

Экз. № 2

"УТВЕРЖДАЮ"

Главный конструктор
НИИ-885

Ш. Аманов
(РЫЗАНСКИЙ)

"15" VII 1965 г.

"УТВЕРЖДАЮ"

Главный конструктор
НИИ-944

(ПИЛЮГИН)

" " 1965 г.

АВТОНОМНАЯ РАДИОЭЛЕКТРОННАЯ СИСТЕМА
УПРАВЛЕНИЯ ОБЪЕКТОМ Н1-Л3 (АРСУ)

Технический отчет

Часть I

Система управления лунного орбитального
корабля (АРСУ-ЛОК).

166

Начальник отдела № 51
НИИ-885

Г. Манукян (МАНУКЯН)

1965

Начальник отделения № 1
НИИ-944

Л. Хитрик (ХИТРИК)
15/6/65

ИСПОЛНИТЕЛИ

От НИИ-885

МАНУКЯН Э.М. - начальник отдела, д-р техн. наук
 ТРАХТМАН А.М. - заместитель начальника отдела, д-р техн. наук
 ВИЯНИЦКИЙ А.С. - руководитель группы, канд.техн.наук
 ВИЛКОВ Г.А. - начальник лаборатории, канд.техн.наук
 ГУСЛЯКОВ В.Т. - начальник лаборатории
 ПАРУСНИКОВ Н.А. - руководитель группы, канд.техн.наук
 НОВОЖИЛОВ И.В. - доцент, канд.физ.математ.наук
 КОСТРОКОВ А.Е. - руководитель группы
 ГЕЛЬФГАТ Б.Е. - старший инженер
 КЛИГЕР Л.И. - старший инженер
 ВОЛКАДОВА Г.А. - старший инженер
 ГИНЗБУРГ А.Л. - инженер
 МАКСИМОВА Т.Б. - техник (графические работы)

От НИИ-944

ХИТРИК М.С. - начальник отделения, д-р технических наук
 КОТЕЛЬНИКОВ В.А. - начальник отдела, к.т.н.
 НАЙШУЛЬ А.Б. - начальник лаборатории, канд.техн.наук
 БУТОШИН В.Ф. - руководитель группы
 ХАЗАН М.А. - начальник лаборатории, канд.техн.наук
 АЛЯПИН Г.И. - руководитель группы, канд.техн.наук

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Введение	5
Глава I. Краткие сведения о схеме полета	6
Глава II. Основные задачи автономной радиоэлектронной системы управления	16
Глава III. Исходные принципы автономного решения задачи	19
§ 1. Структура автономной системы коррекции.....	19
§ 2. Определение параметров плоскости орбиты и уставок для коррекции положения плоскости...	28
§ 3. Определение параметров орбиты и соответствующих уставок для коррекции	34
Глава IV. Возможные кинематические решения	41
§ 1. Различные варианты кинематической связи построителя вертикали с объектом и системой отсчета	41
§ 2. Различные варианты кинематической связи астроблока и построителя вертикали с системой гирокопической стабилизации	51
Глава V. Оптический построитель вертикали	56
§ 1. Вводные замечания	56
§ 2. Принцип работы оптического построителя вертикали	57
§ 3. Энергетические соотношения	62
§ 4. Оценка погрешностей измерений	67
§ 5. О возможных рабочих областях и других характеристиках ОПВ	83
Глава VI. Звездно-солнечный ориентатор (ЗСО).....	85
§ 1. О навигационных звездах	85
§ 2. Общие соображения по построению ЗСО.....	87
§ 3. Схема ЗСО с гиростабилизацией	90
§ 4. О схеме ЗСО без гиростабилизации	104

	Стр.
Глава УП. Радиовысотомер	107
§ 1. Принцип действия и блок-схема орбитального радиовысотомера	107
§ 2. Основные тактико-технические параметры прибора и расчет радиолинии	116
§ 3. Описание схемы прибора	120
§ 4. Аппаратурная погрешность высотомера.....	145
Глава УШ. Вычислительное устройство	151
§ 1. Исходные данные	151
§ 2. Назначение ВУ и программа его работы	154
§ 3. Коррекция плоскости орбиты	154
§ 4. Переход на промежуточную траекторию	157
§ 5. Перевод объекта ЛК на траекторию посадки..	158
§ 6. Блок-схема ВУ и предварительные соображения о весе и потребляемой мощности.....	158
Глава IX. Связь АРСУ с другими системами	162
Сводная таблица АРСУ-ЛОК	165
Литература	166

ВВЕДЕНИЕ

Настоящий отчет выпускается в соответствии с решением ВПК ВСНХ СССР № 23 от 10.II-1965 г. и приказом ГКРЭ № 47сс от 22.II-1965 г.

Он посвящен вопросам проектирования автономной радиоэлектронной системы управления (АРСУ), обеспечивающей выполнение программы полета лунной ракетной системы на участке сelenоцентрической орбиты и на участке спуска на поверхность Луны. АРСУ, по существу, является системой коррекции инерциальных средств управления, поскольку она призвана уточнить номинальную программу полета, заданную на Земле и в процессе полета от Земли к Луне.

Эта коррекция производится на основе информации, получаемой от автономных измерительных приборов (построителя абсолютной системы координат, построителя лунной вертикали, радиовысотомера, радиолокатора для измерения вектора скорости и высоты, вычислителя).

В настоящем отчете главное внимание удалено принципам построения автономной радиоэлектронной системы управления и выбору основных ее составляющих.

Поскольку программа полета и параметры лунной ракетной системы еще не ясны полностью, на данном этапе не было возможности рассмотреть в деталях конструкцию приборов АРСУ и их взаимодействие между собой и с другими системами.

Эти вопросы по мере их проработки будут освещаться в дополнениях к отчету.

Глава I КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О СХЕМЕ ПОЛЕТА

Подробная схема полета лунной ракетной системы с возвращением на Землю описана в [1, 2].

Ниже дается краткое изложение схемы полета на основе этих материалов. Согласно [1] схема полета с объекта Н1-Л3 с экипажем из 3-х человек состоит из следующих основных этапов (рис. I.1):

- 1) вывод лунной ракетной системы в составе блоков Г, Д, Е, И, лунного орбитального корабля (ЛОК) и лунной спускаемой кабины (ЛК) на начальную геоцентрическую круговую орбиту (высотой примерно 200 км);
- 2) разгон с этой орбиты блоком Г и выход на траекторию полета от Земли к Луне;
- 3) проведение коррекций траектории на участке полета к Луне;
- 4) торможение около Луны блоком Д для перехода на сelenоцентрическую орбиту;
- 5) проведение коррекции сelenоцентрической орбиты;
- 6) спуск ЛК с блоками Д и Е и мягкая посадка ЛК с блоком Е на поверхность Луны;
- 7) взлет ЛК с блоком Е с поверхности Луны и выведение его на орбиту сближения с ЛОК;
- 8) сближение ЛК с ЛОК и причаливание;
- 9) разгон блоком И с сelenоцентрической орбиты и выход на траекторию полета Луна-Земля;

- I) проведение коррекций траектории на участке Луна-Земля;
- II) управляемый спуск на поверхность Земли.

