дисульфида молибдена толщиной 40...100 мкм [110, 163]. Преимуществом покрытия является повышенная долговечность, высокая несущая способность и в особенности широкий диапазон рабочих температур (-270...900°C). Указанный материал назван димолитом М801, втулки из него применяют в нагруженных опорах скольжения, работающих в вакууме и в среде углекислого газа. К недостаткам материала относится его высокая плотность (плотность молибдена). Поэтому представляют интерес результаты исследований по нанесению на поверхность титанового сплава чистого молибдена с последующим его сульфидированием, в частности, применительно к зубчатым передачам [154].

Таблица 6.2. Твердосмазочные покрытия со связующими

Марка	ОСТ или ТУ	Состав	Коэффициент трения		Рабочая температура, °С	Долговечность, мин	
			атмосферные условия	вакуум		атмосферные условия	вакуум
ВНИИ НП-213	ТУ 38.10187—85	Кремнийорганическая смола, легколетучий растворитель, дисульфид молибдена	0,05...0,09	0,004...0,08	-60...250	290	50
ВНИИ НП-212	ТУ 38.101594—85	Мочевиноформальдегидная смола, легколетучий растворитель, дисульфид молибдена	0,06...0,12	0,02...0,06	-150...160	380	400
ВНИИ НП-229	ОСТ 38.128—83	Силикат натрия, вода, дисульфид молибдена	0,05...0,12	0,02...0,05	-60...250	230	350
ВНИИ НП-230	ТУ 38.101558—85	Эпоксидная смола, смесь летучих растворителей, дисульфид молибдена	0,05...0,12	0,02...0,06	-60...150	300	270
СТМ-1	—	Клеи БФ-2 и БФ-4, дисульфид молибдена	0,11	0,11	-50...150	—	—
ВНИИ НП-251	ТУ 38.101584—85	Клей ФЛ-4С, дисульфид молибдена, графит	—	—	-70...350	—	—

258

Марка	ОСТ или ТУ	Состав	Коэффициент трения		Рабочая температура, °С	Долговечность, мин	
			атмосферные условия	вакуум		атмосферные условия	вакуум
ЭОНИТ-3	ТУ 38.401454—83	Смесь олигомеров полиаминоимида и мочевиноформальдегида, дисульфид молибдена, графит	—	0,1	-150...250 (400 °С — в вакууме кратковременно)	40	990

Таблица 6.3. Твердосмазочные покрытия, применяемые в авиационном

Покрытие	Состав	Область применения
ВАП-1	Эпоксидный лак Э-4100, отвержденный гексаметилендиамином, дисульфид молибдена	Нагруженные узлы скольжения при работе в керосине, масле, в вакууме при температурах -60... 250°С
ВАП-1Г	Эпоксидный лак Э-4100, отвержденный гексаметилендиамином, графит	Нагруженные узлы скольжения при работе на воздухе при температурах -60...300°С
ВАП-2	Эпоксидный лак ЭП-074, дисульфид молибдена	Нагруженные узлы скольжения при работе в керосине, масле, воздухе при температурах -60... 300°С
ВАП-3	Эпоксидный лак ЭП-074, дисульфид молибдена, свинец	Нагруженные узлы скольжения при работе в керосине, масле, воздухе при температурах -60... 300°С

259

Таблица 6.4. Физико-механические и фрикционные свойства материалов ВАМК-1 и ВАМК-2

Параметр	ВАМК-1	ВАМК-2
Плотность, г/см ³	8,2	8,2
Твердость по Бринеллю	90	120
Предел прочности, МПа:		
при растяжении	250	380
при сжатии	800	1200
при срезе	300	450
Модуль упругости, МПа	9·10 ⁴	12,5·10 ⁴
Ударная вязкость, кДж/м ²	130	100
Коэффициент трения по стали ЗХ13:		
на воздухе	0,06...0,08	0,04...0,06
в вакууме	0,08...0,12	0,07...0,1
Рабочая температура, °С	73...623	73...973
Коэффициент линейного расширения, 1/°С	1,6·10 ⁻⁶	1,3·10 ⁻⁶
Коэффициент теплопроводности, Вт/(м·°С)	51	56

Хорошие эксплуатационные свойства при трении по азотированному титановому сплаву ВТ14 имеет БрФГ-50 [15] — материал, созданный в ИПМ АН УССР. Рабочий слой твердой смазки этого материала состоит из припеченного пористого слоя несферического порошка бронзы марки Бр010 толщиной 1 мм, пропитанного смесью фторопласта-4 и графита. Основой материала является бронза того же состава. Коэффициент трения материала БрФГ-50 при трении по азотированному сплаву ВТ14 находится в пределах 0,09...0,12. Он предназначен для работы в диапазоне температур -130...300°С максимально допустимое давление в паре 10 МПа при скорости скольжения 0,1 м/с. Материал рекомендуется для эксплуатации в вакууме и среде углекислого газа, а также кратковременной работе на воздухе.

Среди известных технологических методов повышения износостойкости алюминиевых сплавов особого внимания заслуживает метод упрочнения нанесением покрытия на рабочие поверхности электрическим способом — твердое анодное оксидирование. Высокие

антифрикционные свойства покрытия (коэффициент трения 0,2) придаются пропиткой готовых изделий суспензий смазки СТМ-1 [141]. Наилучшие результаты дает алюминиевый сплав В-95Т, на котором удается получить анодную пленку толщиной 50...60 мкм. Метод твердого анодно-оксидного упрочнения с последующей пропиткой в СТМ-1 может быть использован для повышения износостойкости сухих малонагруженных зубчатых колес, например эпициклов планетарных редукторов, у которых контактное напряжение в зубчатом зацеплении (в пересчете на сталь) не превышает 250...300 МПа, а также в парах возвратно-поступательного движения.

В ИИМ АН УССР для подшипниковых узлов трения, работающих в вакууме и в среде инертных газов, создана твердая металлическая смазка, содержащая серебряный припой ПСр40 [8]. Для повышения несущей способности подшипника эта смазка располагается в пазах, т.е. рабочую поверхность выполняют структурно неоднородной: участки компактного материала, несущего основную нагрузку, чередуются с участками твердой смазки. На рис. 6.4 показана конструкция такого подшипника [12]. Материалом для них служит сталь 45 или 12Х18Н9Т. Ответной деталью (валом) является титановый сплав ВТ14, поверхность трения которого упрочняют азотированием.

Такая пара трения обладает высокими эксплуатационными характеристиками: допустимое давление 25...30 МПа при скорости скольжения до 0,5 м/с. Коэффициент трения не превышает 0,2. Пара хорошо работает в вакууме до 130 мкПа, в диапазоне температур $-150...250^{\circ}\text{C}$, а также в среде углекислого газа с давлением до 2,5 кПа. В атмосферных условиях из-за окисления серебра пара работает неудовлетворительно.

Механизм смазывания указанной пары трения может быть представлен следующим образом. Коэффициент объемного расширения у серебряного припоя в 1,5 раза больше, чем у

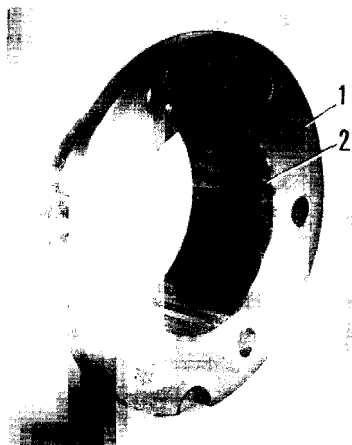


Рис. 6.4. Подшипник скольжения с твердой металлической смазкой:
1 — корпус; 2 — смазка

стали. При трении из-за повышенных температур в зоне контакта припой вытесняется из пазов и, размазываясь по поверхности трения, предотвращает непосредственное контактирование вала с основным материалом подшипника.

Широкое применение в последние годы получают комбинированные самосмазывающиеся материалы: металлофторопластовые ленты, различные металлопласты, антифрикционные ткани. Применяются они, главным образом, в тяжело нагруженных подшипниках скольжения — цилиндрических и шарнирных. Они хорошо работают в условиях динамического нагружения в вакууме, среде углекислого газа, на воздухе, а также в запыленной и агрессивной средах.

Основу металлофторопластовой ленты [151] составляет малоуглеродистая или нержавеющая сталь, на рабочую поверхность которой напекают пористый слой сферических частиц оловянной бронзы. Затем этот слой пропитывается суспензией фторопласта и дисульфида молибдена. Из этой ленты, выпускаемой промышленностью (ТУ 27-01-01-71), изготавливают свертные втулки, шарнирные подшипники и т.д. Подшипники предназначены для работы в режиме сухого трения при вращательном и возвратно-вращательном движении при скоростях скольжения до 1 м/с, удельной нагрузке до 50 МПа, в диапазоне температур — 100...200°C. Ресурс работы такого подшипника в зависимости от нагрузки составляет 300...500 ч. В планетоходе такие подшипники могут быть рекомендованы для узлов ходовой части.

Неплохо себя зарекомендовало антифрикционное покрытие из самосмазывающихся органолокнитов, представляющее собой ткань специального сплетения, пропитанную неотвержденными связующими марки ГИПК-114 или его модификациями [58]. На рабочую поверхность ткани выведены волокна полифена, изначную — волокна арамида. Материал приклеивается на внутреннюю поверхность подшипника, калибруется, подвергается термообработке.

Подшипники предназначены для работы в режиме вращательного и возвратно-вращательного движения при температуре —130...—250°C, скоростях скольжения до 1 м/с и удельной нагрузке до 80 МПа. Коэффициент трения зависит главным образом от температуры, значительно снижаясь в области повышенных температур, где не превышает 0,1. Ресурс подшипников составляет 10^6 циклов нагружения. Покрытие использовано в выпускаемых промышленностью шарнирных подшипниках типа ШЛТ.

В литературе появились сведения о новом антифрикционном покрытии АФТАЛ. Исследования показали, что покрытие работоспособно в диапазоне температур —130...200°C, при удельных нагрузках до 250 МПа, скоростях скольжения до 1 м/с. Коэффициент

трения весьма стабилен, мало зависит от температуры и составляет 0,1...0,16. Указанное покрытие, как и покрытие из органо-волоконитов, обладает хорошими демпфирующими свойствами, что позволяет рекомендовать его для узлов, подверженных ударным нагрузкам и вибрациям.

Композиционные конструкционные самосмазывающиеся материалы выгодно сочетают в себе высокие механические и антифрикционные характеристики, что позволяет изготавливать из них готовые детали трения. Они делятся на две группы: металлические и полимерные. Металлические получают методами порошковой металлургии. Для этой цели используют теплопрочные и взаимодействующие с твердыми смазками металлы и сплавы (бронза, никель, железо и др.). В табл. 6.5 приведена группа самосмазывающихся материалов, предназначенных для электротехнической промышленности, которые могут быть использованы и в конструкции планетохода [75].

Представляет также интерес созданный в ИПМ АН УССР подшипниковый материал БрМцФС 5-1-20, имеющий комбинированную микрогетерогенную структуру, в которой легированная марганцем и фосфором медь выполняет роль несущей основы, а равномерно распределенные изолированные включения свинца глобулярной формы являются твердой смазкой. Материал компактен, подвергается механической обработке, обладает следующими физико-механическими свойствами:

Плотность, г/см ³	9,2
Предел прочности, МПа:	
при растяжении	180...200
при сжатии	550...600
Ударная вязкость, кДж/м ²	110...120
Максимальное среднее давление в подшипнике, МПа	36
Рабочая температура, °С	-130...300
Коэффициент линейного расширения, 1/°С	(1,5...1,8)·10 ⁻⁶
Коэффициент трения по титановому сплаву ВТ14:	
азотированному	0,12...0,14

Для зубчатых передач планетохода предназначен железостеклянный материал С-5 и его модификация С-5Ф [138]. Материалы имеют гетерогенную структуру, состоящую из углеродистой стали (матрица) с мелкими включениями равномерно распределенной стеклянной фазы. Стеклянные включения выполняют роль слоя, разделяющего поверхности трения, и одновременно служат препят-

Таблица 6.5. Свойства самосмазывающихся материалов, применяемых в электрохимической промышленности

Марка	Состав	Коэффициент трения	Максимальная рабочая температура, °С	Область применения
ВАМК-21	Ag—MoS ₂	0,08...0,12	200	Подшипники скольжения, сепараторы подшипников качения при давлениях до 1 МПа и скоростях скольжения до 1 м/с в вакууме Зубчатые колеса, кулачки при давлениях до 5 МПа и скоростях скольжения до 5 м/с в вакууме
ВАМК-23	Ag—Ni—Sn—MoS ₂	0,1...0,15	250	
ВАМК-24	Co—Ag—MoS ₂	0,08...0,12	450	
ВАМК-25	Ni—Mo—MoS ₂	0,1...0,15	1000	
ВАМК-26	Cu—Sn—Pb—WSe ₂	0,1...0,18	300	
ВАМК-28	Co—Ag—NbSe ₂	0,1...0,18	450	

ствиями, затрудняющими пластическое деформирование матрицы. Тем самым на участках контактирования рабочих поверхностей зубчатых колес исключается макросхватывание, может происходить только микросхватывание, локализуемое, однако, в тонком поверхностном (деформативном) слое. Материал имеет следующие физико-механические характеристики:

Плотность, г/см ³	6,8
Твердость (в термообработанном состоянии), HRC	40...52
Предел прочности при растяжении, МПа:	
исходное состояние	290
после термообработки	710
Предел прочности при изгибе, МПа:	
исходное состояние	800
после термообработки	1460
Модуль упругости (в исходном состоянии), МПа	1,8·10 ⁵
Модуль сдвига (в исходном состоянии), МПа	0,71·10 ⁵
Ударная вязкость, кДж/м ²	80...100
Коэффициент теплопроводности, Вт/м·°С	44
Коэффициент линейного расширения, 1/°С	10·10 ⁻⁶
Коэффициент трения (на установке УТИ-1 при нагрузке 10 Н и скорости скольжения 1 м/с в вакууме)	0,3...0,4

Материал применяют в зубчатых зацеплениях, где контактное напряжение не превышает 600...800 МПа и скорость скольжения — не более 1,5 м/с. Ресурс такой передачи при работе "всухую" составляет не менее 100 ч.

Полимерные материалы, также относящиеся к группе самосмазывающихся материалов, имеют, как правило, высокие антифрикционные свойства (коэффициент не превышает 0,2), не зависящие от давления и состава среды. Они содержат в своем составе антифрикционные, армирующие и дисперсные наполнители, имеют низкую плотность, хорошую технологичность.

Недостатками этих материалов являются низкие механические свойства, в особенности при повышенных температурах, высокий коэффициент линейного расширения, восприимчивость к радиационному воздействию, низкая теплопроводность и т.д. Тем не менее ряд полимерных материалов может успешно применяться в качестве конструкционного материала для узлов трения планетохода.

В табл. 6.6 [89, 164, 165] приводятся свойства некоторых полимерных материалов, рекомендуемых для силовых узлов.

Материал ДАК-8 — антифрикционный, заготовки получают литьем под давлением, детали изготавливают механической обработкой, рекомендуется для деталей трения, работающих без смазки. Из него могут изготавливаться приборные малонагруженные шестерни, подшипники скольжения с эксплуатационным давлением до 3 МПа и скоростью скольжения до 0,05 м/с.

Полимерный антифрикционный материал ПАМ 15-67 может быть использован для изготовления механической обработкой шестерен быстроходных ступеней силовых редукторов, работающих в высоком вакууме и разреженной среде углекислого газа с давлением 665...2660 Па. Ресурс зубчатой передачи, изготовленной из ПАМа, с контактным напряжением (в пересчете на сталь) до 200 МПа и скоростью скольжения до 2 м/с составляет 200...300 ч. Допускается также изготовление подшипников скольжения, нагружаемых давлением менее 10 МПа при скорости скольжения до 0,1 м/с. Кроме того, ПАМ 15-67 может успешно применяться и в металлополимерной зубчатой передаче, работая в зацеплении с алюминиевым сплавом В95Т, рабочая поверхность которого упрочнена твердым анодным оксидированием.

Для использования в прецизионных парах трения наиболее подходит материал ПКМ с углеродным волокном. У него относительно низкий коэффициент трения, почти не меняющийся во всем

Таблица 6.6. Физико-механические свойства конструкционных полимерных

Материал	Состав	Плотность, г/см ³	Предел прочности, мПа при		
			растяжении	сжатии	изгибе
ДАК-8. Дифлон антифрикционный конструкционный (ТУ 6-05-211-1070—79)	Поликарбонатная смола, фторопласт-4, антифрикционные присадки	1,2	50...55	70...80	80...100
ПАМ-15-67. Полимерный антифрикционный материал (ТУ 6-05-211-901—75)	Полиамидная смола ПМ-67 и сухая смазка	1,4	100...130	200...230	50...180
ПКМ. Полимерный конструкционный материал	Полифенилоксид, углеродное волокно	1,3...1,4	—	160...200	160...200
ПКМ. Полимерный конструкционный материал	Полифенилоксид, фторопласт	1,08...1,44	—	70...90	70...130
ФН-3. Фторопласт наполненный (ОСТ В6-05-5018—75)	Фторопласт, никель, нитрид бора	2,3...2,4	15...25	25...30	—
ФН-202. Фторопласт наполненный (ОСТ В6 05-5018—73)	Фторопласт, никель, дисульфид молибдена	2,2...2,5	18	35...50	22,5

диапазоне рабочих температур. ПКМ с фторопластом применяют для изготовления подшипников скольжения.

Наполненные фторопласты марок ФН-3 и ФН-202 — это металлофторопластовые материалы, в которые металлы введены с целью улучшения теплофизических и прочностных характеристик, а нитрид бора и дисульфид молибдена — для повышения антифрикционных свойств. Из этих материалов изготавливаются сепараторы самосмазывающихся подшипников качения, сальфонные уплотнения, тормозные колодки, работающие в высоком вакууме, мало нагруженные подшипники скольжения для малых нагрузок (до 0,3 МПа) и т.д.

материалов

Модуль упругости, МПа	Ударная вязкость, кДж/м ²	Коэффициент линейного расширения, 10 ⁻⁶ , 1°/С	Коэффициент трения	Рабочая температура, °С
2,9·10 ³	100...130	35	0,15...0,2	-250...120
(2,97...3,6)·10 ³ при изгибе	60...120	27	0,15...0,2	-150...200
(15...18)·10 ³ (вдоль волокна)	5...10	10...12	0,15...0,2	-175...175
(2,7...2,8)·10 ³ (поперек волокон)	30...40	50	0,04...0,15	-175...175
(1,0...1,6)·10 ³	—	77...140	0,04...0,1	До 240
2,9·10 ³	70...90	87...190	0,08...0,1	До 240

6.4. Термовакuumные испытания материалов и узлов планетохода

Термовакuumные испытания являются необходимым звеном при разработке планетохода. На основании результатов этих испытаний, проводимых в условиях, максимально приближенных к натурным, судят о правильности выбора материалов и смазок, уточняют их эксплуатационные характеристики, оценивают ресурс и надежность узлов и планетохода в целом.

Испытания обычно проводят в четыре этапа. Первый этап — это испытания, в ходе которых определяются физико-механические характеристики материалов для пар трения. При этом с определенной степенью достоверности прогнозируются их фрикционные свойства. Для этой цели используют стандартные машины трения.

На втором этапе оцениваются трение и износ материалов, смазок и ТСП в зависимости от эксплуатационных параметров: нагрузки, скорости, состава и давления среды. Здесь же проводят и сравнительно-отборочные испытания, позволяющие выбрать материал с наилучшими характеристиками трения и износа. Для таких испытаний применяют установки и машины трения, работающие по различным схемам: палец (индентор) — диск, цилиндр — цилиндр (трение по образующей), втулка — втулка (торцовая схема) и др.

Третий этап — стендовые испытания элементов конструкции, геометрические и эксплуатационные параметры которых близки к натурным. Для таких испытаний обычно создают специальные стенды, в составе которых имеется стандартное оборудование и приборы для получения и контроля заданной среды.

Четвертый, завершающий этап испытаний, — это испытания натурных узлов в условиях, наиболее приближенных к эксплуата-

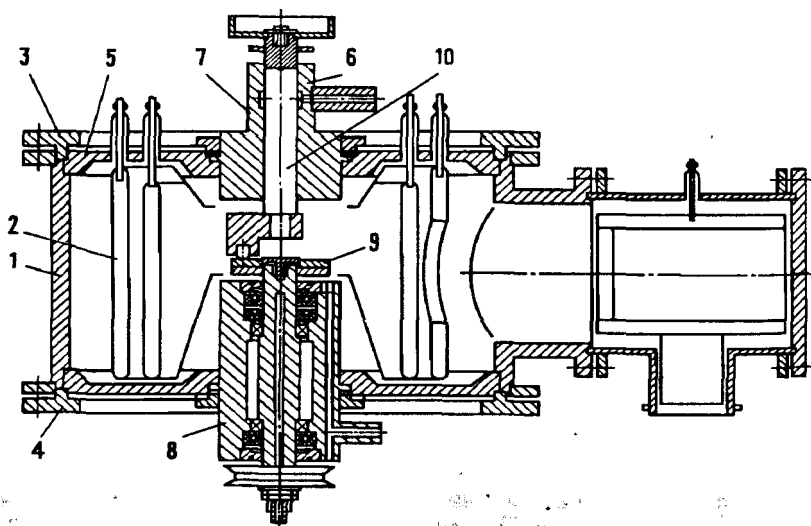


Рис. 6.5. Схема установки УТИ-1:

1 — корпус; 2 — азотный экран; 3 — крышка верхняя; 4 — крышка нижняя; 5 — прижимное кольцо; 6 — узел вакуумного ввода; 7 — вставка верхняя; 8 — вставка нижняя; 9 — диск; 10 — нагрузочный шток

ционным. Основной их целью является проверка работоспособности и определение ресурса изделий, проверка технических характеристик на соответствие заданным.

Рассмотрим конструкции некоторых установок и машин, применяемых для термовакуумных испытаний узлов планетохода, а также методику этих испытаний.

Для испытания на трение и износ материалов и ТСП можно использовать вакуумную установку УТИ-1, схема которой изображена на рис. 6.5. Установка позволяет производить непрерывную регистрацию износа и коэффициента трения образцов, имеющих плоскую или сферическую форму рабочей поверхности при трении по диску. Вакуум получают с помощью стандартного вакуумного оборудования — механического и диффузионного насосов, защита от проникновения в зону трения паров рабочей жидкости насосов осуществляется азотной ловушкой.

Установка УТИ-1 имеет следующие технические характеристики:

Мощность электродвигателя, кВт	1,3
Частота вращения диска, мин ⁻¹	0...800
Скорость скольжения образцов, м/с	0...3,0
Осевая нагрузка, Н	5...100
Газовая среда	воздух, СО ₂
Предельный вакуум в камере, Па	1,33·10 ⁻⁴
Число испытаний на одном образце	6
Размеры испытываемых образцов, мм:	
диск (кольцо)	70×50
индентор (сфера, цилиндр)	4,5

Испытания материалов на трение и износ проводятся по следующей методике. Предварительно обезжиренные и осушенные образцы взвешивают и закрепляют в оправках. Камера вакуумируется. Индентор вводят в соприкосновение с вращающимся кольцом с осевым усилием 25 Н. Скорость вращения кольца 0,5 м/с. Продолжительность испытаний 33 мин 20 с, что соответствует пути трения 1000 м. В процессе испытаний через каждые 5 мин фиксируется коэффициент трения. После завершения испытаний образцы вновь взвешиваются и определяется массовый износ образцов.

Несколько иначе испытываются ТСП. Основной эксплуатационной характеристикой ТСП является работоспособность, оцениваемая количеством наработанных циклов N_{\max} до полного износа покрытия максимальной нагрузкой P_{\max} , максимальной скоростью скольжения V_{\max} , максимальной величиной произведения нагрузки на скорость (PV_{\max}). О потере работоспособности ТСП судят по резко-

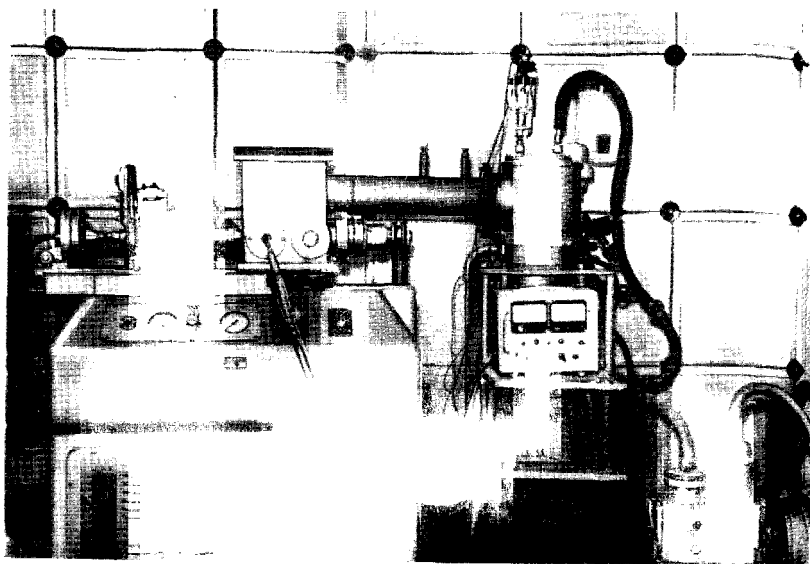


Рис. 6.6. Машина МФТ-1В

му повышению коэффициента трения. При этих испытаниях покрытие наносят на кольцо, индентором служит шар из стали ШХ-15 (HRC 60) диаметром 4,5 мм.

Материалы и ТСП, предназначенные для подшипников скольжения, испытывают на машине торцевого трения МФТ-1В, являющейся модификацией стандартной машины МФТ-1 (рис. 6.6). Для обеспечения в камере высокого вакуума имеется вакуумная система откачки, включающая механический и диффузионный насосы. Герметизация вращающегося вала осуществляется с помощью манжетного уплотнения с автономной вакуумной откачкой. На машине применены устройства индуктивного типа для измерения линейного износа образцов и силы трения. Температура образцов измеряется с помощью термопары, установленной в неподвижном образце.

Машина МФТ-1 имеет следующие технические характеристики:

Схема трения	торцевая
Вид движения	вращательное
Максимальная нагрузка, кН	4
Частота вращения образца, мин ⁻¹	10...6000
Максимальная скорость скольжения, м/с	8,8

Давление в камере, Па	$101 \cdot 10^3 \dots 1,33 \cdot 10^{-4}$
Коэффициент взаимного перекрытия	0...1,0
Наружный диаметр образцов, мм	28
Измеряемые параметры	коэффициент трения, линейный и массовый износы

Испытания материалов для зубчатых передач целесообразно проводить на роликовых машинах. Известен ряд конструкций роликовых машин и установок, работающих с принудительным проскальзыванием, постоянным или переменным за цикл. В вакуумной установке, описанной в [80], два ролика контактируют с постоянной скоростью проскальзывания. Вращение их осуществляется двумя электродвигателями посредством вакуумных электромагнитных муфт. Нагрузку на образцы осуществляют пружинные нажимные механизмы. Применение паромасляного агрегата в сочетании с азотным экраном в камере позволяет получать высокий вакуум с давлением до $1,33 \cdot 10^{-5}$ Па.

На установке можно получать фрикционные характеристики материалов: коэффициент трения, интенсивность износа и температуру при трении качения с проскальзыванием в зависимости от рабочих параметров в зоне контакта роликов (нагрузки, скоростей качения и скольжения, давления и состава среды).

Известна также универсальная вакуумная роликовая установка, отличающаяся от вышеописанной тем, что она позволяет проводить испытания как при переменной, так и при постоянной скоростях скольжения роликов. Кроме того, эта установка путем несложного перемонтажа может быть приспособлена для испытаний материалов непосредственно на зубчатых колесах по схеме с замкнутым силовым контуром [110].

Конструктивная схема установки приведена на рис. 6.7. В зависимости от цели испытаний в раздаточной коробке \mathcal{Z} могут устанавливаться эксцентрические или концентрические шестерни. Эксцентрические шестерни обеспечивают скольжение роликов в режиме переменной скорости скольжения, концентрические — постоянной скорости. Кроме того, эти шестерни участвуют в работе замкнутого силового контура при испытаниях зубчатых колес, во время которых на место роликов устанавливаются испытуемые зубчатые колеса, а один из приводных валов заменяется торсионом. Вакуумным приводом служит магнитожидкостное уплотнение или в его конструкции применяют щелевое уплотнение с автономной вакуумной откачкой. Момент трения измеряется устройством \mathcal{I} , в котором использован датчик крутящего момента типа ДМ-40, принцип работы которого основан на изменении магнитных характеристик ферромагнитного материала вала (чувствительного элемента) под действием касатель-

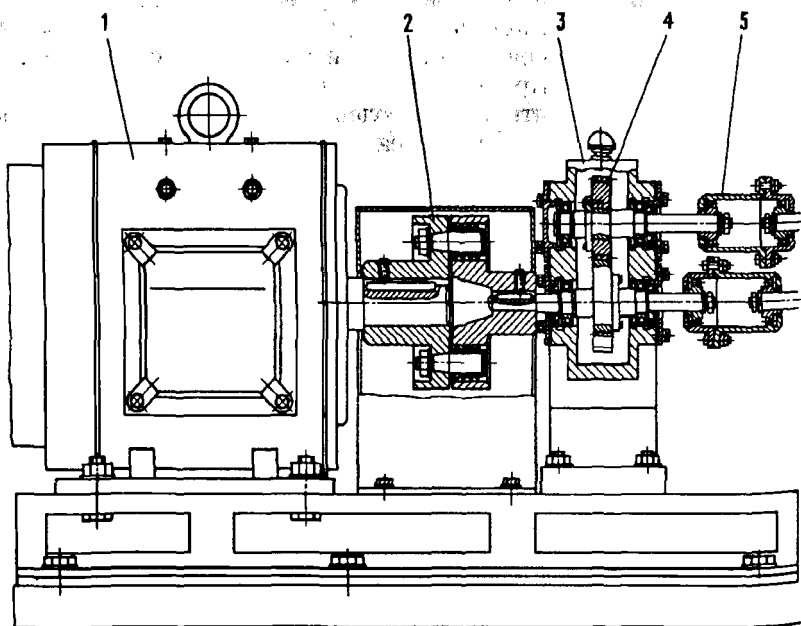
ных напряжений. Поверхностная температура образцов за время испытаний измеряется с помощью инфракрасного термоэлектрического радиометра 11, сигнал с которого передается на чувствительный гальванометр. В составе установки имеется вакуумное откачное оборудование: механический и диффузионный насосы, а также сорбционная ловушка.

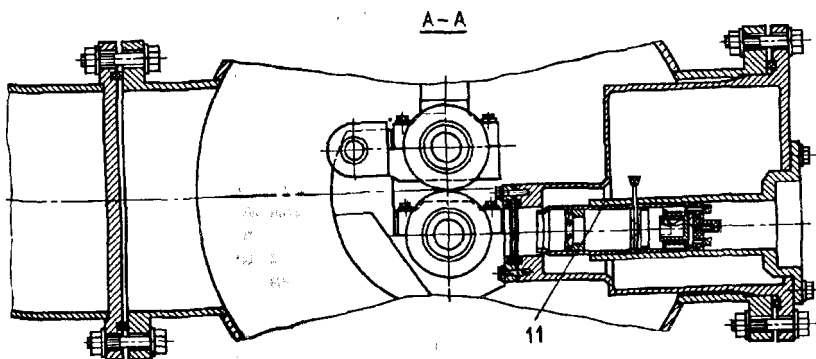
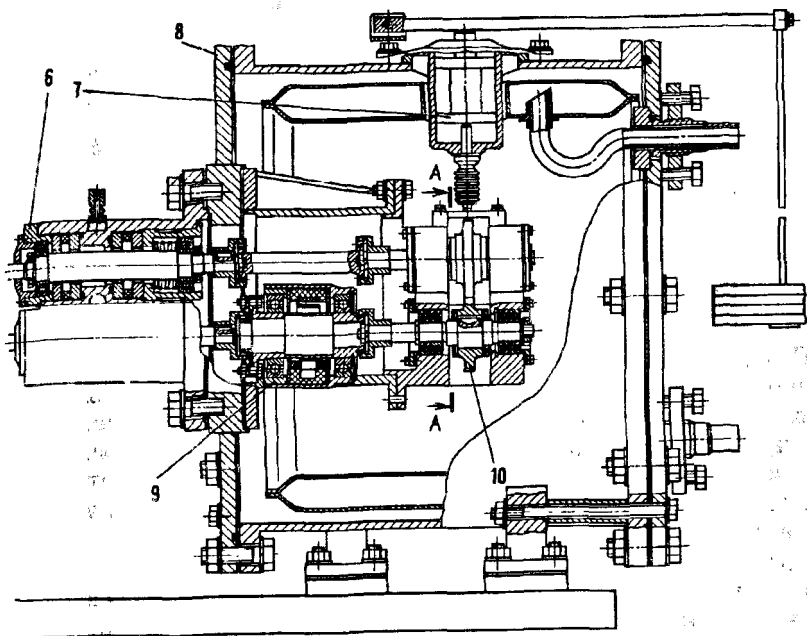
Роликовая установка имеет следующие технические характеристики:

Мощность привода, кВт	1,5
Частота вращения привода, мин ⁻¹	0...1500
Давление в рабочей камере, Па	$101 \cdot 10^3 \dots 1,33 \cdot 10^{-4}$
Измеряемые параметры	крутящий момент на валу роликов, давление среды, частота вращения роликов, поверхностная

Рис. 6.7. Схема роликовой установки:

1 — электродвигатель; 2 — эластичная муфта; 3 — раздаточная коробка; 4 — приводные шестерни; 5 — зубчатые муфты; 6 — вакуумный ввод; 7 — нагружающее устройство; 8 — вакуумная камера; 9 — датчик крутящего момента; 10 — роликовый узел; 11 — радиометр





температура образцов, нагрузка, сила трения в контакте роликов

Скорости скольжения в контакте роликов, м/с:	
переменная	-1,2...1,5
постоянная	0...3,108
Удельное скольжение в контакте роликов	-0,3...0,22
Эксцентриситет приводных шестерен, мм	0; 1,5; 3,0; 4,243
Размеры роликов (диаметр × ширина), мм	66×6 (10)
Модуль испытываемых зубчатых колес, мм	4
Максимальное контактное напряжение в шестернях из стали, МПа	800
Максимальные скорости скольжения в зубчатом зацеплении, м/с ..	2,44
Габаритные размеры, мм	2000×2000×1300

При испытании роликов при переменной скорости скольжения в установке создаются условия трения, аналогичные возникающим на сопряженных поверхностях ведущего и ведомого зубьев шестерен, т.е. на каждом ролике имеется участок, на котором направления качения и скольжения совпадают, и участок, где они противоположны по направлению. Первый участок будет имитировать условия на поверхности головки зуба, второй — ножки. Между ними окажутся места, где проскальзывание отсутствует, как это происходит в полосе зацепления. При испытаниях в режиме переменной скорости скольжения на указанной установке исследуют износ материалов в зависимости от скорости скольжения. В режиме постоянной скорости скольжения исследуются фрикционные свойства материалов:

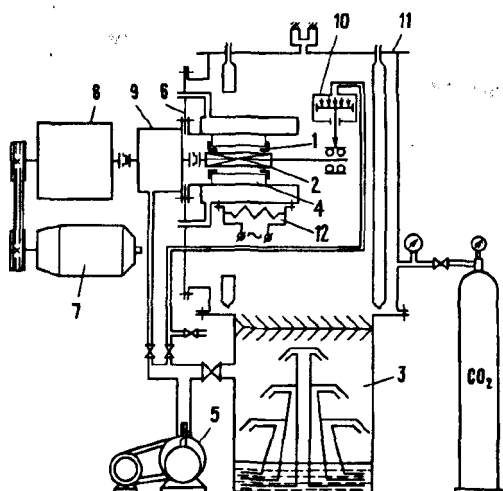


Рис. 6.8. Схема установки для испытаний подшипников скольжения в вакууме при вращательном движении:

1 — испытуемые подшипники; 2 — испытуемый вал; 3 — опора; 4 — механический насос; 5 — вакуумный насос; 6 — фланец; 7 — электродвигатель; 8 — редуктор; 9 — вакуумный ввод; 10 — пневмонагружатель; 11 — камера; 12 — нагревательные лампы

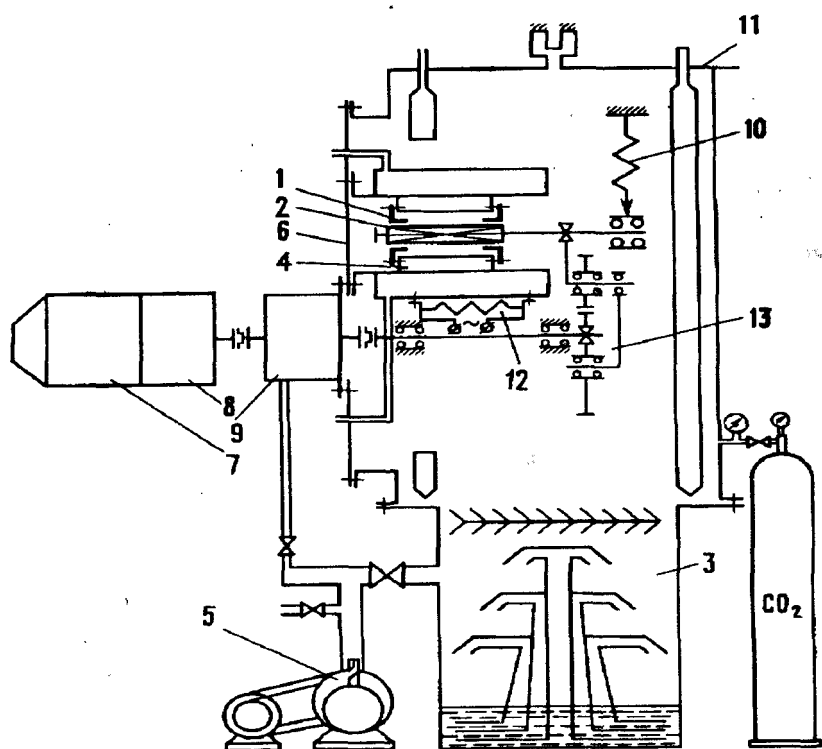


Рис. 6.9. Схема установки для испытаний подшипников скольжения в вакууме при возвратно-вращательном движении:

1 — испытуемые подшипники; 2 — испытуемый вал; 3 — вакуумный насос; 4 — опора; 5 — механический насос; 6 — фланец; 7 — электродвигатель; 8 — редуктор; 9 — вакуумный ввод; 10 — пружина; 11 — камера; 12 — нагревательные лампы; 13 — четырехзвенный механизм

коэффициент трения, интенсивность износа, поверхностная температура в зависимости от скорости скольжения и контактного напряжения в вакууме, среде углекислого газа и на воздухе.

При испытании шестерен исследуются КПД и износ передачи. КПД может быть подсчитан по формуле $\eta_{з.з} = 1 - M_3/M_9$, где $\eta_{з.з}$ — КПД зубчатого зацепления; M_3 — момент потерь в зубчатом зацеплении; $M_д$ — момент, регистрируемый магнитоупругим датчиком. Коэффициент трения скольжения в зубчатом зацеплении можно определить из формулы [79]

$$\eta_{з.з} = 1 - \frac{2}{Z} \left[1,57 f_{ск} \left(1,88 - \frac{6,4}{Z} \right) \right],$$

где Z — число зубьев шестерен (в установке предусматривается испытание шестерен с одинаковыми геометрическими параметрами); $f_{ск}$ — коэффициент трения скольжения в зацеплении; $\eta_{з.з}$ — КПД, полученный из эксперимента.

В качестве примера установок для испытания подшипников скольжения в вакууме при различных температурах могут служить конструкции, приведенные на рис. 6.8 и 6.9 [46]. Технические характеристики этих установок даны в табл. 6.7. В обеих установках два испытуемых подшипника, нагружение консольное, соответственно и распределены опорные реакции. В установке возвратно-вращательного движения (рис. 6.9) поворот вала относительно подшипника на угол $\pm 15^\circ$ (имитация работы подшипников балансирной подвески планетохода) обеспечивает четырехзвенный механизм.

