



446 31215 пр 7

Лист 1

Предприятие п/я А-7544

Рассекречено: анкет 200509-8446

"УТВЕРЖДАЮ"

Главный конструктор
предприятия п/я А-7544

[Signature] 3/12702
/БАБКИН Г.Н./

"УТВЕРЖДАЮ"

Начальник в/ч 32103
генерал-майор

[Signature]
/СПИЦА И.И./ 15.520

"УТВЕРЖДАЮ"

Директор института меди-
ко-биологических проблем

/ГАЗЕНКО О.Г./

"УТВЕРЖДАЮ"

Директор предприятия
п/я А-7701

/СТАРОВОЙТОВ В.С./

"УТВЕРЖДАЮ"

Главный конструктор
предприятия п/я Г-4149

/РЯЗАНСКИЙ М.С./

"УТВЕРЖДАЮ"

Директор института кос-
мических исследований

/ПЕТРОВ Г.И./

О Т Ч Е Т

"Наземные испытания системы
дистанционного управления
лунохода".

/объект ЕВ/

Зам. Главного конструктора

[Signature]
/ПАНТЕЛЕЕВ/

МОСКВА
1969 год

к/м 2210

К исх. №

Войсковая часть 32103

Принято: 11/24/69



Инд 31215 пр 1

Лист 2

Испытания проводили:

от п/я А-7544

1. Мэнн Р.М. — технический руководитель испытаний

2. Данилин В.П.

3. Шутова Л.А.

4. Коровкина В.А.

5. Селиверстова М.Ф.

6. Сеньков О.К.

7. Журавлев В.Н.

8. Дмитриев В.Н.

от в/ч 32103

9. Романов А.П. — руководитель испытаний

10. Чвиков А.К.

11. Федоров И.Л.

12. Чубукин В.И.

13. Еременко Н.М.

14. Довгань В.Г.

15. Кожевников А.Е.

16. Давыдовский К.К.

17. Козлитин Н.Я.

18. Калиниченко А.И.

19. Мосензов Л.Я.

20. Самаль В.Г.

21. Латыпов Г.Г.

22. Сапранов В.М.

от п/я А-7701

- 23. Китляш Ю.П.
- 24. Поляков Л.Н.
- 25. Шпак Ф.П.
- 26. Черепанова Л.Т.
- 27. Бабенко В.Г.

от ИМБП

- 28. Петров Ю.А.
- 29. Нурдыгин П.Я.
- 30. Хользунова И.В.
- 31. Попов Б.В.

от ИКИ

- 32. Непоклонов Б.В.

от п/я 4149

- 33. Зенкевич О.А.
- 34. Запечников В.
- 35. Засецкий В.В.
- 36. Роденков Б.Е.
- 37. Жиров С.М.
- 38. Гагарский С.С.

от ММИИГА и К

- 39. Вдовенко И.И.
- 40. Баранов В.Н.

от в/ч 14109

- 41. Бугаев Н.И.
- 42. Михайлюк И.Г.
- 43. Хохлачев А.Н.
- 44. Иванов Н.Н.

О Г Л А В Л Е Н И Е .

Введение.	Стр. 7
Раздел I. Условия наземных испытаний системы дистан- ционного управления. Методы обработки ре- зультатов.	
Глава I. Условия испытаний и схема испытательного комплекса.	
§ 1. Описание полигона	9
§ 2. Система дистанционного управления	10
§ 3. Особенности наземных испытаний	15
Глава II. Методика восстановления и закрепления навыков вождения	16
§ 1. Описание упражнений	17
§ 2. Критерии качества вождения лунохода, ре- гистрируемые параметры и методы их обра- ботки	20
Глава III. Методика обработки и оценки результатов испытаний системы дистанционного управления и комплексной тренировки экипажа	
§ 1. Цель и задачи вождения по курсу	23
§ 2. Критерии оценки качества вождения лунохода по курсу	27
§ 3. Вспомогательные показатели оценки качест- ва Системы дистанционного управления при вождении по заданному курсу	28
§ 4. Регистрируемые параметры	29



§ 5. Методика статичес ^{сти} кой обработки параметров системы дистанционного управления	30
--	----

Раздел II. Результаты испытаний.

Глава I. Отработка навыков вождения

§ 1. Упражнение № 1. Объезд одиночной вехи	32
§ 2. Упражнение № 2. Прохождение ворот с остановкой	33
§ 3. Упражнение № 3. Движение лунохода между вехами "змейкой"	34
§ 4. Упражнение № 4. Движение по видимой замкнутой тестовой трассе на ровном участке полигона	35
§ 5. Упражнение № 5. Движение по видимой замкнутой трассе на рельефе с дозированными поворотами и задержкой $t_3 = 4,0$ сек.	36
§ 6. Упражнение № 6. Движение лунохода на видимый ориентир	37

Глава II. Отработка и оценка приемов вождения лунохода экипажем

§ 1. Характеристики движения по курсу	39
§ 2. Оперативное счисление пути	44
§ 3. Оценка энергетических затрат шасси	48
§ 4. Анализ опасных ситуаций	50
§ 5. Оценка состояния основных физиологических функций операторов	56
§ 6. Сеанс схода с КТ	58



Глава III. Оперативная фотограмметрическая обработка телевизионной информации.

§ 1. Задачи навигации и вождения объекта, решаемые с помощью телевизионных панорам	60
§ 2. Построение топосхем полигона по одиночным панорамам	61
§ 3. Построение топосхем по перекрывающимся панорамам	66
§ 4. Определение условий съезда объекта с КТ	71
§ 5. Вождение объекта по телевизионным панорамам	73

Раздел III. Оценка комплекса системы дистанционного управления и рекомендации

Глава I. Оценка комплекса системы дистанционного управления.

§ 1. Программа оперативной обработки ТМ параметров	76
§ 2. Анализ системы дистанционного управления по данным ТМ параметров	86
§ 3. Особенности управления остроуправленной антенной	87
§ 4. Некоторые особенности работы штурманской группы	92

ВЫВОДЫ	95
------------------	----

Заключение	100
----------------------	-----



В В Е Д Е Н И Е .

Наземные испытания системы дистанционного управления /СДУ/ и тренировки экипажа лунохода объекта Е-8 проводились согласно "Плана подготовки экипажа" /Г.см. литература/

Настоящий этап испытаний является продолжением работ по отработке СДУ, проводившихся на предприятии п/я А-7701 в 1965 + 68 гг. /2,3,4/ и тренировок водителей лунохода в в/ч 14109 /НИП-10/ в августе-ноябре 1968 г. и ~~феврале 1969 г.~~
51.

Качественное отличие настоящего этапа испытаний от прошедших работ состоит в следующем:

1. Работы проводились на штатном оборудовании ПУЛ на НИП-10,

2. В работе принимал участие полный состав экипажа лунохода /командир, водитель, бортиженеры, штурманы, операторы ОНА/.

В испытаниях не использовался комплекс автоматической обработки телеметрической информации СТИ-90М ~~МТБ~~, а также наземный комплекс систем МТБ.

К началу настоящих испытаний оставались непроработанными ряд важных вопросов СДУ. В основном это временные и точностные характеристики системы, оценка которых может быть произведена по результатам экспериментов. Следует отметить, что в связи с предполагаемыми запусками объектов Е-8 тренировка полного состава экипажа имела чрезвычайно важное значение для подготовки к оперативной работе.



Таким образом, основные задачи настоящего этапа отработки СДУ состояли в следующем:

1. Исследование СДУ с целью получения её реальных характеристик.

2. Подготовка к проведению оперативной работы:

а/отработка методов работы каждого члена экипажа, отработка документации для проведения оперативной работы при ЛКИ;

б/ отработка взаимодействия членов экипажа;

в/ отработка взаимодействия комплекса наземных средств НИП-10 по обеспечению управления луноходом.

3. Отработка методики проведения наземных испытаний СДУ.

Данный этап испытаний не является заключительным. Результаты испытаний приводят к выводу, что работы по СДУ лунохода должны быть продолжены по уточненным методикам и расширенной программе.

Необходимо также отметить, что не все результаты испытаний удалось к настоящему времени обработать и проанализировать достаточно полно.

~~Выводом~~ ^МОтчет является ~~также~~ рабочим материалом для проведения дальнейшего анализа системы дистанционного управления.

Влияние условий освещенности на работу СДУ специально не исследовался.

к/м 2210



Раздел I. УСЛОВИЯ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ СДУ.
МЕТОДЫ ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ

Г Л А В А I

УСЛОВИЯ ИСПЫТАНИЙ И СХЕМА ИСПЫТАТЕЛЬНОГО
КОМПЛЕКСА

§ I. Описание полигона

Наземные испытания СДУ и тренировка экипажа лунохода проводились на полигоне в/ч I4I09.

Полигон представляет модель участка лунной поверхности размером $71 \times 119 \text{ м}^2$ с типичным для "морских" районов Луны рельефом, образованным искусственно созданными кратерами, каменными грядами и отдельными камнями различных размеров и формы. Полигон выложен блоками из ракушечника и засыпан тонким слоем молотого ракушечника. Полигон построен по документации, разработанной предприятием п/я А-7544 с учетом статистических характеристик рельефа лунных "морей" / 5, 6 /.

На полигоне 44 кратера диаметром $1 \div 9 \text{ м}$, три гряды из камней размером $150 \div 400 \text{ мм}$ и около 150 камней размером $300-700 \text{ мм}$.

Общий вид полигона и размеры отдельных элементов его представлены на рис. 1

Испытания проходили в сентябре-октябре 1969г.

На рис. 52 представлены графики изменения высоты и азимута Солнца в середине октября - время выполнения упражнения "вождение лунохода по курсу".



§ 2. Система дистанционного управления:

а/ Состав аппаратуры.

Блок-схема аппаратуры, используемой в процессе испытаний СДУ, показана на рис. 2. В испытаниях задействовано штатное оборудование ПУЛа /за исключением блока задержки ДУ-005/.

В состав аппаратуры входят:

1. Пульт командира /ДУ-002/, который позволяет производить:

- коммутацию пульта С-615 с ДУ-001, ДУ-003, аппаратурой ФТ и аппаратурой МКТВ;
- индикацию команд, выдаваемых водителем;
- просмотр ТВ изображения по ВКУ.

2. Пульт водителя /ДУ-001/, который позволяет:

- выдавать команды "Вперед I", "Назад I", "П скорость", "Вправо", "Влево", "Поворот 5°", "Поворот 20°", "Задержка I", "Задержка 2", "отмена задержки", "стоп";
- производить индикацию выдаваемых команд;
- контролировать курс, крен, дифферент и пройденный путь по стрелочным приборам;
- производить просмотр ТВ изображения по ВКУ.

Примечание: стрелочный прибор "курс" показывает угол поворота.

3. Пульт оператора ОНА /ДУ-003/, который позволяет:

- выдавать команды "Влево", "Вправо", "5°", "20°", "180°", "Стоп", "Вверх", "Вниз";
- производить индикацию выдаваемых команд;
- производить просмотр ТВ изображения по ВКУ;
- контролировать угол поворота, крен, дифферент лунохода, угол места и азимут ОНА по стрелочным приборам;



- следить за уровнем принимаемого сигнала по самописцу ПСИ-02.

4. Пульт задержки /ДУ-005/, который:

- осуществляет задержку команд, выдаваемых с пульта ДУ-001 и ДУ-003, на 2,6 сек.;
- формирует импульс, имитирующий маркер выдачи команды через 1,3 сек.

5. Пульт отображения /ДУ-008/, который предназначен для индикации состояния бортовых систем по выданным командам.

6. Дешифратор сигнала /ДС/, который предназначен для выдачи соответствующего напряжения на стрелочные приборы курса, крена, дифферента, пройденного пути, азимута и угла места ОНА.

7. Электрокардиограф "Элкар-6", который предназначен для медицинского контроля экипажа в процессе работы.

8. Пульт С-615, который предназначен для формирования и выдачи функциональных и числовых команд.

9. Станция МА-9МК, которая предназначена для преобразования ТМ - информации в вид, удобный для визуального контроля



на Б-398, графической регистрации на ПРГ и записи на магнитную пленку.

10. Выносной прибор Б-398, который позволяет визуальнo контролировать на экране осциллографа уровни каналов ЛК.
11. Аппаратура ФТ, которая предназначена для преобразования ФТ сигнала и обеспечения открытой и закрытой записи принимаемой информации.
12. Изделие 108 - макет лунохода для наземных испытаний СДУ и тренировки экипажа.

б/ Изделие 108.

Ходовая часть изд. 108 представляет собой ходовой образец, выполненный по штатной документации на шасси / 1 /.

Блок-схема аппаратуры изделия 108 представлена на рис. 3

1. Командно-распределительное устройство /КРУ/ предназначено для дешифровки и распределения команд по системам.
2. Блок автоматики шасси /БАШ/ предназначен для управления ходовой частью макета. С БАШ производится управление прибором оценки проходимости /ПРОП/.
3. Блок управления курсоуказателем системы курсоказания /БУК СКУ/ предназначен для управления гироскопом КИ-0012 и формирования команды "Стоп" при дозированных поворотах.
4. Преобразователь напряжения /ПН-4/ преобразует постоянное напряжение 27в в переменное 40в 500 гц.
5. Блок коммутации автоматики /БКА-С/ - осуществляет управление приводом ОНА по командам с КРУ и БАШ.
6. Привод ОНА -предназначен для наведения ОНА по азимуту и углу места.
7. Датчик командной ориентации /ДКО/- предназначен для преобразования потока солнечных лучей в напряжение.
8. Я-198 - телефотометр.



9. С-2I8 - подмодулятор телефотометров.

10. Э-¹³³I0I, Э-I44 - аппаратура системы МКТВ.

II. АКМ - астрокомпас.

12. Телеметрическая аппаратура изделия I08, состоящая из следующих блоков:

а/ Б-II2Т - основной коммутатор;

б/ ЛК-9Е - локальный коммутатор;

в/ БК - 9Е - блок кроссировки;

г/ СУI - I - блок согласования.

13. ОВМ - определитель местной вертикали по астропанорамам.

14. Аккумуляторная батарея - источник питания при переезде изделия I08 от ангара до полигона, при тренировках работает в буферном режиме.

в/ Технические характеристики шасси изд. I08.

В испытаниях использовался ходовой образец шасси изделия I08, изготовленный в организации п/я А-770I.

Параметры ходовой части и блока автоматики соответствуют летному образцу.

Тактико-технические характеристики указаны в отчете № 0320I предприятия А-770I.

К моменту испытаний настоящего этапа СДУ шасси прошло I70км /во время проведения конструкторско-доводочных испытаний - I00 км и испытаний СДУ предыдущего этапа - 70 км/.

В связи с этим перед началом настоящих испытаний была проведена проверка основных ходовых параметров шасси.

Результаты проверки следующие:

- скорость движения I вперед I, I8 км/час /грунт-ракушечник/

II вперед 2,09 км/час, I назад I, I3 км/час.

- Дозированный поворот^I влево 6°

вправо 6°

к/м 22I●





- Дозированный поворот II
влево $22,5^{\circ}$
вправо 25°

- Скорость поворота на месте:

360° вправо - 52 сек /6,9 град/сек/

360° влево - 50 сек. /7,2 град/сек/

Сравнительная таблица динамических характеристик
приведена в отчете / 8 /.



§ 3. Особенности наземных испытаний.

При наземных испытаниях введена задержка формирования команд на 2,6 сек, что соответствует условиям ЛКИ: время от момента подачи команды до получения информации по ТМ в обоих случаях одинаково, однако, исполнение команды при ЛКИ происходит на 1,3 сек. раньше по сравнению с наземными испытаниями.

Наземный комплекс МКТВ в испытаниях не участвовал. Сигнал с бортовой аппаратуры МКТВ в широкой полосе [REDACTED] подавался по кабелю непосредственно на ВКУ, что привело /с учетом задержки при выдаче команд/ к предъявлению кадра ТВ с информацией об исполнении команд движения на 4,12 сек. или 1 сек. раньше, чем при ЛКИ /см. рис. 4 /. Уровень шумов при этом значительно ниже, чем при ЛКИ /введение шумов в тракт ТВ сигнала возможно только после введения наземного комплекса МКТВ/.