Эта схема дает примерно двукратный энергетический выигрыш по сравнению со схемой полета без выходов на промежуточные орбиты. Кроме того, она представляется более предпочтительной с точки зрения возможностей выхода из аварийных ситуаций, так как позволяет осуществить предварительную посылку запасного комплекта на поверхность Луны и посылку в случае необходимости спасательной экспедиции на сelenоцентрическую орбиту.

После вывода лунной ракетной системы на круговую орбиту спутника Земли старт полета к Луне может быть дан на первом или семнадцатом витке (из-за условий видимости на наземных пунктах). Данные об эллипсе рассеивания в картинной плоскости у Луны за счет ошибок выведения на траекторию полета к Луне приведены в табл. I.1.

Используемые там обозначения следующие:

а и в - большая и малая полуоси эллипса рассеивания в километрах;

Т - отклонение времени полета от номинального значения в минутах;

РКС - регулировка кажущейся скорости.

Под "грубыми" системами подразумеваются системы управления, имеющиеся в производстве (серийном и уникальном), а под точной - перспективная система управления.

Экз. №

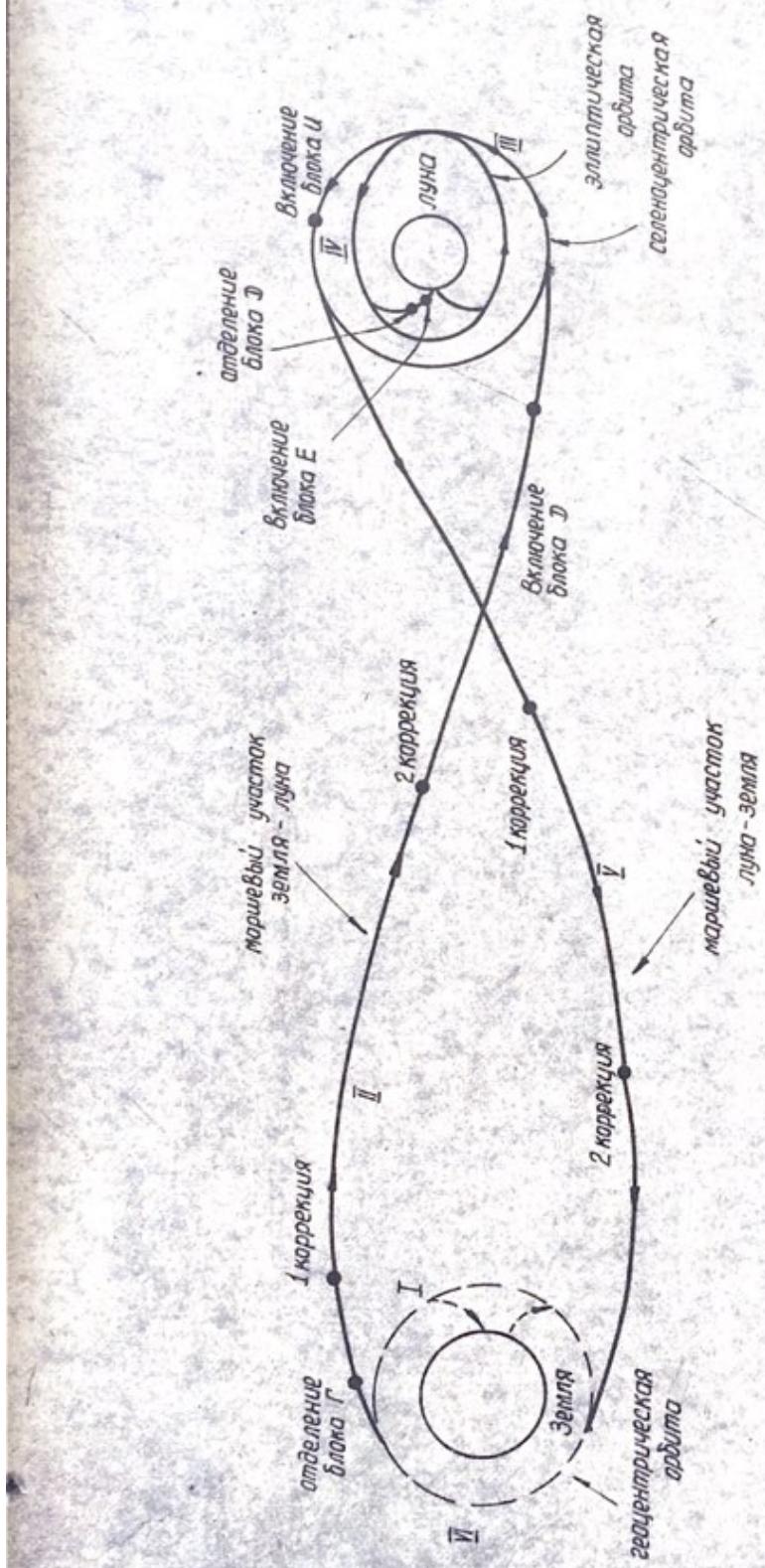


рис. I-1

Таблица Г.1

Система управления	a, км	b, км	T, мин	при времени полета		
				a	b	T
"Грубая" система управления без РКС с учетом разброса кинематических параметров в начале активного участка			3 суток		3,5 суток	4 суток
"Грубая" система управления без РКС и без учета разброса кинематических параметров в начале активного участка	11233	4706	9,1	16260	5634	52,2
"Грубая" система управления с РКС и с учетом разброса кинематических параметров в начале активного участка	8989	3968	6,3	11874	5210	35,7
"Грубая" система управления с РКС и без учетом разброса кинематических параметров в начале активного участка	9601	2738	8,7	15056	3017	50,6
"Грубая" система управления с РКС и без учета разброса кинематических параметров в начале активного участка	6372	2702	5,8	9940	2996	33,4
"Точная" система управления с РКС и с учетом разброса кинематических параметров в начале активного участка	775	495	0,9	1119	594	3,8
				1572	555	10,3

Эта таблица показывает необходимость проведения коррекций траектории полета к Луне.

Предполагается осуществить две коррекции в местах, положение которых дается табл. I.2 (для траектории со временем полета 5,5 суток).

Таблица I.2

	Варианты первой коррекции		Варианты второй коррекции		
Расстояние от центра Земли, км	$55 \cdot 10^3$	$175 \cdot 10^3$	$255 \cdot 10^3$		
Расстояние от центра Луны, км				$50 \cdot 10^3$	$30 \cdot 10^3$

Расчеты [1] показывают, что первую коррекцию энергетически выгоднее проводить через 5-6 час. после старта с геоцентрической орбиты. После проведения первой коррекции максимальный промах в картииной плоскости Луны следующий: в случае приемной коррекции (55 тыс.км от Земли) ± 500 км, в случае проведения коррекции через 1,5 суток (175 тыс.км от Земли) ± 150 км. Максимальный промах после проведения второй коррекции (в интервале 2,5-3 суток) ± 10 км.