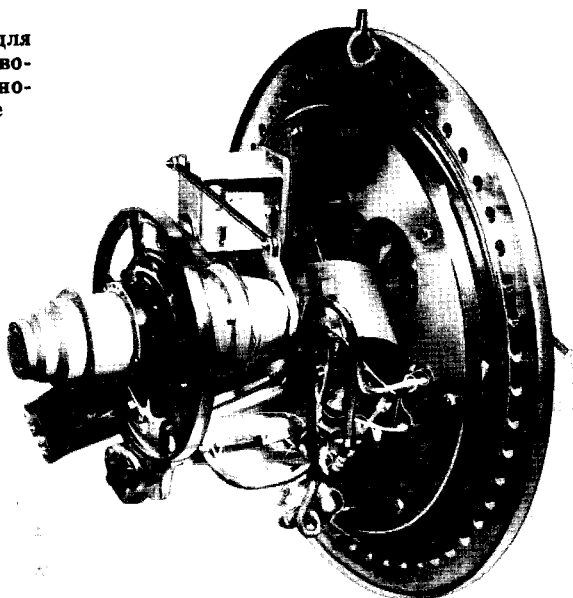
Заданная температура подшипников поддерживается кварцевыми лампами 12 типа КИ-220-1000 (положительные температуры) или жидким и газообразным азотом, напускаемым в полость камеры 4 (отрицательные температуры). Вакуум в камере 11 создается механическим насосом ВН-2МГ 5 и диффузионным насосом ВА-8-4 с жалюзийным и заливым экранами. Этим же насосом откачивается полость вакуумного ввода.

В процессе испытаний постоянно контролируются: ток, напряжение питания и частота вращения вала, давление среды в камере, радиальная нагрузка на подшипники и их температура, сила трения. Методика испытаний включает предварительный геометрический обмер испытуемых образцов, их взвешивание, приварку термо-

Таблица 6.7. Технические характеристики установок для испытания подшипников скольжения

Параметр	Установка вращательного движения	Установка возвратно-вращательного движения
Скорость скольжения, см/с	1...250	0,5...3,4
Давление на подшипник, МПа	0...25	0...10
Среда в камере	Вакуум, углекислый газ	
Давление среды	101 кПа...133 мкПа	
Температура испытуемых подшипников, °С	-150...250	

Рис. 6.10. Установка для испытания силового привода мотор-редуктора лунохода в вакуумной камере



метра сопротивления. Затем производят приработку пар трения при нагрузках и скоростях, равных 0,1 от номинальных. Испытания на износ проводят при постоянных значениях давления и скорости скольжения и заданных температуре и давлению (составу) газовой среды в течение времени, соответствующего пути трения 1000 м. Если в испытаниях ставится задача определения коэффициента трения в зависимости от нагрузки или скорости скольжения, то один из параметров варьируют в заданных пределах. На основании повторных обмеров и взвешивания образцов оценивается износ подшипниковой пары.

На установке, изображенной на рис. 6.10, можно одновременно испытать зубчатые колеса, подшипники скольжения и качения, работающие в режиме эксплуатации планетохода. Установка состоит из планетарного трехступенчатого редуктора, балансирного узла с торсионной подвеской, кронштейна с подшипниками скольжения балансира. На ступице мотор-редуктора установлено эксцентриковое колесо, к которому постоянно прижимается тормозная колодка, изготовленная из наполненного фторопласта ФН-3. Собранный узел посредством кронштейна крепится на фланце вакуумной камеры.

Для изменения тормозного момента и нагрузки на привод изменяют эксцентриситет колеса. При вращении заторможенного эксцентрикового колеса воспроизводятся условия движения планетохода по пересеченной местности.

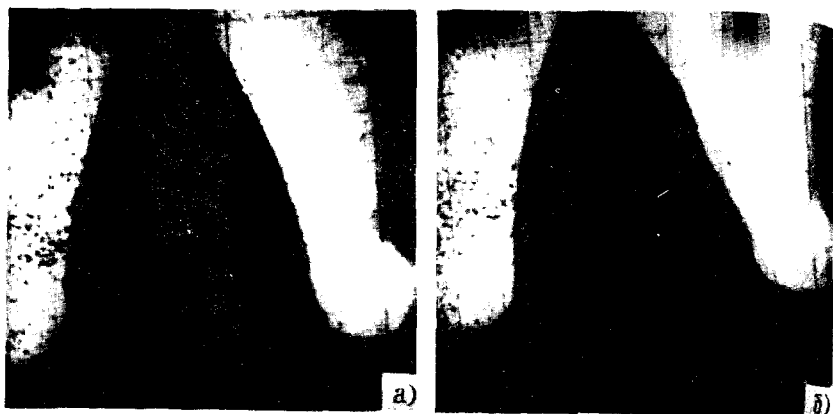


Рис. 6.11. Профилограммы боковых поверхностей "сателлита":
а — в исходном состоянии; *б* — после наработки ресурса

Заданную температуру получают с помощью кварцевых нагревателей или жидкого азота, которым заполняются экраны вакуумной камеры и внутренняя полость кронштейна.

Установка снабжена оптической системой дистанционного визуального наблюдения и фоторегистрации износа. Она состоит из

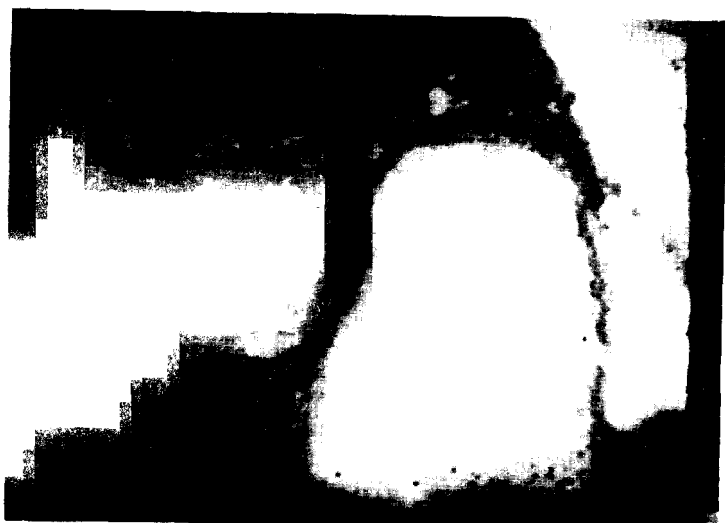


Рис. 6.12. Зубчатое зацепление с магнитно-порошковой смазкой

осветителя, волоконных световодов, призм, изменяющих направление светового луча и объектива, проектирующего изображение на экран или фотопленку [120]. На рис. 6.11 представлены профилограммы боковых поверхностей зуба "сателлита" от планетарного редуктора в исходном состоянии и после наработки определенного ресурса. На рис. 6.12 дано изображение зубчатого зацепления с магнитопорошковой смазкой. Координатная сетка, нанесенная на торец волоконного жгута, при увеличении $\times 50$ позволяет оценивать износ непосредственно по профилю зуба с точностью не менее 0,01 мм.

Испытания зубчатых колес могут проводиться непосредственно в редукторных узлах. Например, такие испытания проводились для проверки работоспособности силовых приводов "Лунохода-1 и -2" (см. рис. 6.2) [3]. Экспериментальный узел представлял собой две пары шестерен, нагружаемых циркулируемой мощностью. Привод от электродвигателя осуществлялся через магнитную муфту и приводную пару шестерен. Узел работал в условиях космического пространства на искусственных спутниках Луны.

Во время испытаний объективным показателем работоспособности зубчатой передачи служил ток электродвигателя, по величине которого (с использованием тарифовочных данных) определялся крутящий момент на входном валу редуктора. КПД зубчатого зацепления рассчитывался по формуле

$$\eta_{з.з} = \frac{1}{2M_{кр}} \left[\sqrt{M_{дв} u_1 u_2 + 4M_{кр}^2} - M_{дв} u_1 u_2 \right],$$

где $M_{дв}$ — момент на валу двигателя; $M_{кр}$ — крутящий момент пружины; u_1 и u_2 — передаточные числа приводной и испытываемой зубчатых пар.

Представляет интерес также имитатор трения, предназначенный для испытания материалов сухого трения как в лабораторных, так и натуральных условиях на спутниках Земли. Внешний вид имитатора представлен на рис. 6.13. Он состоит из электропривода и блока шести пар трения типа "вал-втулка" и "диск-палец". Потери на трение определяются с помощью тензометрии и тарифовочных пружин. В приборе имеется устройство для отключения пары в случае превышения трения сверх допустимого.

Имитация окружающей среды планет связана прежде всего с воспроизведением давления и температуры газовой среды. Космическое и окололунное пространство, как известно, характеризуется предельно высоким разрежением, измеряемым давлениями ниже

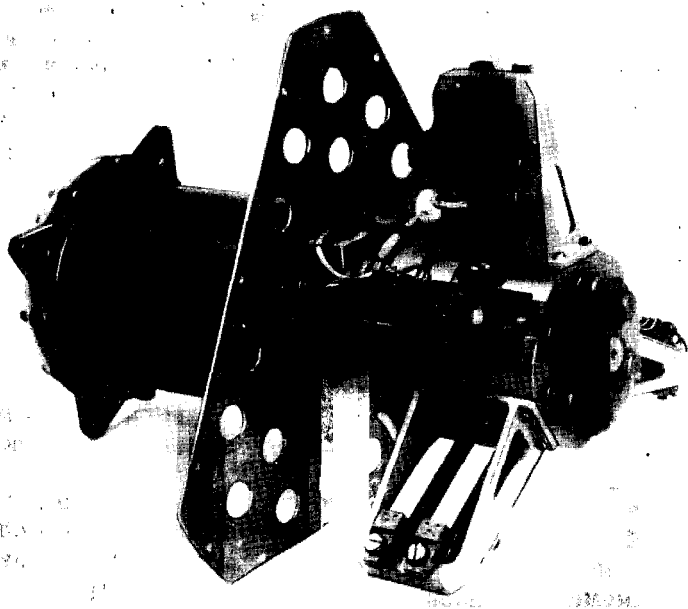


Рис. 6.13. Имитатор трения

10^{-6} Па. Наличие, однако, гажения с поверхности работающего объекта, высокая нагруженность узлов трения, а также возможное присутствие смазки в них позволяет проводить термовакuumные испытания уже при давлении $10^{-3} \dots 10^{-4}$ Па.

Другим качеством, характеризующим вакуумную среду, является газовый состав остаточных газов и степень загрязнения ее посторонними примесями. Как известно, атмосфера Земли состоит из азота (77 %), кислорода (20,5 %), воды (1,57 %), углекислого газа (1,57 %), а также аргона, гелия, водорода, неона и других газов.

Применяемые для вакуумной откачки насосы по-разному создают остаточный фон в камерах. Водород, гелий, неон хорошо откачиваются пароструйными насосами, адсорбционные и конденсационные насосы практически не откачивают гелий и неон, углеводороды всегда присутствуют в спектре остаточных газов пароструйных и турбомолекулярных насосов. Присутствие тех или иных компонентов в определенной мере может влиять на результаты вакуумных испытаний. Поэтому, выбирая средства откачки, надо учитывать и эти особенности.

Для вакуумных испытаний рекомендуется применять следующие насосы:

криогенные, основанные на конденсации (вымораживании) газов на охлажденной поверхности азотных, гелиевых или водородных экранов;

адсорбционные, принцип действия которых основан на температурной обратимости явлений физической адсорбции;

диффузионные, у которых откачиваемый газ диффундирует в струю пара рабочей жидкости.

Другие типы насосов, такие как геттерные, ионные, молекулярные и другие, значи. льно реже применяются из-за присущих им недостатков. Наилучший эффект достигается применением вакуумных систем, сочетающих криогенные, диффузионные и адсорбционные насосы.

Высоковакуумные насосы производят откачку с давлений ниже 13,3...1,33 Па, поэтому в системе необходимо иметь насос предварительной откачки (форвакуумный насос). Для этой цели применяют вращательные, двухсторонние, поршневые и водокольцевые насосы. Принцип их действия основан на периодическом заполнении объема рабочей камеры насоса откачиваемым газом, последующим сжатием и вытеснением его в атмосферу.

Для предотвращения миграции паров жидкости, которая может значительно исказить фрикционные характеристики узлов трения, в диффузионных насосах применяют азотные и сорбционные ловушки, причем сорбционные оказываются более эффективными. В них в качестве сорбентов используются силикагели, алюмогели, активированный древесный уголь, цеолиты и т.д. Недостатком этих ловушек является длительная продолжительность выхода на режим, который иногда может продолжаться 20...40 ч. Кроме того, применяемый в них сорбент обладает низкой механической прочностью, что может привести к запылению испытуемого изделия.

Указанных недостатков лишена сорбционная ловушка, в которой применены сорбирующие пластины из широкопористого стекла ДВ-1-Ш (рис. 6.14). Ловушка работает по кратковременному циклу регенерации, причем благодаря наличию затворного устройства в период регенерации (время регенерации составляет 20...30 мин) возможно проведение отладочных работ в вакуумной камере. Проводимость ловушки 400 л/с. Применение ловушки в составе вакуумной системы позволяет при испытаниях получать практически безмасляную стерильную среду.

В последние годы стали более широко применять криосорбционные насосы. Такие насосы создают практически стерильный вакуум, просты в обслуживании, экономичны. Недостатком является необхо-

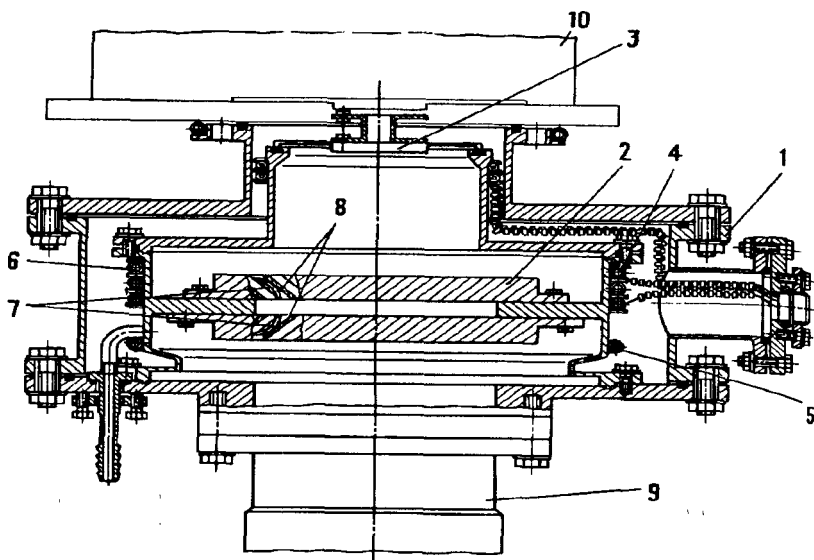


Рис. 6.14. Сорбционная ловушка:

1 — корпус; 2 — держатель пластин; 3 — затворное устройство; 4 — нагреватель; 5 — охладитель; 6 — корпус; 7 — сорбирующие пластины; 8 — пружины; 9 — вакуумная камера; 10 — вакуумный насос

димность выделения дополнительной площади под их установку. Поэтому, в случае если конструкция барокамеры содержит криогенный экран, путем несложной модернизации удастся воспроизвести встроенный криосорбционный насос.

В барокамере с полезным объемом 15 м^3 и криоэкраном, сваренным из алюминиевых полых панелей, питаемым жидким азотом, с помощью тканевого сорбента [156], укрепленного через медную сетку посредством пружинных зажимов, сконструирован криосорбционный насос со следующими техническими характеристиками:

Предельный вакуум в камере, Па	10^{-3}
Время выхода на режим, ч	4
Расход жидкого азота, л/ч:	
в начале захлаживания	400
в стационарном режиме	150
Температура регенерации сорбента, °С	150
Температура сорбента в нормальном режиме работы, °С	-70...-100
Длительность работы насоса между регенерацией при величине натекания 10^{-3} л. Па/ч	720 (не менее)

Нагрев (регенерация) сорбента производится горячим воздухом, напускаемым в полость экрана, проходящим через электронагреватель. Предварительная откачка осуществляется механическими насосами. В режиме основной работы криосорбционного насоса форвакуумная откачка не производится.

Имитация марсианских условий требует создания среды, состоящей в основном из углекислого газа при давлении 530...800 Па. В принципе создание в земных условиях углекислой среды не представляет особых трудностей. При положительных температурах такое давление получают напуском в камеру газообразного углекислого газа. Гораздо сложнее имитировать марсианскую атмосферу при низких температурах, получаемых обычно с помощью азотных экранов с температурой около 77 К. При этой температуре, как видно из графика на рис. 6.15, углекислый газ будет конденсироваться на охлажденных деталях, образуя снеговую "шапку". Кроме того, конденсация углекислого газа приведет к снижению давления в камере по сравнению с заданным, что при термовакуумных испытаниях не всегда допустимо. Поэтому для получения давления 530...800 Па (температура атмосферы Марса) криогенные экраны приходится заполнять парожидкостной азотной смесью с температурой около 133...138 К, не допуская вымораживания (десублимации) углекислоты и тем самым повышения доли плохо адсорбирующихся примесей, всегда присутствующих в техническом CO_2 . Парожидкостную смесь получают путем вытеснения жидкого азота из сосуда Дьюара с помощью очищенного от паров воды сжатого воздуха. Температуру экрана, в который подается указанная смесь, регулируют изменением расхода воздуха. При испытаниях узлов марсохода можно повысить давление углекислого газа в камере до 2,6 кПа, что без ущерба для результатов испытаний позволяет несколько снизить температуру азотного экрана.

Имитация венерианской атмосферы сводится к воспроизведению двух параметров среды углекислого газа: давления до 10 МПа и температуры до 500 °С. Для этой цели используют барокамеры, внутри которых размещают термоэлектронагреватели (ТЭНы). Камеры охлаждаются проточной водой, что позволяет отказаться

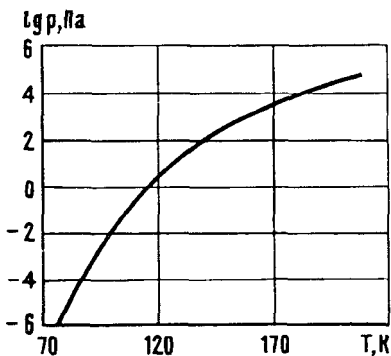


Рис. 6.15. Зависимость давления насыщенных паров углекислого газа от температуры

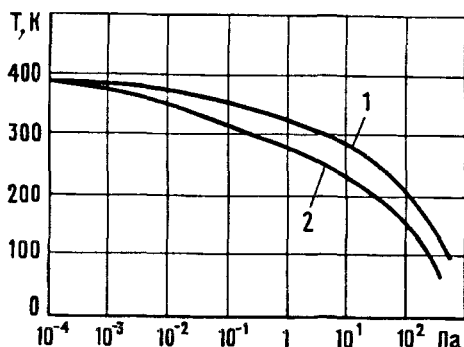
от тепловой изоляции. Мощность ТЭНов термокамеры с полезным объемом 0,3...0,4 м³, как показывают расчеты, составляет 50...70 кВт (при напряжении питания 220 В), а расход охлаждающей воды — 5,2 м³/ч.

Углекислый газ напускают из стандартных баллонов со сжиженным газом с набором давления до 3,8 МПа, а затем проводят нагрев до температуры 500°С. Расширяясь, газ создает внутри барокамеры требуемое давление до 10 МПа. Если для испытаний используется технический газ, то необходима его очистка от примесей.

Как указывалось выше, при термовакуумных испытаниях положительные температуры получают с помощью кварцевых ламп, размещаемых в непосредственной близости от испытываемого объекта. Эффективность нагрева (температуру) регулируют изменением питающего напряжения или соответствующей экранировкой. В практике термовакуумных испытаний применяются и угольные нагреватели, являющиеся проводниками электрического тока.

Получение отрицательных и в особенности сверхнизких температур осуществляют с использованием хладагентов — жидкого азота, жидкого водорода или гелия, а также парожидкостных смесей этих элементов, циркулирующих в криоэкранах различных конструкций (трубчатых, цилиндрических и т.д.), изготовленных из алюминиевых сплавов, меди, нержавеющей стали.

Эффективность охлаждения (нагрева) можно повысить с помощью газа-теплоносителя. Лучше всего для этой цели подходит инертный газ — гелий или азот. Методика охлаждения включает в себя несколько этапов: откачка камеры до давления 1,33 Па, напуск в нее газа-теплоносителя до давления 50...100 Па, охлаждение изделия и снова вакуумная откачка, чтобы сохранить температуру. Эффективность охлаждения зависит от давления газа и времени его нахождения в камере. На основании расчетов для узла, имеющего тепловы-



деление 40 Вт, построены графики (рис. 6.16), показывающие зависимость температуры узла, проходящего испытания, от давления газа-наполнителя. При этом температура экранов термо-

Рис. 6.16. Зависимость температуры испытываемого узла от давления газа-наполнителя: 1 — азот; 2 — гелий

Рис. 6.17. Устройство для регулирования температуры:

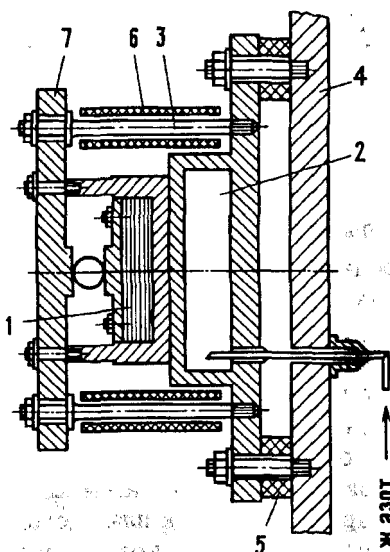
1 — гибкий теплопровод; 2 — холодильно-нагревательный узел; 3 — стержень; 4, 7 — фланцы; 5 — теплоизолятор; 6 — нагреватель

барокамеры заполнена жидким азотом. Из графиков видно, что с повышением давления гелий обеспечивает более эффективное охлаждение, чем азот. Кроме того, ввиду инертности, гелий практически не оказывает влияния на работоспособность испытуемых узлов.

Для автоматического регулирования температуры изделия, а также сокращения времени выхода на заданный температурный режим можно использовать устройство для регулирования температуры [26], представленное на рис. 6.17. Устройство работает следующим образом. При изменении тепловыделения, например, при его уменьшении, для поддержания заданной температуры увеличивают нагрев стержней 3 за счет увеличения подаваемой мощности на нагреватели 6. При этом стержни удлиняются и тепловое сопротивление между фланцем 7 и холодильно-нагревательным узлом 2 увеличивается, что приводит к уменьшению оттока тепла от изделия. При увеличении тепловыделения узла нагрев стержней уменьшают. При этом сокращается их длина, увеличивается усилие прижима теплопровода к холодильно-нагревательному узлу и уменьшается тепловое сопротивление между ними, что приводит к увеличению оттока тепла от изделия и восстановлению исходной температуры.

Для повышения эффективности охлаждения изделий, совершающих колебательное движение, применяют гибкий теплопровод 1. Теплопроводы представляют собой пакеты, набранные из медных пластин толщиной 0,1 мм, один конец пакета закреплен на изделии, а другой — на корпусе детали, непосредственно охлаждаемой хладагентом.

Эффективность охлаждения и стабилизация температуры также могут быть достигнуты с помощью дополнительных внешних экранов, расположенных в зоне выхода "отработанного" хладагента [49].



Г Л А В А 7

МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЯГОВО-СЦЕПНЫХ СВОЙСТВ ДВИЖИТЕЛЕЙ ПЛАНЕТОХОДОВ И ПРОВЕДЕНИЯ ХОДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ

Тягово-сцепные устройства являются количественной мерой процесса взаимодействия движителя планетохода с грунтом и определяют величину тяговых усилий, затраты энергии на передвижение, проскальзывание и другие наиболее важные параметры.

Многие характеристики планетохода — динамические качества, устойчивость, поворотливость, способность преодолевать препятствия — в значительной мере зависят от тягово-сцепных свойств. Поэтому определение их также можно рассматривать как одну из основных задач при наземных испытаниях.

Применительно к планетоходам значение тягово-сцепных свойств не ограничивается только получением необходимых данных для оценки разрабатываемой конструкции, а имеет также большое значение для обоснования и выбора методов ходовых испытаний, прогнозирования проходимости при работе планетохода в реальных условиях и решения оперативных задач по управлению процессом движения. Особенности определения тягово-сцепных свойств движителей планетоходов состоят в следующем:

информация о свойствах грунтов, на которых должен работать планетоход, как правило, ограничена;

существенное отличие физических и климатических условий на планетах и их спутниках по сравнению с земными условиями;

возможность проведения экспериментального исследования тягово-сцепных свойств на образцах грунта, доставленных с поверхности планет и спутников, практически исключается.

Эти особенности привели к формированию специфических направлений в изучении тягово-сцепных свойств планетоходов. К ним относятся постановка и проведение прямых исследований физико-механических свойств грунта планет и спутников с помощью специальных приборов (приборов оценки проходимости) (см. разд. 5.3), разработка моделей грунта для проведения исследований в процессе наземных испытаний, создание стендового оборудования для имитации условий работы планетохода на поверхности [3], а также разработка новых расчетных и экспериментальных методов по оценке

тягово-цепных свойств движителей применительно к той информации о свойствах грунта, которая может быть получена в результате прямых исследований его свойств в естественном залегании и на доставленных на Землю образцах.

7.1. Экспериментальные исследования тягово-цепных свойств колесного движителя в условиях лунной силы тяжести

Экспериментальные исследования тягово-цепных свойств колесного движителя шасси "Лунохода-1 и -2" проводились с использованием масштабных моделей колеса и движителя, полноразмерного макета колеса, натурального колеса. Одним из этапов отработки конструкции колеса были экспериментальные исследования его тягово-цепных свойств в условиях имитируемой лунной силы тяжести. Известны различные способы имитации пониженной гравитации: в установках с падающим контейнером, в самолете, в водном бассейне, путем приложения к испытываемому объекту в центре его тяжести вертикальной разгружающей силы.

Остановимся на экспериментальных исследованиях тягово-цепных свойств полноразмерного колеса шасси лунохода в условиях имитации лунной силы тяжести в самолете. Испытания проводились

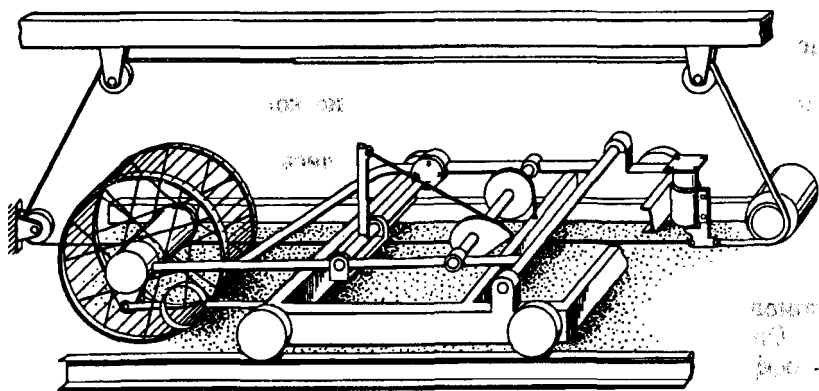


Рис. 7.1. Схема устройства стенда для исследования тягово-цепных свойств колесного движителя в условиях уменьшенной силы тяжести

на стенде, установленном в летающей лаборатории, оборудованной на базе самолета Ту-104 [3].

Стенд (рис. 7.1) состоит из грунтового канала, в котором передвигается испытываемое колесо, закрепленное на подвижной тележке, силового привода для вращения колеса, тормозного устройства, пульта управления и регистрирующей аппаратуры.

Особенностью стенда является применение кулачкового механизма для создания нормальной нагрузки на испытываемый движитель. Этот механизм включает в себя торсион и профилированный кулачок. Профиль кулачка выбран таким образом, что при его повороте изменяется плечо приложения силы от торсиона, чем обеспечивается постоянный момент на оси кулачка, и усилие, прижимающее колесо к грунту, не зависит от его вертикального перемещения. Другой особенностью стенда является наличие тормозного электро-механизма, с помощью которого задается величина поступательной скорости перемещения колеса и измеряется величина свободной тяги.

Применение этих механизмов позволило значительно уменьшить массу стенда, автоматизировать управление, а также удовлетворить ряд специфических требований техники безопасности при проведении работ в летающей лаборатории.

Время имитации лунной силы тяжести составляло 20...25 с. Величина предельных отклонений ускорения силы тяжести не превышала 15 % от среднего значения.

Методика проведения исследований тягово-сцепных свойств состояла в следующем:

при горизонтальном полете самолета производилась подготовка грунта (рыхление, доведение до заданной плотности, выравнивание поверхности);

при выходе самолета на расчетный режим имитации лунной силы тяжести осуществлялось движение колеса с заданной величиной буксования;

в процессе движения колеса измерялись токи тягового и тормозного двигателей, крутящий момент, свободная тяга, обороты и скорость перемещения колеса, а также величина его погружения в грунт; погрешность измерений составляла 10 %;

одновременно определялись механические свойства грунта с помощью конусно-лопастных штампов.

Оценочными параметрами тягово-сцепных свойств являлись коэффициенты: тяги k_T , сцепления φ , буксования ε_B , сопротивления движению $f = \varphi - k_T$. В качестве моделей лунного грунта использовались кварцевый песок, аглопорит, раздробленная пемза, молотый базальт.

Рис. 7.2. Тягово-сцепные свойства колеса "Лунохода-1" на кварцевом песке:
— при земной силе тяжести; --- при лунной силе тяжести; x — масштабная модель

На рис. 7.2 показаны результаты определения тягово-сцепных свойств колеса самоходного шасси "Лунохода-1" на кварцевом песке. Нормальная нагрузка на колесо составляла 150 Н. Тягово-сцепные свойства определялись как в условиях имитации лунной силы тяжести, так и в обычных земных. Из рис. 7.2 видно, что зависимости φ и k_T от коэффициента буксования s_B носят монотонный характер. С увеличением буксования φ и k_T непрерывно увеличиваются и не имеют экстремума, причем наиболее интенсивный темп нарастания происходит в интервале $s_B = 0 \dots 0,3$, затем темп увеличения φ и k_T снижается, а при $s_B > 0,7$ снова увеличивается. Однако движение в режимах при $s_B > 0,7$ сопровождается прогрессирующим зарыванием колеса в грунт и является неустойчивым.

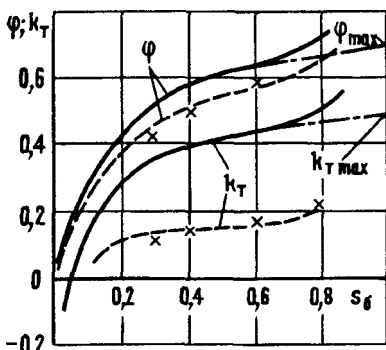
В условиях имитации лунной силы тяжести тягово-сцепные свойства исследованного колеса значительно изменяются в количественном отношении по сравнению с земными. Величина коэффициента тяги уменьшается в лунных условиях в 2,5...3 раза, коэффициент сцепления снижается на 10...15 %, значительно увеличивается коэффициент сопротивления движению. Вместе с тем качественный характер изменения тягово-сцепных свойств сохраняется.

Зависимости φ и k_T от s_B в диапазоне изменения s_B от 0 до 0,7 хорошо аппроксимируются степенными функциями вида

$$\begin{aligned} \varphi &= \varphi_{\max} s_B^{n_s}; \\ k_T &= (k_{T\max} + k_{T0}) s_B^{n_s} - k_{T0}, \end{aligned} \quad (7.1)$$

где n_s — показатель степени; φ_{\max} и $k_{T\max}$ — соответствуют значениям φ и k_T по уравнениям (7.1) при $s_B = 1$; k_{T0} — соответствует коэффициенту тяги при $s_B = 0$.

Применение зависимостей (7.1) для описания результатов определения тягово-сцепных свойств позволяет проводить сравнение экспериментальных данных по параметрам φ_{\max} , $k_{T\max}$, k_{T0} . Показа-



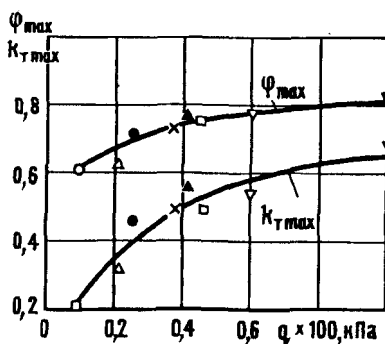


Рис. 7.3. Зависимость параметров тягово-сцепных свойств от несущей способности грунта:
 ○●▽ — песок; △▽ — аглопорит; □ — пемза; × — лунный грунт

тель степени n_s изменяется при этом в сравнительно узких пределах и составляет в среднем 0,4...0,45.

На рис. 7.3 приведены обобщенные зависимости $\Phi_{\text{тmax}}$ и $K_{\text{тmax}}$ от несущей способности различных грунтов. Несущая способность определялась как среднее удельное давление, необходимое для внедрения в грунт конусного штампа с диаметров основания 50 мм и углом при вершине 60°. Несмотря на значительное различие физических свойств грунтов, их гранулометрического состава и структуры, величина несущей способности грунта оказывает определяющее влияние на параметры опорной проходимости исследуемого колеса. Это обстоятельство может служить основой для прогнозирования и исследования опорной проходимости при движении по поверхности Луны, разработки методов ходовых испытаний луноходов в земных условиях и выбора различных типов земных грунтов в качестве моделей для решения задач передвижения по лунной поверхности.

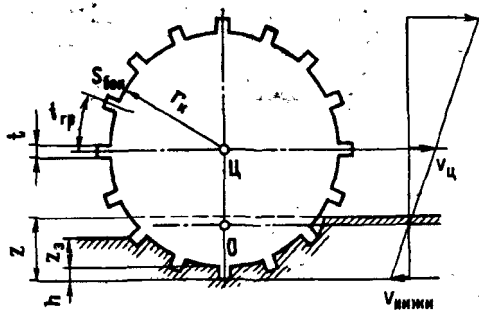
7.2. Расчетный метод определения осадки движителя в грунт

Экспериментальные исследования взаимодействия движителя с грунтом, в том числе в условиях уменьшенной силы тяжести, выполненные применительно к колесному движителю "Лунохода-1 и -2", дали не только количественное значение ожидаемых тягово-сцепных свойств, но и позволили установить общий характер работы колесного движителя. Например, было установлено, что вполне допустимым является работа с относительно большим буксованием при сохранении устойчивости движения.

При интенсивном буксовании мгновенный центр вращения колеса смещается от обода в сторону оси колеса (рис. 7.4). Точки обода, расположенные относительно мгновенного центра вращения O в противоположную сторону от оси колеса, при вращении имеют

Рис. 7.4. Кинематика качения колеса с буксованием:

O — мгновенный центр вращения колеса. При качении с буксованием скорости нижних точек колеса $V_{\text{нижн}}$ направлены назад



горизонтальную составляющую скорости $v_{\text{нижн}}$, направленную в сторону, противоположную поступательной скорости колеса v_c . При этом определенный слой прилегающего к ободу грунта захватывается грунтозацепами и увлекается в сторону, противоположную движению колеса. Происходит перенос (экскавация) грунта из-под колеса к задней кромке пятна контакта. Интенсивность переноса грунта увеличивается с ростом буксования. За счет этого осадка колеса при росте буксования начинает интенсивно увеличиваться. Заглубление колеса при буксовании z , или экскавационная осадка, зависит не только от буксования, а и от объема грунта, который может захватываться грунтозацепами, и зависит от соотношений шага установки грунтозацепов $t_{\text{гр}}$, его высоты h и толщины t , площади боковой поверхности колеса $S_{\text{бок}}$. Зависимости осадки от буксования представлены в гл. 5. Из этих зависимостей следует, что полная осадка колеса при интенсивном буксовании может значительно превосходить начальную.

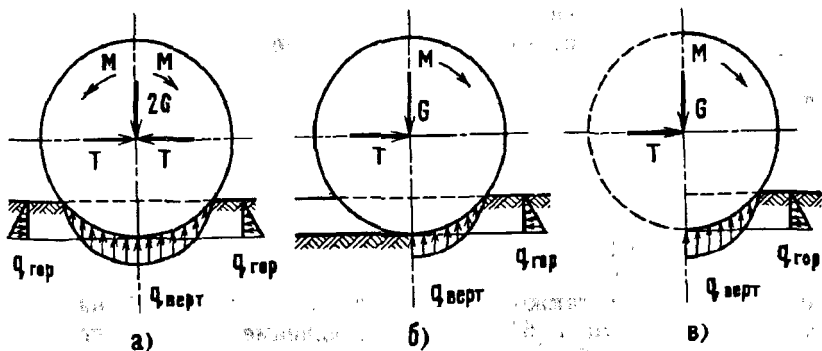


Рис. 7.5. Схема равновесия сил и моментов на колесе при внедрении в грунт (а), при качении без буксования (б) и расчетная схема для обоих вариантов (в): $Q_{\text{гор}}$ и $Q_{\text{верт}}$ — горизонтальная и вертикальная нагрузки составляющие на поверхности колеса

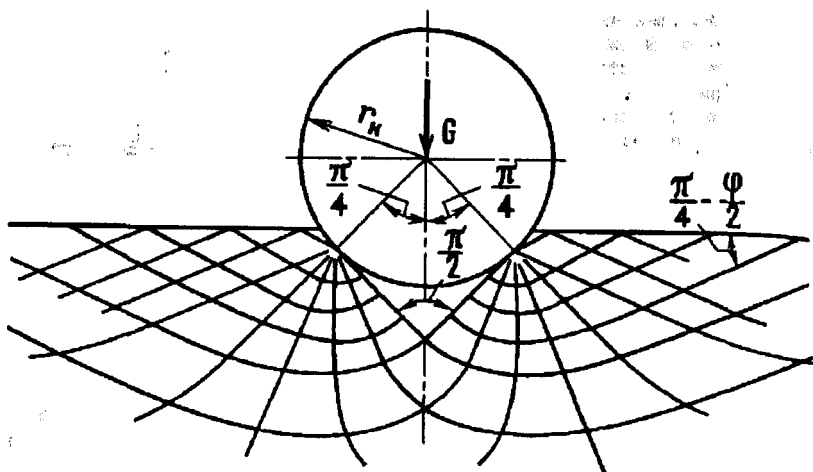


Рис. 7.6. Схема формирования ядра уплотнения под колесом при внедрении его в грунт

Для определения начальной осадки колеса рассмотрим схемы равновесия сил и моментов при качении колеса по грунту без буксования и неподвижного колеса, внедренного в однородный по глубине грунт (рис. 7.5). При этом собственной деформацией колеса пренебрегаем.

Схему сил при качении колеса без буксования можно рассматривать как схему для половины внедренного в грунт колеса, отброшенные реакции второй половины которого заменены силами (G и T) и моментом M . Нормальная нагрузка на половину колеса должна быть в два раза меньше. Режим качения без буксования, характеризуемый наличием толкающего усилия и активного момента, относится к нейтральному режиму качения, при отсутствии активного момента — к ведомому.

При передаче внешней нагрузки на грунт через опорную площадку ограниченных размеров под ней образуется особая зона — ядро уплотнения, которое оказывает расклинивающее действие на окружающий грунт, а также передает внешнюю нагрузку на более глубокие слои грунта [55]. Подобное явление происходит и под колесом (рис. 7.6). Для малосжимаемых грунтов ядро уплотнения формируется в зависимости от контура опорной поверхности по образующим, направленным под углом, близким к 45° . Соответственно величина угла при вершине ядра уплотнения составляет примерно 90° , несколько варьируя в зависимости от уплотняемости

грунта и величины сцепления [55]. Для связных грунтов ядро уплотнения имеет более сглаженные формы, при рыхлой структуре грунта формирование ядра уплотнения требует значительного перемещения штампа вниз. Поскольку минимальные размеры ядра уплотнения будут при наклоне образующих, равном 45° , а практически вся нормальная нагрузка на колесо передается на окружающий грунт через ядро уплотнения, то целесообразно определить связь осадки колеса с нагрузкой для этих условий. Нормальная нагрузка, передаваемая на ядро, распределяется по его поверхности. При этом по поверхности ядра происходит сдвиг грунта.

Сумма проекций на вертикальную ось действующих на поверхности ядра нормальных и касательных напряжений уравновешивается нагрузкой на колесо. При этом необходимо учесть тот факт, что ядро уплотнения и окружающий грунт по существу могут рассматриваться как клиновой механизм, преобразующий часть вертикального усилия в поперечные силы.