Вместо ОНА на изделии 108 установлен датчик командной ориентации ДКО. Наведение осуществлялось по максимуму принимаемого сигнала с ДКО. Взаимосвязи между качеством изображения на ВКУ и уровнем принимаемого сигнала с ДКО не было. При уменьшении уровня сигнала с ДКО на 40%, что соответствует отклонению максимума диаграммы направленности на 10^0 , по докладу оператора ОНА движение прекращалась и производилось наведение ДКО до максимального уровня сигнала.

При ЛКИ используется цифровая ТМ аппаратура с частотой опроса 0,8 гц или 0,2 гц по каналу ЛК, а при наземных испытаниях аналоговая ТМ с частотой опроса 100 гц по каналу ЛК.



Г Л А В А П

МЕТОДИКА ВОССТАНОВЛЕНИЯ И ЗАКРЕПЛЕНИЯ НАВЫКОВ ВОЖДЕНИЯ.

На начальном этапе испытаний ставилась задача восстановления и закрепления навыков водителей по безаварийному управлению луноходом при передвижении по трассам различной сложности.

Методика разработана таким образом, что подбор упражнений с последовательно возрастающей сложностью, повторяющих упражнения предыдущего этапа, обеспечивал быстрое восстановление водителями ранее приобретенных навыков и дальнейшее накопление опыта по дистанционному управлению объектом.

К/м 2216





§ I. Описание упражнений.

Упражнение № I. Движение на ровном участке полигона с обходом одиночной вехи /рис. 5/

Исходное положение - изделие I08 устанавливается на линии видимых ориентиров и вехи.

Задачи водителя:

- определить время /место/ и угол поворота для объезда вехи;
- объехать веху, не сбив её;
- выйти на линию видимых ориентиров;
- развернуться на месте /180°/ на последнем ориентире;
- повторить упражнение с выходом в исходное положение;
- движение осуществляется на I и II скоростях. х/

х/ Это условие распространяется на все остальные упражнения и определяется водителем в зависимости от условий движения.



Упражнение № 2. Въезд в "ворота" с остановкой на линии "ворот" ступицами передних колес /рис. 6/

Исходное положение - изделие I08 устанавливается по оси "ворот", обозначенных вехами.

Задачи водителя:

- въехать в "ворота" и остановиться на линии "ворот" ступицами передних колес;
- пройти I0м и развернуться на месте на 180^0 ;
- пройти ворота и вернуться в исходное положение.

Упражнение № 3. Движение "змейка" /рис. 7/.

Исходное положение - изделие I08 устанавливается на линии вех.

Задачи водителя:

- определить время /место/ и угол поворота для объезда вех;
- объехать "змейкой" 4 вехи, не сбив их.

Упражнение № 4. Движение по видимой замкнутой тестовой трассе на ровном участке полигона /рис. 8/.

Исходное положение - изделие I08 устанавливается на оси I участка трассы.

Задачи водителя:

- провести ^{ИЗД. 108} центром над тестовыми знаками трассы за минимальное время.

СО
N 4



Упражнение № 5^х. Движение по видимой замкнутой тестовой трассе, выложенной на рельефе /рис. 9/.

Исходное положение - изделие I08 устанавливается на оси I²⁰ участка трассы.

Задачи водителя:

- провести шасси центром **над** тестовыми знаками трассы за минимальное время.

Упражнение № 6. Движение по рельефу с выходом на видимый ориентир /рис. 10/.

Исходное положение - изделие I08 устанавливается по направлению на видимый ориентир.

Задачи водителя:

- оценить встречаемые элементы рельефа с точки зрения их проходимости;
- обойти непреодолимые препятствия, не создавая опасных ситуаций;
- выйти к заданному ориентиру на расстояние ~ 2 м.

х/ ПРИМЕЧАНИЕ: Начиная с упражнения № 5 для водителей вводятся следующие ограничения:

- вождение производить с использованием только дозированных поворотов /5°; 20°/;
- довороты в движении не производить;
- задержка исполнения команд
= 4,0 сек.





§ 2. Критерии качества вождения лунохода, регистрируемые параметры и методы их обработки.

Выбор критериев качества работы водителя и комплекса дистанционного управления на стадии восстановления и закрепления навыков вождения лунохода по трассам I ÷ 6 упражнений определяется задачами, поставленными перед водителями в начале каждого упражнения (§ 2, гл. II).

Для оценки точности вождения и параметров движения лунохода, характеризующих работу системы "машина-водитель", вводятся следующие критерии:

I. Количественные показатели выполнения упражнений:

- а) процент заездов с выполнением упражнения по отношению к общему числу заездов каждого водителя;
- б) процент вех, не сбитых за все заезды каждого водителя, по отношению к общему числу вех, пройденных им при выполнении заданного упражнения:

2. Геометрические критерии точности следования, по трассе и точности выхода на видимый ориентир.

- а) ΔX – продольное отклонение фактического маршрута от заданных характерных точек: (Остановки, разворота, оптимального маневра и т.д.),
- б) Δy – поперечные отклонения от заданного направления движения.

3. Средние скорости движения.

$$\overline{V}_{ср. общ.} = \frac{S_o}{T_{общ.}}$$

$$V_{ср. маш.} = \frac{S_{\pi}}{T_{\pi}}$$



где S_0 - теоритическая протяженность трассы,

S_ϕ - фактически пройденный путь по измерениям на полигоне,

$T_{обш}$ - общее время выполнения заезда,

$T_{дв}$ - время движения машины.

4. Математическое ожидание отклонений: $M(\Delta x)$ и $M(\Delta y)$.

5. Вероятность выхода за границы коридора - $-0,5 \div +0,5$ м

$$P_{\pm 0,5} = P(-0,5 < \Delta y < +0,5)$$

6. Процент пути точного следования лунохода по трассе от общей длины трассы.

7. Коэффициент пути

$$K_n = \frac{S_\phi}{S_0}$$

Примечание:

а) критерий № 2 используется только в упр. № 1 ÷ № 3,

б) критерии № 4, № 5, № 6 используются только в упр. № 4, № 5,

в) критерий № 7 используется только в упр. № 6.

Выше перечисленными критериями определяется состав регистрируемых параметров:

- фактический маршрут с замером отклонений Δx , Δy и пройденного пути S_ϕ ;
- число сбитых вех;
- время движения и стоянок ($T_{дв}$, $T_{ст.}$);
- число поданных команд и их состав (N).

Для анализа факторов, влияющих на величину того или иного критерия вождения лунохода в процессе обработки зарегистрированных параметров целесообразно получение следующих статистических



характеристик:

1. Процентного содержания команды "Стоп" в общем количестве

введенных команд:

$$\frac{N_{\text{стп}}}{N_{\text{общ}}} \cdot 100\%$$

2. Кривых распределения отрезков пути движения лунохода с отклонениями в функции от соответствующих величин отклонения:

$$\frac{L_i}{L} = f_1(\Delta y_i)$$

3. Кривых распределения длин отрезков пути движения лунохода между остановками.

к/м 22I ●



Г Л А В А Ш

МЕТОДИКА ОБРАБОТКИ И ОЦЕНКИ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ
СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ И КОМПЛЕКСНОЙ
ТРЕНИРОВКИ ЭКИПАЖА

§ I. Цель и задачи вождения по курсу.

Программой первых сеансов предусматривается передвижение лунохода на максимальное расстояние за заданное время.

Время сеанса движения ограничено рядом причин (учет максимально допустимых энергетических затрат и т.д.). На пути следования лунохода возможно появление различного рода препятствий, обуславливающих отклонение от заданного курса, остановка, перегрузки двигателей и т.д. Для обеспечения безаварийной эксплуатации лунохода при движении по лунной поверхности необходим оперативный анализ условий и режимов его движения по данным МКТВ и ТМ, поступающих с борта и принятие экипажем наиболее целесообразного решения.

Анализ условий и режимов эксплуатации лунохода и принятие решений о его дальнейшем движении требует определенного порядка во взаимодействии и взаимосвязи между членами экипажа.

В соответствии с вышеуказанным, программой испытаний СДУ на полигоне в/ч 14109 было предусмотрено многократное вождение лунохода по заданному курсу с целью отработки взаимодействия между членами экипажа, оценки времени и точности работы всего комплекса СДУ и разработки рекомендаций на дальнейшие тренировки.

На основе анализа предварительных заездов по трассе полигона (см. раздел II гл. I) задача вождения лунохода по заданному



курсу была сформулирована в следующем виде:

Провести луноход между двумя параллельными рубежами, находящимися на расстоянии S_0 (рис. 11) за минимальное время, избегая попадания в опасные ситуации (ОС).

Под ОС подразумеваются:

- I. Остановка и поворот в кратерах $\phi > 2\text{м}$, на камнях, находящихся под колесами, между колесами одного борта и на расстоянии меньшем 0,3м от ступиц колес.
 - II. Прохождение лунохода на расстоянии меньшем 0,5м от ступицы колес до непреодолеваемого выступа (камня).
- Примечание: ширина проходимого коридора с учетом ошибки выставки $\approx 3,5\text{ м}$.
- III. Наезд на непреодолеваемый выступ (камень) при повороте.
 - IV. Везд колесами любого борта за кромки кратера диаметром более 2м.

Перечисленные выше ситуации не приводят непосредственно к потере проходимости, устойчивости и надежности шасси. Однако определенное их сочетание и повторение может явиться причиной заклинивания колес, опрокидывания лунохода, выхода из строя разъемов МК (мотор-колес) и ряда других нежелательных явлений.

Кроме того, изделие № I08 по своим динамическим характеристикам, таким как масса, вес, моменты инерции и т.д. существенно отличается от летных образцов, особенности которых не проявляются в условиях данного полигона.

Для повышения безопасности движения по лунной поверхности условия тренировок задаются более жесткими. Так, например, максимальная величина преодолеваемого кратера на испытаниях принимается равной 2м, против допускаемой на Луне 4м.

В 000 к/м 221 ●



В соответствии с задачей вождения лунохода по заданному курсу, задачи каждого члена экипажа при оперативной работе в заезде ^{ли}формируются в следующем виде:

I. Командир экипажа:

1. Работа по боевой инструкции инв. № 2293.
2. Сообщение (в случае необходимости) водителю дополнительной информации, получаемой от штурмана, бортиженера и т.д.
3. Корректировка (в случае необходимости) оценки обстановки, произведенной водителем, и принятого им решения.
4. Периодический запрос штурмана о величине отклонения от курса и пройденном пути.
5. Сообщение бортиженеру специфики условий намеченного движения лунохода.

II. Водитель:

1. Работа по боевой инструкции № 2294, с учетом классификации ОС в настоящей методике.
2. Оценка обстановки на ТВ и доклад о ней командиру.
3. Принятие решения о движении и доклад командиру.
4. Учет отклонений от курса по алгебраической сумме дозированных поворотов (ДП).

III. Штурман:

1. Оперативное счисление пути и курса лунохода по ТМ.
2. Построение траектории движения лунохода относительно заданного курса, измеряемого по ТМ в исходной позиции (ИП) на каждом заезде.

Примечание: на данном этапе испытаний задачей штурманской группы являлась также оперативная обработка панорам (см. разд. II гл. III).



IV. Бортинженер:

1. Оперативное определение условий и режимов движения объекта по данным ТМ.
2. Квитирование прохождения команд на системы изделия I08 и их исполнение на борту.
3. Сообщение о пройденном пути и текущих значениях угла поворота шасси.
4. Сообщение необходимых сведений о параметрах лунохода по запросу командира.

V. Оператор остроуправленной антенны:

1. Оценка работы ДКО (предварительная работа).
2. Выдача голосовой команды "антенна ненаведена" по уменьшению величины сигнала ДКО.
3. Наведение антенны по инструкции № 2295.

В целях отработки навыков оперативной работы и повышения качества вождения лунохода на каждого члена экипажа возлагается ряд задач, заключающихся в анализе условий и параметров движения лунохода по трассе, зарегистрированных на предыдущем заезде. Перечень указанных задач приводится в §2 настоящей главы.

§ 2. Критерии оценки качества вождения лунохода по курсу.

Основные критерии.

За основные показатели качества выполнения экипажем упражнения "Вождение лунохода по курсу" приняты следующие параметры:

- общее время выполнения упражнения, начиная от команды "Ввести ВКУ" до сообщений штурмана об окончании, оперативного счисления пути /Тобщ./;
- число опасных ситуаций /ОС/ на единицу пути / $N_{ос}$ / или средняя продолжительность движения между ОС / $S_{ос}$ /;
- величины отклонений траектории движения лунохода, продолженной штурманом в масштабе по данным ТМ, от истинной траектории зарегистрированной на полигоне /по координатам конечной точки маршрута/;

ΔX - по курсу до рубежа, Δy перпендикулярно заданному курсу/.

Указанные критерии позволяют количественно оценивать работу комплекса СДУ в каждом заезде по средним скоростям, безопасности движения и точности определения места расположения машины по отношению к исходной позиции. Статистическая обработка указанных показателей по результатам значительного числа заездов позволяет получить характеристики работы комплекса по:

- наиболее вероятным расстояниям пройденным луноходом за заезд;
- вероятности попадания в опасные ситуации;
- вероятности ошибок в определении местоположения лунохода относительно исходной позиции.

§ 3. Вспомогательные показатели оценки качества СДУ при вождении по заданному курсу.

Для анализа факторов, влияющих на показатели скорости и безопасности движения лунохода целесообразно количественное определение таких параметров комплекса СДУ, как:

- время работы каждого элемента комплекса и его относительной величины по сравнению с общим временем заезда / $T_{общ.}$ /;
- время, затраченное на движение на I и II скоростях и дозированные повороты / T_I , T_{II} , $T_{дп}$ /;
- коэффициент пути / $Kп$ /;
- относительная погрешность в определении расстояний до препятствий и их размеров;
- распределение длин участков движения между остановками.

Для более полной оценки маневренности лунохода с учетом расхода энергии при движении по лунной поверхности, целесообразно введение показателя энергопотребления шасси на каждом заезде. В качестве такового предлагается количество ампер-часов, потребляемых мотор-колесами за время заезда / $W_{мк}$ /.

Получение числовых значений вышеуказанных основных и вспомогательных критериев требует регистрации следующих параметров в процессе движения лунохода и их дальнейшей обработки статистическими методами.



§ 4. Регистрируемые параметры.

А. Параметры, регистрируемые на полигоне:

1. $T_{\text{общ.}}$ - общее время заезда.
2. $T_{\text{дв. } j-1, j}$ - время движения между $j-1$ и j той остановками.
3. $T_{\text{рз.з.}}$ - время решения i -той зрительной задачи, отсчитываемое от остановки лунохода после прямолинейного движения до начала доклада об оценке обстановки.
4. $\ell_{i\text{в}}, V_{i\text{в}}$ - величина расстояния до препятствий и размер препятствия, определяемые водителем по ВКУ.
5. $\ell_{i\text{ф}}, V_{i\text{ф}}$ - фактические значения расстояний до препятствий и их размеры.
6. $S_{j-1, j}$ - величина отрезка пути между $j-1$ и j остановкой лунохода.
7. $X_{\text{кф}}, Y_{\text{кф}}$ - фактические значения продольного и поперечного отклонений конечной точки, маршрута от теоретической конечной точки.
8. $N_{\text{ос}}$ - число опасных ситуаций на единицу пути.

Б. Параметры работы СДУ, регистрируемые на ПУЛе.

1. $T_{\text{док}}$ - время доклада водителя.
2. $T_{\text{она}}$ - время наведения ОНА.
3. $\sum \gamma_{\text{пв}}$ - суммарный угол поворота лунохода по счислению штурмана при дозированных поворотах 5° и 20° .
4. $T_I, T_{II}, T_{\text{дп}}$ - время движения на I и II скоростях и время дозированных поворотов.
5. $I_I, I_{II}, I_{\text{дп}}$ - величины токов МК при движении на I и II скоростях и при дозированных поворотах.
6. $T_{\text{арр}}$ - время арретирования.