Случайные ошибки конечных параметров траектории после проведения коррекции можно представить как сумму независимых составляющих, в число которых входят ошибки некорректируемых величин, ошибки выполнения коррекции и ошибки прогноза траектории к моменту коррекции. Через 4,5 час. после старта с геоцентрической орбиты максимальная погрешность прогнозирования траектории

в картинной плоскости составляет 284 км при времени полета 4,5 суток и 142 км при времени полета 3,5 суток.

После первой коррекции суммарная ошибка составляет 299 км. Точность прогнозирования перед проведением второй коррекции составляет 14,1 км, а суммарная ошибка после нее 20,0 км.

Переход с участка полета на круговую сelenоцентрическую орбиту высотой 150 км энергетически выгоднее осуществить при помощи одного импульса, который должен снизить скорость ракетной системы до нужного уровня и одновременно осуществить поворот плоскости траектории до совпадения ее с экваториальной плоскостью Луны. (Угол между плоскостью траектории Земля-Луна и плоскостью экватора Луны $\sim 17^{\circ}$). Экваториальная орбита наиболее удобна, поскольку в этом случае (единственном, если не считать посадку с полярной орбиты на полюс) точка посадки на поверхности Луны, несмотря на собственное вращение последней, должна все время оставаться в плоскости орбиты ожидания.

После выхода лунной ракетной системы на сelenоцентрическую орбиту с наклонением $\pm 1,5^{\circ}$ и высотой 150 км (с ошибками ± 10 и ± 30 км в периселении и апоселении соответственно) должны быть проведены коррекции этой орбиты для совмещения плоскости полета с экваториальной плоскостью Луны и исправления формы траектории. Предполагается, что после проведения коррекций максимальные отклонения высот орбиты будут составлять $\Delta h = \pm 0,5$ км, а наклонение не будет превышать нескольких минут. Всего должно быть проведено не более трех коррекций с суммарными погрешностями каждой, определяемыми табл. I.3, где V_n - продольная составляющая скорости, V_H - нормальная составляющая, V_B - боковая составляющая.

Таблица I.3

ΔV_{Π}	ΔV_H	ΔV_B
0,1 м/сек	0,27 м/сек	0,48 м/сек

Следующий этап - посадка ЛК на поверхность Луны. Здесь возможны варианты: крутой спуск (сelenоцентрическая дальность 20°), пологий спуск (дальность 180°) и спуск ЛК с промежуточной орбиты, имеющей тот же период, что и орбита ЛОК, но с перицентром на высоте 20-50 км (угловая дальность до места посадки 90°). Однако энергетически самым выгодным представляется следующий вариант. ЛОК с круговой сelenоцентрической орбиты переходит на эллиптическую орбиту с апоселением на высоте 150 км и периселением высотой 20-30 км, расположенным вблизи предполагаемого места посадки. После уточнения этой орбиты (ошибки по радиусу-вектору $\pm 0,5$ км) вблизи периселения происходит отделение ЛК, который и осуществляет крутой спуск (дальность по лунной поверхности ~ 200 км), причем прилунение должно происходить с ошибкой не более 5 км. Недостатком этого варианта является неясность эволюции низких орбит, обусловливаемая отклонениями гравитационного поля Луны от центрального. Однако, если предусмотреть возможность осуществления коррекции орбиты ЛОК перед стартом ЛК с поверхности Луны, то ошибки, вызываемые неточным знанием характеристик этого гравитационного поля, могут быть скомпенсированы.

Неточность определения некоторых характеристик Луны представлена в табл. I.4, где $\mu = G\mu_A$, G - постоянная тяготения, μ_A - масса Луны, Δf_A , Δh_A и Δv_A определяют неточность знания положения центра масс Луны, ΔR_1 и ΔR_2 - максимальные отклонения микро- и макрорельефа, R_3 - постоянная составляющая неточности знания радиуса Луны.

Таблица I.4.

$\Delta \mu$	Δf_A	Δh_A	Δv_A	ΔR_1	ΔR_2	ΔR_3
18 км ³ /сек ²	8 км	8 км	2 км	4,5 км	3 км	1 км

Процесс посадки заключается в гашении основной составляющей скорости, затем следует прецизионный участок перехода в режим зависания для проведения горизонтального маневра с целью поиска подходящей площадки (на расстоянии до 50 м). Основная скорость гасится на участке до высоты 70 м, причем остаточные составляющие скорости как в вертикальном, так и в горизонтальном направлениях не должны превышать 5-7 м/сек. Окончательное выключение двигателей происходит на высоте 1,5 - 2 м. Приземление должно происходить таким образом, чтобы вертикальная составляющая скорости не превышала 2 м/сек, а горизонтальная - 1м/сек.

После выполнения на поверхности Луны заданной программы ЛК должен выйти к сelenоцентрической орбите, по которой движется ЛОК. Старт ЛК производится блоком Б из вертикального или наклонного положения (угол наклона к местной вертикали не более 40°), причем ЛК должен выйти в окрестность ЛОК на расстояние не более 25-30 км, после чего происходит сближение и причаливание кораблей.

Параметры сближения к началу участка причаливания: дальность 300 м, относительная скорость 2 м/сек (с погрешностями для скорости сближения 0,1-0,5 м/сек, для боковой скорости 0,1 м/сек), углы по тангажу и рысканию $\pm 7^\circ$ и по крену $\pm 15^\circ$ с угловыми скоростями по всем трем каналам 0,6 град/сек.

После причаливания лунная ракетная система стартует с сelenоцентрической орбиты и переходит на участок Луна-Земля.

Эллипс рассеивания в картииной плоскости Земли, обусловленный неточностью выполнения маневра этого старта, имеет большую полуось 1500 км и малую полуось 500 км. Эти ошибки приводят к отклонению условного перигея орбиты перелета до 700 км и времени полета до него до 1 час. Если корректировать время полета, то на участке Луна-Земля необходимы две коррекции. Если же корректируется положение условного перигея орбиты, то достаточно приложить один импульс. В случае двух коррекций первая должна выполняться на расстоянии 300-320 тыс.км от Земли (за 30; 43 или 55 час. с момента старта с сelenоцентрической круговой орбиты для времен перелета 3; 3,5 и 4 суток соответственно).

Для осуществления спуска на поверхность земли возможны два варианта. Один из них предусматривает непрерывное регулирование аэродинамического качества спускаемого аппарата (СА) и подлет к Земле с юга в диапазоне наклонений орбиты $60\text{--}120^\circ$. Однако при этом, если отсутствуют измерительные пункты в южном полушарии, то утрачивается радиовидимость с расстояний 140000 км.

Второй вариант предусматривает возвращение с севера с выходом на орбиту ИСЗ, для чего корабль должен сначала войти в плотные слои атмосферы и затем выйти из них, и вслед затем спуск на поверхность земли с орбиты ИСЗ.

Глава II ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ АВТОНОМНОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Автономная радиоэлектронная система управления (АРСУ) включает радиоэлектронные измерительные и вычислительные устройства, размещаемые на ЛОК и ЛК и обеспечивающие измерение параметров движения и выработку корректирующих команд для системы управления объектом в окололунном пространстве без использования наземных радиосредств.