Исходя из равновесия сил, действующих на ядро уплотнения и колесо, а также учитывая эквивалентность схем нагрузок неподвижного и катящегося без буксования колеса, связь нагрузки на колесо с его осадкой определяется следующей системой уравнений:

$$z_0^2(1 + K_1) + \frac{z_0}{2} \left(\frac{b}{2} + K_1 b \right) = \frac{G}{12bK_2\Phi\gamma(m^2 - 1)(d + uy)};$$

$$K_1 = \frac{c[m^2(d + uy) - 2\sin\varphi_0(1 + y)]}{2bK_2\Phi\gamma(m^2 - 1)(d + uy)\operatorname{tg}\varphi_0};$$

$$K_2 = \frac{3 - 2,38b/r}{4 - 2,38b/r}; \quad \Phi = 1 + \frac{2b}{r}; \quad (7.2)$$

$$d = 1 + \sin\varphi_0\cos\varphi_0; \quad u = 1 - \sin\varphi_0\cos\varphi_0;$$

$$m = \operatorname{tg}(45^\circ + \varphi_0/2); \quad y = \frac{1 + \operatorname{tg}\varphi_0}{1 - \operatorname{tg}\varphi_0}.$$

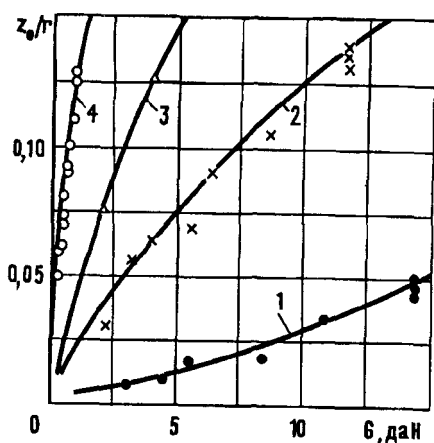


Рис. 7.7. Экспериментальная (точки) и теоретическая (линии) зависимости относительной осадки колеса в деформируемом грунте от нормальной нагрузки при различных ускорениях свободного падения:

- 1 — колесо $\varnothing = 375$ мм, $g = 9,8$ м/с²;
- 2 — колесо $\varnothing = 375$ мм, $g = 2,7$ м/с²;
- 3 — колесо $\varnothing = 200$ мм, $g = 5,4$ м/с²;
- 4 — колесо $\varnothing = 100$ мм, $g = 9,8$ м/с².

Здесь z_0 — начальная осадка; r — радиус колеса; b — ширина колеса; G — нормальная нагрузка; c — сцепление грунта; φ_0 — угол внутреннего трения; γ — объемный вес грунта.

Уравнения системы (7.2) определялись при следующих упрощающих допущениях: структура грунта и его механические свойства не меняются по глубине; твердая подложка отсутствует; колесо имеет цилиндрическую форму; коэффициент трения грунта об обод колеса выше, чем частиц грунта по грунту; поверхность грунта горизонтальная.

Некоторые результаты экспериментальной проверки зависимости осадки от нагрузки, определенной по системе уравнений (7.2), приведены на рис. 7.7. Определение осадки колеса под действием пружинного нагружателя производилось на стенде, позволяющем кратковременно обеспечивать различные регулируемые ускорения падения. В качестве грунта использовался кварцевый песок.

Как видно из приведенных на рисунке данных, наблюдается хорошее совпадение расчетных и экспериментальных результатов. Важным преимуществом полученных расчетных зависимостей является то, что в них входят параметры грунта, отражающие реальный физический процесс деформации — сдвиг грунта. При этом учитывается также влияние реальной силы тяжести через объемный вес грунта. Все эти параметры могут быть относительно просто определены, в том числе на образцах грунта, доставляемых на Землю.

7.3. Ходовые испытания планетоходов

Ходовые испытания планетоходов проводятся на всех этапах их разработки и создания. На этапе проектирования основная цель ходовых испытаний состоит в выборе и проверке конструкторских решений, схем компоновок, исследовании проходимости, оценке

методов управления движением, контроля и проверки работоспособности аппарата. При изготовлении и в процессе отладки планетохода целью ходовых испытаний являются проведение конструкторско-доводочных испытаний, определение рабочих характеристик и правильности взаимодействия различных систем, проверка надежности работы.

Таким образом, ходовые испытания шасси на Земле представляют собой широкий комплекс работ, которые являются неотъемлемой частью разработки, изготовления и эксплуатации планетохода.

7.3.1. Методические основы ходовых испытаний. Поскольку задача организации и проведения ходовых испытаний планетоходов сводится к воспроизведению, имитации реальных условий работы, т.е. по существу речь идет о моделировании условий движения, целесообразно рассмотреть некоторые вопросы физического моделирования применительно к планетоходу. Основой для этого являются общие положения теории подобия и накопленный опыт физического моделирования наземных транспортных машин [56, 64].

Одной из ключевых проблем моделирования машин является выбор параметров, характеризующих состояние и свойства грунта. Одним из возможных способов характеристики свойств грунта для решения задач моделирования может быть использование таких его показателей, которые отражают наиболее существенные физические процессы, определяющие в конечном счете деформационные и прочностные свойства грунта, и которые могут быть получены при изучении образцов грунта, доставленных на Землю [3]. Такими можно считать параметры, используемые в механике грунтов: плотность ρ , кг/м³; коэффициент сжимаемости a , Па⁻¹; сцепление c , Па; коэффициент внутреннего трения ψ ; коэффициент бокового расширения μ . Возможно также использование для описания свойств грунта обобщенных параметров, определяемых с помощью конусно-лопастного штампа, и которые могут быть получены для грунта в естественном залегании [3, 130, 149]: несущая способность q , Па; сопротивление вращательному срезу τ , Па. К основным параметрам, характеризующим машину, можно отнести: характерный линейный размер l , м; характерный угловой размер α , рад; нагрузка (сцепной вес) G , Н; скорость движения v , м/с; масса m , кг; сила взаимодействия с грунтом F , Н. Остальные параметры, определяющие технические характеристики машины (крутящие моменты, мощность, моменты инерции, угловые скорости и т.д.), могут быть получены как производные от приведенных выше основных параметров.

Главным параметром, определяющим физические условия взаимодействия шасси планетохода с поверхностью, является ускорение силы тяжести g , m/c^2 .

На основе π -теоремы из приведенных выше параметров могут быть составлены критерии подобия:

$$\begin{aligned} \pi_1 &= \frac{\rho g l^3}{G}; \quad \pi_2 = \frac{c l^2}{G}; \quad \pi_3 = \frac{l^2}{a G}; \quad \pi_4 = \psi; \\ \pi_5 &= \mu; \quad \pi_6 = \frac{g l}{v^2}; \quad \pi_7 = \frac{G t^2}{m l}; \quad \pi_8 = \frac{F}{G}; \quad \pi_9 = \alpha. \end{aligned} \quad (7.3)$$

При использовании для характеристики грунта обобщенных параметров вместо критериев $\pi_1 \dots \pi_5$ должны рассматриваться критерии

$$\pi'_1 = \frac{q l^2}{G}, \quad \pi'_2 = \frac{\tau l^2}{G}. \quad (7.4)$$

Критерии $\pi_1 \dots \pi_5$, π'_1 , π'_2 характеризуют физическую сторону взаимодействия с грунтом; π_6 , π_7 представляют собой критерии динамического подобия в механике (π_6 — критерий Фруда, π_7 — критерий Ньютона); π_8 тождественен безразмерным параметрам тягово-сцепных свойств движителя, определяющим силовое взаимодействие машины с грунтом; π_9 может рассматриваться, в частности, как одна из характеристик рельефа поверхности.

Для полного подобия процессов в натурной машине и в ее модели необходимо обеспечить равенство всех критериев подобия. На практике это требование трудно выполнимо. Поэтому в каждом виде ходовых испытаний должно обеспечиваться равенство тех критериев подобия, которые являются определяющими для изучаемого явления.

Поскольку на процесс движения планетохода и его тягово-сцепные характеристики оказывают влияние силы, действующие со стороны грунта, то в качестве исходных критериев подобия для моделирования проходимости шасси могут использоваться безразмерные параметры, характеризующие взаимодействие движителя с грунтом (коэффициенты сцепления, тяги, буксования и зависимости между ними). В этом случае критерии $\pi_1 \dots \pi_5$, π'_1 , π'_2 могут не рассматриваться. Такой подход к моделированию движения планетохода имеет большое практическое значение, так как отпадает необходимость в моделировании каждого из процессов, протекаю-

щих в системе движитель — грунт и описываемых соответствующими критериями подобия. В результате оказывается возможным выбирать в качестве модельных грунтов искусственные и естественные земные материалы, в том числе в естественном залегании, которые, не являясь полной моделью натурального грунта, обеспечивают моделирование взаимодействия движителя с грунтом.

Рассмотренные методические особенности ходовых испытаний планетоходов на Земле позволяют проанализировать различные способы их проведения.

7.3.2. Способы ходовых испытаний. К способам, которые могут найти применение для наземных ходовых испытаний шасси планетоходов, относятся масштабное моделирование и различные способы испытаний с помощью полноразмерных ходовых макетов.

Масштабное моделирование позволяет оценить основные характеристики проходимости шасси, его способность преодолевать различные препятствия, совершать маневры и т.д. На этапах поиска принципиальной схемы и проектирования шасси этот метод обеспечивает оперативное получение экспериментальных данных. Для обеспечения подобия процессов взаимодействия движителя с грунтом природы и модели параметры масштабной модели и модельного грунта должны выбираться на основании критериев подобия (7.3). Формулы для определения масштабов моделирования параметров планетохода приведены в табл. 7.1. Там же для примера даны значения масштабов моделирования лунохода.

Таблица 7.1. Масштабы моделирования планетохода

Параметр	Масштаб	Определяющая формула	Значение масштаба для лунохода		
			$k_l=1/66$	$k_l=1/2$	$k_l=1$
Масса, кг	k_m	k_F/k_g	1/216	1/24	1/6
Время, с	k_t	$\sqrt{k_l/k_g}$	1/6	$1/\sqrt{12}$	$1/\sqrt{6}$
Сила, Н	k_F	k_F	1/36	1/4	1
Скорость, м/с	k_v	$\sqrt{k_l k_g}$	1	$\sqrt{3}$	$\sqrt{6}$
Момент инерции, кг м ²	k_I	$k_F k_l^2 / k_g$	(1/6) ⁵	1/96	1/6
Энергия, Н м	k_A	$k_F k_l$	1/216	1/8	1
Мощность, Вт	k_N	$k_F \sqrt{k_g k_l}$	1/36	$\sqrt{3}/4$	$\sqrt{6}$
Давление, Па	k_p	k_p	1	1	1

Параметр	Масштаб	Определяющая формула	Значение масштаба для лунохода		
			$k_l=1/66$	$k_l=1/2$	$k_l=1$
Угол, рад.	k_α	k_α	1	1	1
Угловая скорость, 1/с	k_ω	$\sqrt{k_g/k_l}$	6	$\sqrt{12}$	$\sqrt{6}$
Угловое ускорение, 1/с ²	$k_{\dot{\omega}}$	k_g/k_l	36	12	6

Суть масштабного моделирования состоит в том, что за счет соответствующего выбора масштаба моделирования обеспечивается равенство безразмерных критериев подобия, отражающих главные особенности взаимодействия движителя с грунтом. Это условие выполняется в наибольшей мере, если линейный масштаб моделирования будет равен отношению реального ускорения силы тяжести на планете или спутнике к земному ускорению силы тяжести. Для лунохода этому условию соответствует линейный масштаб $k_l = 1/6$, для марсохода — $k_l = 1/2,65$, т.е. размеры модели в первом случае в 6, а во втором в 2,65 раза меньше размеров натурной машины. Скорость движения моделей при таких линейных масштабах должна соответствовать скорости движения планетохода в условиях эксплуатации. При масштабном моделировании грунт для испытательной модели не изменяется. Однако это справедливо, когда размеры частиц грунта существенно меньше размеров масштабной модели.

Тягово-сцепные свойства колеса "Лунохода-1", определенные в земных условиях с помощью масштабной модели, достаточно хорошо совпадают с результатами определения тягово-сцепных свойств на полноразмерном колесе при имитации лунной силы тяжести (см. рис. 7.2).

Динамически подобные макеты (Д П М). Критерии подобия (7.3), (7.4) позволяют сформулировать условия полного подобия применительно к методу испытаний шасси с помощью динамически подобных, полноразмерных ходовых макетов (см. табл. 7.1). В этом случае линейный масштаб моделирования $k_l = 1$. Если исходить из равенства удельного давления движителя на грунт (равенства сцепного веса), то равенство критериев подобия будет обеспечено, если модельный грунт будет отличаться от натурального лишь плотностью (плотность модельного грунта должна быть уменьшена в $\sqrt{g_3/g_H}$ раз), что следует из критериев подобия (7.3). Это условие при использовании для характеристики грунта обоб-

щенных параметров q , τ приближенно выполняется в соответствии с критериями (7.4) при равенстве их значений для модельного и натурального грунтов.

Для подобия динамических процессов скорость движения ДПМ должна быть увеличена в $\sqrt{g_3/g_H}$ раз. Применительно к исследованию динамики движения требование равенства веса макета и планетохода должно включать равенство подрессоренных (корпус) и неподрессоренных (двигатель) частей, т.е. должно моделироваться соотношение веса этих частей.

Однако способ испытаний шасси с помощью ДПМ имеет ограниченные возможности ввиду сложности практической реализации условия моделирования. В частности, одним из факторов, который определяет возможность моделирования веса планетохода, является соотношение весов подрессоренных и неподрессоренных частей. Если первые имеют значительно больший вес, то можно получить натуральный вес за счет изготовления облегченного корпуса макета. Что касается соотношения веса подрессоренных и неподрессоренных частей, то оно не моделируется, так как вес двигателя испытываемого шасси остается неизменным. Для получения увеличенной скорости движения может потребоваться разработка специального привода двигателя, отличного от привода, проектируемого, для планетохода.

Ч а с т и ч н о п о д о б н ы е м а к е т ы (Ч П М). В связи с ограниченными возможностями способа ходовых испытаний планетохода с помощью динамически подобных ходовых макетов возникает необходимость применения способов, базирующихся на частичном подобии системы планетоход — поверхность, т.е. применению частично подобных макетов. Сущность такого подхода заключается в том, что при решении конкретных задач ходовых испытаний выявляются параметры и критерии подобия, наиболее существенные для моделирования изучаемого процесса. Остальные параметры и соответствующие критерии подобия могут быть исключены из рассмотрения. При этом должна быть оценена вносимая погрешность.

Полученные в результате испытаний с помощью ЧПМ данные могут служить основой для моделирования других планетоходов, отличающихся от испытанного по весовым, скоростным, инерционным и другим параметрам. Соответствующий пересчет значений параметров выполняется с помощью критериев подобия.

ЧПМ широко применялись для ходовых испытаний самоходного шасси "Лунохода-1 и -2" [3, 131, 197]. Они показали, что по результатам отдельных видов испытаний могут быть получены достаточно объективные представления о характеристиках шасси в целом, ожидаемых в условиях эксплуатации.

Основные виды ходовых испытаний. В процессе ходовых испытаний планетохода на Земле решаются следующие основные задачи:

исследование тягово-сцепных свойств шасси и преодоления уклонов поверхности, устойчивости от сползания на уклонах и от опрокидывания, в том числе при съезде с посадочной платформы, разгонных и тормозных характеристик, нагрузок на систему подвески и плавности хода;

отработка систем управления движением;

оценка технико-эксплуатационных параметров (ресурс, средняя скорость движения, число команд управления, затраты энергии на единицу пути и т.д.);

имитация конкретных ситуаций, возникающих в процессе эксплуатации планетохода, с целью выбора оптимальных способов маневрирования;

получение данных, необходимых для разработки программ и методик стендовых испытаний отдельных узлов и систем шасси.

Исследования тягово-сцепных свойств имеют целью получение данных о проходимости шасси планетохода по деформируемому грунту. Кроме того, их моделирование является необходимым условием решения других задач ходовых испытаний. К факторам, которые оказывают определяющее влияние на тягово-сцепные свойства, относятся вес и распределение нагрузок по колесам. Скорость движения, обуславливающая проявление динамических, в частности инерционных, сил в контакте движителя с грунтом, вследствие малых скоростей движения планетоходов не оказывает заметного

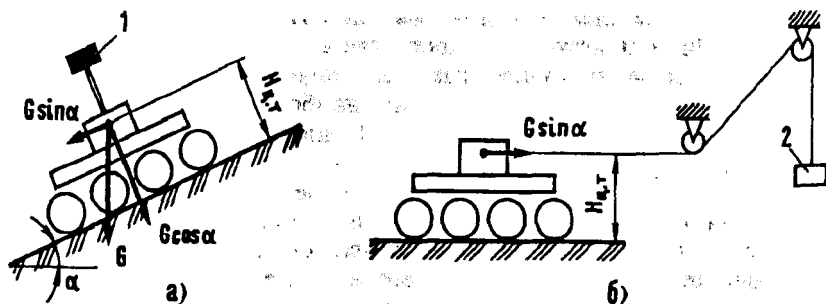


Рис. 7.8. Имитация распределения нагрузок по колесам при исследовании тягово-сцепных свойств шасси:

а — на уклоне; **б** — на горизонтальной площадке; **1** — имитатор положения центра тяжести; **2** — груз для имитации свободной тяги

влияния на развиваемые тяговые усилия. Это дает основание осуществлять движение ЧПМ с натурными скоростями. При общем весе ходового макета, равном или близком к натурному весу планетохода, для моделирования распределения нагрузок по колесам при движении по уклонам необходимо имитировать положение центра тяжести. Это может быть сделано путем соответствующей компоновки бортового оборудования макета (аппаратуры управления, источников питания и т.д.), а также за счет специальной конструкции корпуса или установки на макете имитатора положения центра тяжести, с помощью которого обеспечивается подъем груза над корпусом (рис. 7.8, а). В результате составляющая его веса $G \sin \alpha$, параллельная поверхности, прикладывается в центре тяжести и опрокидывающий момент, являющийся одним из факторов, определяющих распределение нагрузок, равен натурному, т.е. $M_{\text{опр}} = G \sin \alpha N_{\text{ц.т}} + M_p$, где M_p — реактивный момент приводов движителя.

При изучении тягово-цепных свойств шасси на горизонтальных участках испытательной площадки может быть применена схема, показанная на рис. 7.8, б. Сила, равная составляющей веса макета $G \sin \alpha$ (свободная тяга), имитируется с помощью груза и прикладывается в точке, высота расположения которой относительно поверхности соответствует высоте расположения центра тяжести, хотя положение последнего специально не имитируется. Эта схема позволяет определять тягово-цепные свойства шасси, не прибегая к усложнению конструкции ходового макета и моделированию уклонов.

На рис. 7.9 приведены полученные для шасси луноходов графики зависимости коэффициента тяги от коэффициента буксования, характеризующей тягово-цепные свойства. С точки зрения решения задач ходовых испытаний можно отметить их достаточное приближение.

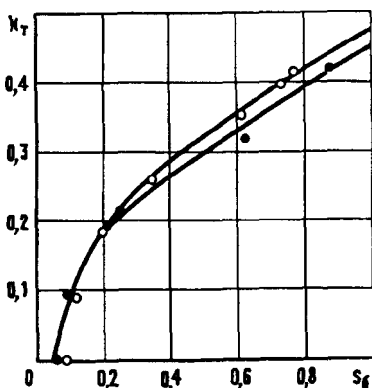


Рис. 7.9. Тягово-цепные свойства шасси "Лунохода-1 и -2":

• — на подъемах различной крутизны;
 ○ — на горизонтальной площадке при имитации свободной тяги; вес макета 2400 Н; модельный грунт — сухой кварцевый песок

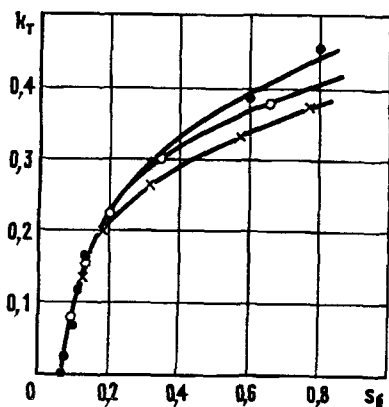


Рис. 7.10. Влияние веса ходового макета G на тягово-цепные свойства шасси "Лунохода-1 и -2":
 ● — $G = 2,2$ кН; ○ — $2,76$ кН; × — $3,16$ кН

Имитация положения центра тяжести планетохода имеет существенное значение и при исследовании устойчивости от сползания при движении по уклону.

В тех случаях, когда вес ходового макета существенно превышает натуральный вес планетохода, возможны два подхода к исследованию тягово-цепных свойств. Первый заключается в том, что расчетным или экспериментальным способом количественно оценивается их изменение, обусловленное увеличенным весом макета, и в дальнейшем получаемые результаты соответствующим образом корректируются. Второй подход связан с применением частичной разгрузки, когда с помощью имитатора пониженной гравитации снимается "лишний" вес макета (см. подразд 7.3.4).

В качестве примера влияния веса макета на тягово-цепные свойства шасси (рис. 7.10) приведены полученные для шасси луноходов зависимости коэффициента тяги от коэффициента буксования. При малых значениях коэффициента тяги ($k_T \leq 0,25$) влияние веса прояв-

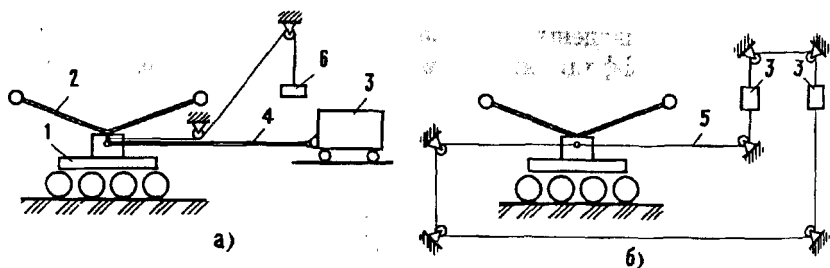


Рис. 7.11. Схема эксперимента по исследованию разгонных и тормозных характеристик шасси:

а — присоединенная масса перемещается горизонтально; б — присоединенные массы перемещаются вертикально; 1 — ходовой макет; 2 — имитатор момента инерции; 3 — присоединенные массы; 4 — жесткая штанга; 5 — трос; 6 — груз для имитации свободной тяги

ляется в малой степени. При больших значениях k_T отмечается некоторое его уменьшение с увеличением веса макета. При этом изменение веса макета в 1,5 раза приводит к изменению коэффициента тяги на 15 %. Следовательно, погрешность, вносимая изменением нагрузки, является относительно небольшой, что позволяет при необходимости завышать вес макета.

При исследовании разгонных и тормозных характеристик определяющими параметрами являются тягово-сцепные свойства шасси, масса и момент инерции. В отличие от предыдущего вида испытаний по исследованию тягово-сцепных свойств в этом виде необходимо дополнительно осуществить моделирование массы и момента инерции, что может быть сделано по одной из двух схем, приведенных на рис. 7.11.

В соответствии с первой схемой (рис. 7.11, а) на макете устанавливается имитатор момента инерции, конструктивно выполненный в виде стержней, на концах которых установлены грузы. Путем поворота стержней и перемещения вдоль них грузов можно одновременно регулировать положение центра тяжести макета. Для моделирования массы планетохода к ходовому макету с помощью жесткой штанги шарнирно присоединяется груз с соответствующей массой, который может перемещаться по направляющим с малым сопротивлением качению. Линия действия инерционной силы присоединенной массы при разгоне и торможении должна совпадать с линией, проходящей на высоте центра тяжести планетохода. Имитация движения на подъем (под уклон) может осуществляться, как в случае исследования тягово-сцепных свойств, путем имитации свободной тяги с помощью вертикально перемещающегося груза, масса которого должна учитываться в имитируемой массе планетохода.

Во второй схеме (рис. 7.11, б) дополнительная масса в виде двух грузов присоединяется к ходовому макету с помощью замкнутой блочно-тросовой системы. В отличие от предыдущей схемы моделирование движения по уклону осуществляется за счет свободной тяги, равной разности весов грузов.

Исследование нагрузок на систему поддрессоривания имеет целью получение данных о цикличности нагружения и ходах подвесок, усталостной прочности и т.п. К наиболее характерным случаям движения ходового макета в этом виде испытаний относятся движение по уклонам, преодоление одиночных препятствий типа камней, эскарпа, контрэскарпа и т.д., участков поверхности со сложным рельефом, осуществление поворотов на месте и в движении. Применение частично подобных макетов, движущихся с натурными скоростями, позволяет получать информацию о движении планетохода

в реальном масштабе времени. Основными факторами, определяющими нагрузки на подвески колес, являются вес и момент инерции поддрессоренных частей. Требуемое значение последнего может быть получено с помощью имитатора момента инерции.

Исследование плавности хода является одной из наиболее сложных задач. Для ее решения требуется достаточно полное моделирование массовых, весовых и инерционных параметров планетохода. Особенно важное значение плавность хода имеет для планетохода, предназначенного для перемещения космонавтов.

Эффективно этот вид ходовых испытаний может проводиться с помощью полномассового макета в условиях имитируемой пониженной гравитации. Масса и моменты инерции такого макета соответствуют планетоходу. Для имитации натурального веса необходимо применение имитатора, обеспечивающего частичную разгрузку макета.

Одним из важных показателей подвижности планетохода является его устойчивость от опрокидывания при встрече с непреодолимыми препятствиями и резком торможении (особенно на уклонах), а также при съезде с посадочной платформы. Осуществить экспериментальную проверку этой характеристики планетохода при наземных ходовых испытаниях довольно сложно, потому что, как и в случае изучения плавности хода, необходимо, чтобы ходовой макет имел полную массу и момент инерции и в то же время натуральный вес. Наиболее полно моделирование условий устойчивости может быть получено с помощью имитатора пониженной гравитации. Однако полностью решить задачу таким способом не представляется возможным. Поэтому прогнозирование характеристик устойчивости планетохода целесообразно выполнять методом натурно-математического моделирования, которое заключается в том, что вначале апробируется математическая модель по результатам опыта в конкретных условиях, а затем производится расчет характеристик планетохода, ожидаемых в натуральных условиях.

При отработке СУД, которая предусматривает проверку разработанных приемов вождения, выхода из аварийных ситуаций, тренировки экипажа и т.д., ходовой макет может существенно отличаться от планетохода. В этом виде ходовых испытаний важно выдержать соотношение между габаритами планетохода и элементами рельефа поверхности, иметь схожесть по тягово-цепным свойствам и колебаниям телевизионной камеры, устанавливаемой на планетоходе. Движение ходового макета должно осуществляться в натурном масштабе времени.

При исследовании СУД с помощью масштабной модели скорость движения последней должна быть уменьшена пропорционально

масштабу моделирования. Если частота предъявления телевизионной информации соизмерима с частотой колебаний планетохода, то необходимо имитировать колебания подрессоренного корпуса.

Одним из факторов, который существенно влияет на восприятие местности по телеэкрану, а следовательно, на эффективность управления движением, является освещенность поверхности. Распознавание форм и размеров препятствий, определение расстояния до них в значительной мере зависят от высоты солнца и высоты теней, отбрасываемых неровностями поверхности.

Условия освещенности могут быть в известной мере воспроизведены при освещении испытательных площадок мощными направленными источниками света. На рис. 7.12 показаны отдельный фрагмент испытательной трассы при искусственном освещении (а) и участок лунной поверхности (б). Для лунной поверхности характерна контрастность теней и освещенных участков. При наблюдении за поверхностью по телевизионному экрану в некоторой степени этот фактор может быть воспроизведен путем искусственного увеличения контрастности картинки на экране.

Оценка технико-эксплуатационных параметров шасси планетохода выполняется по результатам испытаний ходового макета на испытательных площадках.

7.3.3. Выбор испытательных площадок. От правильности выбора испытательных площадок в значительной мере зависит эффективность ходовых испытаний. Они могут выполняться в виде искусственных трасс и площадок, подбираемых на местности. Для испытаний масштабных моделей испытательные площадки разрабатываются с учетом линейного масштаба моделирования. Наиболее характерные стороны подхода к выбору испытательных площадок можно рассмотреть на примере ходовых испытаний шасси луноходов.

Одна из искусственных трасс, на которой проводились ходовые испытания самоходного шасси, показана на рис. 7.13 [3, 131]. Она представляет собой кольцевой грунтовой канал длиной 70 и шириной 4 м. Кольцевая форма канала обеспечивает непрерывное движение шасси. Для регулирования влажности грунтов на дне канала проложена специальная система подогрева. В канале предусмотрены участки с различными модельными грунтами, выбираемыми из условиями моделирования проходимости. Характеристики некоторых из них приведены в табл. 7.2.

Динамика движения и эффективность работы системы подрессоривания шасси планетохода могут быть оценены на основании данных, полученных при движении ходового макета по поверхности, на которой имитируется натуральный рельеф, по искусственным пре-

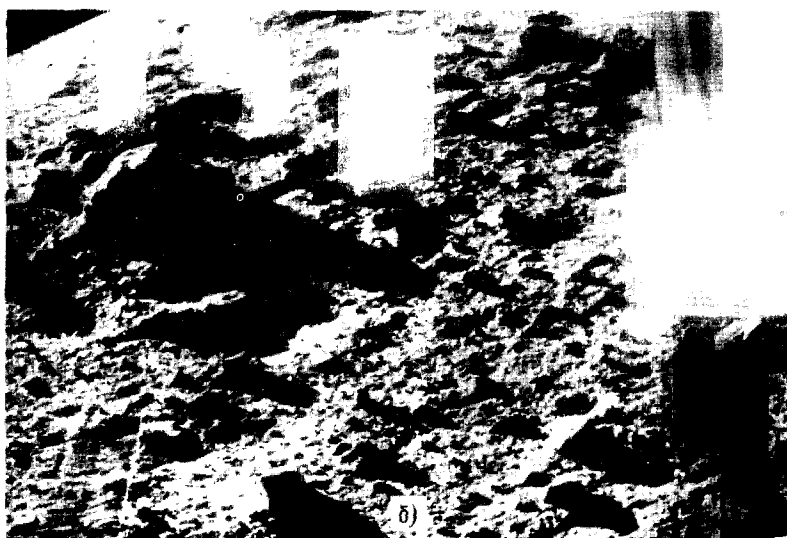


Рис. 7.12. Характер теней, отбрасываемых неровностями поверхности:
a — участок испытательной трассы при искусственном освещении; *б* — участок лунной поверхности

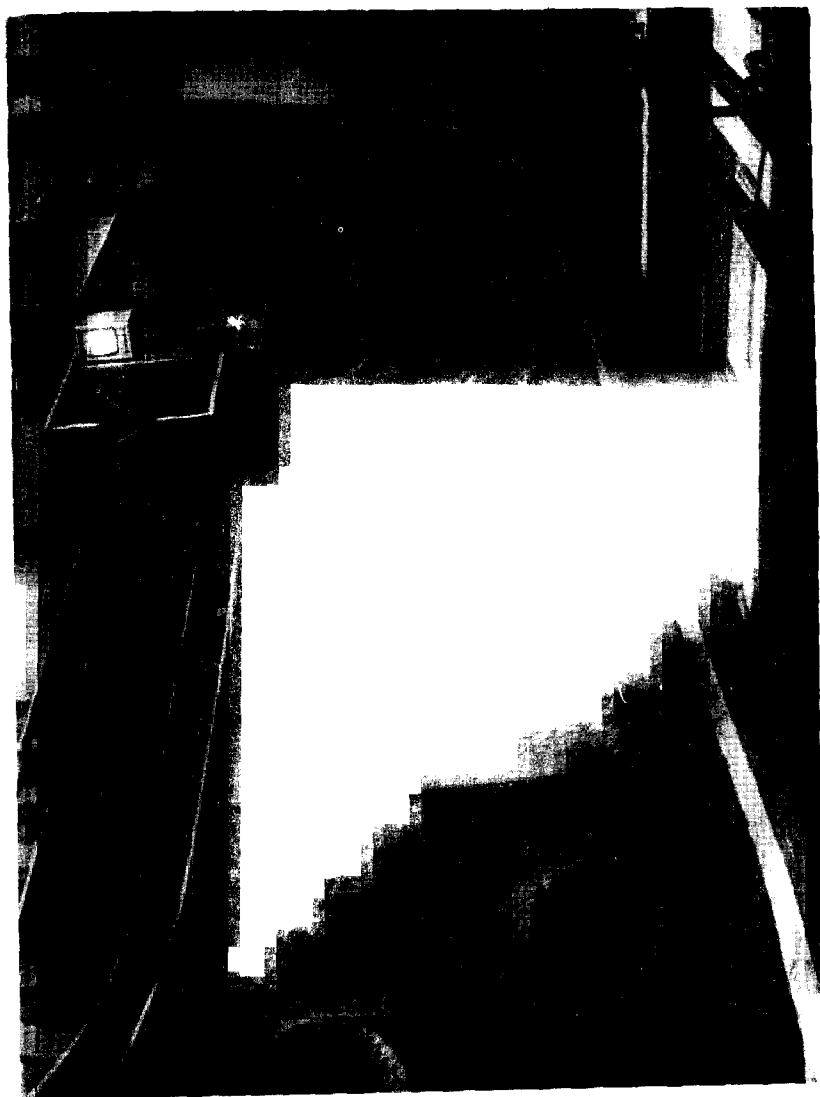


Рис. 7.13. Кольцевой грунтовой канал

Таблица 7.2. Физико-механические параметры некоторых грунтов-моделей и лунного грунта

Параметр	Грунт-модель				Лунный грунт в естественном залегании
	Кварцевый песок	Пемзовая крошка	Аглопоритовая дресва	Вулканические пески	
Плотность, г/см ³	1,5...1,6	0,4...0,5	1,0...1,1	1,03...1,2	1,5...1,7
Размер частиц, мм	0,1...0,3	5,0...15	0,5...5,0	0,5...5,0	0,07...0,1
Несущая способность, кПа	20...40	25...50	20...100	20...170	10...120 Модальное значение 35...45
Сцепление, кПа	1...2	1...3	2...4	1...5	2...9 Модальное значение 4...6

пятствиям синусоидального профиля, а также ступенчатой формы и др. Один из способов построения рельефа трассы может быть основан на результатах ходовых испытаний макета планетохода на испытательной площадке. Сущность его заключается в том, что на трассе элементы рельефа должны располагаться таким образом, чтобы при движении ходового макета по осевой линии трассы частота и характер наезда движителя шасси на препятствия были аналогичны полученным на испытательной площадке при дистанционном управлении по телевидению. Соблюдение этого условия позволит в известной мере воспроизвести статистический характер приложения нагрузок на ходовую часть, цикличность и величину прогибов упругих элементов подвески, степень загрузки силовых приводов, число команд, необходимых для управления и т.д. Это в конечном счете позволяет получить представление о технических возможностях и надежности шасси.

На искусственных площадках рельеф может соответствовать конкретным участкам исследуемой поверхности или разрабатываться на основании данных о статистическом распределении элементов рельефа поверхности. На рис. 7.14 показан план одной из искусственных площадок, предназначенных для отработки некоторых элементов системы дистанционного управления. Рельеф этой площадки разработан на основании статистических данных о распределении форм рельефа на различных участках лунной поверхности. На

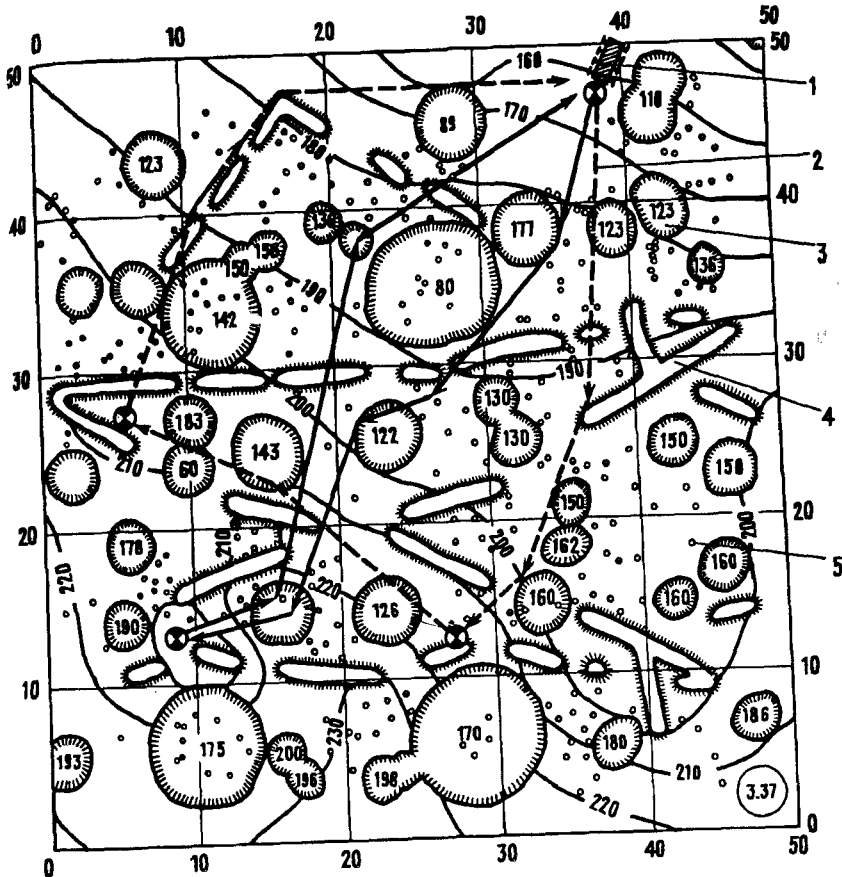


Рис. 7.14. План искусственной площадки для исследования системы дистанционного управления:
 1 — макет; 2 — маршрут движения; 3 — кратер, лунка; 4 — борозда; 5 — отдельный камень

плане показаны маршруты движения ходового макета при решении задачи его выведения в заданную точку площадки и возвращения в исходное положение. В процессе движения фиксировалась скорость, пройденный путь, количество и характер наездов колес шасси на различные элементы рельефа. В результате статистической обработки результатов испытаний были определены количественные данные, приведенные к единице пути. Эти данные послужили

основой для разработки рельефа искусственной трассы, показанной на рис. 7.13, для выбора режимов испытаний отдельных узлов и механизмов шасси в процессе проведения термовакуумных, прочностных, усталостных и других видов испытаний при наземной отработке.

Кроме того, зафиксированные маршруты движения позволили определить число и вид команд, цикличность их подачи, продолжительность движения в различных режимах. Эти данные явились основой для разработки программ для проведения ходовых испытаний по оценке технико-эксплуатационных параметров шасси.

Располагаемые данные о поверхности Луны, Марса, Венеры и других планет, а также результаты изучения геоморфологии земной поверхности показывают, что испытательные площадки могут выбираться в районах свежей вулканической деятельности, поверхность которых во многом сходна с верхними слоями поверхности планет как по физико-механическим характеристикам грунта, так и по рельефу. Наличие в местах недавних вулканических извержений участков с большим разнообразием рельефа и механических свойств грунта позволяет выбирать испытательные площадки практически неограниченных размеров. На рис. 7.15 показаны участки вулканической местности, соответствующие морскому (а) и материковому (б) районам Луны. На рис. 7.16...7.24 показаны фрагменты испытаний ходовых макетов шасси планетоходов на искусственной площадке, вулканической местности, а также на участке пустыни с песчаными барханами. Поверхность земных пустынь может рассматриваться в качестве аналога марсианских пустынь. Параметры ходовых макетов приведены в табл. 7.3.

Ходовой макет ХМ-1 (рис. 7.16) имеет четырехколесный движитель со всеми ведущими колесами. Электроприводы колес установлены в двух мостах (коробчатых балках), передний из которых — качающийся. Последнее обстоятельство обеспечивает постоянный контакт колес с поверхностью, имеющей неровности. Подвеска у шасси отсутствует, способ поворота — бортовой.

Макет ХМ-2 (рис. 7.17) представляет собой макет шасси "Лунохода-1 и -2". Ходовой макет ХМ-3 (рис. 7.18) оснащен гусеничным движителем в виде четырехгусеничных тележек. Каждая тележка снабжена индивидуальным электроприводом и торсионной подвеской. На гусеничной ленте смонтированы объемные сетчатые грунтозацепы. Шасси обладает высокими тяговыми характеристиками [96].