7. $S_{j-1,j}$ - величина отрезка пути между $j-1$ и j -той остановкой, считанные по ТМ.
8. ψ_j - величина j -ого угла поворота.
9. ϑ, γ - текущие величины дифферента и крена лунохода.
10. $X_{КТМ}, Y_{КТМ}$ - величины продольного и поперечного отклонений конечной точки маршрута от теоретической конечной точки.
11. $\sum_{\nu=1}^m N_{\nu \bar{D}}$ число команд, поданных на борт и их распределение по функциональному значению, где \bar{D} - номер типа команды, m - число команд \bar{D} типа.

§ 5. Методика статистической обработки параметров СДУ.

Для определения средних скоростей движения машины и выявления факторов, влияющих на среднюю скорость, вычисляются математические ожидания величин:

$T_{общ}, T_{аарр}, T_{рзз}, T_I, T_{II}, T_{дп}, T_{док}, T_{ОНА}$

по результатам всех заездов каждого водителя по формулам:

$$\bar{T}_{общ} = \frac{\sum_{k=1}^n T_{общ k}}{n}; \dots, \bar{T}_{ОНА} = \frac{\sum_{k=1}^n T_{ОНА k}}{n}$$

где K - номер заезда,

n - общее число заездов, с регистрацией того или иного параметра.

Аналогично определяется среднее число ОС на единицу пути, равную расстоянию $S_0 / N_{ос}$ и число команд N_K .

Величины коэффициентов пути определяются по формуле:

$$K_{пф} = \frac{\sum_j S_{фjф}}{S_0} \quad K_{пТМ} = \frac{\sum_j S_{jТМ}}{S_0}$$

где $S_{фjф}$ и $S_{jТМ}$ - фактические и полученные по ТМ отрезки пути лунохода между остановками.

Оценочные параметры точности прокладки штурманского курса γ конечные отклонения штурманского курса от фактически пройденного машиной вычисляются по формулам:

$$\Delta X = X_{\kappa\phi} - X_{\kappa\psi}$$

$$\Delta Y = Y_{\kappa\phi} - Y_{\kappa\psi}$$

Затраты энергии в ампер-часах на каждый заезд вычисляются по формуле:

$$W = \bar{Y}_I \cdot T_I + \bar{Y}_{II} \cdot T_{II} + \bar{Y}_{\text{ДП}} \cdot T_{\text{ДП}}$$

где $\bar{Y}_I, \bar{Y}_{II}, \bar{Y}_{\text{ДП}}$ - средние значения /по статистике большого числа произвольно выбранных точек/ токов МК при движении на I и II скоростях и при дозированных поворотах.

Относительные погрешности в определении расстояний до препятствий / ϵ_ℓ / и их размеров / ϵ_ν / вычисляются по формулам:

$$\epsilon_\ell = \frac{\Delta \ell_i}{\ell_i} = \frac{\ell_{i\phi} - \ell_{i\psi}}{\ell_{i\phi}}; \quad \epsilon_\nu = \frac{\Delta \nu_i}{\nu_i} = \frac{\nu_{i\phi} - \nu_{i\psi}}{\nu_{i\phi}},$$

которые вычисляются при заранее заданных интервалах расстояний наблюдения $\ell_{j-1, j}$

По результатам измерения S_j строится гистограмма величин отрезков пути между остановками в процентах к сумме $\sum S_{i\phi}$

$$P(S_{j-1} < S < S_j) = f(S_j),$$

где $P(S_{j-1} < S < S_j)$ - вероятность протяженностей отрезков, превышающих S_{j-1} и не превосходящих S_j

Раздел П. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

Г Л А В А I

ОТРАБОТКА НАВЫКОВ ВОЖДЕНИЯ

§ I. Упражнение № I.

Объезд одиночной вехи

На рис. 5 сплошной линией показана траектория центра лунохода при правильном объезде вехи, пунктиром изображена траектория реального движения лунохода.

В таблице 1 приведены результаты статической^{СТИ} обработки регистрируемых параметров при объезде вехи (упр. № I).

Как следует из анализа результатов таблицы 1 высокий процент выполнения упражнения (83,3%) сопровождается сравнительно большими отклонениями ($\bar{\Delta x} = -1,8\text{м}$, $\Delta y = 1,5\text{м}$) от траектории правильного объезда.

Упражнение № I "объезд вехи" является аналогом весьма частой ситуации в реальной эксплуатации: объезд непреодолимого препятствия. В связи с этим интересен тот факт, что из общего числа всех команд движения, поданных на борт, примерно 35% занимает команда "стоп". Отсюда и низкая средняя скорость движения машины.



§ 2. Упражнение № 2.

Прохождение ворот с остановкой

На рис. 6 показано направление движения лунохода между двумя вехами (ворота) с остановками на линии "ворот" и в концевых точках.

В таблице 2 приведены результаты отработки точности прохождения ворот и остановок в заданных точках, свидетельствующие о следующем:

1. Средние показатели точности ориентации лунохода относительно ворот и заданных точек составляют $0,25 \pm 0,35\text{м}$.
2. Выполнение упражнения за меньшее время ($\approx 2,15^{\text{м}}\text{с}$), а следовательно, движение с большей средней скоростью сопровождается уменьшением точности ориентации лунохода относительно заданной точки остановки в воротах (основная контрольная точка).

к/м 221 ●

§ 3. Упражнение № 3.

Движение макета лунохода между вехами "змейкой"

На рис. 7 изображена примерная траектория движения центра лунохода между четырьмя вехами, установленными в ряд, с последовательным обходом каждой вехи.

Каждое упражнение выполнялось водителем по 6 раз. При этом упражнение считалось выполненным, если водитель проходил трассу, не задевая габаритом лунохода ни одной вехи.

На рис. 12 представлены результаты выполнения упражнения каждым водителем по заездам, позволяющие оценить качественно и количественно рост их тренированности в зависимости от номера заезда, а также их сравнительные показатели по сумме 6-ти заездов.

Так, если в первых трех заездах сбивалось в сумме по 4 вехи, то в IV и V по 2, а в последнем VIм ни одной.

За шесть заездов каждый водитель должен был обойти 24 вехи. Очевидно, целесообразно введение вспомогательной оценки движения "змейкой" — процент вех, не сбитых за все заезды к общему числу вех.

В таблице 3 приведены результаты статистической обработки параметров движения лунохода, регистрируемых в процессе выполнения упражнения. Как видно из таблицы 3 наименьшему количеству вех, сбитых за 6 заездов (% вех 87,5); соответствуют наибольшие значения времени движения ($T_{дв.} = 4^m 33^s$) времени стоянок ($T_{ст.} = 2^m 30^s$) и среднего числа команд, поданных на борт ($N_{общ.} = 50$ в том числе команд "стоп" $N_{ст.} = 21$) т.е. точность объезда чередующихся препятствий обратно пропорциональна средней скорости движения машины по трассе. При наилучших показателях к/м 221 ●

выполнения упражнения средняя скорость перемещения лунохода в направлении линии установки вех составляла $V_{cp} = 0,06 \text{ м/сек}$, что примерно в 5 раз ниже I скорости машины.

§ 4. Упражнение № 4.

Движение по видимой замкнутой тестовой трассе на ровном участке полигона

На рис. 8 представлена фигура тестовой трассы, выложенная на ровном участке полигона.

Движение по тестовой трассе длиной $L = 109 \text{ м}$ выполнялось каждым водителем по 3 раза.

При этом допускалось использование I и II скорости и поворотов как на месте, так и в движении. В соответствии с методикой (см. раздел I гл. II), для количественной оценки точности выполнения упражнения строились по результатам каждого заезда кривые распределения длин пути (ℓ_i), соответствующие отклонениям (Δ_i) от трассы центра лунохода в процессе движения (см. рис. 13).

Кривые распределения, представленные на рис. 13, позволяют судить о степени тренированности каждого водителя от заезда к заезду по точности ведения лунохода по трассе.

Для сравнения точности следования по трассе лунохода при управлении различными водителями по ~~данным~~ трех заездов были построены осредненные по заездам кривые распределения, представленные на рис. 14, 15.

В соответствии с принципом построения кривых распределения, лучшим показателям точности соответствуют кривые, располагающиеся ближе к началу координат ($\Delta_i, \frac{\rho}{L}$).

Для анализа факторов, влияющих на точность вождения лунохода по видимой трассе, был проведен расчет средних скоростей движения по трассе и количества поданных команд, результаты которого сведены в таблицу 4. Там же приведены величины математического ожидания отклонений $M(\Delta y)$, процента точного следования по трассе и вероятности выхода за границы коридора $(-0,5 \pm 0,5\text{м})$:

Как видно из таблицы 4 и рис. 13 наименьшее математическое ожидание отклонений $M(\Delta y) = 0,42\text{м}$, наибольший процент точного следования по трассе 64,4%, наименьшая вероятность выхода за коридор $(-0,5 \pm 0,5\text{м})$ $P_{\pm 0,5} = 0,15$ соответствуют наибольшему количеству поданных на борт команд $N_{обц} = 79$ и сравнительно малой средней машинной скорости, движения лунохода $\bar{V}_{маш} = 0,321\text{ м/сек.}$

Напротив, максимальные значения $M(\Delta y) = 0,63\text{м}$ и $P_{\pm 0,5} = 0,23$ явились результатом движения со скоростью $\bar{V}_{маш} = 0,343\text{м/сек.}$

Таким образом, точность вождения лунохода по видимой трассе является функцией скорости движения и ухудшается от повышения последней.

§ 5. Упражнение № 5.

Движение по видимой замкнутой трассе на рельефе с дозированными поворотами и задержкой $\Delta t = 4,0\text{сек.}$

На рис. 9 изображена фигура тестовой трассы длиной 120м. Движение лунохода по трассе проводилось каждым водителем по I разу. Результаты выполнения упражнения представлены в таблице 5 и на рис. 16.



Вычисление величин, представленных в таблице 5, и построение кривых распределения отклонений от трассы проводилось аналогично 4-му упражнению (см. § 4 настоящей главы).

Сопоставляя результаты таблиц 4, 5 и кривых распределения (рис. 13, 16) можно заключить, что введение дозированных поворотов мало отразилось на точности вождения лунохода:

1. Средние значения отклонений увеличились на 6%.
2. Процент точного следования по трассе уменьшился на 20%.
3. Вероятность выхода за коридор $\pm 0,5$ м увеличилась на 40%.

В то время как средняя скорость лунохода уменьшилась более чем в 5 раз. Последнее явилось следствием увеличения времени стоянок примерно в 30 раз и увеличения числа поданных команд примерно в 2 раза.

§ 6. Упражнение № 6.

Движение лунохода на видимый ориентир

На рис. 10 сплошной линией изображена траектория движения лунохода на видимый ориентир, установленный на расстоянии 38 м по прямой от исходной позиции лунохода. В процессе выполнения упражнения водитель маневрировал луноходом с целью обхода непреодолеваемых препятствий, расположенных в направлении ориентира. При этом повороты были дозированными 5° и 20° и время задержки $t_3 = 4,0$ сек.

Для количественной оценки правильности выбора траектории движения вычислялись коэффициенты пути (K_n) и средние скорости движения машины ($V_{\text{ср.общ.}}$ и $V_{\text{ср.маш}}$); резуль-



таты вычислений сведены в таблицы.

Для анализа факторов, влияющих на показатели скорости и точности выполнения задания, по результатам измерения траектории движения (см. таблицы 6,7,8) была построена суммарная гистограмма длин прямолинейных участков при движении на видимый ориентир (см. рис. 17).

Сравнительный анализ таблиц 6,7,8 и рис. 17 показывает, что движение короткими участками между остановками до 8 ± 12 м обеспечивает сравнительно малый коэффициент пути ($K_n \approx 1,06$). Средние скорости машинная ($V_{\text{ср. маш.}}$) и общая ($V_{\text{ср. общ.}}$) зависят от ряда случайных факторов и ярковыраженной связи с продолжительностью прямолинейных участков не имеют.

В целом результаты вождения лунохода по рельефу - аналогу на видимый ориентир показали готовность водителей к началу тренировок в составе комплекса СДУ и экипажа на II этапе испытаний.

к/м 221 ●



Секретно экз.

Глава II. Оработка и оценка приемов вождения лунохода экипажем.

§ I. Характеристики движения по курсу.

Результаты движения по курсу, обработанные в соответствии с методикой, изложенной в разд. I приведены в таблицах 9, 10, 11. Заданный курс движения лунохода представлен на рис. 18; одна из реальных траекторий движения, - на рис. 11

Заданный курс выбирался так, чтобы азимут Солнца относительно него составлял $\sim 90^\circ$, что создает наилучшие условия освещения рельефа /боковое освещение/.

Суммарное значение пройденного пути и число заездов, приведены в таблице 9.

Основные характеристики заездов: длина маршрута, скорость, число опасных ситуаций, точность выхода к заданной точке - приведены в таблице 10.

Временные характеристики движения представлены в таблице 11.

Математические ожидания, полученные по всем 23 заездам имеют следующие значения:

$$M / V_{\text{ср}} / = \frac{95 \text{ м/час}}{T_{\text{общ.}}} = 95 \text{ м/час}$$

$$M / K_{\text{пути}} / = 1,27$$

$$M / \Delta x' / x' = 1,67$$

$$M / \Delta y' / x' = - 3,59$$

x/ Гистограммы распределения $\Delta x'$, $\Delta y'$ показаны на рис. 19.



Среднее число команд, выдаваемых на 50м пути, составило 170, из них:

1. Стоп - 26
2. Вперед I - 24
3. Вперед II - 0,5
4. Дозированный - 15^{xx}/
поворот
5. Направление - 15^{xx}/
поворота
6. Назад - 1,75
7. Арретирование гироскопа - 15
8. Разарретирование гироскопа - 15
9. Смена светофильтров - I
10. Наведение ОНА ^{xxx}/ - 56

Команды выдавались
с пульта водителя

xx/ Дозированные повороты распределялись следующим образом:

вправо - 50%

влево - 50%

5° - 23%

20° - 77%

xxx/ На 50м пути приходится 5 циклов наведения ОНА; число команд, приходящееся на I цикл, в среднем составляет II. Более подробно процесс наведения ОНА описан в разделе III, гл. I, § 3.



Ииб 3/2/5 пр 7

Лист 41

Т аблица 9

Водитель	Число заездов	Расстояние по прямой S_0 /м/	Фактический путь /м/ S_f
Ч-н	6	300	400
Д-нб	9	440	560
Л-в	7	350	455
К-о	2	100	110
Суммарное значение	24	1190	1525

Рассмотрим полученные результаты:

а/ Геометрические соотношения.

Анализ данных по статистике распределения препятствий на Луне /5,6/ показал, что среднее значение длины прямолинейного участка составляет $\Delta \bar{e} \approx 10$ м, что при принятой протяженности заезда ~ 60 м/ требует 6 поворотов. Однако, ~~при испытаниях~~ при испытаниях $\Delta \bar{e}$ составило $3,5 \pm 4$ м /рис. 206/, что связано, повидимому, с требуемой точностью определения дальности до препятствия (порядка $0,3 \pm 0,5$ м) /рис. 20а/, заданной при определении опасных ситуаций. Уменьшение $\Delta \bar{e}$ приводит к возрастанию числа дозированных поворотов до 15, а числа команд "Вперед-1" до 24. Увеличение числа поворотов связано также с тем, что при наличии более или менее сложной ситуации водитель разворачивает луноход с целью осмотра местности.

к/м 221.



На рис. 21 представлена гистограмма для углов изменения траекторий движения лунохода по всем заездам. Среднее значение угла равно 20° . Около 40% всех углов изменения траектории получены двумя и более дозированными поворотами, причем в 30 случаях /13% от общего числа углов изменения траектории/ использовались дозированные повороты разных знаков, т.е. сумма модулей дозированных поворотов больше угла изменения траектории.

б/ Временные соотношения.

В таблице 10 приведены средние затраты времени на выполнение различных операций при движении по курсу. Иллюстрацией к таблице 10 может служить диаграмма работы экипажа лунохода при выполнении одного из заездов /рис. 22 /.