АРСУ является средством получения, обработки и ввода в систему управления внешней информации при решении следующих задач:

a) На сelenоцентрической орбите

- I) Выработка уставок на коррекцию наклонения плоскости орбиты ЛОК (относительно плоскости экватора Луны).
- 2) Выработка уставок коррекции сelenоцентрической орбиты ЛОК в экваториальной плоскости^{x)}.
- 3) Уточнение местной вертикали для ориентации объекта, определения местонахождения и управления по углу тангла.
- 4) Уточнение временной программы системы управления и ее привязка к моменту прохождения ЛОК начального меридиана.
- 5) Выработка команд отделения ЛК и перевода его на участок торможения.
- 6) Выработка команд вывода ЛОК на траекторию возврата на Землю.

^{x)} В дальнейшем будет проработана возможность использования АРСУ для коррекции геоцентрической орбиты.

б) на участке спуска ЛК на поверхность Луны -

1) Непрерывное измерение вектора скорости, высоты и среднего уклона поверхности и выработка установок для системы управления, обеспечивающих мягкую посадку на заданную площадку.

2) Обследование микрорайона посадки (дисперсия рельефа, средний уклон) и выбор посадочной площадки.

Для решения этих задач АРСУ комплектуется следующей аппаратурой:

в составе ЛОК -

1) оптическим построителем вертикали;

2) радиовысотомером;

3) вычислительным устройством для обработки результатов измерений оптического построителя вертикали и радиовысотомера с целью определения установок и команд, а также для коррекции вертикали по данным радиовысотомера;

4) блок вычисления установок на ГП и коррекции программы тандема по данным сelenоцентрических измерений.

в составе ЛК -

1) универсальным радиолокационным устройством для измерения вектора скорости, высоты и оценки качества посадочной площадки;

2) вычислительным устройством для обработки результатов измерения и выработки установок и команд.

Помимо этой аппаратуры для нормального функционирования АРСУ необходимы средства астроориентации. В настоящем отчете рассматриваются принципиальные возможности построения таких средств и их взаимодействие с аппаратурой АРСУ, а также дается

[REDACTED]

ориентировочная оценка весовых и энергетических характеристик этих средств.

Предполагается, что разработка и изготовление средств астроориентации будут поручены специализированной организации.

При решении всех задач целесообразно широко использовать взаимное дублирование АРСУ, инерциальных средств управления и неавтономных радиосредств.

В данном отчете рассматривается работа АРСУ при полете лунного орбитального корабля (ЛОК) на сelenоцентрической орбите (часть I) и при спуске лунной кабины (ЛК) на посадочную площадку (часть II).

Глава III

ИСХОДНЫЕ ПРИНЦИПЫ АВТОНОМНОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

§ I. Структура автономной системы коррекции

Для определения структуры и логической схемы автономной системы коррекции, обеспечивающей выдачу необходимых уставок для попадания в заданный район Луны, будем исходить из следующей программы полета ^{x)}.

После коррекции, осуществляющей по уставкам с Земли, лунный корабль переходит на сelenоцентрическую орбиту, плоскость которой мало отличается от плоскости лунного экватора (не более $1,5^{\circ}$), а сама орбита близка к круговой (с высотой 150 км и отклонениями от круговой в апоцентре на ± 30 км и вperiцентре на ± 10 км).

За промежуток времени, в течение которого совершается 3-4 обращения корабля вокруг Луны, определяются необходимые уставки и производятся коррекции, переводящие корабль на эллиптическую орбиту, плоскость которой совпадает с плоскостью лунного экватора и перицентр которой с предполагаемой высотой над поверхностью Луны в 30 км определенным образом расположен по отношению к Луне.

^{x)} Далее всё рассмотрение проводится применительно к четвёртому варианту посадки на Луну, представляющемуся наиболее перспективным в настоящий момент.

Далее в момент прохождения корабля над заданной точкой Луны производится отделение ЛК и он переводится на спусковую траекторию.

Схематически программа полёта изображена на рис.Ш.І, где

$$\frac{h_1 \text{ min} + h_1 \text{ max}}{2} \approx 150 \text{ км},$$

$$h_1 \text{ max} - h_1 \text{ min} \leq 40 \text{ км},$$

$$h_2 \text{ max} \approx 150 \text{ км},$$

$$h_2 \text{ min} \approx 30 \text{ км}.$$

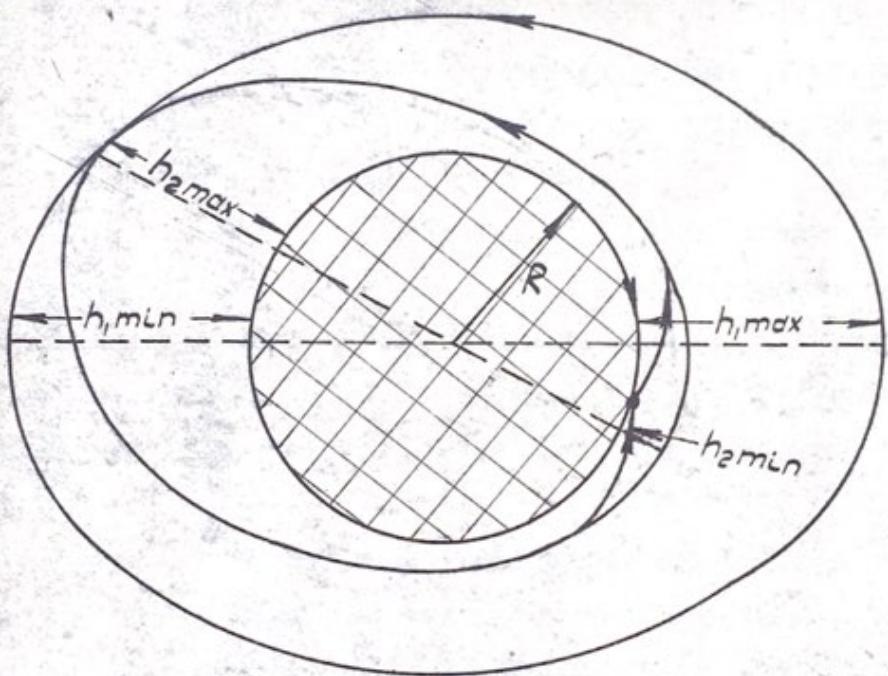
Автономная система коррекции должна в соответствии с программой полета определить величины и направления корректирующих импульсов, обеспечивающих необходимые изменения траекторий.

Для решения поставленной задачи представляется необходимой следующая структура автономной системы коррекции на ЛОК:

- 1) абсолютная система отсчета,
- 2) дунная вертикаль,
- 3) измеритель скорости,
- 4) вычислитель.

Рассмотрим кратко возможности реализации каждого из перечисленных выше элементов автономной системы.

Подробное описание устройств, реализующих эти элементы, будет дано ниже.



Траектории ПОК и ПК.

Рис. III-1

Роль абсолютной системы отсчета может играть следящая система за звездами.

На рис. III.2, III.5, III.4 представлены карты ярких звезд (до первой звездной визуальной величины). Предварительный перечень этих звезд приводится в табл. III.1.

Незаходящей звездой для окололунных орбит, плоскости которых близки к плоскости эклиптики, является Канопус, если высотаperiцентра орбиты не меньше ~ 70 км.