Макет ХМ-4 (рис. 7.19) с колесно-шагающим движителем преодолевает подъемы с сыпучим рыхлым грунтом, равные углу естественного откоса. Шагающие механизмы разработаны на базе прямолинейного Чебышева. В конструкции макета использованы мотор-колеса и

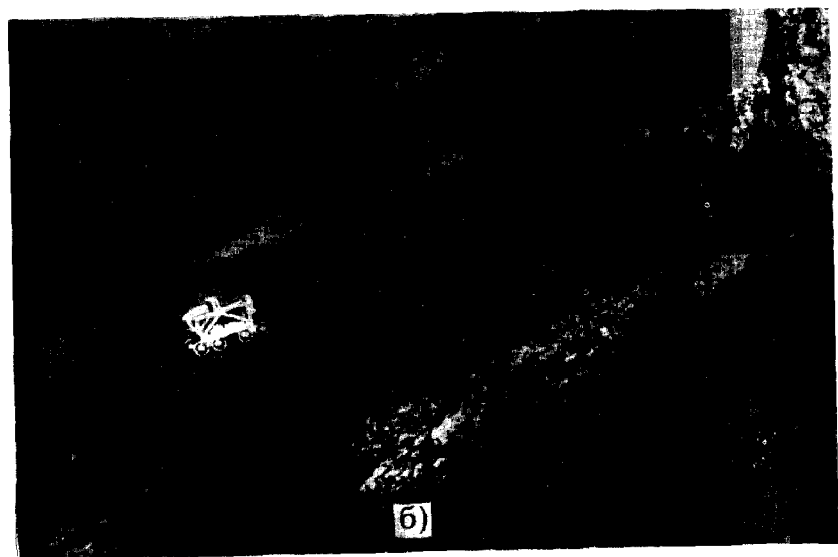
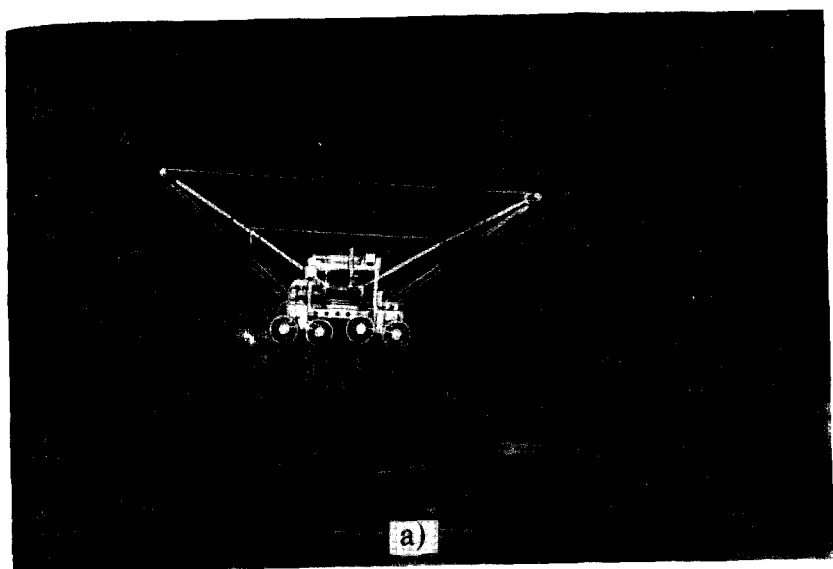


Рис. 7.15. Участки вулканической местности, соответствующие морскому (а) и материковому (б) районам Луны

Таблица 7.3. Параметры кодовых макетов различных шасси планетоходов

Ходовой макет	L , м	B , м	B_p , м	$H_{ц.м}$, м	$h_{кл}$, м	h_{max} , м	d_{max} , град	G , кг	D_k , м
ХМ-1	1,3	1,3	0,44	0,7	0,3	0,32	18	400	0,64
ХМ-2	1,71	1,8	0,4	0,85	0,3	0,25	20	160	0,51
ХМ-3	1,7	1,9	0,4	0,7	0,55	0,4	29	367	*
ХМ-4	1,7...2,2	1,9	0,4	0,7	0,6	0,25	33	306	0,51
ХМ-5	2,1...2,96	2	0,56	0,68	0,6	0,4	33	480	0,76
ХМ-6	2,1	2,26	0,52	0,77	0,55	0,38	22	510	0,75
ХМ-7	1,6	1,74	0,4	0,72	0,65	0,25	26	275	0,51
ХМ-8	1,32...1,92	1,45	1,34	0,3	0,2	1	33	230	0,51

L — база движителя; B — ширина движителя; B_p — ширина рабочей части движителя (общая ширина всех частей движителя, которые могут контактировать с грунтом); $H_{ц.м}$ — высота центра масс; $h_{кл}$ — клиренс; h_{max} — максимальная высота преодолеваемого препятствия; d_{max} — максимальный угол преодолеваемого подъема; G — масса макета; D_k — диаметр колеса.

Примечание. Значение $d_{max} = 33^\circ$ соответствует углу естественного откоса грунта; звездочкой (*) обозначены размеры гусеничной тележки: высота — 0,4 м, длина — 0,76 м.



Рис. 7.16. Четырехколесный ходовой макет шасси преодолевает кратер на естественной площадке

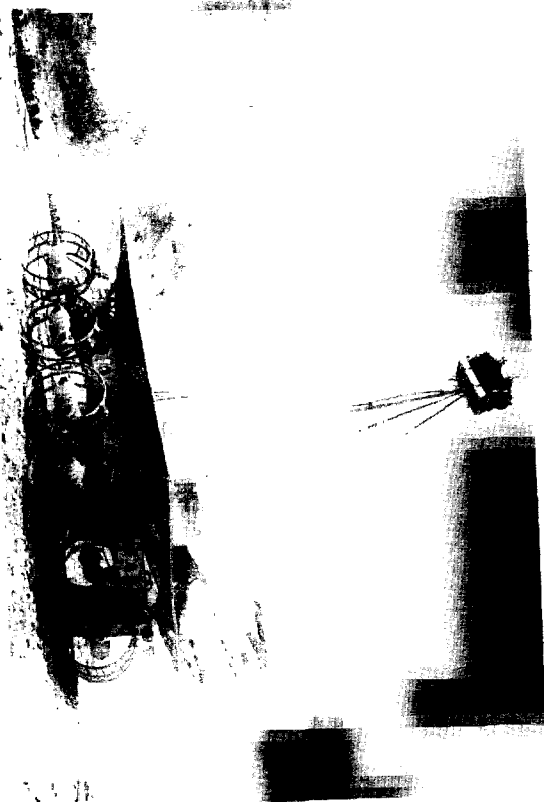


Рис. 7.17. Ходовой макет шасси "Луноход-1 и -2" на участке вулканической местности (палубная дорожка)

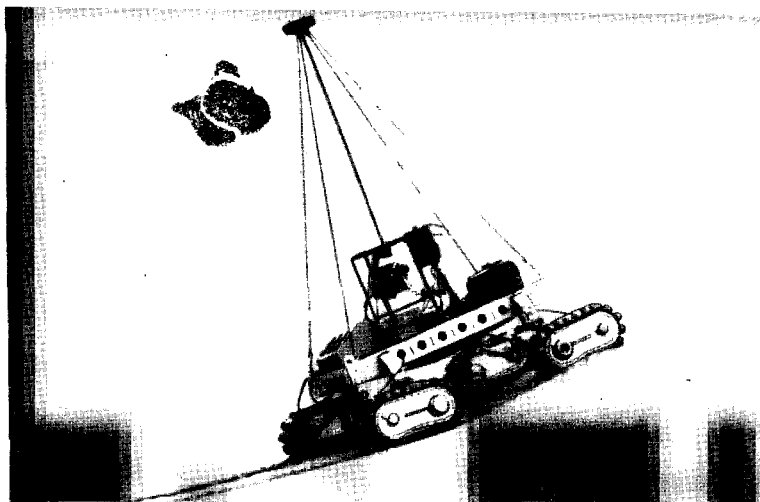


Рис. 7.18. Движение ходового макета с четырехгусеничным движителем по склону песчаного бархана на участке пустынной местности

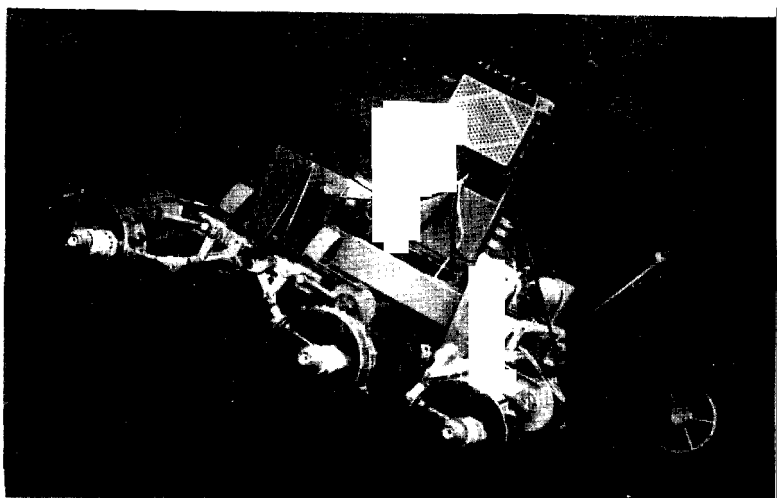


Рис. 7.19. Преодоление ходовым макетом с колесно-шагающим движителем в режиме шагания подъема 33° , равного углу естественного откоса грунта (вулканический шлак)

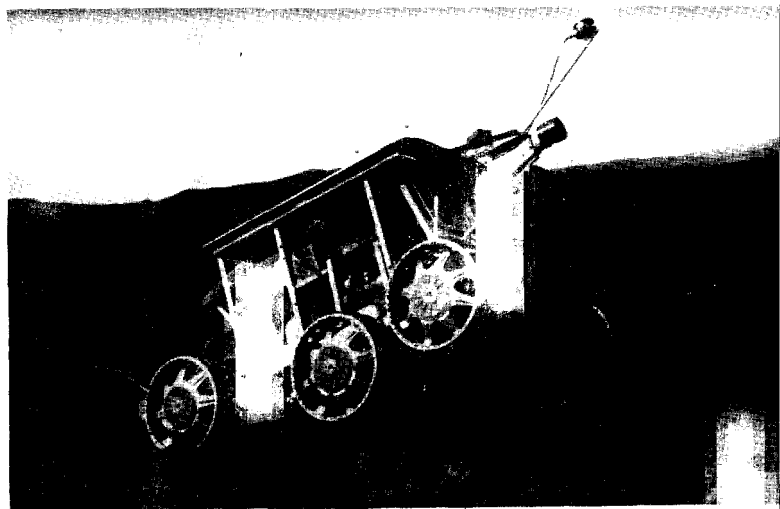


Рис. 7.20. Ходовой макет шасси с колесно-шагающим двигателем преодолевает выход застывшей вулканической лавы

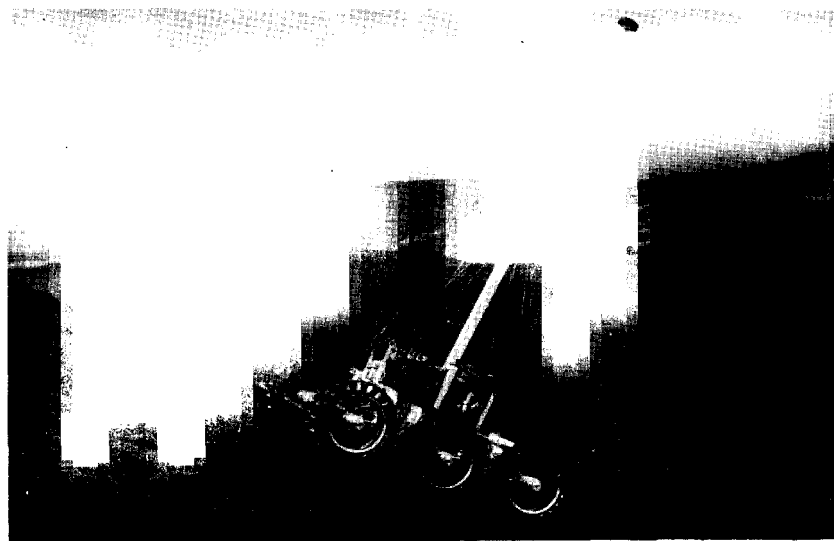


Рис. 7.21. Ходовой макет шасси с мотор-колесами, снабженными упругими сетчатыми шинами, преодолевает подъем 15°



Рис. 7.22. Ходовой макет шасси с поворотными колесами совершает маневр по объезду препятствия (выступ застывшей лавы). За счет разворота колес боковое движение осуществляется без изменения положения корпуса макета

торсионная подвеска шасси "Лунохода-1". Реализуемые походки — непрерывное шагание (дискретный перенос каждого колеса или колес осей при непрерывном движении корпуса макета) и прерывное шагание (первая фаза — перенос колес относительно корпуса, вторая — перенос корпуса относительно неподвижных колес). Ходовой макет ХМ-5 (рис. 7.20) по опорной проходимости имеет те же характеристики, что и предыдущий макет. Конструктивная особенность — механизмы шагания встроены в привода мотор-колес.

Шасси с шестиколесным движителем, макет которого показан на рис. 7.21 (макет ХМ-6), имеет повышенную скорость движения (до 5 км/ч). Регулирование скорости движения обеспечивается переключением передач как электрическим, так и механическим способами. Мотор-колеса оснащены сетчатыми каркасными шинами. Макет ХМ-7 (рис. 7.22) оснащен поворотными мотор-колесами, которые имеют возможность поворачиваться относительно вертикальной оси с помощью специальных приводов. Этим обеспечиваются высокие маневренные качества шасси в сложных рельефных условиях, поворот с минимальными энергозатратами, а также преодоление подъемов за счет движения галсами.

Ходовой макет ХМ-8 (рис. 7.23) по техническим параметрам и конструкции отражает основные концепции самоходного шасси

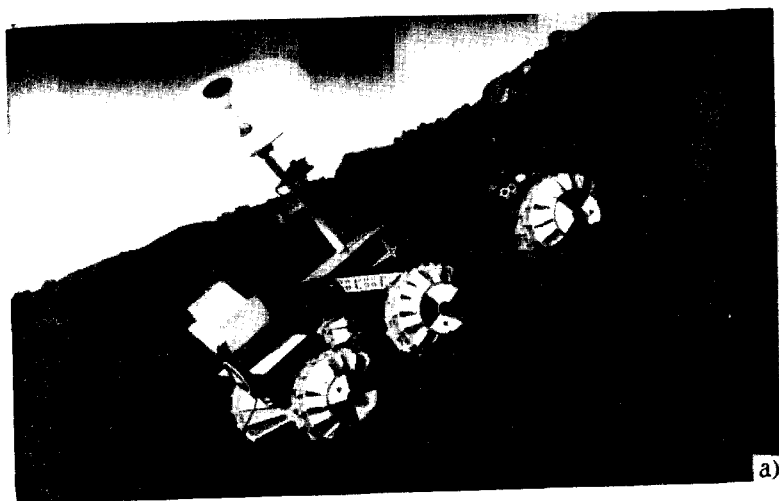
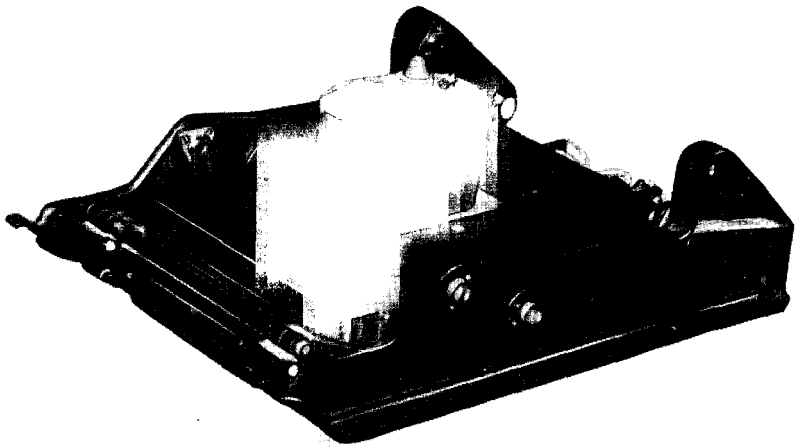
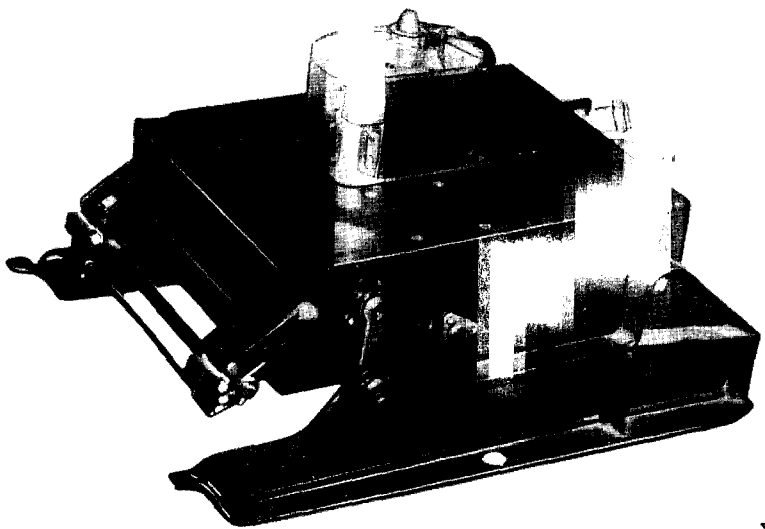


Рис. 7.23. Фрагменты испытаний ходового макета планетохода с колесно-шагающим двигателем и шарнирно-ломающейся рамой на вулканической местности:

а — преодоление подъема 33° с рыхлым шлаком, равного углу естественного откоса, в режиме шагания (выносится первая секция); *б* — преодоление уступа высотой 1 м



а)



б)

Рис. 7.24. Планетоход с лыжно-шагающим двигателем на кварцевом песке: *а* — перенос лыжных опор относительно неподвижного корпуса; *б* — перенос корпуса

марсохода [140]. Макет представляет собой трехсекционный (модульный) шестиколесный аппарат с шарнирно ломающейся рамой и колесно-шагающим движителем. Шагающий режим движения реализуется за счет поочередного выноса пар колес (секций). Особностью конструкции макета является практическое отсутствие клиренса, что достигается применением широких цилиндро-конических мотор-колес (по данным табл. 7.3 — $B \approx B_p$). Это практически исключает возможность посадки аппарата на днище. Колесно-шагающий движитель обеспечивает преодоление подъемов с сыпучим грунтом, равных углу естественного откоса грунта. Практическое отсутствие клиренса наряду с шарнирно ломающейся рамой обеспечивает уверенное движение по сильно пересеченной местности и преодоление значительных по высоте препятствий (см. табл. 7.3). Результаты испытаний показали, что модульная конструкция планетохода с бесклиренсным колесно-шагающим движителем, по существу, представляет собой качественно новую систему передвижения с точки зрения проходимости по поверхности со сложным рельефом и сыпучими грунтами. В отдельную группу можно выделить планетоходы, которые имеют проводную связь с аппаратом, доставившим их на поверхность планеты. Проводная связь предназначена для подключения электропитания и передачи телеметрической информации с планетохода. Такие планетоходы могут быть достаточно простыми и легкими, использоваться для получения данных о поверхности вблизи СА.

На рис. 7.24 показан планетоход этой группы, предназначенный для изучения физико-механических свойств грунта планет с помощью динамического пенетromетра и радиационного плотномера. Для перемещения он снабжен лыжно-шагающим движителем. Движение в заданном направлении осуществляется за счет поочередного переноса лыжных опор (рис. 7.24, а) и корпуса (рис. 7.24, б). Поворот реализуется путем перемещения опор в противоположных направлениях. При касании препятствия одним из бамперов происходит автоматическое маневрирование планетохода в соответствии с заданным алгоритмом: отход назад, поворот на некоторый угол, движение вперед. Лыжно-шагающий движитель обеспечивает высокие тягово-сцепные свойства на сыпучих грунтах.

Основные параметры планетохода: масса — 3,5 кг, габаритные размеры — 0,25×0,22×0,125 м, радиус действия — до 15 м.

7.3.4. Оборудование для проведения ходовых испытаний. Ниже рассматриваются наиболее сложные установки, необходимые для проведения ходовых испытаний планетоходов: имитатор пониженной гравитации и переменный уклон.

Способ имитации пониженной гравитации за счет приложения к объекту сосредоточенной разгружающей силы лежит в основе различных имитаторов. В имитаторах пониженной гравитации, предназначенных для испытаний планетохода (полномассового макета) в полигонных условиях, сосредоточенная разгружающая сила должна быть в процессе движения направлена строго вертикально. В противном случае составляющие указанной силы, параллельные поверхности движения, приведут к искажению имитируемого натурального характера движения планетохода. Способ имитации гравитационных условий за счет приложения к объекту сосредоточенной разгружающей силы не является строгим, но обеспечивает практически неограниченную продолжительность эксперимента.

Сосредоточенные силы при этом могут создаваться различными методами с использованием энергии упругих элементов, противовесов, гидравлических цилиндров, электроприводов, магнитов и т.д. К устройствам, создающим постоянные разгружающие силы для имитации уменьшенной силы тяжести, независимо от их конструктивного оформления предъявляются следующие требования:

относительная погрешность поддержания разгружающего усилия должна быть в $n = Q/G$ раз (Q — усилие разгрузки, G — имитируемый вес планетохода) меньше, чем допускаемые относительные отклонения в имитируемой силе веса (для лунохода $n = 5$, марсохода $n = 1,65$ и т.д.);

отклонения разгружающего усилия от вертикали должны быть малыми, чтобы не оказывать заметного влияния на тяговые характеристики шасси;

точка приложения разгружающего усилия должна совпадать с центром тяжести аппарата.

Для имитаторов пониженной гравитации, использовавшихся при испытаниях "Луноходов-1 и

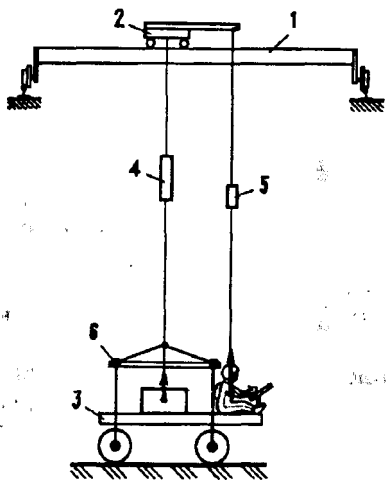
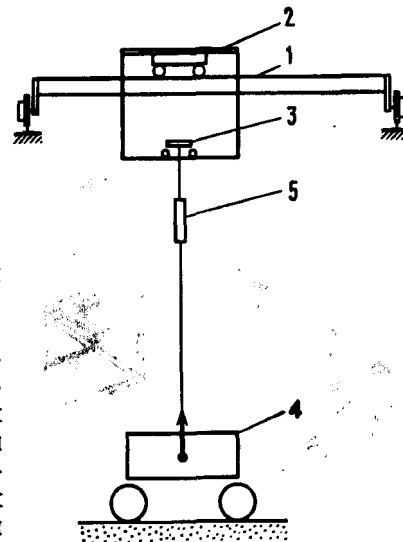


Рис. 7.25. Имитатор пониженной гравитации на базе специального мостового крана:

1 — мостовой кран; 2 — крановая тележка; 3 — ходовой макет; 4 — система разгрузки макета; 5 — система разгрузки космонавта; 6 — система разгрузки ходовой части

Рис. 7.26. Имитатор пониженной гравитации с двухконтурной системой вертикальной стабилизации разгружающей силы:

1 — мостовой кран; 2 — крановая тележка; 3 — дополнительная каретка; 4 — ходовой макет; 5 — система разгрузки



-2", погрешность разгружающего усилия составляла 1...3 %, а угол отклонения от вертикали — не более 0,0175 рад.

Имитаторы могут устанавливаться на различных стационарных или автономных подвижных системах. Наиболее типичными являются имитаторы на базе мостовых кранов и транспортных машин [167]. В имитаторе для испытаний полномассового макета лунохода с космонавтом на борту, схема которого показана на рис. 7.25 [183], разгружающие усилия создаются с помощью пневмоцилиндров и прикладываются к аппарату с помощью тросов. Система разгрузки ходовой части закреплена на тросе. Движение макета по произвольной траектории обеспечивается за счет перемещения с помощью следящих систем крановой тележки и всего мостового крана.

К числу недостатков такой схемы можно отнести то, что требуется создание специального по возможности облегченного мостового крана и сложных автоматических систем значительной мощности для его перемещения. Одним из способов, который позволяет устранить этот недостаток, является введение дополнительной малоинерционной каретки (рис. 7.26), за счет автоматического перемещения которой обеспечивается точная вертикальная стабилизация разгружающего троса в ограниченном диапазоне перемещений планетохода (точный контур). Грубая стабилизация (грубый контур) обеспечивается за счет перемещений крановой тележки и мостового крана. Достоинством такой двухконтурной схемы имитатора является то, что она позволяет создавать имитатор на базе серийных промышленных мостовых кранов.

Одна из возможных схем имитатора на базе промышленного мостового крана показана на рис. 7.27.

Разгружающая сила создается с помощью устройства для уравнивания груза, в котором постоянное значение силы обеспечивается с помощью профилированного кулака, соединенного с упругим

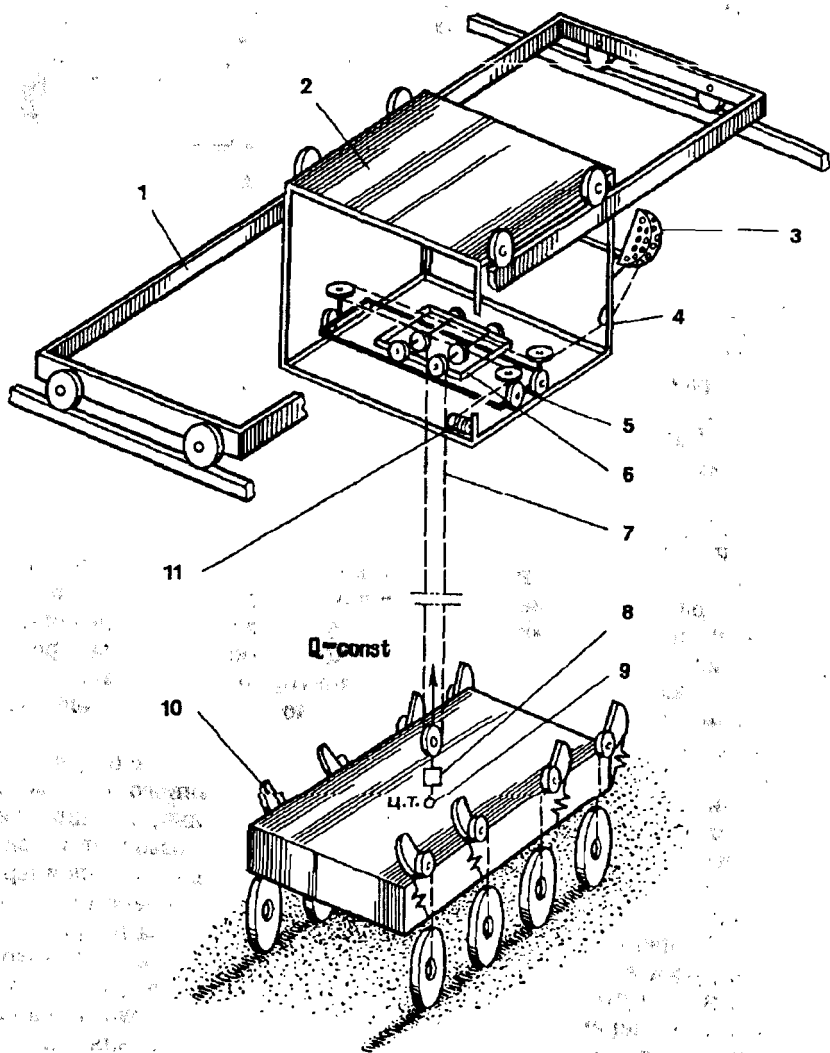


Рис. 7.27. Имитатор пониженной гравитации на базе серийного промышленного мостового крана:

1 — мостовой кран; 2 — крановая тележка; 3 — разгружающее устройство с профилированным кулаком и торсионом; 4 — навесной каркас; 5 — траверса; 6 — каретка; 7 — разгружающий трос; 8 — датчик ошибки силы; 9 — подвес ходового макета с карданным шарниром; 10 — разгружающие механизмы колес; 11 — электролебедка

элементом (в данной схеме с торсионом) [38]. Профиль кулака рассчитывается исходя из соотношения:

$$0,5Qr_{ki} = d_{Ti}c_T,$$

где Q — постоянная разгружающая сила; r_{ki} — плечо приложения силы $0,5Q$ к профилю кулака в i -й точке с помощью троса; d_{Ti} — угол закрутки торсиона, соответствующий значению r_{ki} ; c_T — жесткость торсиона.

Диапазон перемещения разгруженного испытываемого объекта по вертикальной координате определяется длиной профиля кулака. При проектировании профиля кулака необходимо выполнить два противоречивых требования: с одной стороны, для увеличения диапазона вертикальных перемещений требуется увеличивать размеры кулака, особенно если учесть, что этот диапазон вдвое меньше длины профиля, с другой стороны, исходя из жестких требований точности разгрузки, кулак должен быть малоинерционным, т.е. ограниченных размеров.

Удовлетворение этих противоречивых требований достигается применением регулятора длины троса, в состав которого входят блок концевых выключателей, установленных в крайних положениях кулака, и электрическая лебедка. Работа регулятора заключается в том, что при достижении кулаком предельных положений под действием нажимного элемента (ролика), закрепленного на кулаке, срабатывает соответствующий концевик и включается электролебедка. В результате кулак разворачивается в противоположном направлении в крайнее положение, обеспечивая тем самым возможность движения планетохода в прежнем направлении. Таким образом, непрерывное перемещение центра масс испытываемого объекта по вертикали на расстояния, превышающие половину длины профиля кулака (например, при движении планетохода на подъем) профилированный кулак совершает последовательные развороты между крайними положениями. При этом диапазон вертикальных перемещений практически не ограничен и определяется только запасом троса на барабане лебедки.

Другой задачей, решаемой при разработке системы разгрузки, является компенсация потерь в блоках, которые приводят к существенной (до 13 %) ошибке разгружающей силы. Эта задача решается введением точного контура системы стабилизации натяжения разгружающего троса [39]. При этом профилированный кулак с блочно-тросовой системой можно рассматривать в качестве грубого контура. Точный контур представляет собой систему стабилизации, основными элементами которой являются: датчик ошибки силы, включенный в подвес испытываемого объекта; электронный блок для преобразования сигнала ошибки в управляющий сигнал; исполни-

тельный электродвигатель, который обеспечивает приложение к кулаку компенсирующей силы в направлении, определяемом знаком ошибки.

Наличие точного контура позволяет существенно упростить технологию изготовления профиля кулака, а именно, изготавливать профиль не в виде плавной кривой, а в виде ломаной линии. При этом возникающая погрешность разгружающей силы будет компенсироваться наряду с потерями на трение точным контуром системы. Такое техническое решение позволяет упростить и процедуру перенастройки имитатора на различные значения разгружающей силы. Для этого кулак выполняется в виде пластины с отверстиями, а требуемый профиль формируется с помощью штифтов, вставляемых и фиксируемых в отверстиях.

Система разгрузки ходовой части может быть выполнена в виде набора установленных на ходовом макете разгружающих механизмов для каждого колеса. Достаточно простой механизм может быть разработан на базе уравновешивающего устройства с профилирован-

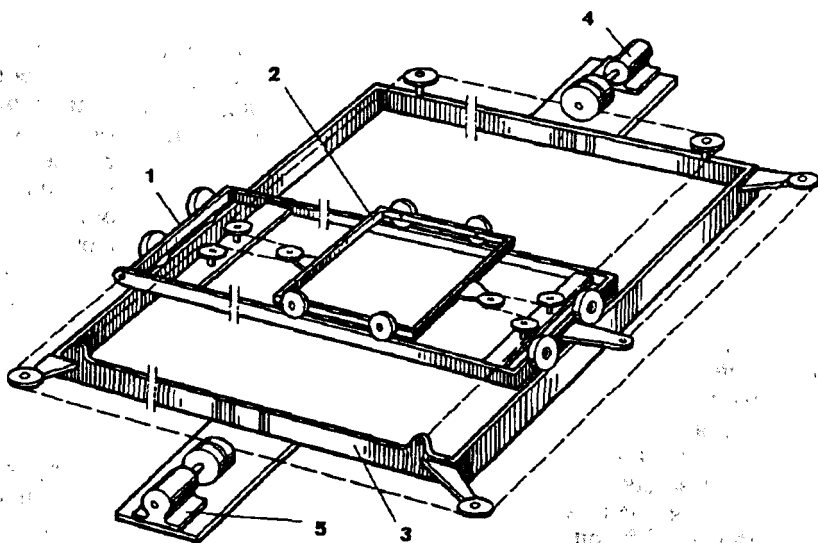


Рис. 7.28. Приводы каретки и траверсы системы вертикальной стабилизации разгружающего троса:

1 — траверса; 2 — каретка; 3 — направляющие навесного каркаса; 4 — привод каретки; 5 — привод траверсы

ным кулаком. Как показывают экспериментальные исследования проходимости шасси планетоходов, погрешность моделирования тяговых характеристик, возникающая в результате отклонения разгружающих сил колес при движении на подъем с углами, близкими к предельным, лежит в допустимых пределах. Для повышения точности требуется создание более сложных систем разгрузки ходовой части.

Наиболее радикальным способом создания малоинерционной двухкоординатной каретки является установка приводов каретки и траверсы на каркасе, в направляющих которого перемещается каретка [48]. При этом усилия, необходимые для автоматического перемещения каретки и траверсы, прикладываются с помощью блочно-тросовой системы (рис. 7.28).

Сигнал, пропорциональный углу отклонения разгружающего троса от вертикали (ошибка системы), измеряется с помощью угловых датчиков, например вращающихся трансформаторов, установленных на осях карданного шарнира, закрепленного на каретке (рис. 7.29). Поворот осей карданного шарнира датчиков от нулевых положений, соответствующих вертикальному положению разгружающего троса, может осуществляться двумя способами. Первый способ заключается в том, что поводок карданного шарнира с помощью специального роликового механизма соединяется с разгружающим тросом. К недостаткам такого технического решения можно отнести, с одной стороны, влияние на работу датчиков, а следовательно, и всей системы стабилизации, колебаний разгружающего троса, с другой — возможность появления ложного сигнала на выходе датчика при повороте испытываемого объекта относительно вертикальной оси, когда возможно отклонение троса в результате скручивания тросовой петли из-за наличия сил трения в подвесе объекта. Этих недостатков лишен второй способ, который заключается в том, что поводок специальной струной соединяется с натяжным механизмом на корпусе нижнего блока системы разгрузки. В этом случае работа датчиков не связана непосредственно с разгружающим тросом. Окончательное решение о применении конкретного способа зависит от требований точности стабилизации разгружающего троса, параметров имитатора, в частности, длины разгружающего троса, потерь на трение в блоках, а также динамических режимов движения испытываемого объекта.

На точность имитации пониженной гравитации может оказывать влияние наклон направляющих каретки, траверсы, мостового крана, обусловленный как технологическими погрешностями изготовления, так и действием разгружающей силы. Для компенсации возникающей при этом погрешности вертикальной стабилизации разгружающей

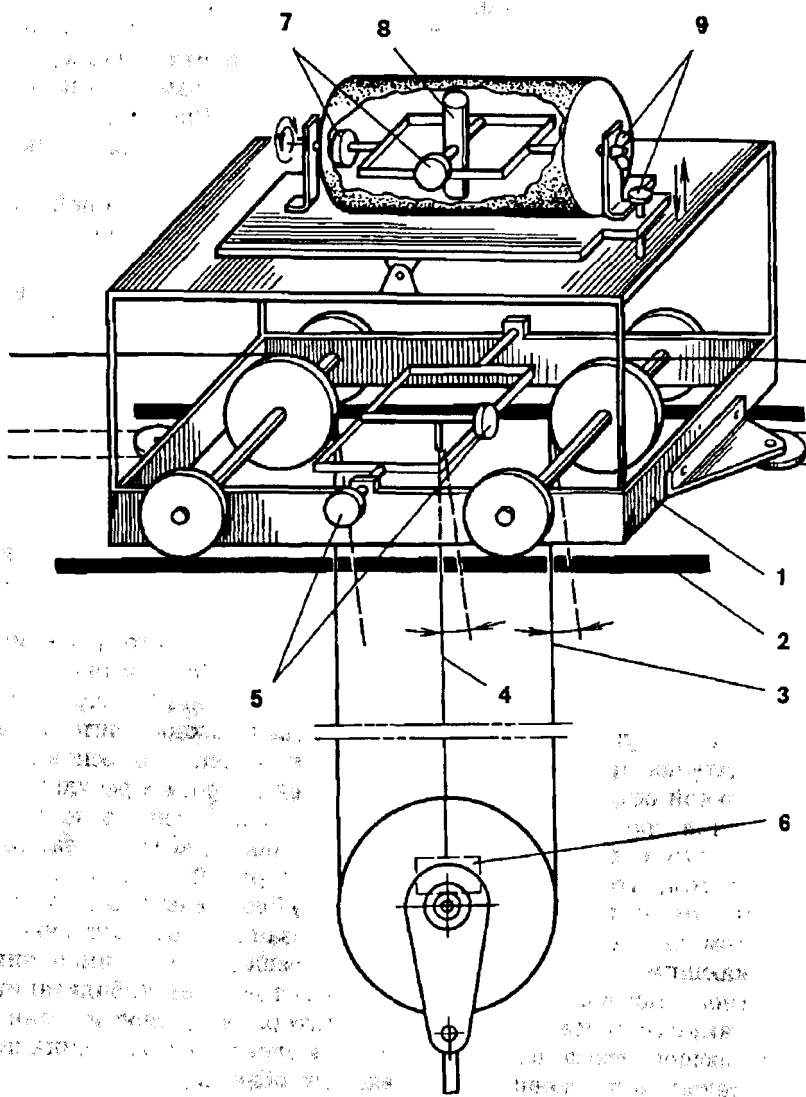


Рис. 7.29. Система датчиков отклонения разгружающего троса от вертикали: 1 — каретка; 2 — направляющие гравесы; 3 — разгружающий трос; 4 — струна; 5 — датчик отклонения разгружающего троса; 6 — натяжной механизм струны; 7 — датчик ошибки вертикальной стабилизации троса из-за наклона каретки; 8 — гировертикаль; 9 — регулировочные винты для установки датчиков гировертикали в нулевые положения

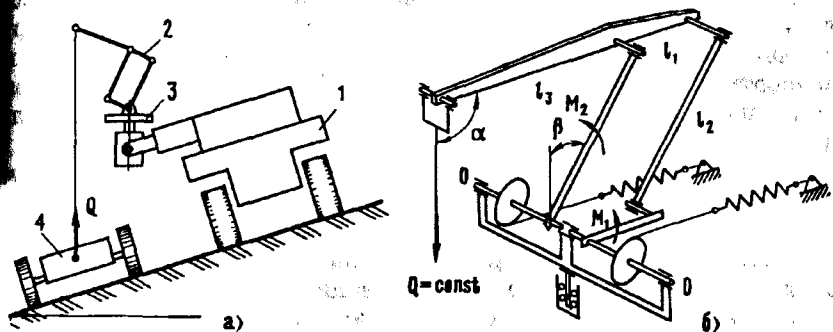


Рис. 7.30. Имитатор пониженной гравитации на базе транспортной машины: а — общая схема; б — пантографический механизм постоянного усилия; 1 — транспортная машина; 2 — пантографический механизм; 3 — стабилизированная в пространстве платформа; 4 — ходовой макет

щего троса на каретке установлена гировертикаль, на осях которой смонтированы соответствующие датчики (см. рис. 7.29) [47]. Корректирующий сигнал для компенсации ошибки по каждой координате подается на вход системы стабилизации и учитывается при формировании управляющего сигнала.

Одна из возможных схем имитатора на базе транспортной машины показана на рис. 7.30 [21, 90]. Постоянное разгружающее усилие создается пантографом путем приложения к соответствующим звеньям крутящих моментов, создаваемых упругими элементами (пружинами, торсионами). Механизм пантографа находится в равновесии, а разгружающее усилие Q внутри выбранного диапазона работы сохранится постоянным при любом положении механизма относительно оси OO (ось равновесия), если к звеньям l_1 и l_2 приложить соответственно моменты (рис. 7.30, б) $M_1 = Ql_3 \sin \alpha$ и $M_2 = Ql_2 \sin \beta$, где l_2 и l_3 , α и β — линейные и угловые параметры пантографа.

Как следует из формул, моменты должны изменяться по синусоидальному закону. При линейной характеристике упругого элемента рабочий диапазон ограничивается участком синусоиды, который приближенно можно принять линейным. Для увеличения рабочего диапазона механизма цилиндрические блоки, с помощью которых усилия упругих элементов прикладываются к звеньям l_1 и l_2 , заменяются профилированными кулачками.

Влияние наклонов транспортной машины, вызываемых неровностями поверхности, на точность вертикального направления разгружающей силы устраняется установкой механизма разгрузки на поворотной относительно вертикальной оси платформе, которая стабилизируется в горизонтальном положении благодаря специальной следящей системе.

К числу недостатков такой схемы можно отнести снижение точности вертикальной стабилизации разгружающего усилия вследствие инерционности механизма разгрузки. Важным достоинством имитаторов пониженной гравитации на базе транспортных машин является то, что они позволяют проводить ходовые испытания на отдаленных испытательных площадках, выбираемых на естественной местности.