Анализ диаграммы приводит к следующим выводам:

1. Время, затраченное на движение и повороты вместе с необходимыми командами, подаваемыми с пульта водителя, составляет 19% $T_{\text{общ.}}$.

2. Время, затраченное на арретирование вместе с необходимыми командами, подаваемыми с пульта С-615, составляет 44% $T_{\text{общ.}}$.

3. Доклад бортинженера и обмен информацией между членами экипажа /без наложения на другие операции/ - 12% $T_{\text{общ.}}$.

4. Наведение ОНА происходило в основном во время арретирования гироскопа курса /65% $T_{\text{ОНА}}$ /. Без наложения на другие операции время наведения ОНА - 2% $T_{\text{общ.}}$.

5. Время решения зрительной задачи - 8% $T_{\text{общ.}}$.

6. Доклад водителя - 15% $T_{\text{общ.}}$.



Решение зрительной задачи в условиях настоящих испытаний не являлось операцией с четко очерченными границами. Часто решение начиналось до прохождения команды "стоп" /при движении вперед/ и продолжалось уже во время доклада. Поэтому целесообразно рассматривать

$T_{рзз} + T_{док} = T_{опр}$ /оценка обстановки и принятие решения/. Среднее время одной оценки обстановки и принятия решения

$$\tau_{опр.} = \frac{T_{опр.}}{N} = \frac{580^s}{24} \approx 24^s,$$

т.е. 9 кадров МКТВ.

Итак, основная операция - движение - занимает 19% $T_{общ.}$; вспомогательные 81% $T_{общ.}$.

Время вспомогательных операций может быть разделено на две части:

А. Аппаратурное время: арретирование курсового гироскопа и наведение ОНА - 46%.

Б. Время экипажа: доклад бортинженера, оценка обстановки и принятие решения, оценка состояния систем - 35%.

Аппаратурное время сократится после установки на луноход СУЛ-1 /вместо БУК-СКУ/ и системы автоматического наведения ОНА., при этом $T_{арр} = 0$ и $T_{она} = 0$ /см. табл. 10/.

Время экипажа может быть уменьшено только в результате тренировок и отработки методики автоматической оперативной оценки состояния систем лунохода, при этом $T_{докл} = 0$ /см. табл. 10/.

Учитывая сокращение числа подаваемых команд, время $T_{КБИ}$ /табл. 10/ уменьшится до 15%. В этих условиях при старт-стопном к/м 221 режим $V_{ср}$ составит 200-300 м/час.



§ 2. Оперативное счисление пути.

При движении по заданному курсу /в заданном направлении/ штурманской группой экипажа производилось оперативное счисление пути по данным ТМ.

Необходимость оперативного счисления пути определена тем, что движение по рельефу связано с изменением курсового угла и наличием бокового смещения из-за обхода препятствий, а возвращение на заданный курс и компенсация бокового смещения требует достаточно точного знания координат и курсового угла в местной системе координат /связанной с исходной точкой и заданным курсом/ в любой момент времени.

Пройденный путь фиксировался счетчиками оборотов 3-го и 6-го колес цена "единицы" счетчика /одной ступеньки при записи на ГУ/- 0,4 м.

Режим движения определялся необходимостью ручного наведения ОНА: дозированный поворот на месте и прямолинейное движение. Таким образом, траектория движения состояла из прямолинейных отрезков.

Длина прямолинейных отрезков определялось по формуле:

$$S = n \cdot 0,4 \text{ /м/},$$

где n - число ступенек от начала движения /прохождение команды "вперед"/ до остановки /команды "стоп"/.

к/м 221



Начало и конец отрезка траектории определялись с ошибками не превышающим 0,4м.

Угол поворота фиксировался курсовым гироскопом. В связи с особенностями системы СКУ /крутизна сигнала около 0,04 вольт /градус/ и режимом записи на ГУ I : 4, дискретность записи показаний курсового гироскопа составляла около 3 град.

Начало и конец поворота определялись с ошибкой не более 3 град.

Счисление пути производилось без учета крена и дифферента машины.

По предварительным оценкам это приводит к погрешности в определении длины пройденного пути не более 0,5м /на длине 50м/.

Как отмечалось выше, траектория движения состояла из прямолинейных отрезков.

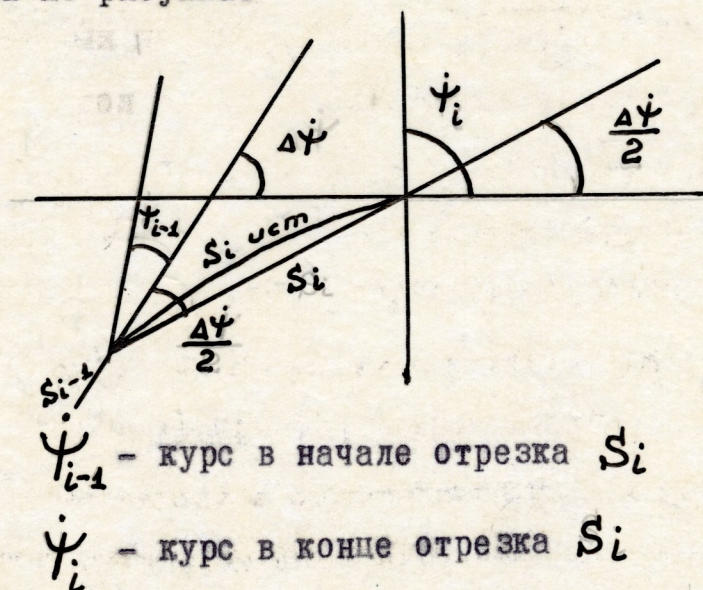
Направление каждого отрезка определялось относительно заданного направления в начальной точке маршрута.

Для этого по данным ТМ постоянно велось счисление курса.

Длина прямолинейного отрезка равнялась /в масштабе/ величине пройденного в этом направлении пути.

Если при движении, независимо от водителя, курс изменялся непрерывно /из-за увода машины при преодолении одним бортом мелких препятствий/, криволинейный

отрезок пути заменялся прямолинейным. Схема такой замены ясна из рисунка.



Построение траектории движения на плане производилось с помощью обычного чертежного инструмента. Из-за несовершенства инструмента погрешности построения оценивались ± 1 градус по углу и $\pm 0,1\text{м}$ по длине отрезков /при масштабе 1 : 200/.

Ошибка выставки машины на исходной позиции не превышала ± 1 град.

Контроль точности счисления пути производится по координатам конечных точек траектории /см. разд. I гл. III/ В таблице 11 XXXXXXXXXX представлены результаты сравнения истинных координат /измерялись непосредственно на полигоне/ и координат счисленных по ТМ.

Детальное исследование результатов счисления пути будет проведено дополнительно. Независимо от этого определены следующие рекомендации по ~~внесению поправок~~ счислению пути:

- I. Запись сигнала с гироскопа курса вести в режиме
 I : I /см. разд III гл. I § /.



2. Усовершенствовать чертежный инструмент, подобрать масштаб построения траектории.
3. Проводить регулярные тренировки операторов на ГУ.

§ 3. Оценка энергетических затрат шасси.

Как указывалось в методике /Раздел I, гл. III/ энергетические затраты шасси при выполнении упражнения "Вождения лунохода по курсу" можно считать по формуле:

$$W = \bar{Y}_I \cdot T_I + \bar{Y}_{II} \cdot T_{II} + \bar{Y}_{Dn} \cdot T_{Dn}$$

В связи с тем, что все заезды проходили на трассах, характеризующихся примерно одинаковыми сопротивлениями движению, и разброс значений $\bar{Y}_I, \bar{Y}_{II}, \bar{Y}_{Dn}$ относительно их средних значений $\bar{Y}_I, \bar{Y}_{II}, \bar{Y}_{Dn}$ сравнительно невелик / не более 10% / в дальнейших расчетах были приняты:

$$\bar{Y}_I = 7,7a,$$

$$\bar{Y}_{II} = 13,6a,$$

$$\bar{Y}_{Dn} = 16,5a.$$

В таблицах 12, 13 приведены результаты измерения времени движения на I и II скоростях /таблица 12 / и при дозированных поворотах на 20° и 5° в сумме /таблица 13 /.

Результаты расчета энергопотребления при различных заездах по трассе приведены в таблице 14 .

Как следует из таблицы 14 среднее энергопотребление шасси при движении между рубежами с $S_0 = 50m$ составляет примерно 0,7 а.час, что соответствует энергозатратам на 10 км - 140а.час.

Полученный результат соответствует макету лунохода. Оценочные прикидки показали, что перегрузки двигателей при трогании и переключении с I скорости на II ЛО более инерционно-го, чем макет, приведут к увеличению энергопотребления на 35-40%.

Таким образом, ожидаемое энергопотребление лунохода будет около 196 ачас. Оценка полезной работы по перемещению лунохода на заданное расстояние с учетом коэффициентов пути / $K_n \approx 1,3 /$ к/м 221а



и к.п.д. привода / $\approx 0,7$ / примерно равная 2500, позволяет определить средний коэффициент сопротивления прямолинейному движению лунохода на полигоне:

$$f_{\text{ср. пр.}} = \frac{2500}{13000} \approx 0,17$$

Учет энергозатрат при повороте приводит к условному коэффициенту сопротивления с учетом поворотов:

$$f_{\text{ср. у.}} \approx 0,15$$

Распределение средних значений энергозатрат на:

I скорость - $W_I = 49\%$

II скорость - $W_{II} = 9,0\%$

На дозированные повороты $W_{\text{дп}} = 42\%$



§ 4. Анализ опасных ситуаций.

При движении изделия IO8 возникали /при определенных условиях/ опасные ситуации /ОС/, которые регистрировались в соответствии с методикой /разд. I, гл. III, № I/.

Задачи, решаемые при регистрации и анализе ОС, можно сформулировать в следующем виде:

1. Распределение ОС по типам.
2. Выявление причин ОС, их классификация и анализ.
3. Анализ влияния работы элементов СДУ /"экипаж-машина"/ на появление ОС.
4. Разработка рекомендаций по совершенствованию тренировок и приемов боевой работы с целью предотвращения ОС.

Распределение ОС.

В методике оценки СДУ и тренировки экипажа приведена классификация опасных ситуаций. В процессе испытаний имели место следующие ОС:

- перегрузки по токам МК и срабатывание защиты по току /тип I/;
- наезд на непреодолимое препятствие / $> 25\text{см}$ / , при прямолинейном движении /тип II/;
- наезд на непреодолимое препятствие при повороте /тип III/;
- въезд в кратер /углубление/ $D_e \geq 2\text{м}$ /тип IV/.

Необходимо заметить, что при проведенных испытаниях СДУ срабатывания защиты по крену и дифференту не происходило, а защита по току сработала только два раза /в случаях поворо-

та на камне и на кромке кратера/. Однако с учетом того, что изделие IO8 по инерционным параметрам отличается от штатного лунохода, ОС типа IY регистрировались при значительно меньших углах крена и дифферента по сравнению с величинами срабатывания защиты.

Выявление причин ОС, их классификация и анализ.

В таблице 21 приведены описания ОС и причин их появления при всех заездах по заданному курсу.

Анализ таблицы 21 позволяет получить распределение количества ОС по заездам /таблица № 16 /, а также количество ОС на единицу пути /таблица № 17/. Как следует из таблицы 17,

среднее значение пути, проходимого между двумя ОС составляет 42м. Кроме того, анализ таблицы 21 показывает, что примерно через 400м складывается аварийная ситуация, ~~при этом~~ ~~происходит~~ ~~срабатывание~~ ~~защиты~~ ~~и~~ ~~т.д.~~

По результатам таблицы 21 можно построить распределение ОС по типам, представленное в таблице 15 и на рис. 23, из которого следует, что в среднем для всех водителей возможность попадания в ту или иную ОС примерно одинакова.

Распределение причин ОС представлено в таблице 18 и на рис 24. Как следует из таблицы 18 и рис. 24 попадание в ОС объясняется в основном:

- ошибочным определением расстояний до препятствий и их размеров /45,5%/;
- ошибочным определением пути, пройденного луноходом /36,3%/;
- потерей ориентации относительно ранее оцененных препятствий /15,2%/.



Роль первых двух причин может быть уменьшена специальной тренировкой.

Третья причина требует разработки способа фиксирования предыдущей информации о расположении препятствий, т.е. оперативное построение топосхем по экрану МКТВ. Этот вопрос требует детальной проработки и экспериментальной проверки.

Оценка расстояний до препятствий и их размеров.

Регистрировалась оценка водителем расстояний до препятствий $/l_{i\phi}/$ и их размеров $/D_{i\phi}/$ и одновременно проводилось измерение их фактических значений $/l_{i\phi} \text{ и } D_{i\phi}/$. Результаты обработки измерений представлены на рис. 20а,б. При построении графиков проводилась статистическая оценка погрешностей в измерении l_i и D_i на различных расстояниях наблюдения $/S_j/$.

Как следует из графиков /рис. 20а,б/, величина погрешностей в определении l_i и D_i является случайной.

Распределение длин прямолинейных участков движения представлены на рис. 20в.

Проведенная контрольная серия исследований в определении водителем величины предметов и расстояний до них при стационарном положении лунохода и ограничении максимального расстояния 15 метрами выявило следующие закономерности. Характер и величина погрешности в определении величины предметов оказались теми же, что при работе водителя по управлению лунохода /см. таблицу 20/. Величина же, ошибок по определению расстояний значительно снизилась /таблица № 20/.

Это, по всей вероятности, объясняется наличием марки-



ровочной сетки на стекле телеэкрана, которая помогает в определении расстояний до препятствий при небольших удалениях и стационарном положении лунохода.

Требует дополнительного исследования влияния дифферен- та лунохода и неровностей местности на эффективность определе- ния расстояний до предметов.

Анализ характера ошибок операторов в определении рас- стояний до предметов и камней по телеизображению местности показал, что имеет место выраженный сдвиг в сторону недооцен- ки расстояния по сравнению с фактическим.

Как видно из таблицы №19 из общего числа ошибок в оп- ределении расстояний до кратеров 42% ошибок было с положитель- ным знаком и 58% - с отрицательным.

Еще более выраженной эта тенденция оказалась при опре- делении расстояний до камней. Здесь ошибки с положительным знаком составили 32,5%, а с отрицательным 67,5%.

Аналогичной оказалась тенденция в определении высоты камней и величины кратеров. Так, все ошибки в определении кратеров оказались с отрицательным знаком, при оценке высоты камней с положительным знаком оказалось 44,4%, а с отрицатель- ным - 55,6%.

Повидимому, с аналогичной тенденцией придется иметь дело и в реальных условиях. Причем, если с точки зрения воз- никновения опасной ситуации недооценка расстояния является благополучным моментом, то недооценка размеров камней и кра- теров повышает вероятность возникновения опасной ситуации. Поэтому необходимо в ближайшее время провести интенсивную тренировку водителей по определению ими размеров предметов и расстояний до них с помощью штатного ТВ экрана.



Погрешности в определении водителем пути, пройденного машиной и количественные показатели потери ориентации не регистрировались, что исключает проведение анализа причин ОС типа III /см. таблицу 18 /.

Анализ скоростей движения лунохода.

На графиках /рис. 25 / сплошной линией показано среднее число ОС на единицу пути / $S_0 = 50\text{м}$ / в функции от скорости движения лунохода между остановками / $V_{\text{маш.}}$ / там же /пунктирной линией показана зависимость средней скорости между рубежами / $V_{\text{общ. ср.}}$ / от $V_{\text{маш. ср.}}$

Анализ графиков рис. 25 приводит к результату: применение II-й скорости движения при преимущественном использовании I-й, приводит к увеличению числа ОС примерно в 2 раза, в то время как общая средняя скорость возрастает на 15 - 25%.

Рекомендации по уменьшению числа ОС.

- I. Проведение специальных тренировок водителей для развития навыков достаточно точного определения расстояний и размеров препятствий. При этом должен быть определен объем дополнительной информации для повышения точности оценки водителя.
2. Разработка и практическая проверка методики оперативного построения топосхем и использование их водителем и командиром.



3. Тренировка водителей в правильной оценке выполнения элементов движения /длины прямолинейных участков, углов поворота/.
4. Разработка методики оперативного анализа ТМ информации для предотвращения попадания в ОС и тренировка операторов ПРГ и экипажа.