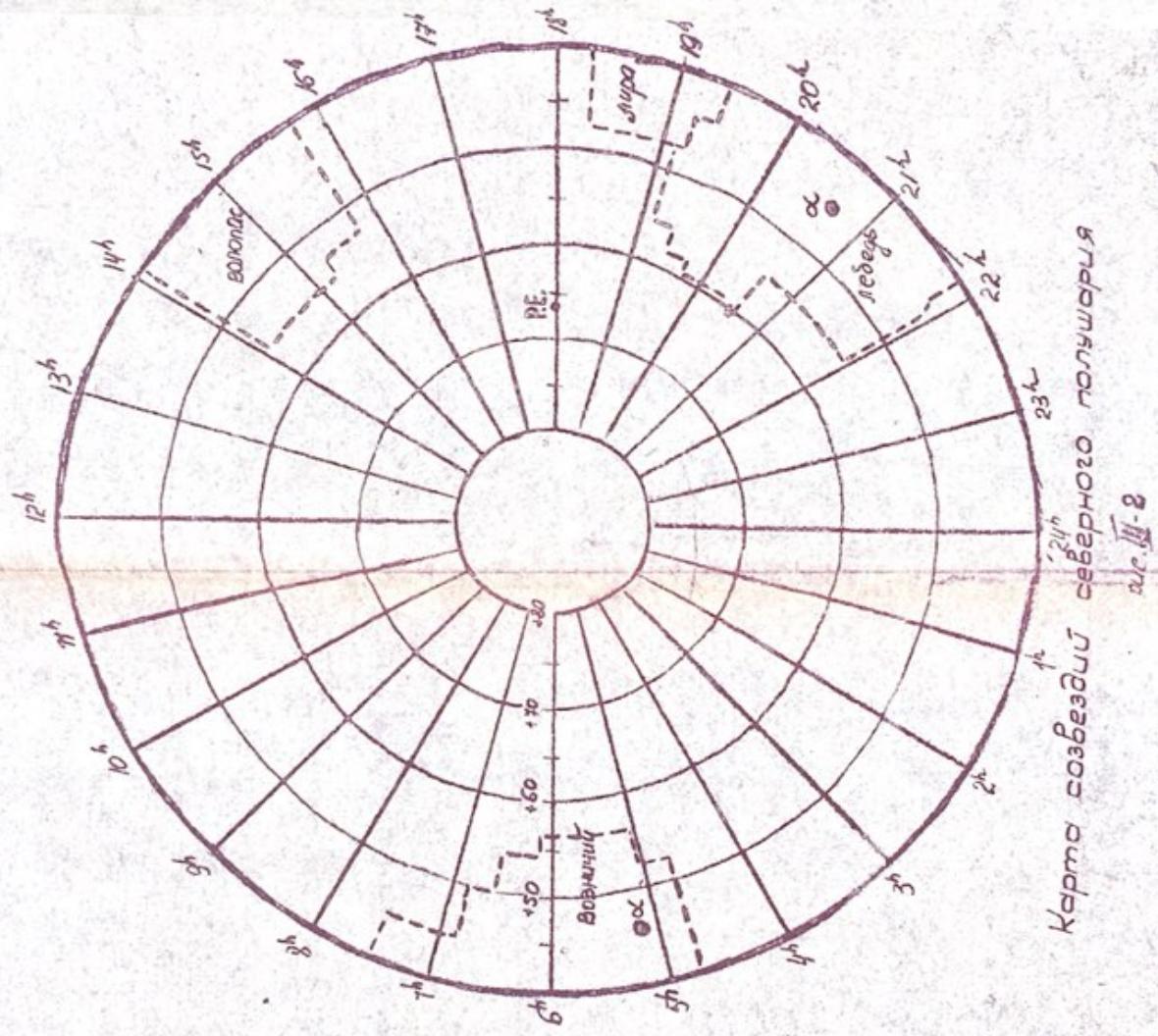
При определенном расположении перицентра Канопус может оказаться незаходящей звездой и для предспусковой орбиты.

В качестве одной из навигационных звезд может быть использовано Солнце. Необходимо только предусмотреть устройство, компенсирующее его движения в плоскости эклиптики с угловой скоростью $2,5'$ /час.

В общем случае при высоте перицентра орбиты 15 км и выше в качестве системы навигационных звезд может быть взята, по-видимому, единственная приемлемая (исключая Солнце) комбинация из четырех звезд, изображенная в табл. III.1, причем номера звезд взяты из табл. III.1.

Таблица III.1

Схема расположения звезд	Угол перекрытия
	$2 \times 30^\circ$
	$2 \times 10^\circ$