Сложной технической задачей является проведение испытаний планетоходов, предназначенных для работы в условиях сверхнизкой силы тяжести. Ее имитация связана с крайне жесткими требованиями точности работы систем рассмотренных имитаторов пониженной гравитации. Реализация этих требований может оказаться трудно-выполнимой задачей. В связи с этим, учитывая низкую динамику перемещений планетохода в условиях сверхнизкой гравитации, для его испытаний могут использоваться другие имитаторы, в частности, выполненные в виде рычажных систем с противовесами.

На рис. 7.31 показана рычажная система, предназначенная для испытаний подвижного аппарата с прыгающим способом передвижения, созданного для изучения марсианского спутника Фобос (см. разд. 3.4). Требуемая степень разгрузки обеспечивается с помощью противовесов, имеющих для точной установки натурной силы тяжести регулировочные грузы. Два уравновешенных рычага обеспечивают движение аппарата в пространстве с шестью степенями свободы в любом направлении. Для снижения потерь на трение в опорах качания рычагов используются клиновидные подвесы, обеспечивающие контакт сопрягающихся деталей в точке по аналогии с рычажными весами.

Другим способом снижения потерь на трение в опорах рычагов является использование трехколесных подшипников с активным вращением средних колец от электродвигателя. Такие опоры, как известно из механики, обеспечивают практически полную компенсацию потерь на трение в опорах вращения [107].

При исследовании фазы ориентирования "фобосианского" аппарата, которое заключается в установке аппарата из произвольного положения на поверхности на опору прыжкового движителя с помощью вращающихся и неподвижных опор, применялся полномасштабный макет аппарата. Особенность его конструкции заключается

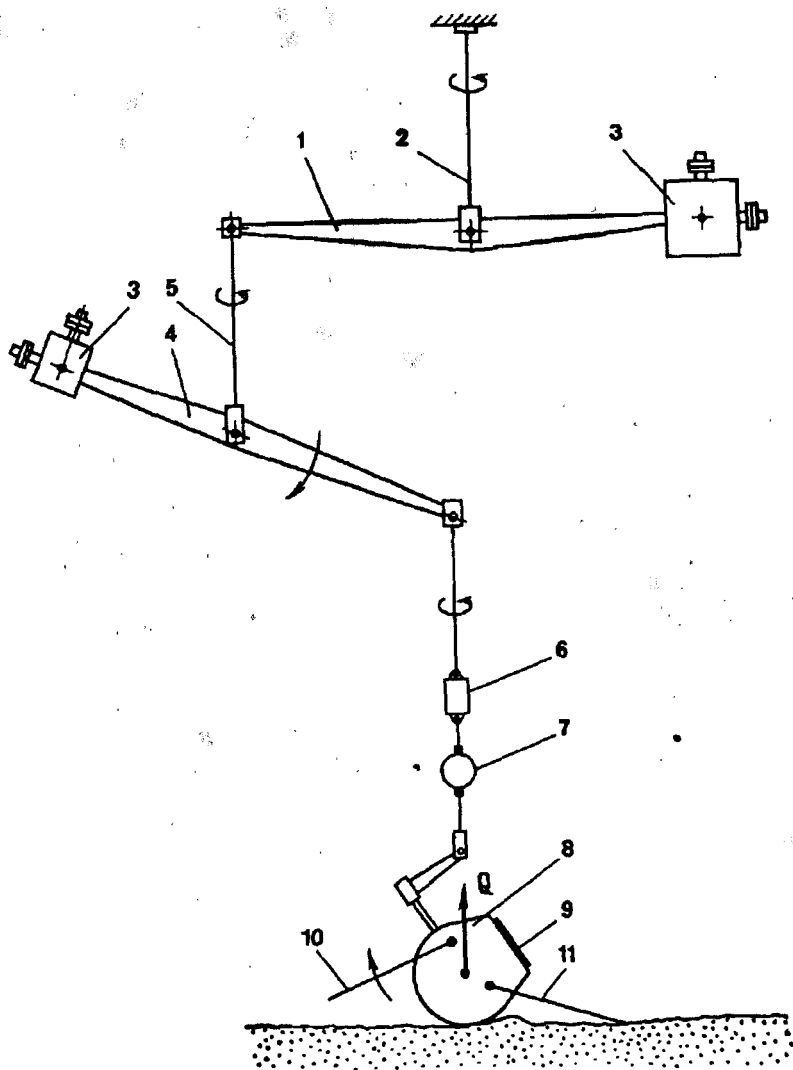


Рис. 7.31. Двухрычажная система с противовесами для имитации сверхнизкой гравитации:

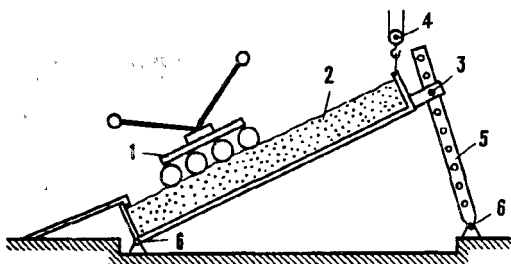
1 — верхний рычаг; 2 — подвес верхнего рычага; 3 — противовес; 4 — нижний рычаг; 5 — подвес нижнего рычага; 6 — гироскопический датчик вертикали для регистрации угла отклонения разгружающей силы от вертикали; 7 — датчик ошибки разгружающей силы; 8 — подвижный аппарат; 9 — опора прыгающего движителя; 10, 11 — подвижная и неподвижная опоры системы ориентирования подвижного аппарата



Рис. 7.32. Полномасштабный макет подвижного аппарата

Рис. 7.33. Установка "Переменный уклон":

1 — ходовой макет; 2 — платформа с грунтом; 3 — стопорный механизм; 4 — подъемный механизм (мостовой кран); 5 — ферма; 6 — ось поворота



в том, что он состоит из двух частей и специального рычага, что обеспечивает точное приложение разгружающей силы в центре тяжести макета при любых эволюциях аппарата на поверхности (рис. 7.32).

Имитация сверхнизкой гравитации в самолете и гидробассейне по аналогии с имитацией невесомости имеет ряд практических ограничений: в самолете — кратковременность имитации требуемого значения силы тяжести; в гидробассейне — необходимость герметизации аппарата, что требует создания специальных уплотнений, отличных от штатных, ограничения на работу электронных блоков. Оба способа связаны со значительными затратами средств на проведение испытаний и характеризуются значительной сложностью. Вместе с тем для отработки отдельных операций эти способы могут найти применение в инженерной практике.

При проведении различных видов ходовых испытаний, в том числе и в условиях имитируемой пониженной гравитации, движение ходового макета по уклонам различной крутизны может моделироваться с помощью установки "Переменный уклон" (рис. 7.33). Установка представляет собой платформу с грунтом, которая может устанавливаться и фиксироваться под различными углами наклона к горизонту. Подъем платформы осуществляется мостовым краном. В заданном положении платформа фиксируется с помощью стопоров, вставляемых в отверстия специальной фермы.

Г Л А В А 8

ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИЙ И НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДЕЙСТВОВАВШИХ ПЛАНЕТОХОДОВ

Человечеству известно пока три модели планетоходов, действовавших на поверхности нашей ближайшей соседки по космосу — Луны. Это советские самоходные исследовательские аппараты "Луноход-1 и -2", а также американские — LRV. Создание этих планетоходов — результат деятельности коллективов ученых, конструкторов, рабочих и испытателей. Они являются выдающимися образцами инженерного творчества. С появлением луноходов наука получила новое эффективное средство для внеземных исследований. Опыт их создания и эксплуатации дал обширный материал по принципам проектирования, разработки и изготовления многих элементов конструкции и систем планетоходов, получен большой опыт по отработке принципов управления движением. Накопленный опыт в будущем, несомненно, будет использован при создании планетоходов для Марса, Венеры, Меркурия, других планет и их естественных спутников.

8.1. "Луноход-1" и "Луноход-2"

Программа работы "Лунохода-1", начатая 17 ноября 1970 г., была рассчитана на три месяца. Фактическая же программа по времени более чем втрое превысила запланированную. "Луноход-1" эксплуатировался 10,5 месяцев, вплоть до 4 октября 1971 г. За это время он прошел 10 540 м, что позволило детально обследовать лунную поверхность на площади 80 000 м². Для этого с помощью телевизионных систем лунохода было получено более 200 панорам и 20 000 снимков лунной поверхности. Более чем в 500 точках производилась пенетрация грунта с целью получения параметров его физико-механических свойств, в 25 точках поверхности проведен анализ химического состава грунта. Прекращение активного существования аппарата "Луноход-1" было вызвано выработкой ресурсов его изотопного источника тепла, что привело к понижению температуры внутри аппарата в течение 11-й лунной ночи с 15 по 30 сентября 1971 г. Луноход поставлен на практически горизонтальной площадке в положении, обеспечивающем многолетнее проведение лазерной локации с Земли с помощью французского уголкового лазерного отражателя.

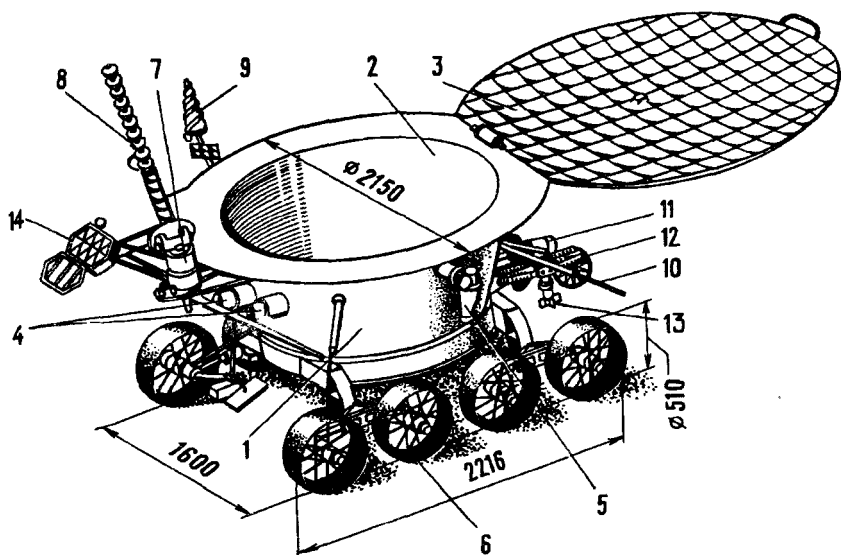


Рис. 8.1. Основные размеры и размещение оборудования на "Луноходе-1":
 1 — контейнер; 2 — радиатор-охладитель; 3 — солнечная батарея; 4 — телевизионные камеры; 5 — телефотометр; 6 — мотор-колеса; 7 — привод остонаправленной антенны; 8 — остонаправленная антенна; 9 — малонаправленная антенна; 10 — шттыревая антенна; 11 — радиоизотопный теплогенератор; 12 — мерное колесо; 13 — прибор оценки проходимости; 14 — угловый отражатель

Внешний вид аппарата "Луноход-1" и его основные геометрические размеры, а также размещение систем представлены на рис. 8.1. На рис. 8.2 показано положение "Лунохода-1" на транспортном космическом корабле "Луна-17", на рис. 8.3 показан сход лунохода на поверхность.

"Луноход-1" состоит из следующих основных частей: самоходного шасси, герметичного контейнера несущего типа, приемопередающего радиокomплекса; систем терморегулирования, электропитания, дистанционного управления; блоков коммутации и электроавтоматики; научной аппаратуры с комплексом электронно-преобразовательных устройств.

"Луноход-1" имеет следующие технические характеристики:

Общая масса, кг	756
Масса шасси, кг	105
В том числе масса ходовой части с приводами, кг	88

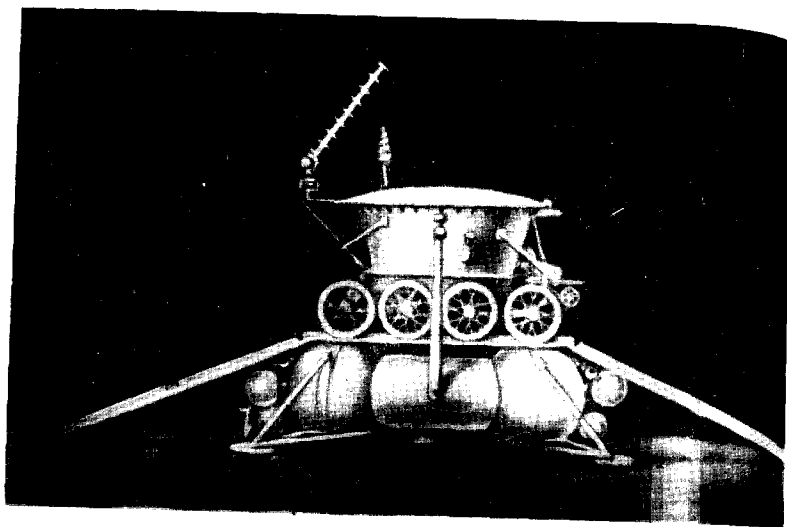


Рис. 8.2. "Луноход-1" на посадочной платформе станции "Луна-17"

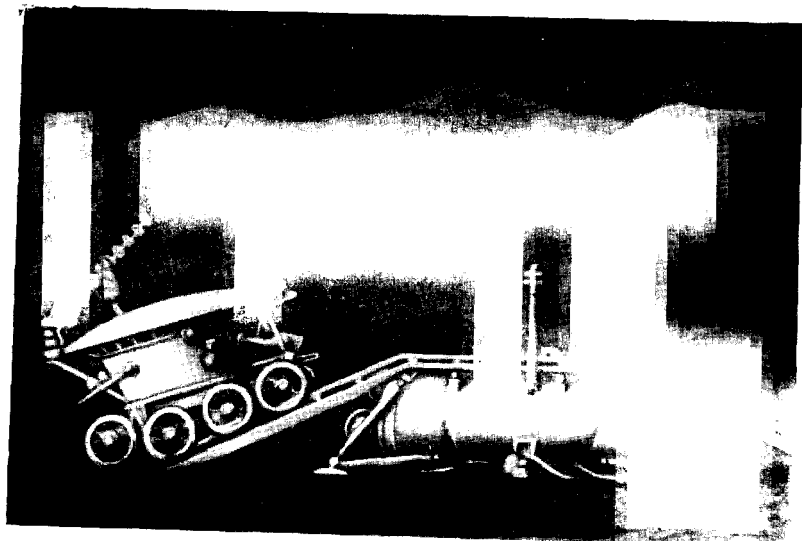


Рис. 8.3. "Луноход-1" сходит с посадочной платформы

Скорости движения (км/ч):

первая	0,8
вторая	2,0
Движитель	колесный
Колесная формула	8×8
База, мм	1705
Колея, мм	1600
Ширина колеса, мм	200
Просвет, мм	380
Трансмиссия	электрическая с индивидуальным приводом колес
Тормозная система	электродинамические замедлители и механические односторонние тормоза с электромагнитным приводом
Способ поворота	бортовой
Подвеска	независимая, торсионная с качанием рычагов направляющего механизма в продольной плоскости
Радиус поворота по центру опорного четырехугольника, м:	
в движении	2,7
на месте	0
Несущая конструкция	безрамная, с несущим герметичным контейнером
Углы статической устойчивости, градус:	
продольный	43
поперечный	45
Типовые преодолеваемые препятствия:	
выступ, м	0,35
уступ, м	0,4
трещина (ширина), м	1,0
подъем, градус	20
Напряжение электропитания, В	27

На луноходе были установлены следующие научные приборы и аппаратура: газоразрядные счетчики, детекторы заряженных частиц, рентгеновский телескоп, рентгеновский спектрометр "Рифма", механический пенетрометр, уголкового лазерный отражатель для лазерной локации Луны, комплекс температурных датчиков.

Большой объем научной информации о рельефе и структуре поверхности получен от аппаратуры, обеспечивающей визуальную информацию: малокадрового телевидения и телефотометров. Кроме того, сам луноход с его системой измерения наклонов оказался удобным прибором для измерения уклонов поверхности и определения статистики их распределения, а его движитель обес-

печил получение косвенных данных о механических свойствах грунта и прочности дискретных образований на лунной поверхности.

Герметичный контейнер "Лунохода-1" является основной частью конструкции и служит для размещения аппаратуры бортовых систем и защиты ее от воздействия внешней среды. Наружная часть контейнера служит для размещения на нем некоторых научных приборов, антенн, телекамер и телефотометров, радиатора системы терморегулирования, теплоизолирующей крышки с установленными на ней элементами солнечной батареи. Контейнер выполняет также роль несущей конструкции шасси и служит для крепления на нем элементов ходовой части, имеет форму усеченного конуса с выпуклыми верхним и нижним днищем [130], корпус его изготовлен из магниевых сплавов. Верхнее днище используется как радиатор-охладитель системы терморегулирования. Потребная площадь поверхности радиатора для сброса излишнего тепла и определила конусную форму приборного отсека с большим диаметром верхнего днища. Сверху радиатор-охладитель закрывается крышкой, выполняющей двойную функцию. В течение лунного дня крышка открыта, при этом она используется как панель солнечной батареи. Поскольку электромеханический привод крышки позволяет фиксировать ее в любом положении в диапазоне углов от 0 до 180°, то это обеспечивает высокую точность установки солнечной батареи в направлении Солнца. В течение лунной ночи крышка закрывает радиатор и препятствует излучению тепла из контейнера. На передней части корпуса контейнера расположены иллюминаторы телевизионных камер на высоте 950 мм от грунта, электромеханический привод остронаправленной антенны, неподвижная коническая спиральная антенна, научные приборы. На левом и правом бортах контейнера установлены по две штыревые приемные антенны и по две панорамные телефотокамеры с горизонтальными осями панорамирования, конструктивно объединенные со специальными оптическими приборами — датчиками лунной вертикали. Эти датчики выполнены в виде стеклянной чаши с радиальной калибровочной шкалой и металлическим шариком. Изображение калибровочной сетки и шарика проецируется в камеры и передается как часть панорам. В задней части приборного отсека расположен изотопный теплогенератор, здесь же установлены мерное ведомое колесо и механический пенетрометр для исследования физико-механических свойств грунта. Внутри контейнера оборудование установлено на

приборной раме, крепящейся на силовом шпангоуте нижнего днища. Снаружи на этом же шпангоуте крепятся четыре кронштейна ходовой части.

Шасси предназначено для перемещения аппарата по поверхности Луны. В состав его входят следующие агрегаты и системы: ходовая часть, включающая восьмиколесный движитель и индивидуальную эластичную подвеску колес; электрическая трансмиссия с индивидуальным приводом колес; тормозная система; блок автоматики шасси; устройства разблокировки колес; комплект информационно-измерительных устройств.

Характеристики эластичных подвесок крайних и средних колес различны. Подвеска передних колес имеет статический прогиб 21, а средних — 60 мм. Динамический прогиб подвески всех колес составляет 100 мм. Энергоемкость упругой подвески крайних колес обеспечивает преодоление контрэскарпов высотой до 400 мм без удара в верхний ограничитель хода. Демпфирование энергии колебаний при движении лунохода происходит за счет фрикционных потерь в шарнирах подвески и потерь на скольжение колес по грунту при прогибе подвески.

Устройство разблокировки колес предназначено для разрыва кинематической связи между колесным редуктором и ступицей колеса. Конструктивно устройство выполнено в виде кольцевого пирозула, а выходной вал редуктора выполнен с ослабленным сечением. В случае возможной заклинки редуктора или тягового электродвигателя по команде с Земли пиротехническое устройство обеспечивает разрушение вала по ослабленному сечению и тем самым переводит заблокированное колесо в ведомый режим работы. При этом в зависимости от расположения колеса в той или иной степени уменьшается как профильная, так и опорно-тяговая проходимость лунохода. Практика эксплуатации "Лунохода-1" показала надежность конструктивных узлов редуктора и его уплотнений, что обеспечило безотказную работу всех приводов. В силу этого за время работы "Лунохода-1" (а затем и "Лунохода-2") не пришлось прибегать к помощи механизмов разблокировки колес.

Система электропитания "Лунохода-1" выполнена по схеме генератор — буферная аккумуляторная батарея и обеспечивает питание всех бортовых систем постоянным током. Некоторые системы требуют преобразования постоянного тока в переменный. Источником электроэнергии является солнечная батарея, состоящая из большого числа групп фотопреобразователей, включенных по последовательно-параллельной схеме. Ориентация солнечной батареи по углу осуществляется специальным механизмом, в приводе которого установлены телеметрические датчики контроля за положением

панели, скорости вращения и температурой электродвигателей, а также срабатыванием замков. Для ориентации солнечной батареи на Солнце по азимуту в автоматике лунохода предусмотрен командный датчик ориентации, обеспечивающий выдачу команды "Стоп" по достижении требуемого положения. Буферная аккумуляторная батарея допускает многократное чередование режимов заряд — разряд и снабжает электрической энергией бортовую аппаратуру в сеансах связи, а кроме этого обеспечивает электропитание систем "Лунохода-1" в дежурном режиме работы в период лунной ночи.

В отличие от КА, функционирующих в открытом космосе, обеспечение теплового режима работы систем луноходов усложняется широким диапазоном изменения интенсивности внешних тепловых потоков при различных режимах работы луноходов. Более разнообразны и источники тепла. Все это обусловлено физической природой Луны. Амплитуда колебаний температуры поверхности Луны достигает 300 К, в то время как оптимальная температура для некоторых систем мало отличается от нормальной. Для "Лунохода-1" температура газа внутри герметичного контейнера активными средствами терморегулирования поддерживалась в пределах 273...313 К. Внешние устройства "Лунохода-1" имеют пассивное терморегулирование. Для систем, установленных внутри контейнера лунохода, применена двухконтурная активная циркуляционная система терморегулирования, включающая контуры нагрева и охлаждения. Горячий контур состоит из изотопного полониевого источника тепла и теплообменника. Во время лунной ночи по достижении нижнего предела температуры автоматически перекрывается магистраль холодного контура и газ направляется в горячий контур к теплообменнику, отсюда в герметичный контейнер. Холодный контур включает в себя радиатор-охладитель, излучающий тепло в космическое пространство, и четыре испарителя-теплообменника, в которых газ охлаждается за счет испарения воды. Радиатор размещен на верхнем днище контейнера, а теплообменники установлены на магистрали, идущей от радиатора к герметичному отсеку. Испарители-теплообменники обеспечивают дополнительное охлаждение газа во время работы с большим выделением тепла, например длительном движении при больших углах возвышения Солнца. Как правило, холодный контур обеспечивает нормальное функционирование аппаратуры в течение лунного дня. Перемещение газа внутри герметичного контейнера и по магистралям холодного и горячего контуров обеспечивается системой заслонок и электровентилляторов.

Второй советский исследовательский аппарат "Луноход-2" (рис. 8.4) доставлен на поверхность Луны 16 января 1973 г. станцией "Луна-21". Посадка станции в прибрежном районе Моря

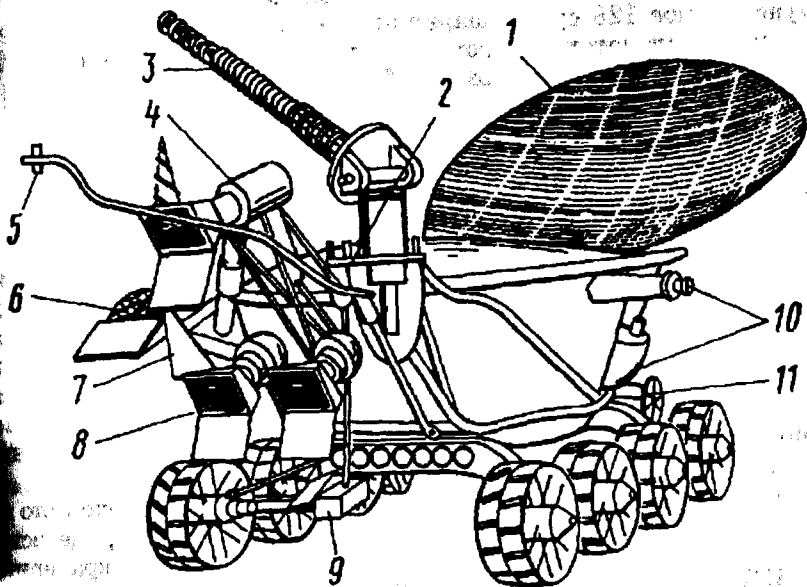


Рис. 8.4. "Луноход-2":

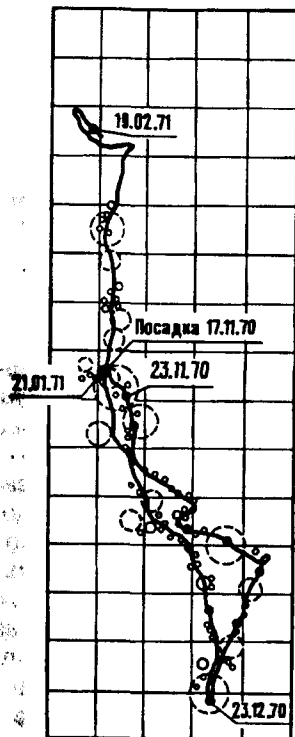
1 — солнечная батарея; 2 — фотоприемник; 3 — остронаправленная антенна; 4 — верхняя телевизионная камера; 5 — магнитометр; 6 — угольный отражатель; 7 — астрофотометр; 8 — нижняя телевизионная камера; 9 — выносной блок аппаратуры "Рифма"; 10 — телефотометры; 11 — прибор оценки проходимости

Ясности, в восточной его части, внутри кратера Лемонье в непосредственной близости от одного из тектонических разломов. Общая схема и конструкция основных узлов "Лунохода-2" решены подобно "Луноходу-1". В то же время опыт эксплуатации "Лунохода-1" позволил на следующем аппарате произвести ряд усовершенствований. В частности, были усовершенствованы навигационное оборудование и система управления остронаправленной антенной. Главное изменение коснулось телевизионной системы. Одна из телевизионных камер была установлена на высоте глаз стоящего человека, что позволило облегчить работу экипажа. Кроме того, была увеличена частота передачи кадров с телекамер до одного кадра в 3,2 с, причем введено регулирование частоты кадров с 3,2 до 21 с. Научное оборудование пополнилось астрофотометром и магнитометром.

Масса "Лунохода-2" составила 840 кг. Ходовая часть планетохода не претерпела изменений. В общей сложности за время работы на Луне, равное 125 сут., аппарат прошел 37,45 км. При этом путь движения планетохода проходил по местности с более сложным рельефом, нежели у "Лунохода-1".

8.2. Некоторые результаты работы "Лунохода-1" и "Лунохода-2"

8.2.1. Маршруты движения луноходов. Маршрут движения "Лунохода-1" (рис. 8.5) проходил через район Моря Дождей, представляющий собой свободный от влияния крупных кратеров и кратерных лучей участок лунных морей, образованных в результате излияния базальтовых лав, верхние слои которых подвергались интенсивной переработке. Рельеф поверхности относительно спокойный. На рис. 1.1 показан вид местности по трассе движения "Лунохода-1".



Движение "Лунохода-1" проходило по относительно ровной местности, где основными формами рельефа были кратерные образования.

"Луноход-2" начал свою работу внутри 55-километрового древнего кратера Лемонье, недалеко от его южной кромки. С южной стороны кратер граничит со слабо приподнятой холмистой равниной, которая обладает свойствами, промежуточными между особенностями морских и материковых областей. Эта зона далее к востоку и югу переходит в материковую местность. В начале работы "Лунохода-2" маршрут движения проходил в типично морском районе (рис. 8.6). На этом участке встречались уже известные формы рельефа: кратеры и выбросы камней. Толщина верхнего, переработанного слоя грунта составляла 1...6 м.

При выходе в предматериковую зону "Луноход-2" достиг внешнего края боль-

Рис. 8.5. Маршрут движения "Лунохода-1"

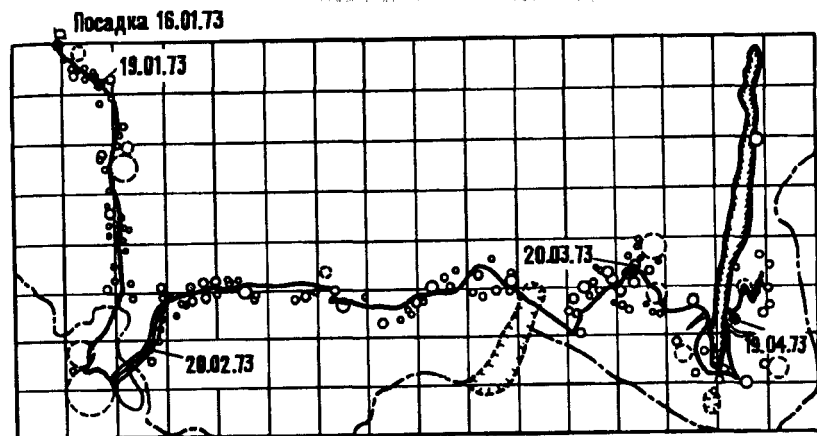


Рис. 8.6. Маршрут движения "Лунохода-2"

шого кратера, где были обнаружены оползневые террасы и значительное уменьшение плотности малых кратеров. Толщина переработанного слоя грунта достигала местами 10 м. Продолжая движение на восток, "Луноход-2" подошел к тектоническому разлому (Борозде Прямой), глубина которого составляет 40...80 м. По мере приближения к борозде толщина реголита уменьшалась, и на ее бровке были обнаружены выходы скального основания. Обломки скальных пород часто имели размеры до нескольких метров. Стенки борозды имеют наклон до 30...35° и представляют собой осыпи из крупных обломков и камней.

На рис. 1.2 показан участок лунной поверхности по трассе движения "Лунохода-2".

В течение I и II лунных дней маршрут "Лунохода-2" проходил в районе, весьма схожем по геоморфологическим особенностям с районами работы "Лунохода-1". В III лунный день "Луноход-2" двигался в переходной зоне от морского к материковому, которая характеризовалась значительными уклонами, осыпями, выбросами камней. В течение четвертого лунного дня маршрут движения "Лунохода-2" проходил вблизи тектонического разлома. Для этого участка были характерны скопления крупных камней, местами рыхлый слой грунта имел малую глубину.

Общий путь, пройденный "Луноходом-1", составил около 10 км, "Луноходом-2" — 37 км.

8.2.2. Тягово-сцепные свойства самоходного шасси. Исследование процессов взаимодействия самоходного шасси с грунтом проводилось по всем трассам движения "Лунохода-1" и "Лунохода-2". С этой целью проводились измерения крутящих моментов на колесах, углов наклона поверхности, буксования. На рис. 8.7 показаны осредненные результаты в виде зависимостей коэффициента сцепления φ (отношение суммарного момента на колесах к весу лунохода и радиусу колеса) и коэффициента тяги k_T (отношение составляющей веса, параллельной поверхности, к весу лунохода) от коэффициента буксования s_6 [131]. Кривые достаточно хорошо выравниваются в логарифмических координатах, поэтому могут быть описаны степенными функциями:

$$\varphi = \varphi_{\max} s_6^n; \quad k_T = (k_{T\max} + k_{T0}) s_6^n - k_{T0},$$

где φ_{\max} — коэффициент сцепления при полном буксовании ($s_6 = 1$); k_{T0} — коэффициент тяги при отсутствии буксования ($s_6 = 0$); $k_{T\max}$ — коэффициент тяги при $s_6 = 1$; n — постоянный коэффициент.

Разность $\varphi - k_T = f$ определяет коэффициент сопротивления движению со стороны грунта. Средние значения коэффициентов составляют: $\varphi_{\max} = 0,72$; $k_{T\max} = 0,48$; $k_{T0} = 0,15$; $n = 0,4$. Так как $k_T = \operatorname{tg} \alpha$, где α — уклон поверхности, то максимальная крутизна преодолеваемого подъема составила $\alpha_{\max} = 0,47$ рад (27°). Близость результатов для "Лунохода-1 и -2" свидетельствует о том, что

грунтовые условия движения в Море Дождей и Море Ясности были практически одинаковыми, что согласуется с результатами исследований физико-механических свойств лунного грунта [3, 91].

Измерения несущей способности грунта с помощью конусообразного штампа прибора оценки проходимости по всем трассам

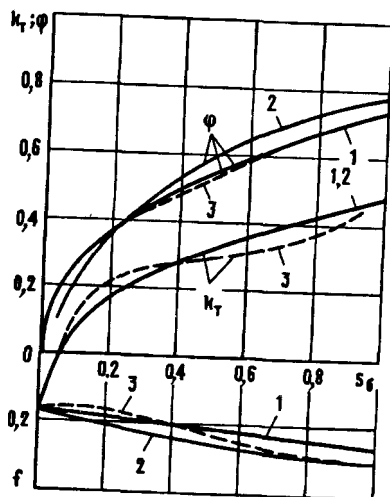


Рис. 8.7 Зависимость k_T , φ и f от коэффициента буксования s_6 : 1 — "Луноход-1" в Море Дождей; 2 — "Луноход-2" в Море Ясности; 3 — результаты наземных испытаний на мелкодисперсном кварцевом песке

движения "Лунохода-1" и -2" позволили получить представление о статистическом распределении механических свойств лунного грунта. Сопоставляя результаты измерений за весь период работы "Лунохода-2", можно отметить, что по мере приближения к материковому району среднее значение несущей способности несколько увеличивается, а модальное — уменьшается. Однако эти изменения невелики и можно считать, что характер распределения несущей способности практически не зависит от геоморфологических особенностей исследованных районов. Сопоставление результатов отдельных измерений несущей способности лунного грунта с геоморфологическими особенностями конкретных участков местности показало, что наиболее значительные вариации несущей способности грунта наблюдаются вблизи кратеров, т.е. неоднородность механических свойств на поверхности связана с процессами формирования верхнего слоя грунта при образовании и деградации кратеров.

8.2.3. Техничко-эксплуатационные параметры. Основными технико-эксплуатационными параметрами, характеризующими эффективность работы самоходного шасси "Лунохода-1 и -2", являются: средняя скорость движения, количество команд и затраты времени на управление, частота попадания в опасные ситуации, загруженность колес шасси крутящими моментами и т.д.

При работе луноходов имели место два отличающихся по задачам вида движения: передвижение к заранее намеченному пункту и движение на ограниченном участке поверхности при проведении научных экспериментов в сложных рельефных условиях. В первом случае одним из основных критериев эффективности движения является средняя скорость, во втором — точное выдерживание заданного маршрута и преодоление различных элементов рельефа (кратеры, уклоны местности, камни и т.д.). Под опасными ситуациями понимались такие, когда происходила остановка лунохода при срабатывании бортовой системы безопасности движения, а также те ситуации, выход из которых сопровождался значительными потерями времени и уменьшением средней скорости движения.

Техничко-эксплуатационные параметры самоходного шасси оценивались по данным первого вида движения, т.е. при движении к заранее намеченным пунктам, представлены в табл. 8.1. Средняя скорость движения по трассе "Лунохода-2" значительно превысила скорость "Лунохода-1", что объясняется усовершенствованием системы управления, в частности, установкой дополнительной выносной телевизионной камеры, и возросшим опытом экипажа, накопленным при эксплуатации "Лунохода-1", а также более эффективным использованием технических возможностей шасси, прежде

Таблица 8.1. Технико-эксплуатационные параметры самоходного шасси "Лунохода-1 и -2"

Параметр	"Луноход-1"	"Луноход-2"
Время работы лунохода, сут	302	125
Пройденный путь, км	10,5	37
Средняя скорость движения, км/ч	0,14	0,34
Количество команд управления движением на 1 км пути:		
прямолинейное движение:		
на I передаче	233,3	85,7
на II передаче	0,1	12,9
повороты:		
на месте	111,9	42
в движении	—	38,8
"стоп"	347,5	121,5
Максимальная продолжительность непрерывного движения, с:		
на I передаче	50	437
на II передаче	9	200
Частота попадания в опасные ситуации на 1 км пути	1...1,5	
Предельный угол преодолеваемого подъема, рад (градус)	0,385...0,47(22...27)	
Удельные энергозатраты, Вт·ч/м	0,2...0,22	
Коэффициент сопротивления движению	0,15...0,25	
Коэффициент буксования (средний)	0,05...0,07	

всего, более частым включением второй передачи и поворотов в движении.

Общее количество команд управления движением "Лунохода-2" на километр пути снизилось на 57 %, в том числе количество включений прямолинейного движения — на 58 %, поворотов на 28 %. Вместе с тем максимальная продолжительность непрерывного движения между остановками увеличилась до 7 мин против 50 с для "Лунохода-1".

Анализ затрат времени на управление движением по трассе показал, что время движения для "Лунохода-2" составило 32 % от

общих временных затрат на преодоление трассы, для "Лунохода-1" — 18 %. Остальное время использовалось для анализа местности по телевизионному экрану, выбора направления дальнейшего движения, докладов экипажа, формирования команд и т.д.

Наиболее типичными опасными ситуациями были следующие: срабатывание защиты по крену и дифференту и по перегрузкам электродвигателей мотор-колес, непреднамеренный заезд в "молодые" кратеры с диаметром 2 м и углом наклона стенок 0,26... 0,435 рад (15...25°). Основными причинами возникновения опасных ситуаций были ошибки в определении размеров препятствий и расстояний до них, а также в ряде случаев потеря водителем ориентировки на местности. Последнее объясняется неблагоприятными условиями освещенности лунной поверхности при высоком Солнце. Поэтому в период высокого Солнца выполнялись работы и проводились эксперименты, не требующие интенсивного движения лунохода (зарядка солнечных батарей, включение приборов для исследования механических свойств и химического состава грунта и т.д.).

8.3. Луноход LRV

Лунное самоходное транспортное средство LRV, предназначенное для управления экипажем, состоящим из двух астронавтов, было использовано для исследования поверхности Луны во время полета космических кораблей "Apollo-15" в июле 1971 г., "Apollo-16" в апреле 1972 г. и "Apollo-17" в декабре 1972 г.

Масса нагруженного лунохода распределяется следующим образом (кг) [111]:

Шасси	211
Научные приборы	19
Съемочное оборудование	53
Система связи	27
Два космонавта с индивидуальной СОЖ	364
Итого	664

Кроме того, предусматривается возможность загрузки лунохода образцами лунного грунта общей массой 27 кг. Масса системы развертывания лунохода в рабочее положение, включающей приспособления для монтажа и крепления лунохода на лунной кабине, а также для подготовки его к работе, составляет 19 кг. Луноход характеризуется следующими параметрами:

База, мм	2290
Колея, мм	1830

Просвет, мм	360
Длина, мм	3100
Ширина, мм	2060
Высота, мм	1140
Максимальная скорость движения, км/ч	13
Ресурс хода, км	65
Угол статической устойчивости, градус:	
продольный	45
поперечный	45
Преодолеваемые препятствия:	
выступ (высота), м	0,3
трещина (ширина), м	0,7
подъем, градус	20
Время непрерывной работы, ч	78

Общий вид лунохода LRV и размещение оборудования на нем представлены на рис. 8.8. Конструктивное решение рамы лунохода

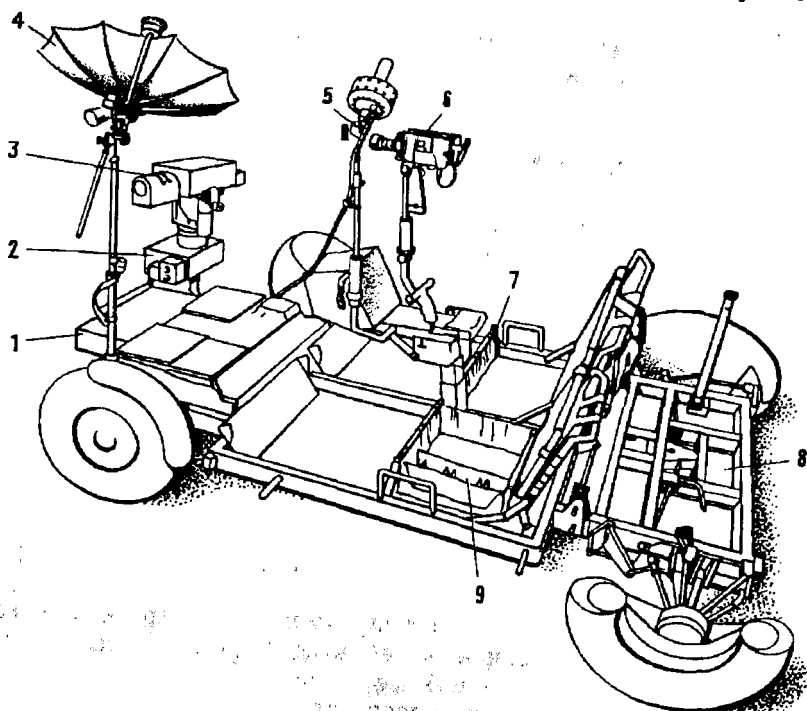
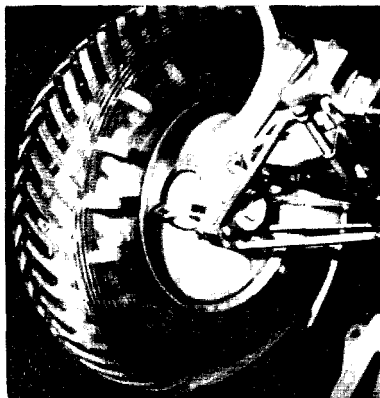


Рис. 8.8 Размещение оборудования на луноходе LRV:

1 — блок радиосвязи; 2 — блок управления телевизионной камерой; 3 — цветная телевизионная камера; 4 — остроуправленная антенна; 5 — малонаправленная антенна; 6 — 16-мм кинокамера; 7 — бур; 8 — место стеллажа с инструментом; 9 — место хранения объективов

Рис. 8.9. Подвеска колеса лунохода

определено требованием его размещения и транспортировки в одном из отделений посадочной ступени космического корабля. Рама выполнена из трех шарнирно соединенных секций. При складывании лунохода передняя и задняя секции ложатся на среднюю, а колеса при этом убираются в пространство между секциями. Рама лунохода имеет трубчатую конструкцию, выполненную из алюминиевого сплава со значительным, до 6,8 %, содержанием меди. Трубки прямоугольного сечения соединены сваркой. Передняя секция служит для размещения приемо-передающего радиокомплекса. Здесь же на стойке устанавливается телевизионная камера. На задней секции размещено научное оборудование. Рабочие места экипажа космонавтов находятся на средней, наибольшей по размерам, секции.