§ 5. Оценка состояния основных физиологических функций операторов.

Для контроля состояния основных физиологических функций операторов/пульса и дыхания/ во время выполнения задач по управлению луноходом использовалась следующая аппаратура: электрокардиограф - "ЭЛКаР-6", быстродействующий самописец "НЗ20-5" и пояса "Вега-2м" с кабелями отведения к каждому пульта управления. В пояса "Вега-2м" входят датчики дыхания /ДДК/ и электроды ЭКГ. С соответствующих разъемов пультов операторов проводится снятие сигналов физиологических параметров и развод их по регистрирующим приборам.

Регистрация названных параметров производилась одновременно с трех операторов. За время работы операторов проводилось 4 + 6 включений регистрирующих приборов.

Продолжительность каждого включения составляла 0,5 - 1,5 мин.

Состояние основных физиологических функций могут характеризовать как степень физиологического, так и психического напряжения. Поскольку в деятельности операторов по дистанционному управлению луноходом физическое напряжение практически отсутствует, сдвиги в состоянии пульса и дыхания, главным образом, характеризуют нервно-психическое напряжение.

Во время предыдущих тренировок операторов при



выполнении сложных заданий по управлению были выявлены сдвиги в частоте пульса до 120 - 130 уд/мин.

На данном этапе тренировок операторов полученные результаты по частоте пульса приведены в таблице 22.

Как видно из таблицы, максимальные сдвиги в частоте пульса у водителей были 96 уд/мин. /Л./ и 92 уд/мин. /К./, у водителей Д. и Ч. Максимальный сдвиг по пульсу достигал уровня соответственно 88 и 80 уд/мин.

У командиров величина максимального сдвига по пульсу была меньше, чем у водителей: 86 уд/мин у Ф. и 76 уд/мин. у Е.

У операторов ОНА пульс в максимальном значении был 80 уд/мин. у К. и 68 уд/мин. у С.

Уровень частоты дыхания был в пределах 14-20 в мин. В этом диапазоне оказалось 90% регистраций дыхания.

На основании полученных материалов можно сделать вывод, что степень эмоционального напряжения на последнем этапе тренировок была меньше, чем на предыдущем.

Это можно объяснить двумя моментами: общей адаптацией операторов к технике дистанционного управления и переходом к вождению лунохода полным составом экипажа.



§ 6. Сеанс схода с КТ (блок коррекции и торможения)

Цель: 1) по данным ТМ, МКТВ и ФТ определение условий схода (обстановка на местности, положение трапов);

2) определение времени, необходимого на получение и обработку панорам для принятия решения о сходе и времени схода.

Условия проведения сеанса. Объект устанавливался на макет КТ, высота которого соответствовала высоте КТ на необжитых посадочных стойках. Сеанс проводился по расписанию, приведенному на рис. 26, причем времена между отдельными операциями сокращались из-за более высокоопросной телеметрии на изд. "108" (100 Гц вместо 50 Гц) и отсутствия самих операций (отстыковка объекта, отстрел посадочных стоек и выпуск трапов).

Порядок проведения сеанса и результаты его проведения.

Сеанс проводился экипажем в полном составе. По гировертикали были получены данные о крене и дифференте лунохода. Крен $+4^{\circ}$, дифферент $+1^{\circ}$. По панораме местности, полученной с астротелефотометров штурманами было установлено, что оба трапа своими концами лежат на грунте, углы наклона передних трапов α_{n1} и α_{n2} равны и впереди препятствий для схода нет. На основании этих данных командиром было принято решение сходить вперед.

Выводы:

1. Время, которое потребовалось на снятие панорам, оценку обстановки и принятие решения составило $25^m 25^s$, что соответствует принятой программе.

2. Первоначальная установка ФТ камер должна быть:

Я198-I - окно камеры устанавливается вдоль оси $+U$ и вверх на 30° .

Я198-III - окно камеры устанавливать вдоль оси $-U$ и вверх к/м 221 ●



на 30^0 .

3. Для отработки сеанса схода по "инструкции по сходу", определения условий схода по МКТВ и определения времени, необходимого на расчет углов, предусмотренных инструкцией, необходимо провести еще ряд сеансов с имитацией различных положений КТ, трапов, лунохода и различных условий на местности.



ГЛАВА III. Оперативная фотограмметрическая обработка телевизионной информации.

§ I. Задачи навигации и вождения объекта, решаемые с помощью телевизионных панорам.

На объекте Е-8 установлены четыре оптико-механические телевизионные камеры "Я-198". Камеры разработаны предприятием п/я 4149. Эти камеры предназначены как для детального изучения отдельных участков лунной поверхности, так и для решения ряда навигационных задач. Основные из них следующие:

1. Определение условий съезда объекта с КТ.
2. Осмотр КТ;
3. Уточнение селенографических координат объекта.
4. Вождение и навигация объекта в аварийных ситуациях.

Схема размещения камер "Я-198" на объекте выбрана с учетом обеспечения решения именно этих задач. Две камеры, назовем их курсовыми, установлены горизонтально по бортам объекта и позволяют осмотреть после посадки объекта трапы КТ и стереоскопически проанализировать площадки съезда ^{трапами} за КТ.

Две другие камеры - обзорные. Они установлены так, что их оси панорамирования отклонены от вертикали, на 15° . Курсовые камеры "Я-198" на объекте имеют номера I и 3 /левая и правая по ходу объекта вперед/. Номера обзорных камер 2 /лево^и/ и 4 /право^и/ . Зоны обзора поверхности всеми четырьмя камерами "Я-198" показаны на рис. 27



Решение всех навигационных задач, кроме определения положения трапов КТ, выполняется с помощью топографических схем, составляемых по панорамам. Развертывание панорам в топосхемы во время работы объекта Е-8 должно выполняться оперативно. При этом обработку панорам, выполняемую в течении одного сеанса связи, назовем ~~оперативной~~ ^{экспресс - анализом} ~~оперативной~~. ~~Именно~~ ~~именно~~ ~~именно~~ будем называть обработку, проводимую между сеансами связи.

Во время ходовых испытаний объекта Е-8 при тренировке его экипажа по использованию телевизионных панорам ставились следующие задачи:

1. Опробирование графо-аналитических способов оперативного составления топосхем по телевизионным панорамам, разработанных ИКИ АН СССР.
2. Исследование точности составления топосхем и хронометража времени составления топосхем.
3. Изучение дешифровочных возможностей телевизионных панорам.
4. Исследование возможности использования панорам для вождения объекта в аварийной ситуации.
5. Опробирование графо-аналитического способа оперативного определения положения трапов КТ по телевизионным панорамам, разработанного ИКИ АН СССР.
6. Приобретение штурманами навыков в оперативной обработке панорам.

§ 2. Построение топосхем полигона по одиночным панорамам.

Во время ходовых испытаний было снято 17 обзорных панорам. Углы наклона камер при съемке составляли 10° , 14° , 16° , 18° . Все панорамы были получены при неблагоприятных условиях

освещения полигона /высоты Солнца были больше 40°. Регистра-
страция изображений производилась на ^{электро}химической бума-
ге. Качество регистрации хорошее и удовлетворительное.

Фрагменты панорам показаны на рис. 28, 29.

Обработка панорам выполнялась штурманами экипажа. Ме-
тодическим руководством при обработке служила "Инструкция
по оперативной фотограмметрической обработке панорам", раз-
работанная ИКИ АН СССР.

Для составления каждой топосхемы использовалась топо-
центрическая система координат S_0XYZ (рис 30), связанная
с соответствующей камерой. Начало её совмещалось с проек-
цией центра /проекции/ камеры на горизонтальную плоскость.
Координатная плоскость S_0XZ совмещалась с плоскостью глав-
ного вертикала. Ось аппликат S_0Z направляется по местной
вертикали, а ось абсцисс S_0X по направлению съемки.

Составление топосхем выполнялось с помощью трансфор-
мационных сеток. Эти сетки представляют собой изображение
сетки полярных координат, ^(рис. 31) определяющих положение точек в
плоскости S_0XY

Связь топоцентрических и полярных координат имеет вид:

$$\begin{aligned} x' &= D_T \cos \lambda \\ y' &= D_T \sin \lambda \end{aligned} \quad /1/$$

Координаты изображений x_n и y_n узлов сетки поляр-
ных координат на панораме определяются соотношениями:

$$x_u = \frac{1}{K_\alpha} \arccos \frac{D_T \cos \lambda \cos \alpha + Z_S \sin \alpha}{\cos \beta \sqrt{D_T^2 + Z_S^2}}$$

$$x_u = - \frac{1}{K_\alpha} \arccos \frac{D_T \sin \lambda}{\cos \beta \sqrt{D_T^2 + (Z'^S)^2}}$$

$$y_u = \frac{1}{K_\beta} \arccos \frac{D_T \cos \alpha - Z'^S \cos \alpha}{\cos \beta \sqrt{D_T^2 + (Z'^S)^2}}$$

где K_α, K_β - масштабные коэффициенты;

к/м 221

Z_S - аппликата центра проекции.



Система координат панорамы выбирается так, чтобы ось абсцисс её совпала со строкой, соответствующей плоскости главного вертикала.

Преобразование телевизионного изображения в топосхему заключается в переносе контуров изображения по соответствующим ячейкам трансформационных сеток с панорамы на схему. При этом в пределах одной ячейки осуществляется просто подобное масштабное преобразование изображения.

Для обработки телевизионных панорам, получаемых с объекта Е-8, изготовлен набор трансформационных сеток на прозрачной основе в диапазоне наклона камер углов от 0° до 50° с дискретностью 2° . Образец сетки представлен на рис. 31-а. ~~Штриховыми линиями показаны контуры участка полигона, соответствующие участку топографического плана.~~

~~Штриховыми линиями показаны контуры участка полигона, соответствующие участку топографического плана.~~

Результаты обработки панорам приведены на рис. 32 и 39. На этих рисунках показаны топосхемы участков полигона и соответствующие участки топографического плана полигона. Контура топосхем показаны на рисунках сплошными линиями. Штриховыми линиями отображены контура этого участка на топографическом плане.

Расхождение контуров одних и тех же участков полигона на топосхеме и топоплане характеризуют точность построения топосхем /ошибки топографического плана, построенного по результатам его теодолитной съемки можно считать пренебрегаемо малыми. Количество неопознанных на панораме образований и, следовательно, отсутствующих на топосхеме, характеризует дешифровочные возможности телевизионных панорам.



Оценки погрешностей построения топосх^ем собраны в таблице 23. Оценка дешифровочных возможностей панорам иллюстрируется таблицей 24 неопознанных препятствий.

Анализируя данные этих таблиц, можно заключить:

- 1/ на расстоянии 12м от объекта опознаются все непреодолимые препятствия;
- 2/ на расстоянии от 12м до 20м не опознаются кратеры диаметром до 3м и кратеры большего диаметра, если в угловом секторе обзора этого кратера попадает близлежащий кратер. Процент неопознанных образований от всех образований составляет 30%;
- 3/ в зоне, расположенной на расстоянии 20 - 30м опознаются в основном камни, число же неопознанных кратеров диаметром до 10м составляет 70%;
- 4/ средние ошибки определения положения контуров характеризуются такими величинами:
 - до 1,0м - на расстоянии до 12м;
 - 2,0м - на расстоянии до 20м;
 - 4,0м - на расстоянии до 30м.

Полученные данные позволяют сделать такие выводы о возможности использования телевизионных панорам:

- 1/ при осмотре КТ маршрут движения объекта должен выбираться так, чтобы расстояние между поворотными точками маршрута не превышало 8-10м;
- 2/ при использовании одиночных панорам для вождения объекта расстояние между точками съемки поверхности на маршруте не должны превышать 12м;



3/ для покрытия какого-либо участка поверхности сплошной съемкой с целью составления общей топосхемы этого участка расстояния между точками съемки могут быть 15-20м.

Хронометраж составления панорам показал, что оперативная обработка одной одиночной панорамы занимает 5-10 мин.

Во время ~~оперативной~~ оперативной обработки составляется топосхема лишь части панорамы, намеченной при просмотре её во время регистрации. На этой части панорамы изображается тот участок поверхности, который свободен от непреодолимых препятствий и наиболее близок по азимуту к заданной линии пути.

Экспресс - анализ
~~оперативная обработка~~ одной панорамы занимает 20-30м в зависимости от её топографической нагрузки.



§ 3. Построение топосхем по перекрывающимся панорамам.

Точность топосхем, построенных на участки поверхности, отстоящие от объекта на 12м и более неприемлема для решения задач навигации и вождения объекта. Причина этого заключается в отличии реальной поверхности от плоскости, перпендикулярной вертикали объекта.

Исключить влияние этого фактора можно только построением топосхем по перекрывающимся панорамам. Под перекрывающимися панорамами будем понимать панорамы с изображением одних и тех же участков поверхности.

При построении топосхем используется единая топоцентрическая система координат. Положение каждой точки поверхности определяется как точка пересечения соответствующих сканирующих лучей. Графо-аналитическое определение положения заснятой на двух панорамах точки распадается на определение её топоцентрических плановых /абсциссы и ординаты/ ~~и~~ /координат и высоты /аппликаты/.

Плановое положение точки при этом находится как точка пересечения проекций сканирующих лучей на горизонтальную плоскость.

С помощью перспективных сеток, используемых для построения топосхем по одиночным панорамам, можно определить направление проекции сканирующего луча относительно направления съёмки-линии пересечения плоскости главного вертикала с горизонтальной плоскостью.

Взаимную ориентацию направлений съёмки наиболее просто при графоаналитическом построении топосхемы можно опреде-



лить по точкам, попадающим в зоны тройного перекрытия панорам. При этом условием взаимного ориентирования направлений съемки будет пересечение в одной точке трех проекций соответствующих сканирующих лучей.

Для обработки методики построения топосхем по перекрывающимся панорамам были использованы телевизионные панорамы полигона, полученные при ходовых испытаниях объекта как одной, так и двумя бортовыми камерами.

Съемка полигона выполнялась с базисов различной длины: 0,5м; 2м; 5м; 10м; 30м. Базис 2м соответствует постоянному базису установке камер на объекте.

Анализируя полученные панорамы с целью изучения возможностей стереоскопичного дешифрирования перекрывающихся панорам можно заключить, что во-первых, наилучшие условия для стереоскопического просмотра создаются при съемке одного и того же участка местности одной и той же камерой с базиса 0,5м + 1м; во-вторых все перекрывающиеся части панорам, полученных одновременно двумя бортовыми обзорными камерами, существенно разнятся по качеству записи, а это в значительной мере затрудняет стереоскопический просмотр перекрывающихся частей панорам.

При дешифрировании перекрывающихся панорам было установлено, что при съемке с базисов, больших 5м затруднена, а порой и просто невозможна идентификация одних и тех же образований на двух панорамах. Это объясняется значительным изменением ракурса съемки и масштаба изображения. Этими же причинами объясняется невозможность стереоскопического просмотра панорам на расстоянии до 30м, снятых с



базисов 4-10м. На больших расстояниях из-за падения разрешения изображения при регистрации его на ^{электро}~~фото~~химической бумаге стереоскопический просмотр поверхности вообще невозможен.

Поэтому, для идентификации одних и тех же образований в перекрывающихся частях панорам были использованы топосхемы, составленные по одиночным панорамам. На этих топосхемах идентификация одних и тех же образований производится по их взаимному расположению.

При построении топосхемы полигона по перекрывающимся панорамам были опробованы различные варианты, которые позволили наметить наиболее целесообразную схему съемки.

^{должна начинаться}
Съемка ~~начинается~~ с базиса длиной 4-6м, одновременно двумя бортовыми камерами. Последующие съемочные базисы увеличиваются до 10-12 метров. Съемка выполняется также двумя бортовыми камерами.

Обработка начинается с построения топосхем, идентификации и нумерации одних и тех же образований. Одновременно ведется журнал горизонтальных углов на выбранные, наиболее характерные образования.