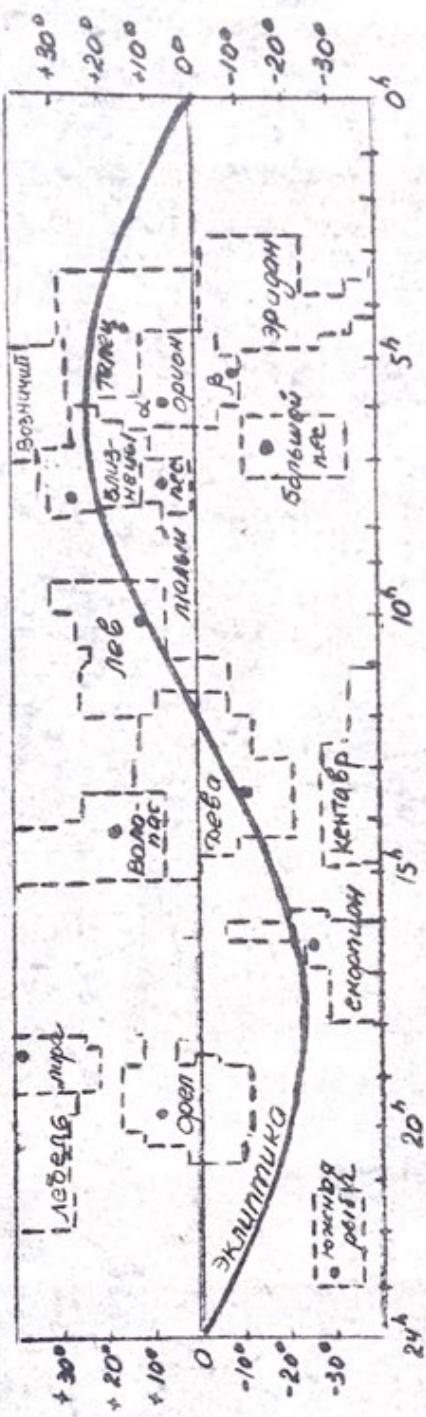
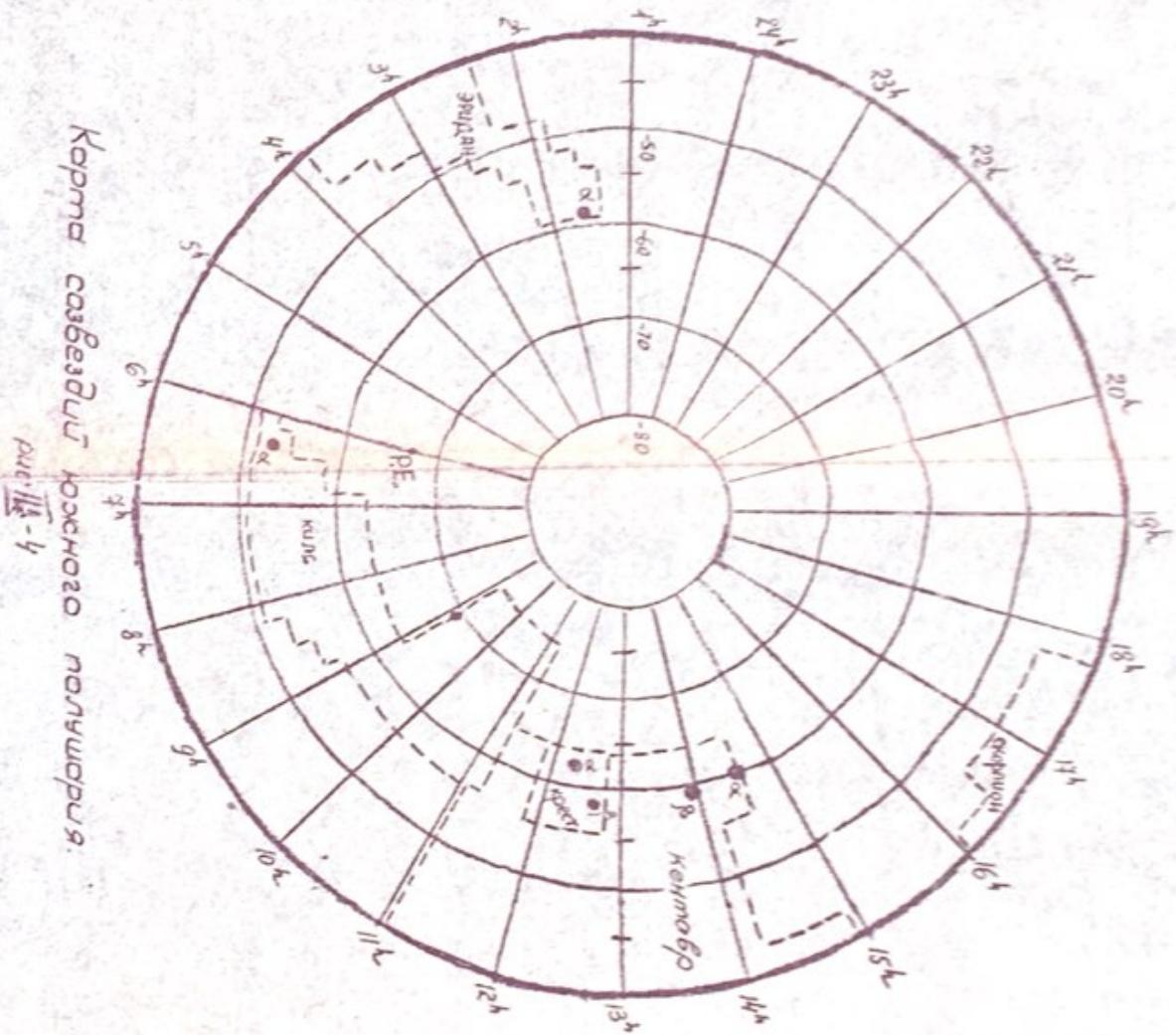
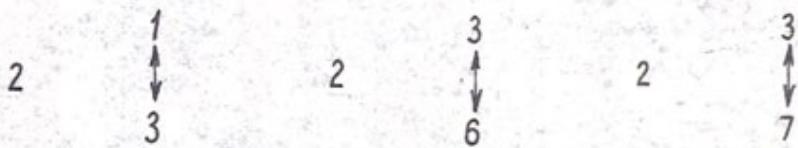


Рис. III-3 КАРТА ЭКВАТОРИАЛЬНЫХ СОЗВЕЗДИЙ.



В табл. II. I. на стрелках указаны величины углов между соответствующими звездами; звезды, дополняющие друг друга, изображены по строчкам.

При высоте перигея орбиты 100-150 км всегда можно подобрать комбинацию, состоящую из трех навигационных звезд. Такими являются, например, комбинации:



Здесь звезда 2 - незаходящая. Стрелками соединены дополняющие друг друга заходящие звезды.

При построении системы отсчета можно ограничиться слежением только за двумя светилами, а в то время, когда они не видны, иметь гироскопическую память.

Заметим, что в тех случаях, когда для работы оптической вертикали и высотомера требуется орбитальная стабилизация объекта, желательно, чтобы следящая система за звездами обладала тремя степенями свободы по угловым координатам относительно корпуса объекта. Подробнее об этом говорится в гл. IV.

Ошибка построения системы отсчета благодаря слежению за звездами может быть предварительно оценена примерно в $2'$. Будем считать, что гироскопическая память необходима на $2/3$ оборота объекта вокруг Луны и дрейф гироскопов составляет $0,1^\circ/\text{час}$. Тогда соответствующая ошибка будет равна приблизительно $15'$.

Вертикаль на освещенной части луны может быть построена с помощью оптической системы слежения за краями Луны. Как это будет видно из дальнейшего, построение вертикали оптическими средствами в плоскости лунного меридиана возможно в диапазоне 220° и в плоскости экватора - в диапазоне 140° .

Построение вертикали на неосвещенной части может осуществляться двумя способами:

- по времени после предварительного определения некоторых параметров орбиты;
- путем интегрирования показаний высотомера.

Построение вертикали по времени осуществляется на основании формулы

$$\vartheta = kt + \vartheta^0 ,$$

причём параметр k может быть определен либо через период обращения ЛОК вокруг Луны, либо на освещенной части Луны по формуле $k = \frac{\Delta\vartheta}{t^*}$, где $\Delta\vartheta$ - приращение угла, измеряемого оптической вертикалью за время t^* . Методическая погрешность такого способа построения вертикали на первой сelenоцентрической орбите составляет около 1° .

Построение вертикали путем интегрирования показаний высотомера осуществляется на основании формулы

$$\vartheta = \int_0^t \frac{c}{(R + h)^2} dt + \vartheta^0 ,$$

где постоянная площадей C и начало отсчета ϑ^o определяются на освещенной стороне Луны с помощью оптической вертикали.

Эта формула допускает следующую линеаризацию:

$$\vartheta = \frac{C}{R_o^2} \int_0^t \left(1 - \frac{2\Delta h}{R_o} \right) dt + \vartheta^o,$$

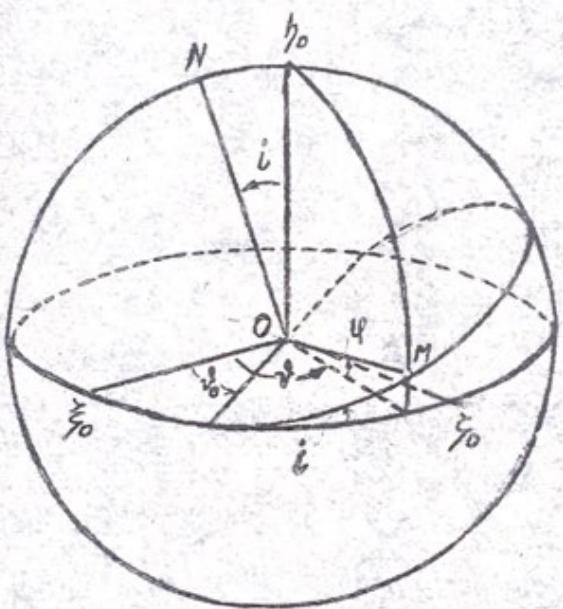
Здесь R_o — номинальный радиус траектории $\sqrt{\Delta h} = h - h_o$. Методическая относительная погрешность линеаризации на первой сelenоцентрической орбите составляет примерно $\frac{1}{1200}$.