Луноход имеет четырехколесный движитель с индивидуальным приводом колес.

Подвеска колес трапецевидная, выполнена из двух рычагов в форме треугольной рамки (рис. 8.9). Нижний рычаг соединен с рамой упруго-шарнирно. Упругим элементом является торсион, укладываемый вдоль лонжерона рамы. Жесткость торсиона примерно равна 10 Н/см. Для демпфирования колебаний используется телескопический гидроамортизатор.

Изменение направления движения лунохода может обеспечиваться как совместным поворотом колес передней и задней осей, так и независимым. Колеса каждой оси связаны рулевой трапецией, имеющей электромеханический привод. Скорость поворота управляемых колес равна ориентировочно 15 градус/с. Наклон шкворня колеса в поперечной плоскости составляет 3°. Радиус поворота при управлении передними и задними колесами составляет 1,8 м по центру машины.

Система энергоснабжения лунохода включает в свой состав две аккумуляторные серебряно-цинковые батареи. Емкость каждой — 115 А·ч, что обеспечивает суммарный пробег лунохода 184 км. Мощность каждой батареи 150 Вт при напряжении 36 В. Электрическая

схема LRV предусматривает возможность как одновременного, так и раздельного подключения батарей. Корпуса их изготовлены из магния с теплоизоляционным покрытием. Кроме батарей в состав системы входят контрольные приборы: интегратор ампер-часов и сумматор тока, размещенные на пульте управления.

Система развертывания лунохода предусматривает возможность работы в двух режимах: в автоматическом и ручном. В сложенном положении передняя и задняя секции рамы и все 4 узла подвески складываются на центральную секцию. Габариты в транспортном положении составляют $1,7 \times 1,5 \times 0,9$ м, что составляет объем $2,1 \text{ м}^3$.

Первым экипажем лунохода LRV были астронавты спускаемого модуля космического корабля "Apollo-15" Скотт и Ирвин. Посадка спускаемого модуля была произведена в районе борозды Хэдли. Второй раз эксплуатация LRV производилась членами экспедиции корабля "Apollo-16" в типично горном районе Луны вблизи кратера Декарт. Наконец, в третий раз LRV использовался в экспедиции "Apollo-17" в горном районе Тавр-Литтров.

В общем назначении экспедиций было выполнение геологических исследований, развертывание сейсмического оборудования, а также оборудования для тепловых и магнитных измерений, фотографирование местности, сбор образцов горных пород. Во время третьей экспедиции проводились также активные сейсмические исследования и гравиметрические исследования по трассе движения лунохода. Каждая экспедиция предусматривала три поездки различной продолжительности (табл. 8.2).

Поворотливость лунохода была очень хорошей при скорости ниже 5 км/ч. При увеличении скорости до 10 км/ч управляемость машины ухудшалась. Буксование колес при разгоне было мало,

Таблица 8.2. Некоторые результаты эксплуатации луноходов LRV

Параметр	"Apollo-15"	"Apollo-16"	"Apollo-17"
Суммарное время поездок (движение и стоянки)	6 ч 50 мин	20 ч 17 мин	21 ч 42 мин
Пройденный путь по одометру, км	27,9	27,1	36,1
Максимальная скорость движения, км/ч	13	12	11
Средняя скорость движения, км/ч	9,2	—	—
Масса собранных образцов лунных пород, кг	—	111	113

однако возникало пылевое облако до 3 м высотой. Отмечалось плохое демпфирование колебаний лунохода на скорости выше 9 км/ч даже на ровной местности. При спуске по уклону 15° с одним астронавтом возникала нестабильная качка. При движении против Солнца ухудшалась видимость местности. Отмечены трудности визуального выявления оплывших кратеров диаметром до метра. Привыкание водителя к управлению в лунных условиях происходило быстро, в течение 2—3 мин.

Во время экспедиции "Apollo-16" движение LRV происходило с повышенным буксованием. По отзывам астронавтов грунт напоминал то снег, то вспаханное поле. При движении на подъеме скорость достигала 8 км/ч, на каменистых участках местности приходилось ограничивать скорость до 5...6 км/ч. Отмечалась сильная тряска.

Работа LRV корабля "Apollo-17" происходила в условиях сильно пересеченной местности. Грунт в месте посадки был рыхлым. Мелкозернистая фракция грунта постоянно образовывала пыль. При перемещении LRV приходилось преодолевать уклоны крутизной до 20°.

Г Л А В А 9

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПЛАНЕТОХОДОВ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ МАРСА И РЕШЕНИЯ "ЗЕМНЫХ" ЗАДАЧ

9.1. Принципы исследования поверхности Марса с помощью подвижных средств и особенности их конструкций

Детальное изучение поверхности Марса является одним из направлений космических исследований на ближайшую перспективу. В разрабатываемых программах исследования Марса, формулируются следующие этапы изучения Марса: выведение на орбиту КА для проведения широкомасштабных детальных съемок поверхности (1992—1994 гг.), доставка на Марс марсоходов (1994—1998 гг.), образцов грунта на Землю для их детального изучения в лабораторных условиях. Некоторые ученые считают, что полет человека на Марс может быть осуществлен в начале следующего тысячелетия.

Важная роль в реализации программ изучения марсианской поверхности отводится марсоходу. Необходимость изучения различных геологических образований поверхности, включая взятие проб грунта с широким разнообразием возрастов и химического состава, а также оценки возможности биологической жизни обуславливает необходимость исследования таких образований, как каналы, сбросы, каньоны, кратеры, застывшие лавовые потоки и т.д. Однако посадка КА в таких районах затруднена или вообще может оказаться невозможной. В связи с этим использование марсохода является одним из альтернативных способов проведения таких исследований. Пробы грунта могут изучаться как на борту марсохода, так и транспортироваться им к возвратной ракете для доставки на Землю.

Будучи оснащенным комплектом научных приборов, марсоход как подвижная лаборатория позволит выполнить широкий комплекс научных исследований геофизических, метеорологических условий, химического и минералогического составов, физико-механических свойств материала поверхности, рельефа и др. При этом функционирование марсохода может осуществляться в одном из трех режимов: длительного движения, передвижения с параллельным проведением научных исследований, детального изучения выбранного участка.

Задача, которая решается в первом режиме, заключается в быстром (по возможности) перемещении марсохода на максимально

возможное расстояние к намеченному району исследований. Второй режим сопровождается различными наблюдениями и измерениями, которые могут проводиться в процессе движения марсохода. Третий режим является наиболее напряженным с точки зрения получения, обработки и передачи информации, поступающей от научных приборов.

К важным достоинствам марсоходов как научного инструмента для изучения поверхности Марса следует отнести то, что они обеспечивают возможность проведения подготовительных работ, предстоящих экспериментам и требующих определенных (иногда значительных) затрат времени (выбор места и установка приборов, их демонтаж и транспортировка в другое место), а также повторяемость исследований, когда требуется повторить эксперименты в отдаленных друг от друга районах.

Марсоход может использоваться и для решения других задач. Так, для повышения безопасности посадки КА на поверхность Марса предварительно доставленный разведывательный марсоход может использоваться для обследования интересующих районов с точки зрения грунтовых и рельефных условий с целью выбора посадочных площадок, удовлетворяющих требованиям устойчивости аппарата от опрокидывания при посадке. В процессе посадки марсоход может служить радиомаяком.

С помощью марсоходов, оснащенных специальным оборудованием, могут проводиться инженерно-строительные работы, например, подготовка поверхности посадочных площадок для приема аппаратов, направляемых на Марс, расчистка участков для установки приборов и датчиков на глубине и т.д. Для этого потребуются такие марсоходы, как бульдозер, подвижный кран, буровая установка, экскаватор и др.

Использование нескольких марсоходов, например основного (базового) и вспомогательных (специализированных), может оказаться целесообразным для повышения эффективности научных исследований. Возможны различные варианты их взаимодействия. Например, вывод базового марсохода в наиболее интересные с научной точки зрения районы по данным поиска, осуществляемого вспомогательным марсоходом; доставка к базовому марсоходу образцов из труднодоступных для него районов для детального изучения образцов с помощью приборов, установленных на базовом марсоходе; использование одного марсохода в качестве тягача для вытаскивания другого застрявшего марсохода и т.д.

В перспективе, когда будет осуществлена высадка человека на Марс, по-видимому, потребуется ряд специализированных марсоходов. Для поездок космонавтов в скафандре будет необходим марсо-

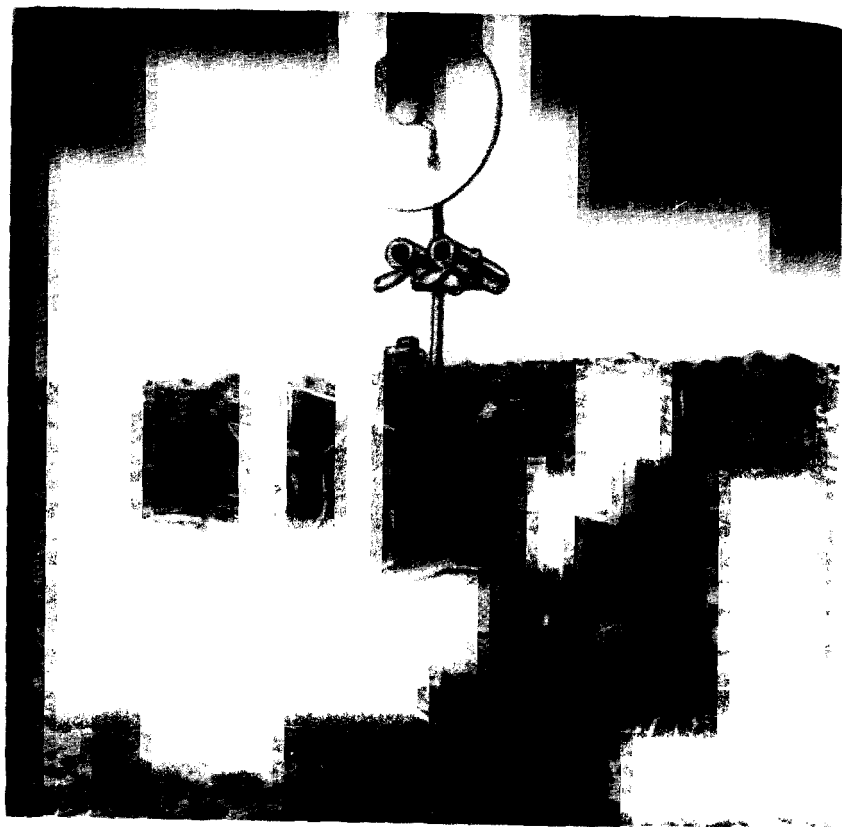


Рис. 9.1. Марсоход по программе "Марс"

ход типа "джип". Большие марсоходы с обитаемым отсеком обеспечат длительное пребывание космонавтов на Марсе. Такой марсоход обеспечит условия отдыха, укрытия в случае неблагоприятных атмосферных изменений, хранения запаса продуктов питания, компонентов системы жизнеобеспечения и т.д. Для транспортировки грузов (оборудование, отобранные образцы грунта и пород) потребуются марсоходы-грузовики.

В настоящее время ведутся работы по созданию концепции научных экспедиций на Марс, конкретизации научных задач, состава бортового комплекта приборов и специального оборудования марсохода. Одним из существенных факторов, определяющих успеш-

ное осуществление программ научных исследований с помощью марсохода, являются его высокие ходовые качества как транспортной системы.

Рассмотрим некоторые проекты марсоходов. На рис. 9.1 показан вариант марсохода, предназначенного для подробного исследования поверхности Марса по программе "Марс", включая анализ и отбор грунта [140]. Конструктивно он выполнен по схеме, аналогичной макету ХМ-8 (рис. 7.23), т.е. состоит из трех секций (модулей), соединенных шарнирно ломающейся рамой, имеет практически бесклиренсный колесно-шагающий движитель с цилиндроконическими мотор-колесами.

Основные задачи, которые могут решаться с помощью марсохода: выбор участков для отбора образцов грунта и их детальное исследование с использованием бортовой научной аппаратуры или доставка к возвратной ракете, с помощью которой образцы доставляются на орбитальный корабль, а затем на Землю; изучение глубинного строения поверхности методом активной сейсмометрии; изучение рельефа и физико-механических свойств грунта по трассе движения; проведение метеоизмерений и взаимодействия атмосферы и поверхности; изучение магнитного поля на поверхности Марса, магнитных и электрических свойств грунта; исследование морфологии различных геологических структур и поверхностных образований, элементного и минералогического состава грунта; поиск органического компонента, сорбированных газов, воды в грунте и др.

Для решения перечисленных задач на марсоходе должны быть установлены устройства для отбора грунта (например, манипулятор, буровое устройство, пенетрометр), спектрометр, магнитометр, метеодатчики, сейсмодатчики, телекамера с высоким разрешением и т.д., а также бортовая ЭВМ для управления и обработки научной информации, радиокomплекс для передачи данных на орбитальный корабль или непосредственно на Землю.

В качестве бортового источника энергии на марсоходе предполагается использовать радиоизотопный термоэлектрический генератор (РИТЭГ). Такие источники электроэнергии широко используются в КА, функционирующих в течение многих месяцев и лет [105]. Применение РИТЭГ на марсоходе, кроме обеспечения длительного функционирования, имеет ряд других достоинств, в частности, тепло, выделяемое при работе генератора, может быть использовано для обогрева электронных блоков, механизмов, в том числе приводов мотор-колес и научных приборов как за счет теплового излучения, конвекции тепла, так и принудительного (с помощью вентилятора) подвода тепла по полым элементам конструкции.

Свойство движителя сохранять постоянный контакт с поверхностью за счет независимого перемещения модулей марсохода используется в системе безопасности движения путем очувствления

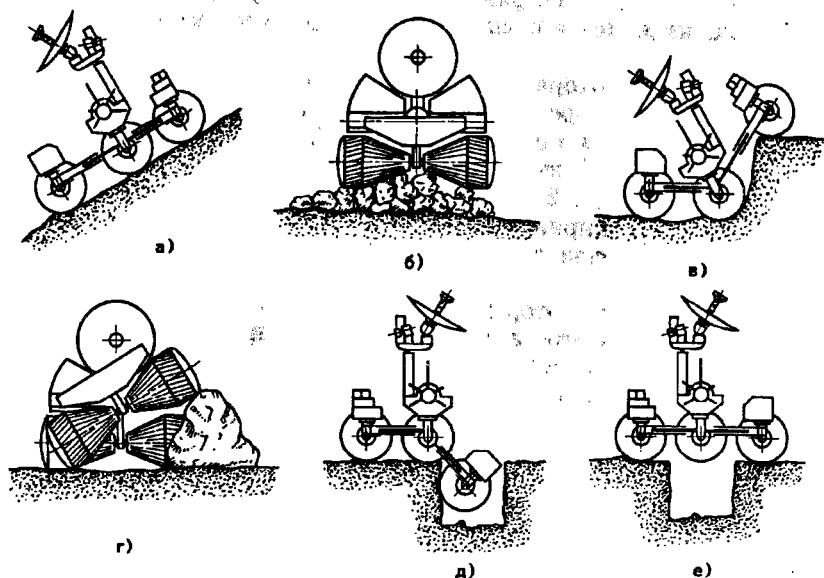


Рис. 9.2. Положение секций (модулей) марсохода при преодолении различных препятствий:

а — движение на подъем; *б* — движение по скоплению камней; *в* — преодоление уступа; *г* — преодоление одиночного препятствия; *д* — опускание передней секции в трещину; *е* — преодоление трещины за счет жесткой блокировки секций

двигателя (рис. 9.2). При достижении предельных положений модулей с учетом их взаимного положения выдается команда на остановку марсохода, после чего обрабатывается по специальному алгоритму, заложенному в память системы, маневр по объезду опасного препятствия. После объезда препятствия марсоход по командам системы курсоуказания выходит на заданный курс.

Прогнозирование опасных понижений поверхности перед марсоходом (кратер, трещина, спуск) и препятствий типа стенки или больших камней осуществляется по опусканию или подъему переднего модуля. Опасный спуск оценивается по величине сигнала на выходе датчиков крена и дифферента. Такая система безопасности дополняет основную, в которой прогнозирование препятствий осуществляется с помощью лазерных, оптических и других систем технического зрения и является резервной на случай выхода из строя основной системы (см. гл. 5).

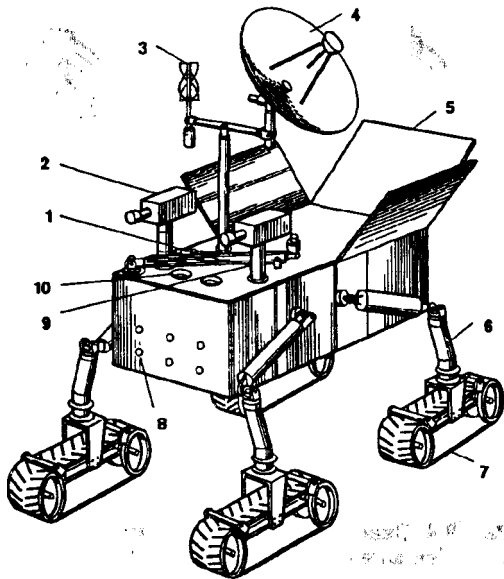
Испытания ходового макета марсохода на вулканической местности, поверхность которой достаточно полно имитировала разно-

образные условия марсианской поверхности, показали, что марсоход модульной конструкции с бесклиренсным движителем и шарнирно ломающейся рамой обеспечивает решение задачи выхода в заданную точку по намеченному маршруту с минимальным числом маневров и без потери проходимости. Непреодолимые препятствия объезжались по командам бортовой автоматики.

На рис. 9.3. показан марсоход, предназначенный для продолжения исследований поверхности Марса, начатых с помощью аппаратов "Викинг" [179]. Ходовая часть выполнена на базе четырехгусеничного движителя. Привод каждой гусеничной тележки, имеющей длину 1 м, осуществляется одним из двух электродвигателей, один из которых является основным, другой — дублирующим. Тележки имеют рычажную подвеску. Марсоход должен преодолевать препятствия диаметром 1,2 м и высотой до 0,75 м. В качестве источника энергии на марсоходе используется радиоизотопная установка с тепловой мощностью 2000...2500 Вт и электрической мощностью 200 Вт. Кроме того, в системе энергопитания имеется батарея, подключаемая во время спуска на поверхность Марса и в пиковых режимах работы марсохода.

Марсоход предназначен для проведения исследований сейсмических характеристик, магнитного поля поверхности, тепловых потоков с поверхности, метеорологических условий, суточных и сезонных изменений объектов на поверхности, свойств грунта на поверхности и глубине и т.д. Для этого на марсоходе устанавливается система получения, обработки и трансляции изображе-

Рис. 9.3. Марсоход с четырехгусеничным движителем: 1 — манипулятор; 2 — телевизионные камеры; 3 — антенна ретрансляционной связи (через орбитальный спутник); 4 — параболическая антенна прямой связи с Землей; 5 — радиаторы системы энергопитания; 6 — шарнирная опора; 7 — гусеничная тележка; 8 — датчики ближнего обнаружения препятствий; 9 — места установки лазерных сканирующих устройств; 10 — приемные отверстия для образцов грунта



ний, химические и молекулярные анализаторы, микроскопы, сейсмометры, магнитометры, миниатюрные метеостанции и т.д.

В состав системы отбора образцов грунта входит манипулятор, на концевом звене которого устанавливается совок для забора грунта или иное приспособление из набора, хранящегося на борту марсохода. Кроме манипулятора в состав системы отбора образцов грунта входят два типа буровых устройств, одно предназначено для заглубления до 1 м в мягкий грунт, другое — для бурения твердых скальных пород на глубину до 15 см.

Система управления марсоходом включает лазер для дальнего сканирования и оптические датчики для ближнего обнаружения препятствий. Управление бортовыми системами, приводами движителя, а также научными приборами осуществляется с помощью ЭВМ. В режиме движения в намеченный район, включая движение как в дневное, так и ночное время, марсоход сможет преодолевать 2 км в сутки по относительно ровной местности. Мощность, расходуемая на движение, составляет около 100 Вт. Скорость движения — до 100 м/ч. Ожидается, что за период в один марсианский год (примерно два земных года) марсоход пройдет расстояние 100 км. Автономное движение прекращается либо по достижении запланированного конечного пункта, либо по аварийным сигналам, либо при возникновении на пути непреодолимого препятствия.

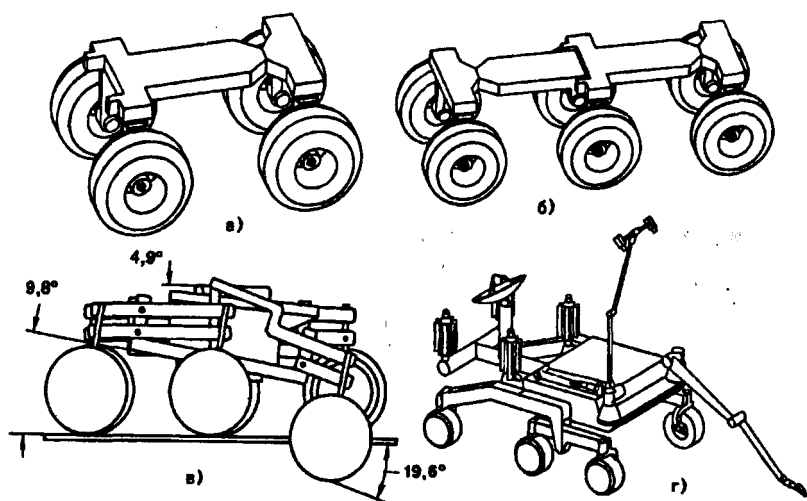


Рис. 9.4. Схемы малых (локальных) марсоходов:

а — "Clearance Car"; б — "Delta-Goat"; в — "Pantograph"; г — "Rocker Bogie"

На рис. 9.4 показаны схемы малых (локальных) марсоходов массой до 100 кг, разработанные американскими учеными из Лаборатории реактивного движения (Jet Propulsion Laboratory) по обеспечению программы доставки образцов марсианского грунта на Землю [202]. Все они имеют колесные движители: марсоход "Clearance Car" (рис. 9.4, а) — четырехколесный, остальные — шестиколесные. Марсоход "Delta-Goat" (рис. 9.4, б) имеет четырехколесную переднюю секцию и двухколесный прицеп, причем передняя секция идентична предыдущей схеме марсохода. Во всех схемах теоретически могут быть реализованы различные способы поворота: бортовой, за счет поворота передней оси, за счет поворота передних колес по аналогии с автомобилем. Исключение составляют схемы марсоходов "Pantograph" (рис. 9.4, в) и "Rocker Bogie" (рис. 9.4, г), на которых не может быть использован поворот за счет поворота передней оси.

В схемах подвижных аппаратов "Pantograph" и "Rocker Bogie" используются рычажные подвески, конструкция которых разработана с целью повышения эффективности преодоления препятствий за счет обеспечения равных нагрузок от веса на каждое колесо и постоянное перераспределение веса во всем диапазоне деформации подвески. В первом случае подвеска выполнена в виде пантографа. Подвеска "Rocker Bogie" обеспечивает преодоление тех же препятствий, что и "Pantograph", но при колесах меньшего диаметра.

Доставка марсохода на Марс предусматривается вместе с возвратным аппаратом. При перемещениях локального марсохода, которое осуществляется только в дневное время, поддерживается постоянная связь с посадочным блоком, на котором осуществляется обработка всей информации с использованием ЭВМ, необходимой для автономного функционирования марсохода, и с помощью которого осуществляется связь с Землей. Обозреваемая камерами стационарного блока местность в радиусе 100 м и препятствия анализируются на наземном пункте управления, в результате чего намечается маршрут движения. Местоположение марсохода относительно стационарного блока определяется с помощью лазерного луча, а для определения положения марсохода на местности используются датчики крена и дифферента, а также солнечные датчики. Марсоход оснащен пассивными датчиками препятствий.

Для отбора образцов грунта предполагается установить на марсоходе совок, а также бур. Образцы, доставленные на стационарный блок, будут исследоваться с помощью имеющихся там научных инструментов, сортироваться и упаковываться для транспортировки возвратным аппаратом.

Система энергообеспечения марсохода включает батарею или РИТЭГ мощностью 45 Вт. Планируется, что малый марсоход обеспе-

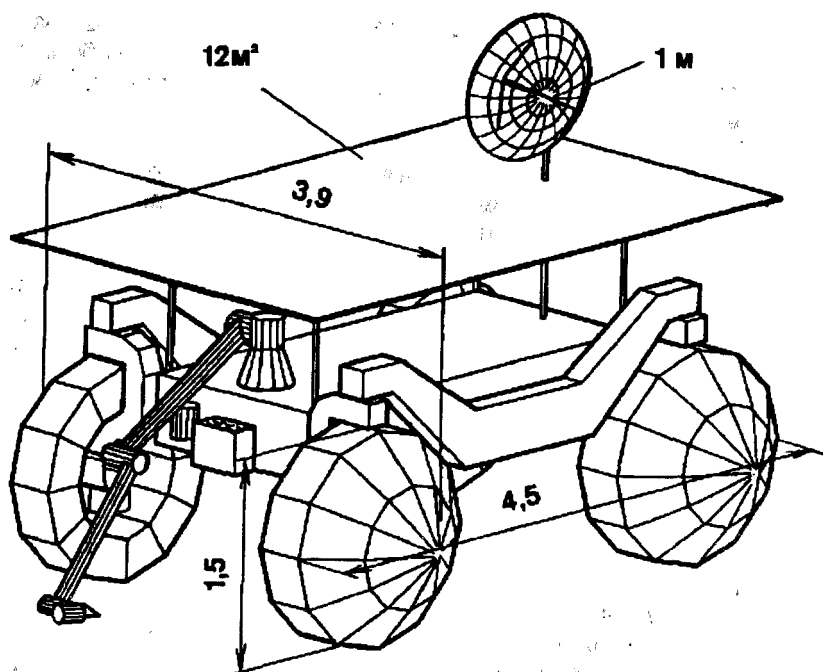


Рис. 9.5. Марсоход с солнечной батареей

чит отбор примерно 60 образцов грунта с площади круга радиусом 100 м и относительно стационарного блока в течение 150-дневной экспедиции.

На рис. 9.5 приведена схема марсохода с солнечной батареей (разработка "AeroVironment Corporation") массой 670 кг [202]. Создание такого марсохода является попыткой разработать подвижный аппарат для Марса с минимальными затратами средств. Неблагоприятным фактором для марсохода являются пылевые бури, которые могут привести к уменьшению поверхности батареи, подверженной действию солнечных лучей. Для обеспечения функционирования аппарата в период марсианской ночи предусматривается установка электрической батареи.

"Солнечный марсоход" предназначен только для отбора образцов грунта и камней с помощью манипулятора и перемещения их в "тайники", откуда они могут быть извлечены позже с помощью возвращаемых на Землю аппаратов. На марсоходе устанавливаются

стереокамеры и спектрометр для выбора образцов. В качестве системы передвижения принято четырехколесное шасси, аналогичное марсоходу на рис. 9.4, а. Площадь солнечной батареи 12...20 м². Управление движением марсохода, процессом отбора образцов грунта, системой терморегулирования, а также навигацией осуществляется с помощью бортовой ЭВМ.

На рис. 9.6 показана схема марсохода "Walking Beam" массой 842 кг с шагающим движителем (разработка Jet Propulsion Laboratory с участием Martin Marietta Astronautics Group) [202]. Марсоход является автономным, высокоавтоматизированным подвижным аппаратом. Он состоит из двух платформ, каждая со своим набором шагающих опор. Платформы соединены продольной балкой, и их передвижение относительно друг друга обеспечивается за счет поочередного перемещения опор. Поворот аппарата осуществляется путем поворота Т-образной балки-треноги, которая для этого вывешивается на внутренней платформе, стоящей на четырех опорах. Каждая опора имеет независимые вертикальные и горизонтальные перемещения, что снижает затраты энергии на деформацию грунта.

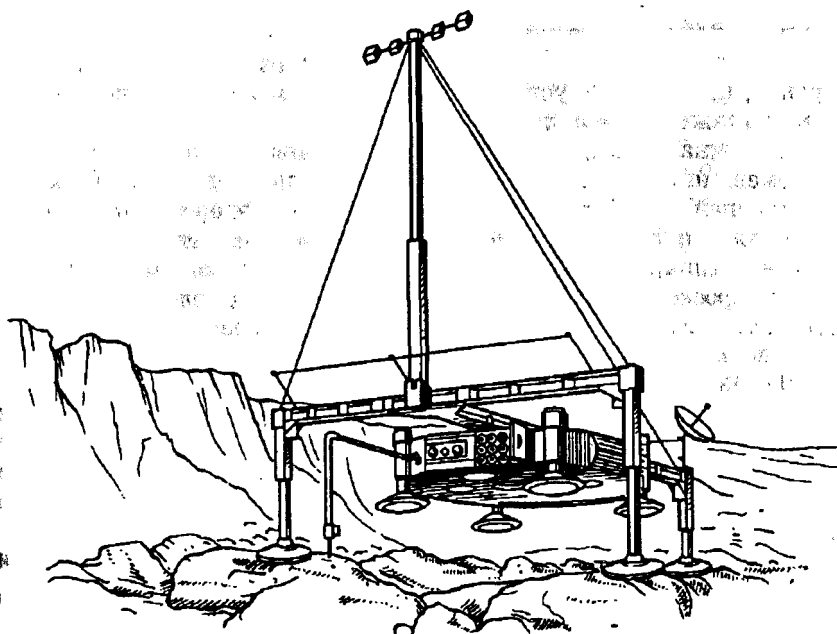


Рис. 9.6. Марсоход с шагающим движителем

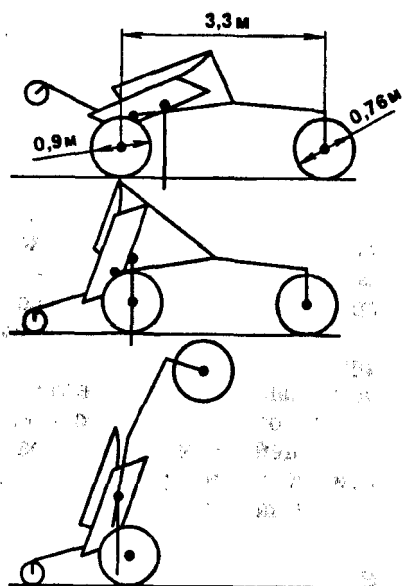


Рис. 9.7. Схема опрокидывающегося марсохода с поворотными передними колесами

Опора представляет собой трех-сегментную телескопическую конструкцию с блочно-тросовым приводом от одного электродвигателя и ступней в виде перевернутой чашки для улучшения условий движения на пылеватых грунтах. Отсутствие в конструкции опор сложных шарниров, характерных для традиционных шагающих аппаратов, в которых воспроизводятся движения ног животных, облегчает решение проблемы управления опорами. Шагающий движитель должен обеспечить движение марсохода по каменистой поверхности и мягкому

грунту, преодоление уступов высотой до 1 м и трещин шириной до 1 м, а также склонов до 30°.

Наружная платформа-тренога обеспечивает стабилизированное перемещение внутренней платформы вдоль продольной балки. На внутренней платформе размещены источники энергии, компьютеры, научная аппаратура, два манипулятора и блок датчиков. В состав научной аппаратуры входят спектрометры, стереокамеры, оптический микроскоп, калориметр, газовый анализатор, электромагнитные датчики и т.д. В качестве источников электроэнергии предполагается использовать РИТЭГ и литиевую батарею.

На рис. 9.7 показана схема опрокидывающегося марсохода с поворотными передними колесами [201]. На два задних ведущих колеса приходится 80 % веса аппарата, что должно обеспечить высокие тяговые качества движителя. Маневрирование осуществляется за счет поворота в пределах 360° консоли, на концах которой установлены передние неведущие колеса. Значительные колея и база движителя должны обеспечить устойчивость от опрокидывания на склонах до 40°.

Небольшой вес передней части позволяет использовать передние колеса в качестве механической системы обнаружения препятствий. В схеме марсохода предусмотрен переход в условиях сложного рельефа на трехколесную схему движителя. Это предполагается

осуществлять путем относительного смещения передней части с помощью специального устройства, в результате чего за счет смещения центра масс аппарат будет опрокидываться на установленное сзади дополнительное колесо. Последнее может быть использовано для возвращения марсохода на передние колеса.

Существуют предложения проводить разработку марсохода на базе проекта лунохода, а также использовать аппараты с двигателем в виде ног, кинематика движения которых является аналогичной кинематике ног животных [204]. Что касается использования разработок, выполненных при создании лунохода, то, учитывая, что ряд исходных предпосылок являются общими (физико-механические свойства грунта и рельеф поверхности, пониженная гравитация, значительный перепад температур, особенности дистанционного управления и т.д.), целесообразно их использовать при создании марсохода с учетом специфических условий эксплуатации на Марсе (состав атмосферы, пылевые бури, значительная задержка в прохождении сигнала на линии Земля—Марс—Земля и др.).

Шагающий двигатель теоретически может обеспечить высокую эффективность движения по крутым склонам и неровной поверхности. Однако шагающий аппарат намного сложнее рассмотренных и в настоящее время работы по его созданию еще не привели к работоспособным конструкциям. Поэтому использование шагающего марсохода пока представляется проблематичным.

В заключение отметим, что имеющийся технический задел в разработках марсохода и планетоходов в целом, в том числе представленных в разд. 7.3, показывает, что создание марсохода, обладающего высокой проходимостью и обеспечивающего решение научных задач по изучению Марса, в настоящее время является реально разрешимой задачей.

9.2. Создание и использование специализированных транспортных роботов при ликвидации последствий аварии на Чернобыльской АЭС

Весной 1986 г. произошла авария четвертого энергоблока Чернобыльской атомной электростанции. Как установила позже комиссия по расследованию причин аварии, она была связана с недопустимо высоким перегревом воды и газов в замкнутых объемах технологических систем реактора и не носила характера ядерного взрыва. Однако взрыв вскрыл реактор, разметал радиоактивное "горючее"

— так называемые тепловыделяющие элементы (ТВЭЛы), а также графитовую кладку, трубы тепловых каналов и другие элементы энергетических и строительных конструкций, имевших различные дозы радиоактивного излучения. Район с расстоянием в диаметре примерно 30 км был объявлен опасной зоной. Отсюда было эвакуировано население и были развернуты дезактивационные работы.

Наибольший объем первоочередных работ предстояло сделать на самой станции и ее территории, где уровень излучения был особенно высок. Главными задачами здесь являлись изоляция остатков аварийного реактора от природной среды и сохранившихся сооружений и территории станции, и захоронение радиоактивной массы. Проведение этих работ потребовало применения различного рода дистанционно управляемых технических средств, которые должны были уменьшить количество людей, привлекаемых для восстановительных работ в опасных зонах, снизить их суммарные безозатраты.

К числу подобных средств относятся и специализированные транспортные роботы (СТР-1), являющиеся главной составной частью робототехнического комплекса, предназначенного для расчистки завалов, удаления продуктов аварийного выброса и загрязненных материалов в радиоактивных зонах, недоступных для длительной работы людей, в частности, на кровлях зданий и сооружений станции [157, 159].

Помимо транспортных роботов в состав робототехнического комплекса входят:

1) устройство для транспортировки робота и подзарядки его источника питания (транспортная люлька);

2) стационарные обзорные телекамеры с кабельными узлами и мачтами;

3) видеоконтрольные устройства (ВКУ) стационарных и бортовых телесистем с кабельными узлами и приемными телеантеннами;

4) пульт управления — передатчик с передающей радиоантенной;

5) стационарное зарядно-разрядное устройство (ЗРУ) с кабелем;

6) стационарное технологическое оборудование для дезактивации ходовой части.

Схема развертывания робототехнического комплекса на кровле и в помещениях третьего энергоблока ЧАЭС приведена на рис. 9.8. Специализированные роботы представляют собой транспортные средства высокой проходимости с дистанционным управлением по радиокомандам при обзоре местности водителем с помощью бортовых и стационарных телесистем. Пункт управления роботами был размещен в одном из щитовых помещений, расположенных на отметке 52 м в непосредственной близости от тех кровель, где

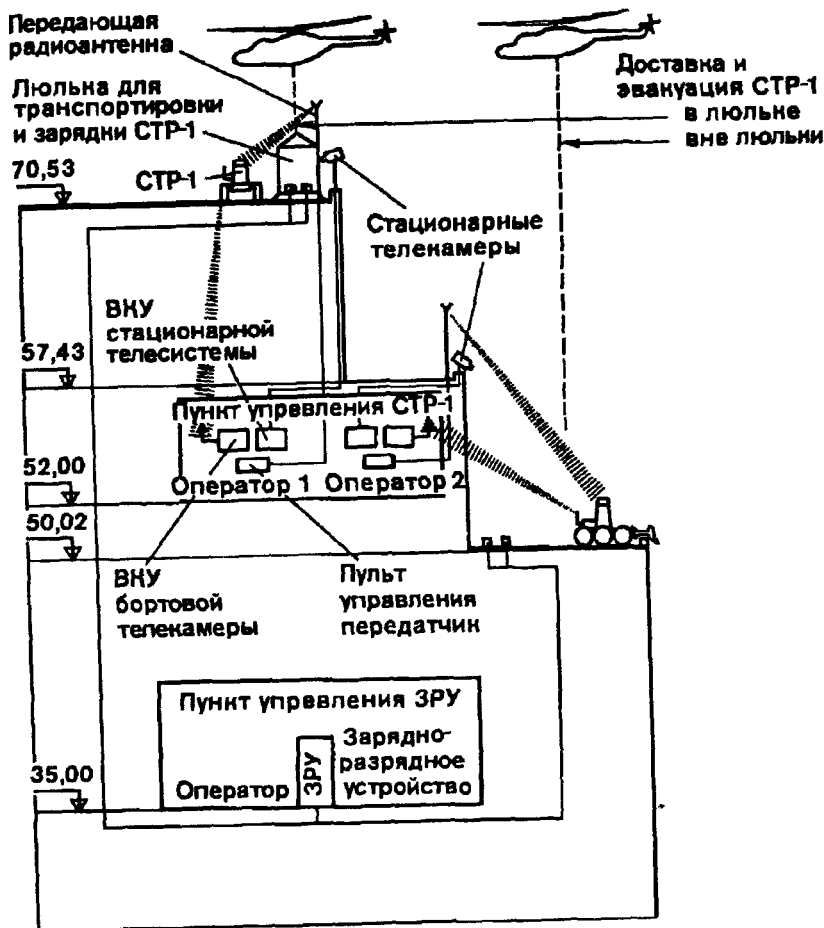


Рис. 9.8. Схема разворачивания робототехнического комплекса СТР-1 на кровле и в помещениях третьего энергоблока ЧАЭС

проводились дезактивационные работы. Он был оборудован для одновременного управления двумя роботами. Здесь находились приемные антенны видеоконтрольных устройств, пульта управления—передатчики, связанные кабелями с передающими радиоантеннами, вынесенными непосредственно на кровлю, и другое оборудование. Шины стыковочно-зарядного устройства транспортной люльки

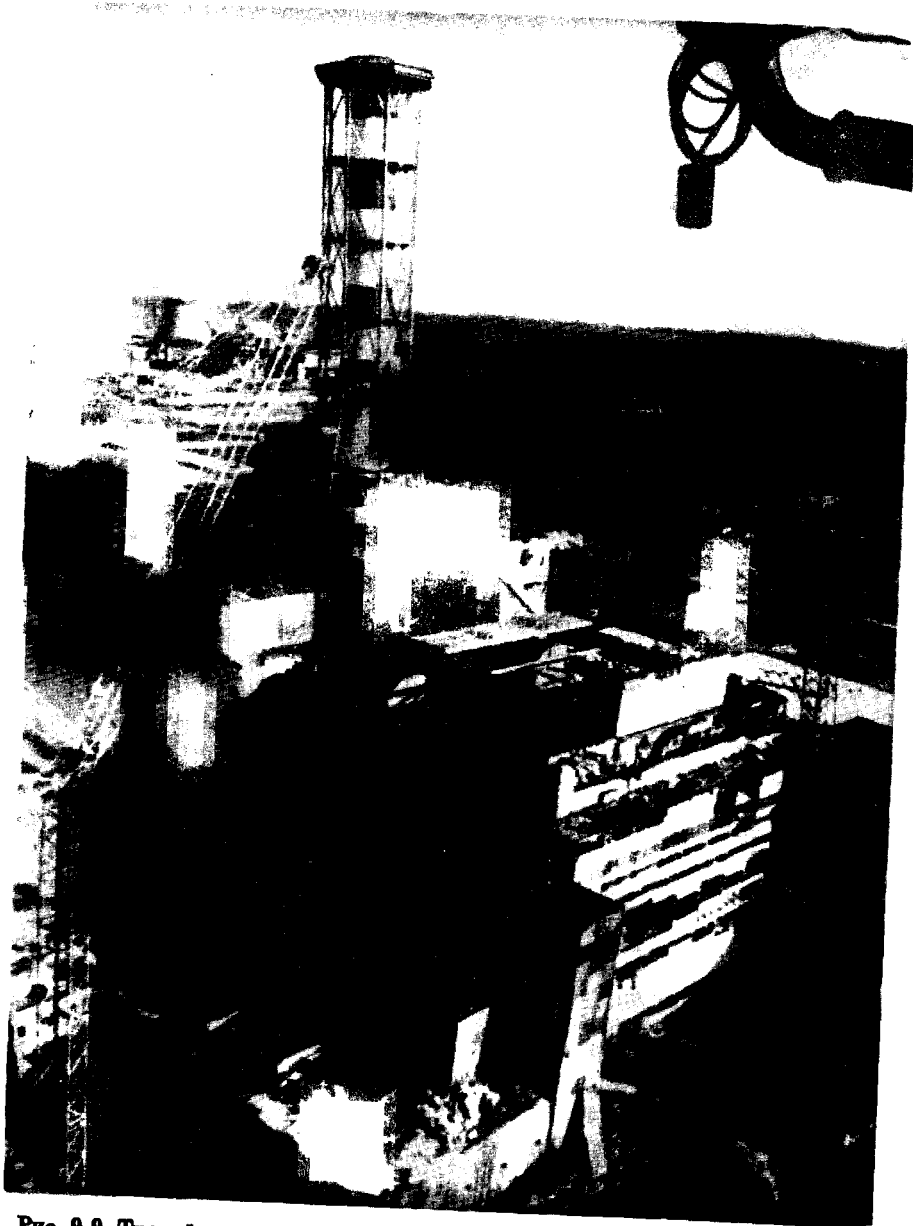


Рис. 9.9. Третий и четвертый энергоблоки ЧАЭС летом 1986 г.