Затем на топосхему наносятся проекции камер во время второй съемки и границы возможных мест проекций камер при первой и второй стоянке. Эти границы наносятся по результатам счисления пути объекта и курсовым углам его во время съемки. Курсовые углы определяются по отношению к исходному направлению движения. На плане наносятся по горизонтальным углам линии направлений съемки при второй стоянке объекта и проекции сканирующих лучей. ~~_____~~

Направление съемки и проекции сканирующих лучей панорам при первой и третьей стоянках наносятся на отдельные листы кальки. Затем эти листы укладываются на план и ориентируются так, чтобы проекции каждой тройки соответствующих лучей пересеклись в одной точке. После этого точки стоянок и линии направлений съемок переносятся на план.

Панорамы, полученные с четвертой и последующих точек съемки, ориентируются по опознанным на них и определенным на предыдущих панорамах характерным точкам рельефа. Затем выполняется построение топосхемы всего полигона. Для этого заново составляются схемы по одиночным панорамам. При этом в положение контуров вводятся поправки по определенным уже в плане характерным точкам рельефа. Такие ~~схемы или планы~~ уточненные одиночные топосхемы укладываются на общую топосхему. После этого плановое положение контуров, попадающих в перекрывающиеся части панорам, определяются графической засечкой. При этом для определения положения кратеров наносятся угловые секторы, соответствующие их изображениям на панорамах. Сам кратер определяется как вписанная в зону пересечения этих секторов окружность /см. рис. 40 /.

На участки поверхности, не попадающие в зоны перекрытий панорам, топосхема составляется простым перенесением контуров с одиночных топосхем.

На рис. 41 показана топосхема части полигона, составленная по перекрывающимся панорамам. Номера образований, полученные засечкой по двум и более панорамам подчеркнуты. Штрихами на топосхему нанесены контуры образований полигона, снятые с топоплана.

к/м 22I●



Максимальная ошибка в определенном положении контуров, определенных по двум панорамам, составляет 3м. Эти погрешности относятся к образованиям ~~линиями~~, /, качество изображений которых на панорамах было неудовлетворительное.

Максимальные погрешности в определении четких образований /камней/ достигают 2м при удалении их от мест стоянки объектов от 25м до 50м.

Время составления топосхем на участок 2400 м² составляет 30 чел./часов.

Для обеспечения составления топосхемы за 12-15 часов, работа должна выполняться группой из 3-4 человек. Для исключения субъективных ошибок целесообразно топосхему выполнять параллельно двумя группами по одним и тем же материалам.

По сравнению с электрохимической бумагой закрытая запись обеспечивает более высокое качество панорам, что приведет к расширению зоны уверенного опознавания препятствий и стереоскопического просмотра, а следовательно, измерений с малыми ошибками.

При проведении последующих испытаний СДУ необходимо отработать методику фотограмметрической обработки результатов закрытой записи.

При разработке сеанса схода следует, по возможности, предусмотреть съемку панорам приборами Я198П и IY с КТ/до схода/. Более высокая точка съемки увеличивает число опознанных препятствий - т.е. своевременно может быть получен и обработан материал для осмотра КТ в следующем **после** схода сеанса.

§ 4. Определение условий съезда объекта с КТ.

Условия съезда объекта с КТ определяются положением трапов КТ и топографическими характеристиками площадки съезда, т.е. участка поверхности непосредственно за трапами размером, достаточным для маневрирования объекта.

Для осмотра трапов и площадки съезда установлены курсовые панорамные телевизионные камеры "Я-198".

При определении положения трапов конечными данными для выбора направлений съезда должны быть углы дифферента и крена объекта при съезде его по трапам. Точность определения этих углов или суммарного угла наклона объекта, зависит от того, насколько он близок к критическому. Во всех случаях общий угол наклона объекта в сумме с предельной ошибкой его определения, взятой по модулю, не должен превышать критическое значение этого угла.

При изучении топографических характеристик площадок следует определить наличие непроходимых для объекта препятствий и их взаимное расположение. Это изучение выполняется по топографической схеме площадок съезда, которая должна быть составлена в результате ^{оперативной} ~~аэрофото~~-обработки панорам, полученных курсовыми панорамными камерами сразу после посадки объекта.

При наземных испытаниях объекта были сняты несколько курсовых панорам с объекта, находящегося на макете КТ. Фрагменты ~~таких~~ ^{такой} панорамы приведены на рис. 42.

Обработка панорам выполнялось штурманами экипажа в соответствии с "Инструкцией" (см. выше §1), составленной ИКИ АН СССР.

к/м 221●

Оценка положения трапов заключается в нахождении углов панорамирования на концы трапов и определении по ним углов дифферента и крена объекта. Углы панорамирования позволяют с помощью специальной номограммы определить угол наклона каждого трапа в системе координат КТ.

Время затрачиваемое на определение положения трапов составляет 10 мин. Погрешность определения углов наклона трапов не превосходит 1° . Общий угол наклона объекта при съезде будет определен с такой же точностью.

Положение местных предметов и образований рельефа находится как пересечение проекций соответствующих сканирующих лучей на горизонтальную плоскость. Направление проекций сканирующих лучей относительно базиса съемки находится с помощью трансформационных сеток. Набор таких сеток изготавливается на прозрачный основе для различных углов крена объекта с дискретностью 5° . Фрагмент одной из таких сеток показан на рис. 43.

Дешифрирование курсовых панорам с целью обнаружения препятствий выполняется стереоскопически. Контура отдешифрированных препятствий "поднимаются" на панорамах мягким карандашом.

Топосхема площадки съезда, показанной на приведенных /см. рис. 42 / панорамах, изображена на /рис. 44 /.

Время, необходимое для развертывания курсовых панорам в топосхемы, составляет 20 - 30 мин.



§ 5. Вожение объекта по телевизионным панорамам.

Во время наземных испытаний вождение объекта по телевизионным панорамам выполнялось в условиях, имитирующих одну из возможных аварийных ситуации.

Эта ситуация характеризуется:

1/ Ненормальной работой курсовых телевизионных камер МКТВ,

2/ Отсутствием телеметрической информации о пройденном пути и углах поворота объекта.

Перед штурманами экипажа ставилась задача вождения объекта при решении следующих задач:

1/ Съезд с КТ,

2/ Осмотр КТ,

3/ Отход от КТ в определенном направлении.

Определение условий съезда по курсовым телевизионным панорамам выполнялось в соответствии с методикой, изложенной в предыдущем параграфе. Топографическая схема площадок съезда, составленная по курсовым и одной обзорной панорамам приведена на рис. 45. По схеме определено, что прямо по курсу на расстоянии 10м находится кратер диаметром 8м, сзади на расстоянии 12м группа одиночных камней высотой до 0,5м.

Движение возможно в обе стороны.

В целях большей безопасности движения и обеспечения лучших условий осмотра КТ принято решение: произвести съезд объекта назад на 5м.

к/м 221.



Ошибки, прохождения заданных отрезков пути /I2 - I4м/ не превышали ± 2 м.

Можно сделать вывод, что счисление пути и углов поворота по времени и скорости движения, с достаточной степенью точности, возможно, но только для небольших отрезков /I2 - I4 метров/ с последующим контролем правильности отработки задания по панорамам.

Время, необходимое в каждом цикле от съемки панорам до выдачи рекомендаций для движения, принятие решения и выполнение его складывается из:

- 1/ Съемки обзорных панорам - 20 мин,
- 2/ Обработка панорам - 10 - 15 мин.,
- 3/ Выдача рекомендаций /доклад обстановки командиру/ и принятие решения командиром экипажа - 2-3 мин.,
- 4/ Выполнение принятого решения - 3-4 мин.

Общее время цикла 35 - 45 мин.

Выполнение упражнения по вождению объекта по панорамам показало, что скорость передвижения объекта при этом составляет 18 - 20 м/час. За сеанс связи можно рассчитывать на передвижение объекта на расстоянии до 50м.

Следует отметить, что движение с использованием панорам может оказаться единственно возможным способом в определенных аварийных ситуациях. Поэтому, следует включить в программу работы объекта выполнение специальных маневров, обеспечивающих определение средней скорости передвижения и скорости поворота в реальных условиях.

После съезда с КТ /в точке стоянки I/ произведен осмотр КТ одной курсовой и одной обзорной камерой.

Обзорная панорама была развернута в топосхему /рис. 46 /. По схеме было принято решение: развернуться на 100° , пройти 12м, развернуться на 180° и произвести съемку обзорной камерой.

По результатам обработки панорамы, снятой в точке II, принято решение развернуться на 75° вправо и пройти 12м /см. рис. 47 /.

В точке III выполнена съемка обзорной панорамы. После составления топосхемы было выяснена возможность после поворота на 40° влево, прохождение участка длиной 14-16м и выход в точку IV /см. рис. 48 /.

Точка IV была конечной точкой маршрута. Счисление пройденного пути и углов поворота производилось по скорости движения и угловой скорости поворота объекта с учетом времени движения.

Совместная обработка всех полученных панорам позволила оценить правильность отработки принятых решений.

В результате обработки оказалось, что отработка поворотов по времени выполняется с достаточной точностью. Однако, возможным грубые ошибки в определении времени движения. Так например, при вождении при панорамам поворот был выполнен на 90° вместо 100° /см. рис. 49 /.

к/м 221

Раздел III. ОЦЕНКА КОМПЛЕКСА СДУ И РЕКОМЕНДАЦИИ.

Г Л А В А I

ОЦЕНКА КОМПЛЕКСА СДУ§ I. Программа оперативной обработки ТМ параметров

Оперативный анализ телеметрируемых параметров систем лунохода при комплексных тренировках экипажа осуществлялся группой в количестве 6 человек (2 бортинженера и 4 оператора). Количество телеметрируемых параметров - 30. Регистрация их проводилась на штатной станции МА-9-МК. Перечень указанных параметров и таблица набора их на блоках графических регистраторов показана в таблице 25. Как показал опыт практической работы, указанная таблица набора ТМ параметров не удобна. Крен, дифференциал и токи тяговых электродвигателей записываются на разных ГУ, что затрудняет оперативный анализ условий движения и увеличивает количество операторов, производящих дешифровку ТМ информации.

Запись сигнала с курсового гироскопа в режиме I:4 не удовлетворяет требованиям к точности оперативного определения курса и тем самым точности прокладки маршрута движения лунохода.

Эти недостатки отсутствуют у кроссировки в соответствии с таблицей № 26. Такое распределение ТМ параметров на ГУ значительно облегчает оценку и анализ тех или иных параметров. В указанной таблице все токи электродвигателей левого борта размещены на I, 2, 3 и 4й дорожках ГУ-1; токи электродвигателей правого борта подобным образом размещены на ГУ-2 одной стойки ПРГ. На тех же ГУ записываются крен и дифференциал. Подобное сов-

к/м 221 ●



мещение параметров позволяет одному опытному оператору снимать и оценивать сразу 10 оперативных параметров движения об"екта.

Так, например, в случае наезда левым или правым бортом или хотябы одним из колес на какое-либо из препятствий (это видно по выбросам токов тяговых электродвигателей) опытный оператор, сопоставив характер изменения токов в этот момент с креном и дифферентом об"екта, может сделать вывод о характере препятствия (камень, кратер, гряда камней). Кроме того, имея тарировку выбросов токов, оператор сможет приблизительной оценить размер препятствия.

к/м 22I •



Для удобства в работе штурманской группы такие параметры, как курс и пройденный путь совмещены на одной дорожке и регистрируются на одном ГУ в режиме 1:1. Выбранный режим работы повышает точность регистрации в четыре раза.

Для надежного и точного счисления пройденного об"ектом пути штурманской группой, кроме пройденного пути шестым колесом (ПП-6)-ГУ-3, выводится пройденный путь третьим колесом (ПП-3) и девятым колесом (ПП-9) на ГУ-4.

Важным моментом в данной кроссировке является регистрация параметров дозированных поворотов (ДОП1, ДОП2, ДР5°, ДР20°) на соседних дорожках одного графического регистратора. Такое размещение указанных параметров позволяет опытному оператору быстро определить начало и конец дозированных поворотов, а также непрохождения команды "стоп" по окончании дозированного поворота. Последняя ситуация является очень опасной, т.к. может привести к аварии при нахождении об"екта вблизи препятствия (кратер, камень больших размеров).

Кроссировка параметров остронаправленной антенны на одном графическом устройстве создает удобства для оперативного контроля управления антенной и определения положения антенны.

Исходя из анализа таблицы № 26^б предлагается программа набора оперативных параметров на графических устройствах (таблица № 27^а) при работе лунохода на поверхности Луны.



В графе 5 зарегистрированы фактические ситуации, наблюдаемые визуально при движении объекта по полигону.

В графах 6-10 приводятся результаты телеметрических измерений параметров движения объекта. В графах 7 и 8 указаны максимальные значения крена и дифферента при соответствующей ситуации.

При определении увода объекта по курса (графа 9) не принимался во внимание постоянный увод объекта, связанный с конструктивными особенностями изделия 108 (неравномерное распределение весовой нагрузки на борта, неидентичность тяговых характеристик двигателей мотор-колес. Фиксировался только увод объекта за счет наезда его на различные препятствия (одиночные камни, гряды камней, кратеры и т.д.).

В графе 10 указано увеличение времени на выполнение дозированных поворотов при наличии препятствий (камни, неровности грунта, кратер и др.)

В графе 11 приводятся ситуации, определенные после специального анализа телеметрической информации, который заключался в тщательном измерении всех параметров движения, в сопоставлении их друг с другом и в выявлении динамики изменения этих параметров.

В графе 12 дана краткая оценка работы операторов графических устройств по оперативному определению сложившейся ситуации движения объекта.

На основании данных таблицы 29 составлена таблица 30, в которой записаны наиболее характерные, часто встречающиеся ситуации при движении лунохода.

Как видно из таблицы 30 при движении объекта были визуально зафиксированы 12 наиболее характерных ситуаций (графа 2).

Указанные ситуации распознавались группой бортинженера по величинам телеметрируемых параметров движения и по характеру их



изменения. Следует заметить, что каждой конкретной ситуации соответствует вполне определенный характер изменения тех или иных параметров.

Если указанные признаки носили явно выраженный характер при прохождении об"ектом через препятствие, то такая ситуация определялась оперативно (графа 5). Определить оперативно ситуацию означает, что оператор сам определяет обстановку движения (наезд на камень, гряду камней, въезд в кратер и т.д.) в течении времени, за которое можно принять решение на дальнейшее движение.

Однако, из-за недостатка опыта у операторов графических устройств не всегда удавалось определить ситуацию оперативно, хотя ранее указанные признаки были явно выражены. В таких случаях проводился специальный анализ (гр.4).

При выполнении поворотов на месте встречались опасные для лунохода случаи попадания камней между колес или наезд ступицами колес на препятствия, которые не имели явно выраженных признаков на телеметрической записи.

С другой стороны такой же поворот на ровном участке местности при отсутствии видимых препятствий иногда сопровождался выбросами токов двигателей колес до 7,2 а, что почти в 3 раза превышает средние значения и вызвано специфическими свойствами грунта полигона.

Имея такую информацию, можно сделать ложный вывод о наличии крупного препятствия. Для исключения подобных случаев бортинженер должен получать предварительную информацию о характере местности и обстановке перед луноходом, которая может быть выдана по нескольким каналам:

- непосредственно от водителя, при оценке им ситуации через СПУ;



- от командира экипажа по ГГС;
- с ВКУ, установленного перед одним из бортиженеров.

Каждый из указанных способов имеет свои достоинства и недостатки, но выбор наиболее целесообразного требует дополнительного изучения при последующих комплексных тренировках экипажа.

Другими важными факторами, повышающими оперативность и достоверность распознавания всевозможных ситуаций, возникающих при движении лунохода являются следующие:

1. Глубокое понимание логики работы бортовых систем и смысла телеметрируемых параметров членами группы бортиженера;
2. Хорошая натренированность этой группы в оперативном анализе характерных изменений параметров для каждой конкретной ситуации;
3. Накопление при последующих тренировках экипажа статических данных, их всесторонний анализ и подробное изучение.

Данные таблицы № 29 позволяют сделать предварительные выводы о возможности оперативного определения обстановки движения по данным телеметрии и выработать некоторые рекомендации по распознаванию препятствий.