Скорость объекта может быть вычислена по данным измерений высоты, полученным с помощью радиовысотомера.

Вычислитель для обработки результатов измерения положения лунной вертикали в абсолютной системе отсчета и высоты орбиты с целью получения необходимых уставок и команд может быть реализован на борту ЛОК, так как эти уставки и команды вычисляются с помощью простых линейных алгоритмов.

§ 2. Определение параметров плоскости орбиты и уставок для коррекции положения плоскости

Введем абсолютную ортогональную правую систему отсчета $O\xi\eta\zeta_o$ так, чтобы плоскость $O\xi\zeta_o$ совпадала с плоскостью лунного экватора (см. рис. III.5). Пусть движение корабля в этой плоскости происходит против часовой стрелки по отношению к оси $O\xi_o$. Положение оси $O\xi_o$ в звездном пространстве пока не определяется.



РУС. III-5

За положительное направление нормали N к плоскости текущей орбиты примем направление, близкое к направлению оси $O\varphi_0$.

Положение нормали N в системе $O\xi_0\varphi_0\zeta_0$ определим двумя углами: углом i между нормалью N и осью $O\varphi_0$ и углом ϑ между одним из направлений линии узлов (линии пересечения плоскостей необходимой и текущей орбит) и осью $O\xi_0$.

Положение текущей сelenоцентрической вертикали ou в абсолютной системе определим двумя полярными углами: широтой φ и долготой ϑ , считая за плоскость экватора плоскость $O\xi_0\zeta_0$, за плоскость нулевого меридиана – плоскость $O\xi_0\varphi_0$ и полагая, что полюс находится на положительном направлении оси $O\varphi_0$.

В том случае, когда нормаль N совпадает с осью $O\varphi_0$, угол ϑ является истинной аномалией.

Величина угла i может быть определена как максимальная величина угла φ , угол ϑ равен значению угла ϑ в момент $\varphi = 0$. Момент приложения корректирующего импульса может определяться и непосредственно по углу φ , когда он принимает нулевое значение.

Так как диапазон изменения угла φ очень невелик ($\sim 3^\circ$), можно ожидать высокой точности соответствующего механизма замера.

Величина корректирующего импульса определяется по формуле $\Delta V = 2V \sin i/2$ или с большой степенью точности $\Delta V = iV$, где V – скорость корабля на орбите в момент прохождения линии узлов.

Отметим, что величина корректирующего импульса, соответствующая рассогласованию плоскостей текущей и программной орбит на i° составляет ~ 30 м/сек.

Учитывая возможный разброс параметров первой сelenоцентрической орбиты, легко показать, что в качестве значения v можно использовать номинальную величину скорости, вычисленную на Земле.

Ошибка от такой замены составляет $\delta v \approx \Delta v \frac{\delta \rho}{\rho}$, где
 ρ - текущий радиус-вектор объекта относительно центра Луны,
 $\delta \rho$ - ошибка в зании ρ при $\varphi = 0$. Для $i = i^{\circ}$ и
 $\delta \rho = 30$ км имеет $\delta v \approx 0,5$ м/сек.

За направление корректирующего импульса может быть принято с достаточной степенью точности направление оси $0\rho_0$.

Из рис. II.6 следует, что ошибка в скорости в этом случае определяется по формуле: $\delta v = v(1-\cos i) \approx v \frac{i^2}{2}$
и ошибка в положении плоскости орбиты - по формуле

$$\delta i = i(1 - \cos \frac{1}{2}) \approx i^3/8.$$

Оценим теперь влияние на точность перевода плоскости орбиты в плоскость лунного экватора инструментальных погрешностей.

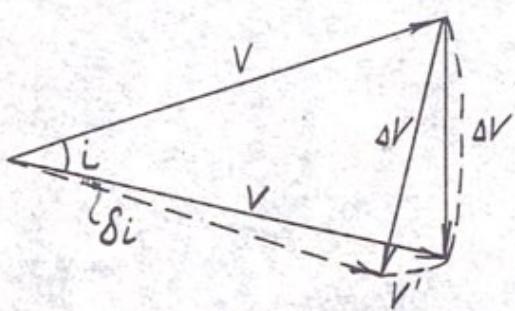
Ошибка определения угла $i - \delta i$ вычисляется по формуле

$$\delta i = \delta m_1 + \delta n_1 + \delta \varphi,$$

где δm_1 - погрешность построения вертикали в плоскости меридиана;

δn_1 - погрешность построения системы отсчета в той же плоскости;

$\delta \varphi$ - погрешность механизма замера.



Puc. 1B-6

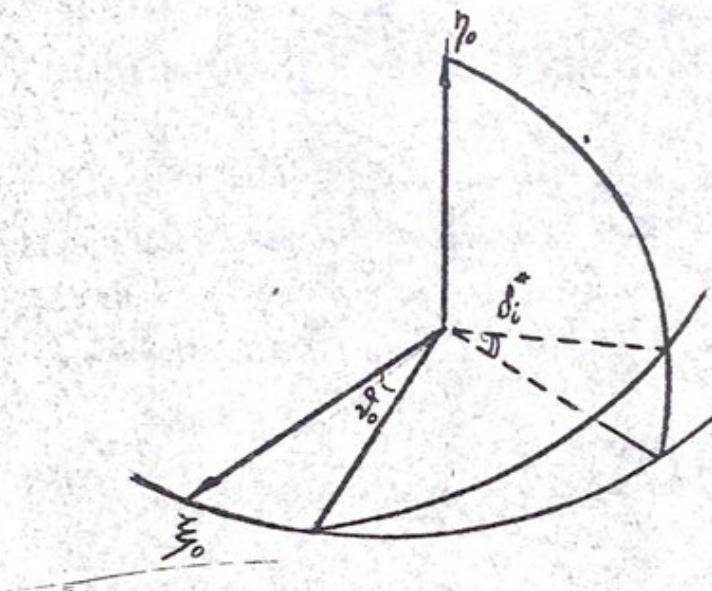


Рис. II-7

Соответственно находится ошибка в определении угла ν_0^0

$$\delta\nu_0^0 = \delta\mu_2 + \delta\nu_2 + \delta\vartheta,$$

Оба эти выражения нужно понимать как символическую запись линейной зависимости выходной ошибки от соответствующих входных, допускающую вероятностные осреднения.