соединялись кабелем с зарядно-разрядным устройством, размещенном в помещении, примыкающем к центральному залу третьего энергоблока.

Комплекс создан полностью на базе отечественных разработок и освоенных промышленностью изделий. Подвижные роботы этого комплекса удалось разработать и создать в исключительно короткие сроки (менее двух месяцев) только благодаря научно-техническому заделу, накопленному при проведении НИОКР в обеспечение создания планетоходов для различных космических программ.

9.2.1. Условия эксплуатации СТР-1 на кровлях ЧАЭС. В период с 8 августа по 10 октября 1986 г. с помощью СТР-1 выполнялись различные работы на кровлях третьего энергоблока и общего для двух реакторов вентиляционного блока. На рис. 9.9 эти кровли расположены слева от аварийного блока.

Для быстрейшего освоения новой техники в сложных условиях ЧАЭС эксплуатацию робототехнического комплекса осуществляли его непосредственные разработчики, к которым впоследствии присоединились сотрудники Смоленской и Белоярской АЭС, а также спортсмены-радиолобители, прибывшие на ЧАЭС добровольцами по линии ДОСААФ. Руководство работами и помощь людьми для выполнения отдельных технологических операций обеспечивал штаб по ликвидации последствий аварии, возглавляемый в этот период Ю.Н. Самойленко.

Условия эксплуатации роботов, включая их доставку и эвакуацию, определялись архитектурой здания, особенностями конструкции кровель и характером аварийного разброса на их поверхности радиоактивных продуктов и загрязненных материалов. Схема расположения этих кровель приведена на рис. 9.10. Здесь же указаны буквенные индексы различных зон кровли, применявшиеся в оперативной практике штаба по ликвидации последствий аварии, и строительные отметки высоты.

Самая большая зона *К* является кровлей центрального зала третьего энергоблока. В процессе ликвидации аварии она была соединена аппаратами с зонами *М* и *Л*, непосредственно примыкающими к аварийному реактору. Большая аппаратель компенсировала разницу высот зон *К* и *М*, малые аппарели были проложены через температурные швы, выступающие над поверхностью кровли примерно на 1 м. Все три аппарата были установлены не только для работы СТР-1 и других роботов, но и для движения людей при их кратковременных выходах на кровлю.

Все зоны имеют некоторые общие элементы. Это металлические ограждения по периметру, установленные на выступающих опорах, пожарные трубопроводы, проходящие фактически по всему пери-

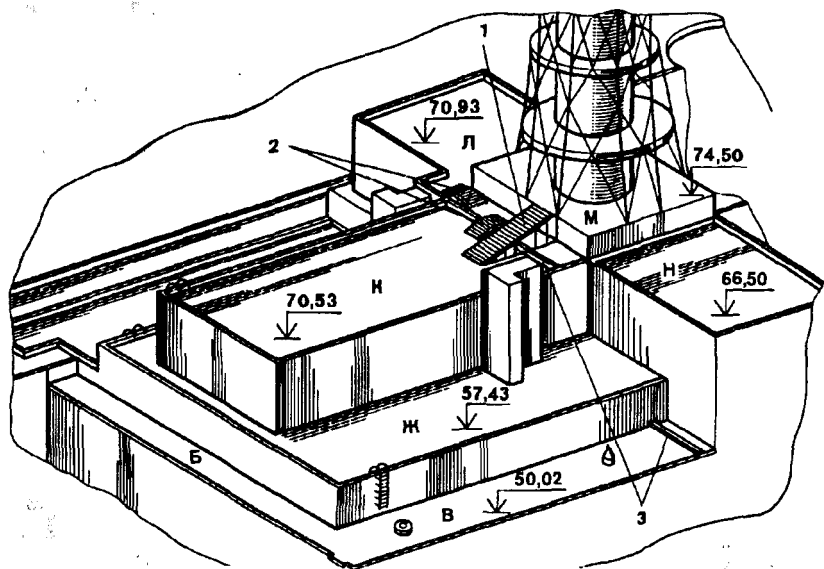


Рис. 9.10. Схема расположения кровель третьего энергоблока и вентиля: 1 — аппарат для въезда в зону М; 2 — аппараты для въезда в зону Л; 3 — температурные швы

метру на высоте менее 0,5 м от кровли и затрудняющие доступ к периферийным участкам зон. Это шины молниезащиты, явившиеся в ряде случаев непреодолимыми для работа вертикальными препятствиями. Некоторое представление о кровлях дает фотография зоны В (рис. 9.11). Фотосъемка выполнена в конце сентября 1986 г. на заключительном этапе расчистки зоны В с места пересечения зон В и Б, после дождя. Слева на фото — пожарная лестница, справа — два вентиляционных люка, ближний из которых частично разрушен. На дальнем плане виден температурный шов высотой примерно 0,4 м и часть пожарного трубопровода.

К моменту начала расчистки этой зоны вышерасположенная кровля (зона Ж) была уже освобождена от завалов путем сброса активных и загрязненных материалов вниз, в зону В. В результате этого здесь образовались мощные вторичные завалы. О толщине общего слоя можно судить по тому, что в начале расчистки зоны В СТР-1 температурный шов совершенно не был виден, а дальний (от



Рис. 9.11. Общий вид зоны В на завершающем этапе расчистки территории с помощью СТР-1 (фотографии, помещенные на рис. 9.11 и 9.15, выполнены на ЧАЭС С.А. Владыкиным и М.И.Маленковым)

зоны *Б*) лок едва обозначался своей крышкой. Особенно большие завалы были у стены.

Характер завалов определялся разнородностью составлявших его материалов и высокими температурами, сопутствовавшими взрыву и пожару. В результате таких температур произошло расплавление рубероидно-битумных слоев кровли. В расплаве на большей части площади кровель утонули щебенка, обломки графитовой кладки, куски металлических тепловых каналов (труб) длиной до 5...7 м, обломки строительных элементов. Вся эта "арматура" образовавшейся пековой массы имела различную ориентацию, так что наиболее близким аналогом поверхности движения роботов в зонах *К*, *В* и *М* можно было бы назвать свалку стройматериалов и лома.

Радиационная обстановка в различных зонах была неодинакова и существенно изменялась в ходе проведения работ. По результатам дозразведки приборами ДП-5В с пределом измерений 200 Р/ч на большей части зон работы СТР-1, за исключением зоны *Б*, шкала оказалась недостаточной. Последующие измерения прибором КДГ-1 с пределом 1000 Р/ч, бортовым прибором ИМД-216 и другими методами показали, что максимальная мощность электромагнитной дозы (МЭД), например, в восточной части зоны *В* составляла 2800...3100 Р/ч, а в зоне *М* — существенно больше.

Отдельные участки кровли просвечивались источниками, выброшенными на площадки обслуживания трубы. Эксперименты по определению составляющих мощности дозы, фиксируемых ионизационными приборами ДП-5В, показали, что на кровле до 70 % МЭД дает жесткое γ -излучение с энергией 3,3 МэВ.

Таким образом, условия эксплуатации транспортных роботов на кровлях ЧАЭС имели общие позиции с условиями работы планетоходов: враждебная человеку среда существования, неподготовленная для движения опорная поверхность, ограниченность и недостаточная достоверность информации о физических свойствах поверхности.

9.2.2. Конструкция самоходного шасси СТР-1. В составе СТР-1 можно выделить в укрупненном виде три достаточно самостоятельных составных части: самоходное шасси с приборами, блоками и оборудованием, обеспечивающим движение; радиотелевизионный комплекс (РТК), обеспечивающий возможность дистанционного управления; рабочий орган для дезактивации территории.

Технические решения, заложенные в конструкцию самоходного шасси, выбирались исходя из концепции высокопроходимого автономного транспортного средства, устойчивого к воздействию радиационного излучения, осадков, транспортных перегрузок и периодической дезактивации механическим путем, водой и химическими растворами.

Автономность самоходного шасси обеспечивается применением бортового источника питания в виде двух серебряно-цинковых батарей. Наряду с использованием для управления командной радиолинии это позволяло существенно упростить развертывание комплекса на кровле. Отсутствие кабельной связи СТР-1 со стационарным оборудованием (для энергопитания и управления в рабочем режиме эксплуатации) обеспечивало наиболее высокую маневренность аппарата и являлось одним из главных отличий от большинства других отечественных и зарубежных транспортных роботов, применявшихся на кровлях ЧАЭС.

Время автономной работы самоходного шасси ограничивается зарядом тяговой батареи. Для подзарядки батарей на месте работ самоходное шасси было снабжено бортовым стыковочно-зарядным узлом, обеспечивающим соединение цепей источника и стационарного зарядно-разрядного устройства без непосредственного участия человека.

Высокая проходимость самоходного шасси достигалась благодаря использованию индивидуальных электромеханических приводов,

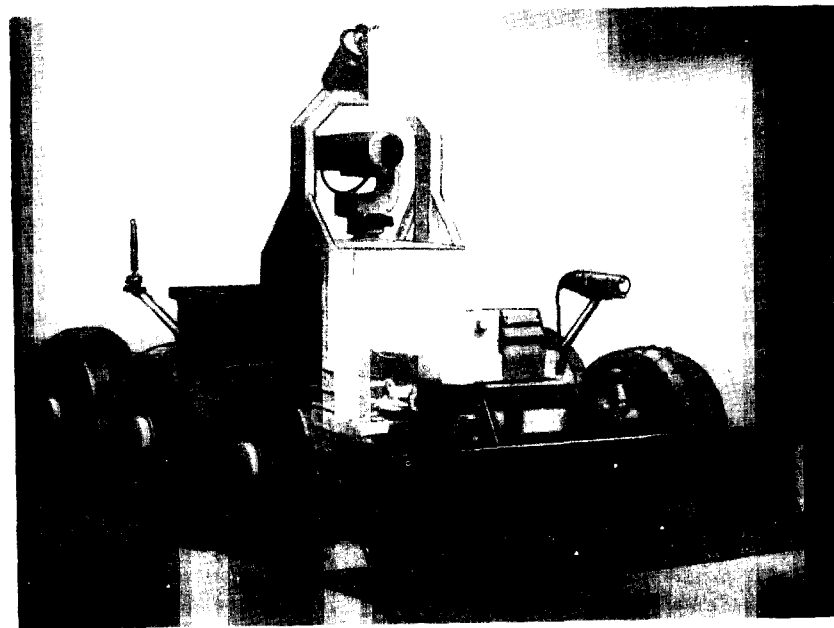


Рис. 9.12. СТР-1 на заключительных этапах испытаний

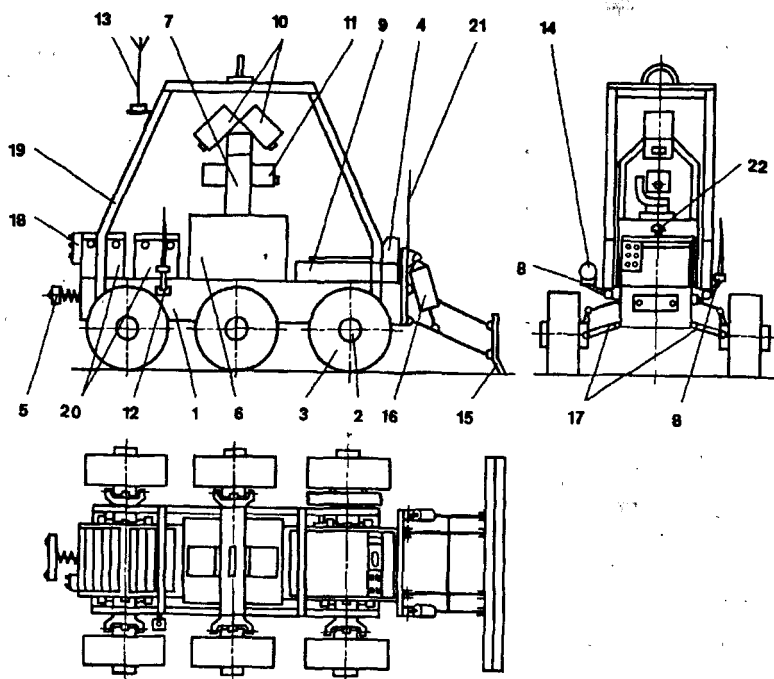


Рис. 9.13. Состав СТР-1 (с учетом доработок, выполненных при эксплуатации):
 1 — рама; 2 — тяговый привод; 3 — колесо; 4 — приборный блок; 5 — стыковочно-зарядный узел; 6 — контейнер; 7 — П-образная стойка; 8 — боковые стойки; 9 — крышка люка электрических блоков; 10 — курсовые телекамеры; 11 — обзорная телекамера; 12 — передающая телеантенна; 13 — приемная радиоантенна; 14 — измеритель мощности дозы; 15 — бульдозерный отвал; 16 — приводы подъема и опускания бульдозерного отвала; 17 — подвеска; 18 — ручной пульт управления; 19 — устройство для транспортировки СТР-1; 20 — бортовой источник питания; 21 — передний визир; 22 — задний визир — устройство аварийной буксировки СТР-1

индивидуальных независимых подвесок колес, выполнению колес в виде жестких металлических оболочек с грунтозацепами на беговой дорожке. Шасси имело достаточные дорожный просвет (клиренс) и ход рычагов подвески.

Радиационная стойкость обеспечивалась тщательным выбором материалов и комплектующих. Параллельно решалась и задача обеспечения возможности дезактивации. В частности, схемы электрических блоков шасси собраны на реле и контакторах, все

неподвижные и подвижные соединения герметизированы, в тяговых приводах использована радиационно стойкая смазка, в кабельной сети использованы радиационно стойкие провода. Основные конструкционные материалы — титановые и легированные сплавы. Сварные полые колеса герметичны. Наружные поверхности узлов самоходного шасси имеют простые формы, без труднодоступных объемов. Они покрыты радиационно стойкой краской, сохраняющей свои свойства после действия воды, кислотных и щелочных растворов. Цвет покрытия — белый для облегчения работы оператора по телевизионному изображению на кровлях, имеющих темный фон.

В соответствии с изложенной концепцией самоходное шасси содержит следующие основные системы и узлы (рис. 9.12, 9.13):

1) несущую раму 1, предназначенную для закрепления ходовой части и навесного оборудования;

2) индивидуальные независимые рычажные подвески с упругим элементом в виде торсиона, предназначенные для повышения проходимости шасси и снижения динамических нагрузок на перевозимое оборудование;

3) индивидуальные электромеханические тяговые приводы 2, встроенные внутри колес и образующие вместе с ними единые легко демонтируемые агрегаты — мотор-колеса 3;

4) индивидуальные фрикционные тормоза мотор-колес с электромагнитным управлением, встроенные на ведущем валу тягового привода;

5) электрические блоки управления шасси, раздачи питания и коммутации, назначение которых соответствует названию;

6) бортовой источник питания, состоящий из двух батарей — тяговой и приборной;

7) бортовой приборный блок 4;

8) бортовой стыковочно-зарядный узел 5, предназначенный для контакта с шинами транспортной "люльки" при подзарядке батарей;

9) измеритель мощности дозы;

10) контейнер 6 для размещения электронной аппаратуры РТК и П-образную стойку 7 для установки телекамер;

11) боковые стойки для установки ИМД и антенн.

Электрические блоки управления шасси (БУШ), раздачи питания (БРП) и коммутации (БК) размещены внутри рамы. Внутренние полости рамы использованы также для прокладки кабельных сетей.

В средней части рамы установлен контейнер для размещения бортовых электронных блоков РТК и ручного контактора для отключения бортовой сети СТР-1 от источника питания. Для доступа в контейнер имеются две откидные фланцевые крышки. Стенки и

крышки контейнера облицованы пластинами из свинца толщиной 5 мм.

На контейнере организованы места для крепления трех телевизионных камер. Две курсовые неподвижные телекамеры типа КТП закреплены в герметичном металлическом боксе 10 на верхней части П-образной стойки, являющейся непосредственным продолжением контейнера. Под ними размещена обзорная телекамера 11 типа КТП с приводами по углам азимута и возвышения. Герметизация обзорной камеры обеспечивается чехлом из полиэтиленовой пленки.

В задней части рамы установлен источник питания. В кормовой части СТР-1 установлено стыковочно-зарядное устройство, предназначенное для подзарядки батарей.

На боковых стойках 8, закрепляемых на раме, установлены передающая телевизионная антенна 12 и измеритель мощности дозы 14.

Приборный блок размещен на крышке 9. Он предназначен для обеспечения возможности дистанционного контроля за состоянием батарей и процессом их зарядки и находится в поле зрения обзорной телевизионной камеры.

К бамперу, размещенному в передней части рамы, крепится рабочий орган в виде бульдозерного отвала 15 с приводами подъема и опускания 16. Бульдозерный отвал находится в поле зрения передней курсовой камеры.

В процессе экспериментальной отработки и эксплуатации конструкция шасси дорабатывалась с целью улучшения его характеристик и возможностей обслуживания. В частности, на раме было установлено устройство 19 для транспортировки СТР-1 на внешней подвеске вертолета, представляющее собой надстройку с проушиной наверху под автоматический замок подвески. Для облегчения условий вождения оператором с помощью бортовой телесистемы были установлены передний и задний визиры.

Передний визир, представляющий собой штырь с полосатой раскраской, жестко закреплен на бампере рамы. Задним визиром является крюк устройства аварийной буксировки, шарнирно установленного в кормовой части рамы. При движении СТР-1 это устройство находится в положении, близком к вертикальному, с небольшим наклоном к середине рамы. Для аварийной буксировки СТР-1 устройство отбрасывается в горизонтальное положение.

Было экспериментально выбрано новое место крепления приемной радиоантенны (первоначально антенна крепилась на левой боковой стойке), что существенно улучшило прохождение радиоконанд. Изготовлено приспособление, позволяющее проводить подза-

рядку батарей без заезда в "люльку", прямым соединением кабелей от ЗРУ с контактами стыковочно-зарядного устройства. Пульт ручного управления был закреплен на корпусе батареи. Были существенно доработаны также блоки РТК и пульта-передатчика.

СТР-1 имеет следующие основные характеристики:

Масса (при различной комплектации), кг	960...1100
Тяговое усилие на битумной массе, Н	до 6000
Тяговое усилие на асфальтобетоне, Н	до 10 000
Скорость движения, км/ч	0,46
Дорожный просвет (клиренс), м	0,4
Габариты без бульдозерного отвала (ширина × длина × высота), м	2,2×2,4×2,3
Максимальная высота преодолеваемого препятствия (ступеньки) при движении без бульдозерного отвала, м	0,4
Максимальный угол подъема по твердому основанию, градус	22
Диаметр колеса, м	0,7
Ширина колеса, м	0,23
Способ поворота	бортовой, R = 0
Угол продольной статической устойчивости, градус	45
Угол поперечной статической устойчивости, градус	35
Время разряда тяговой батареи (по результатам эксплуатации в зоне В), ч	8...12
Время разряда приборной батареи (по результатам эксплуатации в зоне В), ч	48

Радиотелевизионный комплекс характеризуется следующими основными параметрами:

Мощность радиопередатчика, мВт	200
Дальность устойчивой радиосвязи при прямой видимости, м	500
Параметры рабочего органа:	
ширина бульдозерного отвала, м	2
высота подъема отвала, м	0,7

Особенности конструкции колес СТР-1 раскрыты в разд. 4.2. Конструкция привода не имеет принципиальных отличий от электромотор-редукторов, рассмотренных в разд. 4.4. Подвеска выполнена по схеме с поперечным качанием рычагов, обеспечивающей наиболее компактное размещение сравнительно длинных титановых торсионов вдоль боковых сторон рамы. Сварная рама, изготовленная из титановых сплавов, состоит из двух продольных лонжеронов, соединенных между собой шестью поперечными балками. Снизу лонжероны и балки приварены к листу, обеспечивающему защиту оборудования от материалов, образующих поверхность движения, и повышающему жесткость рамы. В конструкции АБ решены вопросы теплоотвода, защиты контактов и резиновых деталей.

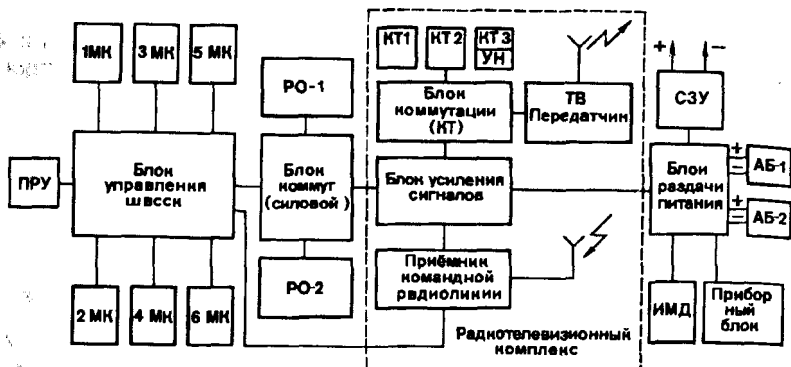


Рис. 9.14. Структурная схема системы управления СТР-1:

КТ1, КТ2 — курсовые телевизионные камеры; КТ3 — обзорная телевизионная камера; ПРУ — пульт ручного управления; УН — устройство наведения КТ; ИМД — измеритель мощности дозы; СЗУ — стыковочно-зарядное устройство; РО-1, РО-2 — левый и правый приводы рабочего органа; АБ-1, АБ-2 — тяговая и приборная аккумуляторные батареи; МК — мотор-колеса с встроенными приводами и фрикционными тормозами с электромагнитным управлением

Структурная схема системы управления самоходным шасси СТР-1 во взаимосвязи с РТК приведена на рис. 9.14. Система управления (СУ) обеспечивает выполнение команд движения ВПЕРЕД, НАЗАД, ВЛЕВО, ВПРАВО, АВАРИЙНЫЙ СТОП и автоматическую остановку при снятии команды движения или при случайной подаче двух команд. СУ выполнена на электромагнитных реле, устойчивых к воздействию радиоактивного излучения. В случае пропадания радиосвязи шасси останавливается во избежание аварийной ситуации. Команда АВАРИЙНЫЙ СТОП должна использоваться только при неисправностях в СУ. Возврат СУ в исходное положение после аварийного стопа осуществляется командой ОТКЛ. ЗАРЯД. АБ.

СУ обеспечивает защиту по току тяговых электродвигателей. В необходимых случаях возможно снятие защиты подачей команды ОТКЛ. ЗАЩИТУ.

Автоматически команда на остановку шасси приходит после срабатывания концевого выключателя стыковочно-зарядного узла. После такого срабатывания команды на движение не проходят без команды ОТКЛ. ЗАЩИТУ.

С помощью блока коммутации СУ осуществлялась реализация команд управления приводами рабочего органа, а именно обеспечение подъема и опускания бульдозерного отвала.

Выполнение схемы управления СТР-1 на контакторах и реле, а не на дистанционных переключателях, а также управление СТР-1 сигналами, длительность подачи которых равна длительности осуществления маневра шасси, позволили максимально упростить блок управления движением, отказаться от команды СТОП, максимально снизить массу и габариты блока управления шасси.

Как отмечалось, электронные схемы РТК размещены в контейнере за свинцовой защитой. На телевизионных камерах были установлены радиационно стойкие стекла.

Все органы дистанционного управления СТР-1 по радиолинии сосредоточены на пульте-передатчике, который был создан на базе существовавших промышленных разработок и совершенствовался в процессе испытаний и эксплуатации СТР-1. Пульт-передатчик обеспечивал независимое управление режимами движения робота и режимами работы приводов рабочего органа с помощью двух рукояток. На нем размещались кнопочные органы управления приводами устройства наведения бортовой обзорной телевизионной камеры и другие органы. Штатное устройство наведения обзорной камеры обеспечивало по командам с пульта поворот камеры в горизонтальной (на 360°) и вертикальной (на ограниченный угол) плоскостях, а также фокусировку изображения.

Пульт ручного управления предназначался для технологической отработки и испытаний шасси, а также использовался в качестве резервного при выходе из строя системы радиоуправления.

9.2.3. Экспериментальная отработка и эксплуатация СТР-1. Подобно изделиям космической техники самоходное шасси и его отдельные узлы подвергались испытаниям и проверкам, в процессе которых отрабатывались конструкция, методы вождения и дезактивации.

Это обеспечило достаточно высокую надежность узлов и систем самоходного шасси, которое создавалось специально для работы в радиоактивных зонах. В меньшей степени были отработаны для эксплуатации в аварийных условиях серийно выпускаемые узлы и системы, входящие в состав РТК, которые и дали основную долю отказов в процессе эксплуатации. Вместе с тем нужно сказать, что эти отказы не поставили под вопрос саму концепцию радиоуправляемого робота, не имеющего ограниченной подвижности, благодаря отсутствию кабельных связей. Необходимо при этом увеличение мощности радиопередатчика и согласование работы всех трактов командной радиолинии с учетом кабельных связей передающей

антенны, повышение надежности работы телевизионных камер и телесвязи в целом.

Экспериментальная отработка включала испытания приводов и колес в нормальных условиях под номинальной и максимальными нагрузками, испытания самоходного шасси в тепловой камере на битумном основании, ходовые испытания шасси на полигоне, имитирующем обстановку на кровлях ЧАЭС. Заключительный этап испытаний проводился непосредственно в Чернобыле, где отрабатывался комплекс в целом, включая оценку дальности и устойчивости радиосвязи при наличии экранирующего эффекта различных строительных конструкций. Все это позволило уточнить тактико-технические характеристики СТР-1, технологию расчистки кровель с его помощью, обучить операторов по вождению.

В частности, уже при испытаниях был оценен большой положительный эффект использования для управления роботом изображения от стационарных телекамер. Последующая эксплуатация СТР-1 на кровле ЧАЭС показала, что в этом случае производительность работ увеличивалась в несколько раз, практически снимались вопросы обучения операторов-водителей, снижался уровень их психологической нагрузки. В то же время при определенной разметке экранов ВКУ и достаточном навыке оператора осуществлялось вождение робота в стесненных габаритах рабочих площадок вне зоны видимости выносных телекамер.

На разных этапах деактивации кровель два робота СТР-1, которые многие на ЧАЭС называли луноходами, работали в зонах *К*, *Л*, *М* и *Б*, *В*. Движение в зоны *Л* и *М* осуществлялось своим ходом из зоны *К* по аппаратам. В зону *К* роботы доставлялись краном Libher и вертолетами, в зону *Б* — вертолетами. В зону *В* роботы въезжали своим ходом из зоны *Б*. Фрагменты работы СТР-1 на завершающих участках расчистки зоны *В* приведены на рис. 9.15.

Важно отметить, что при движении СТР-1 в зоне *М* при наиболее мощных дозах излучения не зафиксировано отказов как самоходного шасси, так и робота в целом. Это подтверждает, что при тщательной подготовке, хорошо отлаженной и проверенной аппаратуре возможна надежная работа радиоуправляемых технических средств даже при очень больших дозах ионизирующего излучения и наличии металлических экранов и затемнений. Так, СТР-1 заезжал за трубу вентцентра и выезжал из-за нее. Передающая радиантенна при этом была закреплена наверху транспортной люльки, которая находилась на расстоянии примерно 60 м от трубы в зоне *К*. Таким образом, в течение короткого времени робот находился на границе зоны прямой радиовидимости, а возможно и вне этой зоны. В течение всех работ в этой зоне робот перемещался своим ходом, помощи людей и механизмов для его обслуживания и тем более эвакуации не потребовалось.

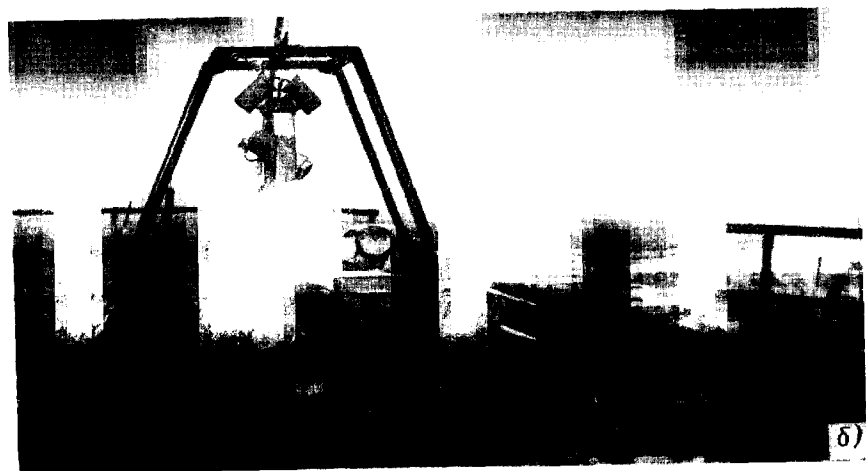
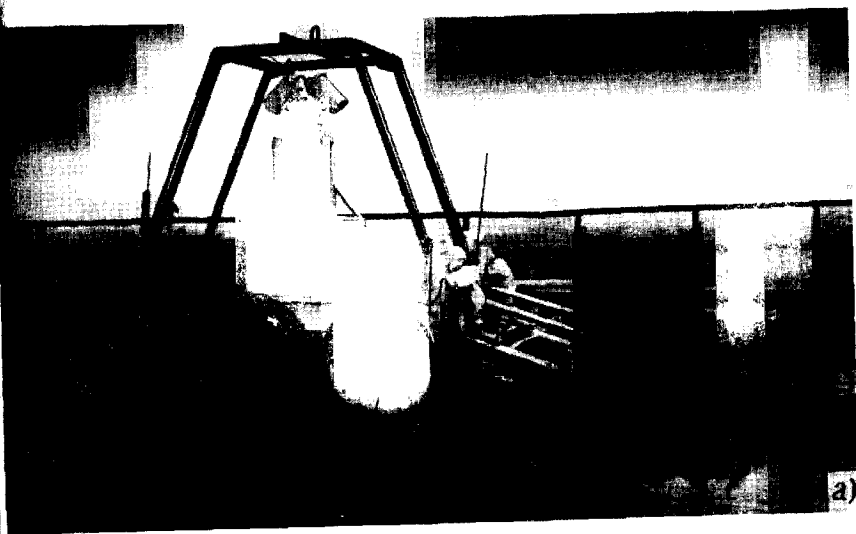


Рис. 9.15. Фрагменты работы СТР-1 на завершающих этапах расчистки зоны В:
а — транспортировка радиоактивных материалов для сброса; *б* — маневрирование у пролома в ограждении кровли и сброс материалов в контейнеры

В зонах *К*, *Б* и *В* расчистка завалов и транспортировка материалов осуществлялась бульдозерным отвалом, причем для выгребания материала из-под трубопроводов использовалась задняя сторона отвала. Наибольшие трудности представляли разрыхление пековой массы и транспортировка длинных (до пяти метров) обломков труб тепловых каналов. Здесь требовалось практически постоянное маневрирование робота при одновременном изменении положения отвала с помощью приводов рабочего органа.

В зоне *М* была опробована дезактивация водой с помощью специально установленного на борту брандспойта, связанного рукавом с магистралью.

Разработка робототехнического комплекса СТР-1, его эксплуатация на ЧАЭС, впервые освоенные с помощью этого комплекса способы и приемы вождения, расчистки завалов и дезактивации кровель показали технические возможности и практическую целесообразность нового направления отечественной техники — создание подвижных транспортных роботов для выполнения аварийно-восстановительных и ремонтных работ в радиоактивных зонах с большой мощностью дозы.

Вместе с тем нужно определенно сказать, что в целом применение СТР-1 и других робототехнических средств на кровлях ЧАЭС не сыграло определяющей роли в их расчистке и дезактивации. Вся эта огромная и опасная работа была бы не выполнена без героического труда людей — гражданских специалистов, воинов Советской Армии, пилотов, водителей, членов бригад обслуживания техники. Практика показала, что нужен целый парк роботов различного класса со сменными и достаточно универсальными рабочими органами, соответствующими большому разнообразию условий движения и дезактивации в аварийных зонах. Необходимо повышение надежности техники и исключение участия человека в операциях по развертыванию, обслуживанию и эвакуации роботов.

Что касается СТР-1, то привлечение людей к его обслуживанию было минимальным и относилось только к разовым операциям, таким как установка стационарных телекамер, прокладка кабелей питания от ЗРУ к транспортной люльке, прокладка кабеля к вынесенным радиоантеннам, строповка робота к внешней подвеске вертолета или крана при его эвакуации. (Стационарные телекамеры, кстати, как и бортовые телекамеры СТР-1, широко использовались и для решения других задач, не связанных с управлением роботами.) С учетом этих обстоятельств по оценкам штаба по ликвидации последствий аварии на ЧАЭС применение СТР-1 позволило исключить привлечение к работам в опасных зонах примерно 1000 человек. При этом с помощью СТР-1 с кровель третьего энергоблока убрано около 90 т радиоактивного материала, что в десятки раз снизило мощность дозы радиоактивного излучения.

ПОСЛЕСЛОВИЕ РЕДАКТОРА

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, технические 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. С.А. 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. С.А. 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 ВНИИтрансмаше 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. Мишкинчук, Г.Н. Корепанов, А.В. Мицкевич, И.И. Розенцвейг, А.П. Софьян, В.В. Громов, П.Н. Бродский.

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

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

Это в прошлом.

А каково будущее планетоходов?

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, четырехгусеничные, 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 "микрроверам".

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 и 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 — отправке 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.

Профессор А.Л. Кемурджиан

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамов Л.С., Матвеев П.Н. Вопросы построения тягового электропривода постоянного тока // Тез. докл. на Всесоюз. совещ. по робототехническим системам. Владимир: 1978. С.67.
2. Автоматические планетные станции / В.В. Андреев, В.В. Артамонов, И.Т. Атаманов и др. М.: Наука, 1973. 280 с.
3. Автоматические станции для изучения поверхностного покрова Луны / А.Л. Кемурджиан, В.В. Громов, И.И. Черкасов, В.В. Шварев. М.: Машиностроение, 1976. 200 с.
4. Авотин Е.В., Александров А.К., Кемурджиан А.Л. и др. Обеспечение безопасности движения автоматических транспортных машин в условиях бездорожья // Динамика управляемых систем. Новосибирск: Наука. Сиб. отд-ние, 1979.
5. Агейкин Л.С. Вездеходные колесные и комбинированные движители. М.: Машиностроение, 1972. 181 с.
6. А.с. № 154345 (СССР). Способ получения лакового покрытия для деталей, работающих на трение / П.В. Ефремова, Г.И. Гефлик. — Оpubл. в БИ, 1963, № 9, М. Кл. С 09D 3/48.
7. А.с. № 243073 (СССР). Бесконтактное реле / Ю.И. Дравович. — Оpubл. в БИ, 1969, № 16, М. Кл. М ОЗК 17/60.
8. А.с. № 315866 (СССР). Твердая металлическая смазка / Л.Ф. Колесниченко, Ю.А. Попченко, Л.В. Заболотный и др. — Оpubл. в БИ, 1971, № 29, М. Кл. Г 16N15/00.
9. А.с. № 329044 (СССР). Двухступенчатая коробка передач привода колеса транспортной машины / Г.Н. Корепанов, М.И. Маленков, П.С. Сологуб и др. — Оpubл. в БИ, 1972, № 7, М. Кл. В 60k 17/08.
10. А.с. № 326731 (СССР). Устройство для управления транзисторным переключателем / Л.А. Полосухина. — Оpubл. в БИ, 1972, № 4, Н ОЗК 17/00.
11. А.с. № 341977 (СССР). Пара трения скольжения / А.Л. Кемурджиан, А.В. Мицкевич, И.И. Розенцвейг и др. — Оpubл. в БИ, 1979, № 19, М. Кл. Г 16C 33/06.
12. А.с. № 381699 (СССР). Антифрикционный сплав на основе меди / Л.Ф. Колесниченко, Э.Т. Мамыкин, В.М. Гнущенко и др. — Оpubл. в БИ, 1973, № 22, М. Кл. С 22C 9/08.
13. А.с. № 416265 (СССР). Колесо транспортного средства для передвижения в условиях вакуума / Б.В. Митин, М.Б. Шварцбург, А.И. Егоров и др. — Оpubл. в БИ, 1974, № 7, М. Кл. В 60B 1/00.
14. А.с. № 421549 (СССР). Колесо транспортного средства / О.В. Нестерова, Б.В. Митин — Оpubл. в БИ, 1974, № 12, М. Кл. В 60B 9/06.
15. А.с. № 422784 (СССР). Антифрикционный материал на основе меди / И.И. Белобородов, А.В. Ненахов, А.И. Юга и др. — Оpubл. в БИ, 1975, № 2, М. Кл. С 22C 9/12.
16. А.с. № 428971 (СССР). Силовая передача транспортного средства / Г.Н. Корепанов, М.И. Маленков, И.П. Иванов и др. — Оpubл. в БИ, 1974, № 19, М. Кл. В 62 11/04.
17. А.с. № 456752 (СССР). Дифференциал транспортной машины / Г.И. Корепанов, М.И. Маленков, А.Ф. Соловьев. — Оpubл. в БИ, 1975, № 2, М. Кл. В 60k 17/20.