Оперативно определяются следующие ситуации:

1. Проезд бортом через одиночный камень высотой более 15 см. на первой и второй скорости.
2. Остановка бортом на камне тех же размеров, если он был пройден двумя или тремя колесами.
3. Проезд через кратер и остановка в нем, если суммарный угол крена и дифферента превышают 10° .



4. Проезд через гряду камней высотой более 20 см.
5. Непрохождение "стоп" при выполнении дозированных поворотов.
6. Непрохождение команд на движение, поворот и "стоп", выдаваемых водителем при наличии предварительной информации о их выдаче.
7. Срабатывание защиты по крену, дифференту или токам колес после подтверждения о том, что команда "стоп" водителем не выдавались.
8. Непрохождение команды "стоп" при старт-стопном режиме движения.

Оперативное распознавание препятствий основано на выявлении ряда характерных признаков на телеметрической записи, которые перечислены ниже.

1. Проезд бортом через одиночный камень характеризуется последовательными во времени выбросами токов двигателей мотор-колес соответствующего борта, наличием крена, дифферента и увода лунохода по курсу. В зависимости от размеров камней эти выбросы изменяются от едва различимых для препятствий высотой 10 см. до весьма значительных, близких к пределу срабатывания защиты по току для препятствий выше 25 см. Крен и дифферент становятся заметны только при проезде через камень высотой более 15 см. Причем крен изменяется только в одну сторону (положительный при наезде на камень левым бортом или отрицательный при наезде правым). Дифферент имеет меньшие значения, чем крен и запись его на телеметрической ленте напоминает синусоиду: вначале идет положительная *полуволна* (дифферент на корму), а затем от-

рицательная (дифферент на нос). Заметный по ТМ увод по курсу наблюдается только для камней выше 15 см.

Остановка на камне определяется по тем же признакам, но в данном случае описанный выше характерный цикл изменений этих параметров будет не завершен на момент остановки лунохода. Именно поэтому затруднено определение остановки объекта на камне при переезде последнего только одним колесом, т.к. объем информации, необходимой для распознавания ситуации недостаточен.

П. Проезд лунохода по кратеру также имеет характерный набор признаков, основными из которых являются значительные изменения крена и дифферента. Выбросы токов мотор-колес выражены, как при переезде через камень. В зависимости от размеров кратера, направления его проезда, наличия или отсутствия выступающей кромки, состояния грунта и других условий в значительной степени изменяется характер изменения параметров движения объекта, а часть признаков вообще может отсутствовать.

Детальный анализ материалов регистрации ТМ параметров в моменты преодоления кратеров показал, что наибольшее влияние на характер их изменения оказывает направление проезда кратера. Можно выделить 3 типовых случая проезда через кратер, которые имеют сходную группу признаков, мало зависящих от остальных факторов, указанных выше.

1) Проезд по центру кратера:

- наличие значительного дифферента, (отрицательного при въезде и положительного при выезде);
- отсутствие крена или незначительная его величина;
- групповые незначительные выбросы токов двигателей 3, 4, 5, 6^{га}
- мотор-колес при въезде в кратер и выезде из него и 1, 2, 7, 8 мотор-колес при прохождении дна кратера.

2) Проезд по склону кратера с заездом в него колесами обоих бортов:

- дифференциал имеет тот же характер изменения, как и для первого случая, но его величина значительно меньше;
- крен может достигать значительной величины одного знака;
- незначительные хаотические выбросы токов двигателей мотор-колес при въезде в кратер и выезде из него;
- на сыпучем грунте возможен увод объекта по курсу в сторону центра кратера.

3) Проезд по кратеру колесами одного борта:

- дифференциал незначительный, отрицательный при заезде и положительный при выезде из кратера;
- крен может иметь широкий диапазон изменений, знак положительный при въезде в кратер правым бортом и отрицательный при въезде левым бортом;
- незначительные хаотические выбросы токов колес, проезжающих по кратеру борта.

Увод лунохода по курсу не является постоянным признаком данной ситуации.

Остановка в кратере определяется в основном по остаточным значениям крена и дифференциала в момент остановки лунохода.

III. При проезде через гряду проходимых камней наблюдаются:

- последовательные во времени выбросы токов 1 и 2, 3 и 4, 5 и 6, 7 и 8 мотор-колес;
- изменения дифференциала как и при перезде через одиночный камень, но они имеют большую величину при одинаковой вы-



- соте препятствий ;
- незначительные хаотические изменения крена в обе стороны от нулевого положения.

Однако, если размеры препятствий незначительны и на телеметрической записи нет явно выраженных характерных признаков их прохождения, оперативная оценка обстановки движения затруднена и может быть определена только после специального анализа телеметрической информации.

К таким ситуациям можно отнести следующие:

1. Движение по россыпи проходимых камней ;
2. Наезд ступицами колес на камни, при котором не наблюдается явно выраженный увод лунохода по курсу.
3. Проезд через одиночный камень и остановка на нем, если его высота находится в пределах от 10 до 15 см,
4. Проезд по кратеру и остановка в нем при суммарных углах крена и дифферента от 5° до 10° .
5. Проезд через гряду камней с размерами от 15 до 20 см.

Необходимо отметить, что значительные отличия динамических свойств изделия ИО8 и боевой машины в лунных условиях, ограниченный об"ем телеметрируемых параметров и отсутствие возможности проведения тренировки с опросностью ТМ информации 200Гц и 50 Гц не позволили приблизить работу группы оперативного анализа к реальным условиям. Поэтому приведенные выше выводы следует считать предварительными, требующими уточнения в ходе боевой работы.

к/м 221 ●



Учб 312/5 пр 7

Лист 86

§ 2. Анализ системы дистанционного управления по данным телеметрической информации

Для определения номинальных значений токов тяговых электродвигателей при движении об"екта в условиях полигона в/ч 14109 была проведена обработка нескольких заездов. Результаты обработки помещены в таблице №28. Эти данные необходимы бортиженерам при анализе различных ситуаций и позволяют подсчитать энергопотребление шасси об"екта.

Таблица № 28

№ мотор- колеса	Среднее значение тока на равном участке полигона при прямолинейном движении об"екта (α)		Среднее значение то- ка при дози- рованных по- воротах (α)	Максимальное значение то- ка при дози- рованных по- воротах (α)
	I скорость	II скорость		
1	1,25	2,1	1,92	2,46
2	0,98	1,7	2,05	2,67
3	0,82	1,2	2,1	2,62
4	1,0	1,4	2,3	2,86
5	0,7	1,3	2,8	3,53
6	0,81	1,54	2,43	3,05
7	1,0	2,2	2,21	3,13
8	1,16	1,7	2,4	3,42
Суммарное значение токов (α)	7,72	13,14	18,21	-

В таблице 29 представлены результаты работы группы бортиженеров по оперативному анализу телеметрической информации при комплексной тренировке экипажа. Вся информация, полученная в результате комплекса тренировок, привязана к машинному времени станции МА-9МК (графа 4). Начало отсчета привязано к началу выполнения упражнения.

к/м 221



§ 3. Особенности управления остронаправленной антенной

Целью тренировки операторов ОНА было:

- приобрести навыки в оперативном наведении ОНА;
- выявить причины, вызывающие уменьшение (пропадание) сигнала;
- отработать взаимодействие оператора ОНА со всеми членами экипажа;
- дать оценку работы блока БКА-С и привода антенны.

Для тренировки операторов в наведении ОНА в качестве имитатора антенны использовался солнечный датчик (ДКО) с диаграммой направленности (рис. 50) $P_{0,5} = \pm 12^\circ$. Управление ОНА осуществлялось как сигналами, поступающими с БАШ в режиме "совместный поворот", так и командами, выдаваемыми оператором ОНА с пульта ДУ-003 в режиме "раздельный поворот" при уменьшении сигнала до уровня $P = 0,6 P_{max}$. При движении лунохода команды на доворот ОНА не выдавались, так как непрерывное движение было незначительным по времени и пройденному пути.

В результате тренировки было установлено:

1. При совместном дозированном повороте "ДОП-20°" поворот лунохода происходит на $22,5^\circ$ *, а ОНА - на 20° , то-есть рассогласование по углам поворота составляет $2,5^\circ$. С увеличением числа совместных односторонних поворотов рассогласование растёт. Это приводит к резкому уменьшению сигнала (рис. 51). Чередование совместных дозированных поворотов "ДОП-20°" (вправо, влево) исключает это рассогласование, и уровень сигнала восстанавливается.

ж)

Допуск на дозированный поворот в летных образцах $\pm 2^\circ$.

к/м 221 ●

2. При комбинации дозированных поворотов (ДОП-5°, ДОП-20°) установлено, что если при наведении антенны уровень максимального значения сигнала соответствует замыканию ламели от пятиградусного (5°) кулачка, то после выдачи команды "ДОП-20°", как при совместном так и раздельном поворотах, привод ОНА отрабатывает недостающее количество градусов до ближайшего двадцатиградусного контакта (конструктивные особенности привода ОНА).

Уровень сигнала при этом, естественно, падает. Отмеченный конструктивный недостаток снижает оперативность наведения ОНА. Рассмотрим одну из характерных комбинация.

В режиме "совместный поворот" выдаются последовательно команды "ДОП-5°" вправо и "ДОП-20°" влево. После первой команды луноход поворачивается на 5° вправо, а ОНА отрабатывает 5° влево; после второй команды луноход осуществляет поворот на 25° влево, а антенна - на 5° вправо. При такой комбинации поворотов уровень сигнала падает почти до нуля.

3. Так как наведение ДКО осуществлялось по Солнцу, то в работе необходимо было учитывать уход Солнца по азимуту и углу места на данный момент в начале упражнения и значительно реже в процессе движения лунохода. За время выполнения упражнения уход Солнца был незначительным (рис. 52).

Таким образом, основными факторами, влияющими на изменение величины сигнала являются:

- последовательные совместные дозированные повороты "ДОП-20°" в одну из сторон (вправо, влево);
- комбинация дозированных поворотов (ДОП-20°, ДОП-5°) как при совместном, так и раздельном режимах.

Частота повторения указанных факторов представлена диаграммой (рис. 53)

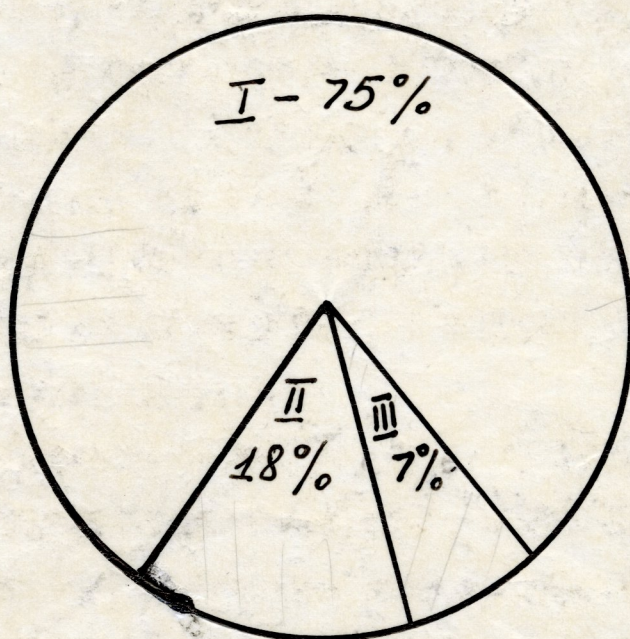


Рис. 53

где:

I - комбинация совместных и отдельных дозированных поворотов,

II - последовательные совместные односторонние повороты ОНА,

III - прочие случайные факторы.

Для проведения одного дозированного поворота ОНА необходимо выдать 4-разовые команды (РК):

"Раздельный поворот", "ДОП-5°", ("ДОП-20°"), **"Вправо"** ("Влево")

"Стоп". Среднее время одного дозированного поворота ОНА составляет 12-14 сек. Около 50% этого времени уходит на выдачу одной команды "раздельный поворот", так как данная команда непосредственно с пульта ДУ-003 не выдается. (Команда выдается по запросу командира экипажа с пульта С-615).

Процесс одноразового наведения ОНА для получения максимума 221



мального сигнала называется циклом. Среднее число таких циклов при выполнении экипажем упражнения равно 5 (5 циклов). Число команд, приходящихся на один цикл ОНА, в среднем равно 12 (12 команд).

Среднее время одного цикла ОНА, ~~_____~~, то-есть получения максимального сигнала составляет 35-40 сек.

Однако, этот результат получен без наличия автоматической связи сигнала ОНА с изображением на ВКУ. Введение указанной связи (включение наземного комплекса МКТВ и ввод сигнала ОНА через "шумовую стойку") может увеличить количество отдельных дозированных поворотов ОНА в течение упражнения и тем самым существенно изменить временные характеристики работы оператора ОНА.

В целом комплексная тренировка позволила операторам ОНА получить навыки в наведении антенны, выявить факторы, влияющие на изменение сигнала, выработать методику наведения остронаправленной антенны.

РЕКОМЕНДАЦИИ:

1. Для дальнейшего совершенствования методики и навыков наведения ОНА необходимо проводить комплексную тренировку экипажа с обязательным включением наземного комплекса аппаратуры МКТВ и "шумовой стойки".
2. При соответствующей доработке блока БКА-С исключается необходимость выдачи команды "раздельный поворот", что значительно сокращает время оперативной работы оператора по наведению антенны.

к/м 221



3. В дальнейшем необходимо исследовать и оценить характер изменения сигнала ОНА при различных углах крена и дифферента дунохода.

к/м 221 ●



§ 4. Некоторые особенности работы штурманской группы

Тренировка штурманской группы на специальном полигоне проводилась с целью закрепления навыков по обеспечению работ по объекту.

Работа штурманской группы состояла из трех частей:

- а) Работы, связанные с определением условий с"езда с КТ, осмотра КТ, движение по определенному маршруту, построение топо-схем и топоплана по данным, полученным при дешифровке панора-м.
- б) Работы по оперативному счислению пути, прокладке маршрута движения.
- в) Работы по выбору маршрутов движения при комплексных трени-ровках экипажа.

Весь об"ем работ по пункту "а", применяемая аппаратура, а так же выводы, полученные в результате тренировок в достаточ-ной степени описаны в главе III раздел II. Методика счисления пути, точность работы штурманской группы при счислении пути и прокладка маршрута движения даны в главе II раздел II § 3.

В процессе вождения, при отсутствии телеметрии, штурманы производили счисление пути по скорости движения об"екта (0,3 м/сек - I скорость и 0,6 м/сек - II скорость), угловой ско-рости поворота (12° /сек) и времени движения.

В таком режиме выполнялось счисление пути при отработке упражнения движения по замкнутому маршруту. Оно показало, что истинная трасса движения и полученная по прокладке имеет сущест-венное отличие. Это отличие появляется с начала движения и уве-личивается к концу. Отклонения в углах и расстояниях в конеч-



ной точке были значительными. Такое счисление пути не обеспечивает точность прокладки маршрута и может применяться в аварийной обстановке, выразившейся в отказе телеметрии, только в том случае, если будет производиться дополнительный контроль и уточнение маршрута по панорамам. (смотри главу III раздел II).

В дальнейшем прокладка маршрута проводилась только по телеметрии. Для этого в масштабе 1:4 на ГУ регистрировались: курс, пройденный путь и токи по 3-му и 6-му колесам. (Вывод ТМ параметров по 2м колесам необходим для надежного контроля пробуксовки колес). С"ём показаний углов поворота и пройденного пути производился оператором дешифровщиком вручную, результаты выдавались устно через бортиженера по ГТС штурману.

На рабочем месте штурмана установлены стрелочные указатели и графические регистраторы курса и пройденного пути, но в работе по прокладке маршрута они применения не нашли из-за того, что сама их конструкция не позволяет оперативно и с достаточной точностью считывать путь и углы поворота объекта. Стрелочные приборы вносят дополнительную ошибку:

5° по углу поворота и 1,2м по пройденному пути.

При работе по-экипажно счисление пути одним штурманом при данном техническом обеспечении и данной методике, даже при незначительной скорости движения, невозможно. Эта работа требует постоянной занятости двух штурманов и исключает возможность оперативного нанесения на прокладываемом маршруте движения тех образований на поверхности, которые могут стать препятствиями во время движения. С целью увеличения эффективности работы штурманской группы необходимо использовать комплекс СТИ-90М - Минск 222 по автоматизированной обработке телеметрической информации при движении объекта с выводом конечных результатов на двухкоординатный построитель (ДРП). Этот комплекс можно использовать на 221



пользовать только при условии, что будет выведено на телеметрию не только наличие движения и пройденный путь, но и направление вращения колес (учет движения "назад"). Для использования данного комплекса необходима доработка шасси с учетом указанного замечания.

При тренировке прокладка маршрута по полученным данным проводилась с помощью чертежного инструмента, дающего недостаточную точность и оперативность. Неудобство данного инструмента состоит еще и в том, что его лимб не имеет свободно-вращающейся круговой шкалы.

Для повышения точности прокладки маршрута в настоящее время, а с введением ДПР — для контроля в комплект штурманских принадлежностей нужно ввести морской инструмент, применяемый для подобных же целей.

Тренировка в определении истинного курса объекта по показаниям АКМ не проводилась из-за неисправности прибора. Работы по определению селено-графических координат объекта с использованием астропанорам не проводились по причине отсутствия отработанной методики получения изображения Солнца на панораме.



ВЫВОДЫ И РЕКОМЕНДАЦИИ

В результате испытаний получены данные, в основном определяющие соотношения и характеристики существующей СДУ.

Поскольку испытания проводились без участия наземного комплекса МКТВ и системы СТИ-90М результаты настоящего этапа испытаний являются предварительными.

Результаты испытаний определили основные задачи и необходимость регулярных тренировок.

Выводы по основным результатам, методике, организации и обеспечению испытаний и тренировок

І. Методика испытаний.

Результаты испытаний показали правильность основных положений принятой методики испытаний. Для повышения эффективности испытаний и тренировок необходимо следующее:

1. Разработать упражнение - тест для определения степени готовности водителей к комплексной тренировке.
2. Внести в существующую методику проведения испытаний и тренировок дополнения, усиливающие:
 - а/. точную и объективную регистрацию необходимых параметров системы;
 - б/ оперативную обработку результатов;
 - в/ проведение регулярного целенаправленного обучения экипажа.

ІІ. Результаты испытания.

І. Основные технические результаты:

- І/. Общий путь, пройденный луноходом, составил 1525м
/стр. 41 /.
- 2/.2/. Общее число ОС 33 , или одна на ~ 42 м пути
/стр. 51 /.

Опасные ситуации не приводят непосредственно к потере проходимости, устойчивости и надежности шасси. Кроме того при к/м 22І

определении опасных ситуаций использовались более жесткие критерии, чем при ЛКИ (например считался непроходимым кратер более \varnothing 2м вместо \varnothing 4м).

3/. Общее число аварийных ситуаций 3 или одна на \sim 400м пути /стр. 51 /.

а именно:

а) задевание раз'емами и вывешивание (кронштейном) на камне более 25см.

б) заклинивание камня между кронштейнами, камень прижат к кронштейну,

б) в'езд в кратер 9м на величину 0,8м на II скорости.

4/. Средняя скорость движения лунохода \sim 95 м/час.

5/. Оперативная обработка одной обзорной панорамы и построение топосхемы требует 10-20 мин. /стр. 65 /.

Анализ причин опасных и аварийных ситуаций показывает, что для уменьшения их числа необходимо:

1/. Разработать метод оперативного анализа состояния об'екта (в темпе поступления ТМ информации).

2/. Проведение регулярных тренировок с целью получения устойчивых навыков в определении размеров и расстояний до препятствий.

3/. На первом этапе ЛКИ использовать только первую скорость.

4/. Произвести конструктивные доработки шасси для исключения выхода из строя раз'емов МК.

5/. Разработать рекомендации по выводу об'екта из аварийных ситуаций.

6/ Провести испытания с имитатором ЭВТИ на нижней части маш. 108. Рассмотреть возможность сохранения теплового режима при нарушении этой части ЭВТИ.



7/. Разработать методику оперативного построения топосхем по ВКУ МКТВ.

3. Для анализа ОС и обучения экипажа необходимо производить киносъемку движения лунохода на полигоне.
4. Полученная средняя скорость определяется, в основном, необходимостью дозированных поворотов из-за отсутствия автоматического наведения ОНА, временем анализа телевизионного изображения /Т опр./ и временем на обмен информацией между членами экипажа /табл. 10 в тексте, табл. 10/.
5. Увеличение $V_{ср}$ может быть достигнуто за счет:
- 1/ установки на луноход СУД-1 /вместо БУК-СКУ/;
 - 2/ регулярной тренировки экипажа с целью уменьшения Топр. и времени, расходуемого на обмен информацией между членами экипажа;
 - 3/ введения автоматической оперативной /в темпе поступления данных/ обработки и анализа ТМ - информации, включающей автоматическое счисление пути и анализу некоторых опасных ситуаций и состояния систем лунохода.

Разработка и реализация алгоритмов для автоматического счисления пути требует ТМ- данных о направлении вращения колес, чего в настоящее время нет.

6. Дальнейшее увеличение $V_{ср}$ может быть достигнуто при автоматическом наведении ОНА и улучшении качества ТВ - изображения.

7. Для разработки программ сеансов и управления движением лунохода при ЛКИ необходимо производить обработку панорам, построение топосхем и их анализ. На испытаниях проводилась отработка методики оперативного построения топосхем.

✓ При дальнейших испытаниях СДУ необходимо:

1/ продолжить тренировку по оперативному построению топосхем



обратить особое внимание на отработку сеанса схода с КТ.

2/ отработать методику построения и анализа топосхем в промежутке между сеансами связи.

Для обеспечения этой работы при ЛКИ необходимо иметь в составе группы анализа специалистов по фотограмметрии и картографии в количестве 5 человек.

8. Для оперативной обработки фотоинформации при наземных испытаниях СДУ и ЛКИ необходимо на НИП-10 иметь фотолабораторию, способную обеспечить проявление 200-300м киноплёнки, 40-80 листов плоской плёнки размером 24х30 и изготовление отпечатков до 200 штук -/24х30/ за ~~продолжительное~~ 2÷5 часов после окончания сеанса.

Группы управления и анализа должны быть обеспечены аппаратурой для просмотра и измерения снимков.

III. Оборудование и организация испытаний.

1. На прошедших испытаниях из 40 рабочих дней 18 заняли поиски неисправностей и их устранение, ремонт, доработки и проверки оборудования. Кроме того, при тренировке 20% времени уходило на устранение возникающих неисправностей. Для ликвидации непроизводительных затрат времени при испытаниях необходимо создать постоянно действующую группу технического обслуживания изделия № 108, произвести регламентные проверки оборудования и опломбировать все блоки, обеспечить изделие комплектом ЗИП и эксплуатационной документацией, а также изготовить на заводе кабели питания и связи /основной и запасной/ для обеспечения движения изделия по всему полигону.

2. Испытания СДУ и тренировки экипажа необходимо проводить по двум программам:

а/ предстартовые тренировки, включающие отработку программы предстоящего пуска и тренировку операторов на



наземной аппаратуре ТМ, ФТ и МКТВ;

б/ основные тренировки по испытаниям СДУ для изучения характеристик системы.

3. При проведении последующих этапов испытаний необходимо задействовать комплекс МКТВ, позволяющий вводить шумы в телевизионный сигнал в зависимости от точности наведения ОНА, а также осуществить кинофоторегистрацию телевизионного изображения для последующего анализа работы экипажа.

IV. Работа экипажа и оборудование ПУЛ.

1. Для повышения оперативности и точности работы штурманской группы необходимо произвести дооборудование рабочего места группы:
- 1/ разработать прибор для прокладки маршрута,
 - 2/ стационарно расположить просмотрные столы для расшифровки панорам и построения топосхем.
2. Для повышения оперативности работы бортинженеров по анализу состояния лунохода необходимо установить стойку Б-377 /оперативный контроль ТМ/ на ПУЛ-2.
3. Для изучения и ~~минимизации~~ информационных потоков между членами экипажа необходимо производить запись всех запросов, докладов и переговоров на магнитную ленту, произведя соответствующее дооборудование ПУЛ.
4. Отбор кандидатов в состав экипажа проводился по данным медицинского обследования по специальной программе. Необходимо уточнить положение о медицинском контроле за состоянием здоровья экипажа и осуществлять его во время тренировок и летных испытаний объектов.



Секретно экз. № _____

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

по отчету о наземных испытаниях СДУ лунохода
(объект Е-8)

I. Наземные испытания дистанционного управления луноходом проводились по разработанной для ЛКИ документации с помощью комплекса управления и контроля, размещенного на НИП-10.

Для перехода к этапу летных испытаний необходимо проведение предстартовых тренировок экипажа в течение одного месяца до пуска при условии участия в работе полного состава аппаратуры обеспечивающей проведение наземных испытаний СДУ (ТМ (МА9-МК) и стойки ПРГ), МКТВ, ФТ, ПУЛ, С-615, маш. 108, штатная система связи).

Во время предстартовых тренировок должно быть отработано взаимодействие указанных выше систем при проведении сеансов управления объектом.

II. Проведенные испытания позволяют сформулировать основные положения по проведению дальнейших испытаний СДУ, исходя из необходимости обеспечения средней скорости $0,5 \div 0,7$ км/час и длины безаварийного пробега $15 \div 20$ км (предварительные требования по объекту Е8-2, участвующему в лунной экспедиции).

I. В настоящее время отсутствуют экспериментальные данные, подтверждающие возможность получения указанной средней скорости. Поэтому основной задачей предстоящих испытаний следует считать изучение основной подсистемы СДУ "МКТВ - водитель", и определение величин параметров, необходимых для обеспечения заданной скорости безаварийного движения, а именно: частоты кадров, четкости, времени решения зрительной задачи, уровня

к/м 2272 ●

СО
N 4



шумов, а также необходимость стерео-изображения и поворотной телевизионной камеры, длительность нормальной работы водителя при различных условиях освещенности.

2. Изучение опасных и аварийных ситуаций и разработка алгоритмов их оперативного обнаружения и устранения.

3. Выработка требований к конструкции шасси повышенной проходимости.

4. Отработка методов навигационных измерений и анализ точности системы навигации.

5. Регулярная тренировка и обучение экипажа при повышении требований по скорости и точности вождения.

Указанные работы лишь частично могут быть выполнены с помощью маш. № 108.

Дальнейшие испытания целесообразно провести в 2 этапа:

1. Доработка маш. 108 и проведение тренировок по ^пуравлению объектом с новым составом аппаратуры: СУЛ, ОМГ, МКТВ-ЗА-034.

2. Для проведения полного комплекса испытаний по программе Е-8-2 включая работы, связанные с пребыванием космонавта на луноходе, необходима разработка и изготовление усовершенствованного макета лунохода, оснащенного аппаратурой, согласно комплектации Е-8-2.

Анализ результатов испытаний /стр. / показывает, что на первом этапе испытаний, при условии автоматического наведения ОНА, $V_{ср}$ составит 200-300 м/час в старт-стопном режиме.

к/м 2272

Отп. I экз. на 2л. калька
исп. Данилин
ус. II. III. 70г.

ч/м из 6-та СИ712 л. 5-II





ЛИТЕРАТУРА.

1. Разработка шасси самоходного автоматического аппарата для исследования Луны по теме "Шар"
отчет п/я А-770Г.
/инв. 25964/
2. Экспериментальные исследования особенностей дистанционного управления луноходом при "старт-стопном" режиме.
отчет п/я А-770Г
/инв. 27689/
3. Экспериментальные исследования дистанционного управления с мажорадровой телевизионной системой наблюдения за местностью.
отчет п/я А-770Г
/инв. 29116/
4. Программа работы лунохода
п/я А 7544
/инв. 29822/
5. Статистические данные по рельефу лунной поверхности применительно к обеспечению посадки космических аппаратов.
отчет ИКИ
/инв. 29285/
6. Рекомендации по посадочным площадкам объекта Е-8.
отчет ИКИ
/инв. 29286/
7. Отчет по ходовым испытаниям СДУ.
п/я А-7544



8. Расчетно-теоретическое обоснование работоспособности шасси
изд.-I "С" в условиях лунной эксплуатации

отчет п/я А-770Г

инв. 298806 2988Г

9. План подготовки экипажа к управлению луноходом /II этап/
дело I54 т I за 1969 г. (п/я А-7544)

к/м 22Г●



ИНВ. 312/5 пр. 7
Лист 104

О Т Ч Е Т

Наземные испытания системы дистанционного управления луноходом

От п/я А-7544

Ведущий конструктор

/ Начальник КБ-4

Начальник отдела 75

Начальник группы

Григорьев
/ДЭЛЬВИН/

/БРОНТМАН/

/РОГОВСКИЙ/

/БАБИЧ/

От в/ч 32103

Начальник в/ч 32103Н

Начальник отдела 25

Антонов
/БОЛЬШОЙ/

Антонов
/РОМАНОВ/

От п/я А-7701

/ Главный конструктор темы

Начальник Отдела
лаборатории 251

Кемурджиан
/КЕМУРДЖИАН/

/СОЛОГУБ/

От п/я Г-4149

Начальник отдела 53

Начальник лаб. 535

Начальник лаб.

/СЕЛИВАНОВ/

Велихов
26.1.78.
9.11.78.
/ТИМОХИН/

/ЗАСЕЦКИЙ/

Начальник лаб. 643-2

От ИМБП

Зав. сектором 8

Зенкевич
28.01.78.
/ЗЕНКЕВИЧ/

Салманов
/САЛМАНОВ/

От ИКИ

Начальник отдела 26

/РОДИОНОВ/

к/м 221



Ответственные исполнители отчета.

От п/я А-7544

Бабу 3.11.70 /БАБИЧ/

МЭНН /МЭНН/

Шутова /ШУТОВА/

В составлении отчета принимали участие:

От в/ч 32103

ЧВиков /ЧВИКОВ/

Федоров /ФЕДОРОВ/

Еременко /ЕРЕМЕНКО/

От п/я А-7701

Китляш /КИТЛЯШ/

Поляков /ПОЛЯКОВ/

Шпак /ШПАК/

Чубукин В.И.

Довгань В.Г.

Кожевников А.Е.

Давидовский К.К.

Козлитин Н.Я.

Калиниченко А.И.

Мосензов Л.Я.

Самаль В.Г.

Латыпов Г.Г.

Сапранов В.М.

От ИМБП

Петров /ПЕТРОВ/

Нурдыгин /НУРДЫГИН/

От ИКИ

Непоклонов /НЕПОКЛОНОВ/

к/м 221

отп. I экз. на 142л.

исп. Шутова

ЧМ. из 6.751, л. I-7

бл. 750; л. I-9

бл. 702, л. I9-31, I-18

бл. 634, л. I-40

бл. 633, л. 2-39

бл. 632, л. I-27, 29-39

бл. 631, л. 8-14, I9-33

бл. 628, л. I-39

бл. CI798, л. 4-8 бл. CI681, л. 34-40. 23. I. 70г.

бл. CI681, л. 34-40

5 листов уничтожено 10/11-70

материалов, вошедших в инв. №

312/5 no 7

Всего в книге пронумеровано _____ сто пять листов
(прописью)
_____ ЛИСТОВ
Ответственный исполнитель Даниил Данилович
(подпись)

105. 11.04.867. Weiss
105. 31.05.90 Prof
105. 10.01.2000 M
105. 17.05.05 Ph
105. 09.09.08 Ci -

1052. 31.05.90 *Prosp*

105a. 10. cl. 2000 *PK*

105. 17.05.05 Ph

1054. 09.09.08 Ce-

Всего в инв. 31215 пр. 7 прошнуровано и скреплено (печатью, пломбой) _____
105 Ршио пяти _____ листов и один лист описи несекретно.
 Ст. инспектор 1-го отдела Волл
9 " апреля 1940 года (подпись)

листов и один лист описи не секретно.

Ст. инспектор 1-го отдела

(подпись)

9 апреля 1970 года