18. А.с. № 485899 (СССР). Двигатель транспортного средства / И.Ф. Кажукало, А.Л. Кемурджиан, В.И. Комиссаров и др. — Оpubл. в БИ, 1975, № 36, М. Кл. В 62 57/02.
19. А.с. № 491671 (СССР). Полимерная формовочная композиция / М.А. Суслев, Б.И. Юдкин, Л.Н. Лупинович, Г.И. Орехова. — Оpubл. в БИ, 1975, № 42, М. Кл. С 08 43/00.
20. А.с. № 500084 (СССР). Металлоэластичное колесо транспортного средства / В.К. Мишкинюк, А.Ф. Кудрявцев, П.С. Сологуб. — Оpubл. в БИ, 1976, № 3, М. Кл. В 60В 9/00.
21. А.с. № 504124 (СССР). Имитатор пониженной гравитации для наземных испытаний вездехода / Ю.А. Хаханов, П.С. Сологуб, В.Н. Петрига. — Оpubл. в БИ, 1976, № 7, М. Кл. И 01М 17/00.
22. А.с. № 52312F (СССР). Полимерная формовочная композиция / М.А. Суслев, Л.Н. Орехова, Л.Н. Лупинович. — Оpubл. в БИ, 1976, № 28, М. Кл. С 08 65/02.
23. А.с. № 527733 (СССР). Пучковый торсион / Н.Е. Бечвай. — Оpubл. в БИ, 1976, № 32, М. Кл. Г 16Г 1/16.
24. А.с. № 527332 (СССР). Шагающее транспортное средство / Г.Н. Корепанов, М.И. Маленков, Г.И. Рыков, А.Л. Кемурджиан. — Оpubл. в БИ, 1976, № 33, М. Кл. В 62 57/02.
25. А.с. № 534386 (СССР). Колесно-шагающий двигатель / И.Ф. Кажукало, М.М. Кузьмин, В.К. Мишкинюк. — Оpubл. в БИ, 1976, № 41, М. Кл. В 62 57/02.
26. А.с. № 542180 (СССР). Устройство для регулирования температуры объекта / Л.А. Кузниц, Л.О. Вайсфельд, И.И. Розенцвейг, А.М. Капитонов. — Оpubл. в БИ, 1977, № 1, М. Кл. 05 23/185.
27. А.с. № 548450 (СССР). Металлоэластичное колесо транспортного средства / А.Л. Кемурджиан, А.Ф. Кудрявцев, В.К. Мишкинюк, П.С. Сологуб. — Оpubл. в БИ, 1977, № 8, М. Кл. В 60В 9/00.
28. А.с. № 552232 (СССР). Колесно-шагающий двигатель / И.Ф. Кажукало, А.Л. Кемурджиан, В.И. Комиссаров и др. — Оpubл. в БИ, 1977, № 12, М. Кл. В62 57/02.
29. А.с. № 548652 (СССР). Антифрикционный материал / В.И. Жизнякова, Л.А. Чатынян, Т.А. Соловьева и др. — Оpubл. в БИ, 1977, № 18, М. Кл. С 22С 27/02.
30. А.с. № 562457 (СССР). Способ поворота многопорного транспортного средства на месте / И.Ф. Кажукало, В.И. Комиссаров, В.К. Мишкинюк, П.С. Сологуб. — Оpubл. в БИ, 1977, № 23, М. Кл. В 62 15/00.
31. А.с. № 548652 (СССР). Антифрикционный материал / В.И. Жизнякова, Л.А. Чатынян, Т.А. Соловьева и др. — Оpubл. в БИ, 1977, № 8, М. Кл. С 22С 27/02.
32. А.с. № 569475 (СССР). Колесно-шагающий двигатель / И.Ф. Кажукало, В.И. Комиссаров, М.М. Кузьмин, Б.М. Лубенко. — Оpubл. в БИ, 1977, № 31, М. Кл. В 62 57/02.
33. А.с. № 596496 (СССР). Колесно-шагающий двигатель транспортного средства / П.С. Сологуб, И.Ф. Кажукало, В.И. Комиссаров и др. — Оpubл. в БИ, 1978, № 9, М. Кл. В 62 57/02.
34. А.с. № 630466 (СССР). Пучковый торсион / А.И. Егоров, В.А. Сеяниковский, Б.В. Митин, Ю.Г. Лельошкин. — Оpubл. в БИ, 1978, № 40, М. Кл. Г 16Г 1/16.
35. А.с. № 640897 (СССР). Способ непрерывного передвижения транспортного средства с колесно-шагающим двигателем в колесно-шагающем режиме /

А.Л. Кемурджиан, В.В. Громов, И.Ф. Кажукало. — Оpubл. в БИ, 1979, № 1, М. Кл. В 62 57/02.

36. А.с. № 650877 (СССР). Колесно-шагающий движитель / И.Ф. Кажукало, В.В. Гринев, В.И. Комиссаров и др. — Оpubл. в БИ, 1979, № 9, М. Кл. В 62 57/02.

37. А.с. № 659446 (СССР). Устройство для обеспечения движения транспортного средства в колесно-шагающем режиме / И.Ф. Кажукало, В.И. Комиссаров, М.И. Маленков, Г.И. Рыков. — Оpubл. в БИ, 1979, № 16, М. Кл. В 62 57/02.

38. А.с. № 659513 (СССР). Устройство для уравнивания подвешенного груза / В.Н. Петрига, В.В. Громов, П.С. Сологуб, Ю.П. Китляш. — Оpubл. в БИ, 1979, № 16, М. Кл. В 66 1/26.

39. А.с. № 895910 (СССР). Устройство для уравнивания подвешенного груза / В.Н. Петрига, В.В. Громов, П.С. Сологуб и др. Оpubл. в БИ, 1982, № 1, М. Кл. В 66 1/50.

40. А.с. № 669138 (СССР). Устройство для смазки передач / Л.О. Вайсфельд, В.О. Токарев, А.Л. Кемурджиан и др. — Оpubл. в БИ, 1979, № 23, М. Кл. Г 16Н 57/04.

41. А.с. № 679465 (СССР). Колесно-шагающий движитель / В.В. Гринев, И.Ф. Кажукало, М.И. Маленков и др. — Оpubл. в БИ, 1979, № 30, М. Кл. В 62 57/02.

42. А.с. № 689869 (СССР). Колесо транспортного средства / В.К. Мишкинюк, Ю.А. Морозов, И.Ф. Кажукало. — Оpubл. в БИ, 1979, № 37, М. Кл. В 60В 9/00.

43. А.с. № 698830 (СССР). Способ передвижения транспортного средства с колесно-шагающим движителем / А.Л. Кемурджиан, В.В. Громов, И.Ф. Кажукало. — Оpubл. в БИ, 1979, № 43, М. Кл. В 62 57/02.

А.с. № 839740 (СССР). Колесо транспортного средства / Б.В. Митин, В.В. Громов, А.И. Егоров и др. — Оpubл. в БИ, 1981, № 23, М. Кл. В 60В 1/00.

45. А.с. № 725941 (СССР). Транспортное средство с колесно-шагающим движителем / И.Ф. Кажукало, М.М. Кузьмин. — Оpubл. в БИ, 1980, № 13, М. Кл. В 62 57/02.

46. А.с. № 712723 (СССР). Стенд для испытания подшипников скольжения / В.О. Токарев, В.М. Тарасов, И.И. Розенцвейг и др. — Оpubл. в БИ, 1980, № 4, М. Кл. G01M 13/04.

47. А.с. № 928182 (СССР). Имитатор пониженной гравитации для испытания транспортных средств / В.Н. Петрига, А.В. Сазонов, В.В. Громов и др. — Оpubл. в БИ, 1982, № 18, М. Кл. 01M 17/00.

48. А.с. № 1208003 (СССР). Устройство для уравнивания груза / В.Н. Петрига, А.В. Сазонов, В.В. Громов, П.С. Сологуб. — Оpubл. в БИ, 1986, № 4, М. Кл. В 66 1/50.

49. А.с. № 1300278 (СССР). Холодильная камера / А.Г. Семенов, Л.О. Вайсфельд, И.И. Розенцвейг. — Оpubл. в БИ, 1987, № 12, М. Кл. Г 25 3/10.

50. А.с. № 1138338 (СССР). Сцепное устройство сочлененного транспортного средства / В.А. Горбунов, А.В. Воробьев, А.И. Егоров и др. — Оpubл. в БИ, 1985, № 5, В 82 D53/02.

51. А.с. № 1331717 (СССР). Способ поворота транспортного средства со всеми ведущими и поворотными колесами и устройство для его осуществления / Н.Е. Бечвай, С.А. Владыкин, М.И. Маленков и др. — Оpubл. в БИ, 1987, № 31, В 62 D 7/14.

52. Александров А.К., Кемурджиан А.Л., Лупичев Л.Н. Самоходное шасси лунохода в системе дистанционного управления // Тр. VI Междунар. симпозиума ИФАК по автоматическому управлению в пространстве. М.: Наука, 1976. Т. II: Управление в пространстве. С. 253.

53. Афонин П.М. Беспилотные летательные аппараты. М.: Машиностроение, 1967. 159 с.

54. Артоболевский И.И. Некоторые проблемы конструирования шагающих машин // Вестн. АН СССР. 1969. № 2. С. 82—92.
55. Вабков В.Ф., Бирюля А.К., Сиденко В.М. Проходимость колесных машин по грунтам. М.: Автотрансиздат, 1959. 190 с.
56. Баловнев В.И. Методы физического моделирования рабочих процессов дорожно-строительных машин. М.: Машиностроение, 1974. 232 с.
57. Бартеилов Г.М., Лаврентьев В.В. Трение и износ полимеров. М.: Машиностроение, 1967. С. 219—221.
58. Барчан Г.П. Перспективы применения самосмазывающихся материалов на основе полимерных материалов в узлах трения сельхозмашин // Применение полимерных материалов в сельхозмашинах: Тез. докл. Всесоюз. науч.-техн. семинара. Ростов-на Дону, 1980. Ч. I. С. 96—101.
59. Беккер М.Г. Введение в теорию системы местность — машина. М.: Машиностроение, 1973. 507 с.
60. Беленький Ю.М., Зеленков Г.С., Микеров А.Г. Опыт разработки и применения бесконтактных моментных приводов. Л.: ЛДНТП, 1987. 27 с.
61. Болховитинов И.С. Телевизионная система технического зрения // Тез. докл. III Всесоюз. совещ. по робототехническим системам. Воронеж; Изд-во Воронеж. ун-та, 1984.
62. Вейнер Г. Солнечные энергетические установки для пилотируемых космических станций // Вопросы космической энергетики. М.: Мир, 1971. С. 148.
63. Веселов В.А., Миякянюк В.К., Носков В.П. и др. Опыт разработки, создания и эксплуатации аппаратно-алгоритмических средств автономного транспортного робота с системой технического зрения // Тез. докл. IV Всесоюз. совещ. по робототехническим системам. Изд. ин-та кибернетики им. В.М. Глушкова. АН УССР, 1987.
64. Веинков В.А. Теория подобия и моделирования применительно к задачам электроэнергетики. М.: Высшая школа, 1975. 480 с.
65. Веркин Б.И., Медведев Е.М., Гусликов А.А. Трение в среде CO₂. Харьков: ФТИНГ, 1975. С. 41.
66. Веркин Б.И., Гринберг Н.М. Влияние вакуума на усталостное разрушение металлов и сплавов. Ч. II. Харьков: ФТИНГ, 1979. С. 22—25.
67. Владыкин С.А., Маленков М.И. Особенности схем механизмов шагания колесно-шагающего движителя // Тез. докл. на I Всесоюз. конф. по механике и управлению движением шагающих машин. Волгоград: 1988. С. 19.
68. Вопросы космической энергетики / Под ред. А.А. Куладина. М.: Мир, 1971. 349 с.
69. Воробьев В.В. Респонсионный привод. М.: Машиностроение, 1978. 108 с.
70. Воронков В.Д. Подшипники сухого трения. Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1979. 199 с.
71. Воронов А.А. Основы теории автоматического управления. Ч. III. М.-Л.: Энергия, 1970. 328 с.
72. Гамбарян П.П. Бег млекопитающих. М.-Л.: Наука, 1972. 325 с.
73. Герхен-Губанов Г.В., Кузнецов В.Г. Дальномерная обзорно-информационная система для распознавания трехмерных предметов // Тез. докл. VI Всесоюз. симпозиума по теории и принципам устройства роботов и манипуляторов. Тольятти: 1976. С. 82.
74. Глазенко Т.А. Полупроводниковые преобразователи в электроприводах постоянного тока. М.-Л.: Энергия, 1973. 187 с.

75. Глузкин А.Я., Мемелов В.Л. Самосмазывающиеся материалы с твердыми смазками для деталей трения электротехнических устройств. М.: Информэлектро, 1977. С. 14—21.
76. Гнусов Ю.В., Розенцвейг И.И., Тарасов В.М. Триботехнические свойства покрытия АФТАЛ // Триботехника — машиностроению: Тез. докл. 3-й Московской науч.-техн. конф. М.: Машиностроение, 1987.
77. Грушин В.П., Егоров А.И., Наумов В.И. Исследование взаимодействия сетчатой оболочки колеса с грунтом // Изв. вузов. Сер. машиностроение. 1983. № 6. С. 73—75.
78. Динамика планетохода / Е.В. Авотин, И.С. Болховитинов, А.Л. Кемурджиан и др. М.: Наука, 1979. 438 с.
79. Дроздов Ю.Н., Павлов В.Г., Розенцвейг И.И. Методика исследования энергетических потерь в узлах сухого трения с ротапринтной смазкой // Научные принципы и новые методы испытаний материалов для узлов трения. М.: Наука, 1968. С. 133—136.
80. Дроздов Ю.Н., Павлов В.Г. Трение и к.п.д. зубчатых передач в вакууме // Вестн. машиностроения. 1970. № 2. С. 7—9.
81. Дэшман С. Научные основы вакуумной техники. М.: Мир, 1964. С. 26.
82. Загородников Е.И., Медведко А.С. Усилитель мощности с широтно-импульсной модуляцией // ПТЭ. 1978. № 6. С. 18—24.
83. Игнатъев М.В., Петров И.В. Машинное планирование перемещений мобильных аппаратов // Изв. АН СССР. Сер. ТК. 1980. № 2. С. 44—52.
84. Изучение Поверхности Фобоса с помощью подвижного робота / А.Л. Кемурджиан, А.Ф. Богомолов, П.Н. Бродский и др. // Тр. междунар. конф. "Фобос: Научно-методические аспекты исследований" 24—28 ноября 1986 г. СССР, 1988. С. 373—382.
85. Износостойкость пористых железостеклянных материалов при трении без смазки / И.Д. Радомысельский, В.Н. Клименко, Н.И. Щербань и др. // Порошковая металлургия, 1978. № 11. С. 80—82.
86. Информационные роботы и манипуляторы / Г.П. Катус, Ю.Д. Мамиконов, Ю.Д. Мельниченко и др. М.: Энергия, 1968. 101 с.
87. Информационная система планетоходов и вопросы обеспечения безопасности движения / Б.Н. Петров, В.В. Авотиньш, В.Г. Гривев и др. // Докл. на XXVII конгрессе МАФ, Анахайм, США, 1976.
88. Исследование алгоритмов управления движением автономного планетохода методом математического моделирования / С.В. Васильев, П.Н. Гурвич, Л.Н. Лупичев, И.В. Шамапов // Тр. VII Междунар. симпозиума ИФАК по автоматическому управлению в пространстве. Т. IV. М.: Наука, 1978. С. 148—153.
89. Исследование нового полимерного материала для деталей прецизионных опор скольжения оптико-механических приборов / А.В. Перемыцкая, Т.П. Брегман, М.А. Суслов и др. 1981, № 2, С. 10—12.
90. Исследование пантографического механизма постоянного усилия для имитатора пониженной гравитации / Ю.А. Хаханов, В.Н. Петрига, П.С. Сологуб и др. // Изв. вузов Сер. машиностроение, № 4. М.: Изд-во МВТУ им. Баумана, 1978. С. 71—75.
91. Исследование физико-механических свойств образца лунного грунта, доставленного автоматической станцией "Луна-20" и по трассе движения самоходного аппарата "Луноход-2" / А.К. Леонович, В.В. Громов, А.Д. Дмитриев и др. // Докл. на XXIV конгрессе МАФ. СССР. Баку, 1973.

92. Калоев А.В. Основы проектирования систем автоматического вождения самоходных машин. М.: Машиностроение, 1978. 152 с.
93. Каталог кратеров Марса и статистика кратеров Марса, Меркурия и Луны / Ю.И. Липский, Ж.Ф. Родионова, Т.П. Скобелева и др. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1977.
94. Кемурджян А.Л., Громов В.В., Шварев В.В. Исследование физико-механических свойств взеземных грунтов // Успехи Советского Союза в исследовании космического пространства. М.: Наука, 1978. С. 352—380.
95. Кемурджян А.Л., Платонов А.К., Каширин В.Н. и др. Метод встречных волн в задаче выбора трассы подвижного робота. Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша АН СССР, 1985. № 52.
96. Кирильченко И.И. Интерпретация локальных относительных описаний среды подвижным роботом. М., Препринт института прикладной математики им. М.В. Келдыша АН СССР, 1983, № 149.
97. Козубовский С.Ф. Автоматические корреляционные измерители скорости. Киев: изд. АН УССР, 1963. 79 с.
98. Колчин Н.И. Механика машин М. II. М.-Л.: Машиностроение, 1972. 567 с.
99. Кондратьев К.Я. Метеорология планет. Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1977. 294 с.
100. Кондратьев К.Я. Планеты Солнечной системы (Марс). Итоги науки и техники. (Исследования космического пространства). Т. 10. М.: ВИНТИ, 1977. 188 с.
101. Космонавтика. М.: Сов. энцикл., 1985. 528 с.
102. Кринецкий И.И., Драновский А.И. Автоматическое вождение колесных и гусеничных машин по постоянным трассам. М.: Машиностроение, 1971. 168 с.
103. Ксанфомалити Л.В. Планеты, открытые заново. М.: Наука, 1978. 132 с.
104. Кузьмин А.Д., Маров М.Я. Физика планеты Венера. М.: Наука, 1974. 320 с.
105. Куландин А.А., Тимашев С.В., Иванов В.П. Энергетические системы космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 101 с.
106. Лефаров А.Х. Дифференциалы автомобилей и тягачей. М.: Машиностроение, 1972. 144 с.
107. Литвин Ф.Л. Проектирование механизмов и приборов. Л.: Машиностроение, 1973. 696 с.
108. Литвинский С.А. Автоматизация вождения самоходных машин (автоводители). М.: Энергия, 1966. 68 с.
109. Лобашев В.П., Макаров Ю.В. Фрикционные свойства самосмазывающегося материала М801 (димолита) в различных условиях трения и его применение // Твердые смазочные покрытия. М.: Наука, 1977. С. 75—77.
110. Лобашев В.П., Розенцвейг И.И., Шепель С.А. Установка для исследования фрикционных характеристик материалов зубчатых колес при сухом трении // Современные методы и средства измерения внешнего трения. М.: ВНИИОФИ. С. 69—73.
111. Лунный самоходный аппарат // БИНТИ. № 14 (1477).
112. Луничев Л.Н., Буйволлов Г.А., Воробьева Т.М. К проблеме восприятия и синтеза модели внешней среды автономным планетоходом // Тр. VII Междунар. симпозиума ИФАК по автоматическому управлению в пространстве. Т. IV. М.: Наука, 1978. С. 132—140.

113. Лупичев Л.Н., Новожилов В.И. Организация измерений и идентификация препятствий при исследовании поверхности движущимся автоматическим аппаратом // Докл. на VI симпозиуме ИФАК, Ереван, 1974. С. 7—13.
114. Малиновский Е.Ю., Гайцгорн М.М. Динамика самоходных машин с шарнирной рамой. М.: Машиностроение, 1974. 1975 с.
115. Механические свойства образца лунного грунта, доставленного автоматической станцией "Луна-16" / В.В. Громов, А.Д. Дмитриев, А.К. Леонович и др. // Космические исследования. 1971. Т. IX. Вып. 6. С. 767—777.
116. Мишкинчук В.К., Уткин Г.В., Фодосеев С.В. и др. Метод оптимизации энергетических затрат транспортного робота при движении в заданную точку в условиях стохастической среды // Тез. докл. шестой Всесоюз. конф. по управлению в механических системах. Ротапринт Львовской научной библиотеки им. Стефаника АН СССР, г. Львов, 1988.
117. Мороз В.И. Физика планеты Марс. М.: Наука, 1978. 352 с.
118. Мур Дж., Скофилд У., Тобин У. Автоматическое управление движением планетохода, спускаемого на поверхность Марса // Тр. VII Междунар. симпозиума ИФАК по автоматическому управлению в пространстве. Т. IV. М.: Наука, 1978. С. 140—148.
119. Некоторые особенности конструкции и испытаний планетарного редуктора с коническими зубчатыми колесами / В.Ф. Решиков, Г.Н. Корепанов, В.И. Койнаш, М.И. Маленков // Изв. вузов Сер. машиностроение. № 9. М.: Изд-во МВТУ им. Баумана, 1979. С. 31—33.
120. Неразрушающий контроль материалов и элементов конструкции / А.И. Гузь, М.Э. Гарф, С.В. Малашенко и др. Киев: Наук. думка, 1981. С. 57—58.
121. Носков В.П., Усачев Л.Ж., Мишкинчук В.К. и др. Система управления транспортным роботом на основе однородной логической структуры // Тез. докл. регионального науч.-техн. семинара Северо-кавказского науч. центра высшей школы, Таганрог, 1984.
122. Обеспечение безопасности движения автоматических транспортных машин в условиях бездорожья / Е.В. Авотин, А.К. Александров, А.Л. Кемурджиян и др. // Динамика управляемых систем. Новосибирск: Наука, 1979. С. 121.
123. Основные особенности процессов разрушения и деформации лунного грунта / А.К. Леонович, В.В. Громов, А.Д. Дмитриев и др. // Космохимия Луны и планет. М.: Наука, 1975. С. 585—592.
124. Основы автоматического управления / Под ред. В.С. Пугачева. М.: Наука, 1974. 719 с.
125. Павлов В.Г., Дроздов Ю.Н. Магнитный способ подачи сухой смазки в узлы трения // Вестн. машиностроения. 1974. № 9. С. 12—15.
126. Паспорт на материал С-5. Киев: ИПМ АН УССР, 1970. 25 с.
127. Патент № 2212083 (Франция). Коммутирующее устройство, заменяющее электромеханическое реле. — Оpubл. в РЖ "Радиотехника". Импульсные схемы и процессы, 1976. № 1, Н 03 17/00.
128. Первые панорамы лунной поверхности. М.: Наука, 1960—1969. Т. 1. 120 с. Т. 2. 80 с.
129. Первые панорамы поверхности Венеры. М.: Наука, 1979. 132 с.
130. Передвижная лаборатория на Луне — "Луноход-1" / Под ред. А.П. Виноградова. Т. 1. М.: Наука, 1971. 128 с.
131. Передвижная лаборатория на Луне — "Луноход-1" / Под ред. В.Л. Барсукова. Т. 2. М.: Наука, 1978. 184 с.
132. Передвижение по грунтам Луны и планет / В.В. Громов, Н.А. Забавников, А.Л. Кемурджиян и др. М.: Машиностроение, 1986. 265 с.
133. Петров Ю.П. Оптимальное управление движением транспортных средств. М.-Л.: Энергия, 1969. 96 с.

134. Петрушов В.А. Особенности поворота колесных самоходов типа 4×4 с неповоротными колесами. — М.: изд НАМИ, 1959. 258 с.

135. Петрушов В.А., Шукин С.А., Московкин В.В. Сопротивление качению автомобилей и автопоездов. М.: Машиностроение, 1975. 224 с.

136. Платонов А.К., Карпов И.И., Кирильченко И.И. Метод потенциалов в задаче прокладки трассы. М.: Препринт института прикладной математики им. М.В. Келдыша АН СССР, 1974. № 124.

137. Плотность поверхности породы Венеры по данным АМС "Венера-10" / Ю.А. Сурков, Ф.Ф. Киризов, В.К. Христианов и др. // Космические исследования, 1976. Т. XIV. Вып. 5. С. 697—703.

138. Порошковая металлургия. Справочник / Под ред. И.М. Федорченко. Киев: Наук. думка, 1985. С. 301.

139. Проблема управления автономными подвижными планетными комплексами / Б.Н. Петров, Л.Н. Лупичев, В.И. Агафонов и др. // Тр. VI Междунар. симпозиума ИФАК по управлению в пространстве. Ереван. 1974. С. 81—88.

140. Программа "Марс" // Советский Союз. 1987. № 11 (453). С. 31.

141. Рабинович Л.В., Шацова С.А., Брегман Т.П. Использование твердых смазок в узлах трения оптико-механических приборов // Оптико-механическая промышленность. 1978. № 5. С. 55—59.

142. Работоспособность зубчатых передач с магнитопорошковой смазкой в различных внешних условиях / Л.О. Вайсфельд, Ю.Н. Дроздов, А.Л. Кемурджиан и др. // Вестн. машиностроения. 1979. № 3. С. 12—15.

143. Разработка солнечных батарей межпланетных автоматических станций "Венера-9", "Венера-10" и для программы "Луноход" / Г.С. Далекий, М.В. Каган, М.М. Колтун // Гелиотехника. 1979. № 4. С. 3—9.

144. Разработка и стендовые испытания нового антифрикционного покрытия на основе полиаминоимида / В.В. Коршак, В.М. Ярош, Л.С. Грибова и др. // Гагаринские научные чтения по космонавтике и авиации. М.: Наука, 1987. С. 234—235.

145. Рекомендация машины МФТ-1 для испытания на трение и износ в вакууме / А.Л. Кемурджиан, И.И. Розенцвейг, В.Г. Соболев и др. // Повышение износостойкости срока службы машин. Т. II. Киев: 1970. С. 68—70.

146. Розанов Л.Н. Вакуумные машины и установки. М.-Л.: Машиностроение, 1975. С. 102—107, 149—156, 306—308.

147. Розенцвейг И.И., Шепель С.А. Установка для исследования фрикционных характеристик материалов зубчатых колес при работе в вакууме // Проблемы трения и изнашивания. — Киев: Техника, 1976. № 6, С. 68—72.

148. Розно Ю.Н. О некоторых возможностях управления БДПТ // Электронная техника и автоматика. М.: Сов. радио, 1978. Вып. 10. С. 185—191.

149. Рокас С.И. Определение основных параметров грунтов с целью оценки тягово-сцепных качеств автомобилей // Автомобильная промышленность. 1959. № 1. С. 24—27.

150. Р. Сагдеев. Предлагаем лететь к Марсу // Техника молодежи, 1988. № 6. С. 14—16.

151. Семенов А.П., Савинский Ю.Э. Металлопластовые подшипники. М.: Машиностроение, 1976. 192 с.

152. Сизов Н.И., Шаблонский В.К. Бортовые источники электрического питания. М.: Воениздат, 1973. 99 с.

153. Сеницын В.В. Пластичные смазки в СССР: Справочник. М.: Химия, 1979. 272 с.

154. Смирнов Н.И. Изнашивание зубчатых передач в вакууме // Изв. вузов Сер. машиностроение, 1978. № 8. С. 51—54.
155. Современное состояние и перспективы развития электромобилей / А.И. Яковлев, А.Б. Козловский, С.И. Кунцов, И.Е. Пучиньян. М.: НИИНАвтопром, 1976. 32 с.
156. Создание высокоэффективного криовакуумного адробента / С.П. Максимов, В.П. Кравцов, В.М. Гашии и др. // Журнал технический физики. 1978. Т. 48. № 10. С. 2189—2196.
157. Создание и использование радиоуправляемых транспортных роботов СТР для работы на Чернобыльской АЭС / А.Л. Кемурджиан, М.И. Маленков, Ю.Н. Самойленко и др. // Тез. докл. на IV Всесоюз. совещ. по робототехническим системам. Ч. П, Киев, 1987. С. 265.
158. Солодовников В.В., Дмитриев А.Н., Кузин Е.И.. Идентификация обстановки при управлении движением автономного объекта // Тр. VI Междунар. симпозиума ИФАК по управлению в пространстве. Ереван, 1974. С. 39—52.
159. Специализированный транспортный робот СТР-1 с радиотелевизионным управлением / А.Л. Кемурджиан, Л.Н. Лупичев, М.И. Маленков и др. // Тез. докл. на VI Всесоюз. конф. по управлению в механических системах, Львов, 1988. С. 74.
160. Средства передвижения по лунной поверхности. // Военная авиация и ракетная техника. ВИНТИ. 1967. Вып. 15. С. 16—17.
161. Столов Л.И. Моментные двигатели с постоянными магнитами. М.: Энергия, 1977. 110 с.
162. Телевизионные наблюдения Меркурия с "Маринера-10" / Б.С. Мюррей, М. Дж. С. Белтон, Дж. Э. Даниэльсон и др. // Космохимия Луны и планет. М.: Наука, 1975. С. 697—704.
163. Титановые сплавы в машиностроении / Б.Б. Чузулин, С.С. Ушков, И.Н. Разуваева, В.Н. Гольдфайн. М.-Л.: Машиностроение, 1977. С. 196—197.
164. Трение, изнашивание, смазка. Справочник / Под ред. И.В. Крагельского и В.В. Алисина. М.: Машиностроение, 1978. Кн. 1. 400 с. Кн. 2. 360 с.
165. Триботехнические свойства антифрикционных самосмазывающихся пластмасс. Обзор. информ. М.: Изд-во стандартов, 1982. 64 с.
166. Фаробин Я.Е. Теория поворота транспортных машин. М.: Машиностроение, 1970. 175 с.
167. Хаусман В. Лунный вездеход // Управление в пространстве. М.: Наука, 1973. С. 164—171.
168. Хрущев М.М. Лабораторные методы испытаний материалов зубчатых колес. М.: Машиностроение, 1966. С. 98—113.
169. Чернухин Ю.В., Носков В.П., Калыев И.А. и др. Микропроцессорная система управления транспортного робота // Микропроцессорные средства и системы. 1984. № 3. С. 70—72.
170. Черкасов И.И., Шварев В.В. Грунт Луны. М.: Наука, 1975. 144 с.
171. Черкасов И.И., Шварев В.В. Грунтоведение Луны. М.: Наука, 1979. 232 с.
172. Черкасов И.И., Шварев В.В. Начало грунтоведения Луны. М.: Наука, 1970. 20с.
173. Электрические измерения неэлектрических величин / Под ред. П.В. Новицкого. М.-Л.: Энергия, 1975. 576 с.
174. Электрические трансмиссии пневмоколесных транспортных средств / И.С. Ефремов, А.П. Пролыгин, Ю.Н. Андреев, А.Б. Миндлин. М.: Энергия, 1976. 255 с.
175. AIAA — paper. 1971. № 71 — 847. P. 22.
176. Balduin R.V. On the Accretion of the Earth and Moon // Icarus. Vol. 23. № 1. September, 1974. P. 12.

177. **Bills B.G. and Ferrari A.J.** A Harmonic Analysis of Lunar Topography // *Ikarus*. Vol. № 2. June, 1977. P. 54.
178. **By Harvey B. Meieran.** How mobile robots have helped at Chernobyl and other accidents // *Nuclear Engineering International*. 1988. Vol. 33. № 405. P. 21-26.
179. **Dobrotin B., French I., Paine W.** 1984 Mars rover // *AIAA Pap.* 1978. № 81. P. 1-8.
180. **Veselov V.A., Kuznetsov V.G., Mishkinjuk V.K.** and other. Automated guided vehicle control for territorially stationed flexible manufakture // *Information control problems in manufakturing tehnology, 5 JFAC (Suzdal, USSR)*. Moscow, 1986 (Препринт производственно-издательского комбината ВИНТИ, г. Люберцы, Московская обл. 1986).
181. **Calandro Y.N., James N.J., Pavlics F.** Unated States Patent № 3568748 Resilient Wheel. 1971.
182. **Costes N.C., Trautwein W.** Elastik Loop Mobility system — a new concept for planetary exploration // *Jurnal of Terramechanics*. 1973. Vol. 10. № 11. P. 17.
183. **Herbert Schaefer.** Testing of Lunar Surface Vehicles under Simulated Lunar Gravity Conditions // *Automatic Engineering Congress*. Detroit, Mich., fan 10 — 14, 1966. SAE Preprint 660144, 10 p.
184. **Heer E.** Remote Control of Planetary Surface Vehicles // *IEEE Intercon. Tehnical Papers. Elec. — Mech. — Tehnol., New-Work*. Vol. 4, 1973. P. 9.
185. **Howell J.R. and Huang C.I.** The MULE: conceptual design of Lunar Exploration vehicle // *AIAA paper*. April, 1972. № 72 — 369. P. 8.
186. **Journal of geophysical Research**, 1977. № 82. P. 4997.
187. **Yoraxunis.** Guidance and Control of an Autonomus Rover for Planetary Explorations // *Proc. IEEE Milwaukee Sump. Autom. Comput. and Control*. Milwaukee. New-York, 1976. P. 25.
188. **Jess W. Moore.** Toward Remotely Controlled Planetary Rovers // *Astronautics and Aeronautics*. June, 1972. Vol. 10. № 6. P. 10.
189. **Kaplan M.M. and Seifert H.S.** Hopping Transporters for Lunar Exploration // *J. Spacelraft*, 1969. Vol. 6. № 8. P. 4.
190. **Kirk D.E., Linn L.Y.** A Dual-Mode Routing Algorithm for an Autonomous Rowing Vehicle // *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. May, 1970. Vol. AES — 6. № 3. P. 5.
191. **The Efficient Evaluation of Soil Trafficability of Planetary Vehicles / A.L. Leonovich, P.N. Pavlov, V.V. Gromov., at al.** *Acta Astronautica*. Pergamon. Press, 1978. Vol. 5. P. 8.
192. **Liston R.A.** Walking Machine Studees // — *The Military Engineer*. 1967. Vol. 59. № 338. P. 10.
193. **Lunar transportation Moon buggu could be manned or automatic.** *Science News*. 1968. Vol. 94. № 16. P. 6.
194. **Masursky H.** An overview of geological results from Mariner 9 // *Journal of geophysical Research*. 1973, 78. № 20. P. 4009.
195. **Melzer K.J.** Lunar mobility research. // *Military Engineer*. — 1972, 64. № 418. P. 82-84.
196. **Meyer A.J.** Exploration of the Moon // *Science Journal*. May, 1969.
197. **Methods of Investigation of Lunokhods Mobility Under Terrestrial Conditions / A.K. Alexandrov, G.B. Nikolaev, V.G. Grafov, at al.** In *Space Research XII*. — Academic — Verlag, Berlin 1972. P. 65-72.
198. **Miatech K.** Tacom Tests concept to improve wheeled vehicle Mobility // *Army Research and Development Newsmagazine*. 1970. Vol. 11. № 5. P. 9.
199. **Moor J.W.** Jaward Remotely Controlled Planetary Rovers // *Astronautics and Aeronautics*. June, 1972. P. 21.

200. Morea S.F., Adams W.R., Arnett C.D America's Lunar Roving Vehicle // AIAA paper 1971. № 711-847. P. 13.

201. Parker W. The conceptual design of a unmanned roving vehicle for surface exploration of Mars. Xerox University Microfilms, Ann Arbor. Michigan, USA. P. 1-149.

202. Pivrotto D.S., Dias W.C. United States planetary rover status - 1989. - Proc. NASA, JPLD - 6693, Jet Propulsion Laboratory, California institute of Technology, Pasadena, California. August 24, 1989. 85 p.

203. Projet d'envoi sur la lune d'un vehicule d'exploration a chenilles telecman-der / Gaudeau, Gascuel, Grenon // Aeronautique et l'Astronautique. № 21. 1970.

204. Ruoff C., Wilcox B., Klein G. Designing a Mars Surface rover // Aero-space America, 1985. Vol. 23. № 11. P. 54-56.

205. Sahinkaya Y., Sridnar R. Minimum Energy Control of a Class of Electrical-ly Driven Vehicles. - 11-th Joint Automat. Contr. Amer. Automat. Contr. Coune, Atlanta, 1970. P. 18.

206. Surface materials of the Viking landing sites / H.J. Moore, R.E. Hutton, R.F. Scott, at al. 14 p.

207. Testing of Lunar Surface Vehicles under simulated Lunar Gravity Condi-tions // Society of Automatic engineers (SAE), 660144. P. 25.

208. Trautwein W. Uber die Entwicklung leichter Raupenfahrzeuge zur Mond - und Planetenforschung Zeitschrift fur ahgewadte Mathematik und Physik (ZAMP), 1972. Vol. 23. P. 6.

209. William H.G. Mars Viking rover feasibility studied // Aviation Week and Spase Technology. 1973. Vol. 99. P. 25.

210. Wong R.E. Lunar Surface Mobility Systems // Astronautica Act. 1966. Vol. 12. № 5-6. P. 27.

211. Algorithm for Rowing Vehiele Motion / B.L. Kozlov, L.N. Lupitchev, E.N. Orel - Control. Proc. of the XXI-st Congr. of the Intern. Astron. Federation. Constance, 5 oct., 1970. P. 8.

Since the first edition of this book (1982) substantial changes have taken place in the social-political field.

The point which is most important for us is the transition to openness, the possibility to establish international contacts in science and technology and develop partnership not only in the field of science, but also in the line of specific projects. And this assumes a real form. For the last two years many things have been done by joint efforts in the space engineering (particularly, for planet rovers). They are, for example, the project developments for the Phobos and Vega apparatus, and the participation of M-94 and M-96 apparatus in the scientific programme and the project (landing stations, marsokhod, generator, aerostat stations and others). The international scientific and technical cooperation consolidates and gathers strength. In view of the great interest which the foreign experts show for the Russian experience in designing and testing the planet rovers, we give the contents of this book in English.

The second edition of this book was subject to essential changes due to what was done in this field for the recent 10 years. In this book new data are put connecting the properties of the planets and those of the planet satellites, including the Section on features of movement with the weak gravitational field. The chapter on the motion control is revised thoroughly, and in the new chapter 9 some aspects are set forth in regard to forming a marsokhod. Brief summary is given on achievements in forming and operating the special-purpose transport robots which participated in liquidating the consequences of the Chernobyl atomic station accident. This robot was brought into being based on the experience in developing planet rovers.

Practically, all the Sections are enriched with new materials which reflect the today level of knowledge.

We hope that this book will be interesting and helpful not only for those whose occupation are the problems of planet rover movement, but also for creators of other technical means, assemblies and mechanisms intended for operation in space and on planet surfaces. It can also be useful for workers who develop terrestrial vehicles.

The authors consider it to be a pleasant duty for them to acknowledge Mr Louis Friedman's kindness, the executive director of the Planet Society, Pasadena, Cal, whose effort put into effect the sponsor support.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Введение	7
Глава 1. Условия работы планетоходов	10
1.1. Общие сведения о некоторых планетах и их спутниках	10
1.2. Климатические условия на поверхности планет и их спутников	11
1.3. Строение, рельеф и физико-механические свойства поверхностного слоя грунта планет и спутников	14
Глава 2. Назначение планетоходов	36
2.1. Характерные особенности	36
2.2. Классификация и требования	33
2.3. Программа работы, время активного существования	47
2.4. Проблемы унификации	49
Глава 3. Основные способы передвижения и движители планетоходов	52
3.1. Колесный и гусеничный движители	53
3.2. Принцип шагания в движителях транспортных машин	70
3.3. Колесно-шагающий движитель	91
3.4. Особенности передвижения при сверхнизкой силе тяжести	116
Глава 4. Особенности конструирования узлов и систем планетоходов	123
4.1. Особенности схем несущей конструкции	123
4.2. Движитель	126
4.3. Подвеска	143
4.4. Трансмиссия	148
4.5. Тормозная система	177
4.6. Энергетические установки	178
Глава 5. Управление движением планетохода	182
5.1. Особенности планетоходов как объектов управления и требования к системам управления	186
5.2. Критерии эффективности работы планетоходов	194
5.3. Принципы построения систем управления движением планетоходов. Методы решения задач управления движением	199
5.4. Система принятия решений	207
5.5. Комплекс информационных систем планетохода	224
5.6. Примеры систем управления движением	242

Глава 6. Обеспечение работоспособности и испытания	
узлов трения	247
6.1. Особенности эксплуатации узлов трения в космосе и на планетах	247
6.2. Методы обеспечения работоспособности узлов трения	249
6.3. Смазки и материалы для узлов трения	251
6.4. Термовакuumные испытания материалов и узлов планетохода	267
Глава 7. Методы определения тягово-сцепных свойств двигателей планетоходов и проведения ходовых испытаний	286
7.1. Экспериментальные исследования тягово-сцепных свойств колесного двигателя в условиях лунной силы тяжести	287
7.2. Расчетный метод определения осадки двигателя в грунт	290
7.3. Ходовые испытания планетоходов	294
Глава 8. Описание конструкций и некоторые результаты эксплуатации действовавших планетоходов	332
8.1. "Луноход-1" и "Луноход-2"	332
8.2. Некоторые результаты работы "Лунохода-1" и "Лунохода-2"	340
8.3. Луноход LRV	345
Глава 9. Перспективы использования планетоходов для изучения Марса и решения "земных" задач	350
9.1. Принципы исследования поверхности Марса с помощью подвижных средств и особенности их конструкций	350
9.2. Создание и использование специализированных транспортных роботов при ликвидации последствий аварии на Чернобыльской АЭС	361
Нослеловие редактора	379
Список литературы	382