Очевидно, что ошибка положения плоскости орбиты после коррекции δi^* , вызванная ошибкой в определении точки приложения корректирующего импульса, равна $\delta\nu_0^0 \cdot i$ (см. рис. III.7).

Ниже, после описания соответствующих устройств будут определены численные значения δi , $\delta\nu_0^0$ и δi^* .

§ 3. Определение параметров орбиты и соответствующих установок для коррекции

Далее будем предполагать, что плоскость орбиты скорректирована и совпадает с программной.

Для возможности корректирования в любой момент параметров орбиты и осуществления посадки в заданный район необходимо знание двух величин: вектора текущей скорости и текущей долготы, отсчитываемой от некоторого лунного меридиана, принимаемого за нулевой (либо другого углового параметра, эквивалентного долготе).

Величина текущей скорости может быть вычислена по формуле

$$v^2 = 2\mu \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{2a} \right), \quad (\text{III.1})$$

где $r = R+h$,

R – радиус Луны;

h – высота полета;

a – длина большой полуоси орбиты;

μ – произведение постоянной тяготения на массу Луны.

Величина a определяется по одной из двух формул:

$$a = R + \frac{h_{\max} + h_{\min}}{2}$$

или

$$a = \left(\frac{\sqrt{\mu}}{2\pi} T \right)^{2/3}, \quad (\text{III.2})$$

где h_{\max} и h_{\min} - максимальное и минимальное значения высоты полета на одном витке;

T - период обращения корабля вокруг Луны.

Формулы для определения скорости и длины большой полуоси могут быть упрощены, если заранее известна программа полета и некоторая траекторная трубка разброса параметров.

Обозначим номинальные значения a , v , h и ρ в момент коррекции через a_0 , v_0 , h_0 , ρ_0 .

Тогда, разлагая (III.1) в степенной ряд и отбрасывая члены выше первого порядка малости, получаем

$$v = v_0 + \Delta v = v_0 + k_1(h-h_0) + k_2(a-a_0) = u_0 + k_1h + k_2a_1 \quad (\text{III.3})$$

Здесь

$$u_0 = v_0 - k_1h_0 - k_2a_0.$$

$$k_1 = - \frac{\mu}{(R + h_0)^2 v_0},$$

$$k_2 = \frac{\mu}{2 a_0^2 v_0}.$$

Оценим погрешность этой формулы:

$$v^2 = (v_0 + \Delta v)^2 = v_0^2 + 2v_0 \Delta v + \Delta v^2.$$

С другой стороны,

$$v^2 = 2\mu \left[\frac{1}{\rho_0} \left(1 - \frac{\Delta \rho}{\rho_0} + \frac{\Delta \rho^2}{\rho_0^2} - \dots \right) - \frac{1}{2a_0} \left(1 - \frac{\Delta a}{a_0} + \frac{\Delta a^2}{a_0^2} - \dots \right) \right].$$

Отсюда, подставляя место $(\Delta v)^2$ его значение из (III.3) и обозначая методическую погрешность в определении v через δv , получаем

$$\frac{\delta v}{v_0} = m_1 \left(\frac{\Delta \rho}{\rho_0} \right)^2 + m_2 \left(\frac{\Delta a}{a_0} \right)^2 + m_3 \left(\frac{\Delta \rho}{\rho_0} \frac{\Delta a}{a_0} \right),$$

где

$$m_1 = \frac{\mu}{v_0^2 \rho_0} \left(1 - \frac{1}{2} \frac{\mu}{v_0^2 \rho_0} \right),$$

$$m_2 = - \frac{\mu}{2v_0^2 a_0} \left(1 + \frac{1}{2} \frac{\mu}{2v_0^2 a_0} \right),$$

$$m_3 = \frac{\mu}{v_0^2 \rho_0} - \frac{\mu}{2v_0^2 a_0}.$$

Пусть номинальная орбита является круговой.

Тогда

$$\frac{v_0^2}{r_0} = \frac{\mu}{r_0} = \frac{\mu}{a}$$

и $m_1 = \frac{1}{2}, m_2 = \frac{5}{8}, m_3 = \frac{1}{2}$.

В этом случае можно показать, что

$$\left| \frac{\delta v}{v_0} \right| \leq \left(\frac{\delta r}{r_0} \right)^2.$$

При $\delta r = 30$ км, $r_0 = 1800$ км имеем $\left| \frac{\delta v}{v_0} \right| \leq \frac{1}{3600}$.

Если определять длину большой полуоси через период, то также можно воспользоваться линейной формулой.

В самом деле, из соотношения (III.2) получаем

$$\frac{\Delta a}{a_0} = \frac{2}{3} \frac{\Delta T}{T_0} = \frac{1}{9} \left(\frac{\Delta T}{T_0} \right)^2 + \dots$$

Но

$$\frac{\Delta T}{T_0} \approx \frac{3}{2} \frac{\Delta a}{a_0}.$$

Отсюда относительная погрешность линейного приближения

$$\delta \left(\frac{\Delta a}{a_0} \right) \approx \frac{1}{4} \left(\frac{\Delta a}{a_0} \right)^2.$$

При $a_0 = 1800$ км, $a = 30$ км имеем $\delta\left(\frac{\Delta a}{a_0}\right) = \frac{I}{4} \cdot \frac{I}{3600}$,
или $\delta a \approx 125$ м.

Следует отметить, что методическая точность линейных приближений при каждой коррекции повышается на порядок за счет сужения трубыки после предшествующих коррекций.

Далее приведем удобную для числовых прикладок приближенную формулу, по которой может быть определена величина корректирующего импульса при переходе с одной окололунной орбиты на другую.

Пусть ρ_0 - радиус некоторой близкой к Луне круговой орбиты принимаемой за номинальную,

v_0 - соответствующая скорость кеплерова движения.

Тогда на любой орбите, близкой к этой круговой, отличие скоростей Δv выразится формулой

$$\Delta v = \frac{v_0}{\rho_0} \left(-\Delta \rho + \frac{1}{2} \Delta a \right). \quad (\text{III.4})$$

Но $\frac{v_0}{\rho_0} \approx I \frac{M}{\text{сек.км}}$. Отсюда $\Delta v \approx \left(-\Delta \rho + \frac{1}{2} \Delta a \right) \frac{M}{\text{сек.км}}$,

где Δv выражается в м/сек, а $\Delta \rho$ и Δa - в километрах.

Покажем теперь, что за направление корректирующего импульса может быть принято направление перпендикулярное радиусу-вектору (саленоцентрической вертикали).

Угол между вектором скорости и нормалью к радиусу-вектору определяется по формуле

$$\operatorname{tg} \beta = - \frac{e \sin \vartheta}{1 + e \cos \vartheta}$$

или приближенно $\beta \approx e \sin \vartheta$.

Первая окололунная орбита имеет эксцентриситет

$$e = \frac{\rho_{\max} - \rho_{\min}}{\rho_{\max} + \rho_{\min}} \approx 0,008.$$

Величина корректирующего импульса ΔV при переходе с этой орбиты на орбиту с заданным расположениемperiцентра относительно Луны и $b_{\min} = 30$ км не превосходит 30 м/сек.

Отсюда максимальная методическая ошибка, вызванная несовпадением направления корректирующего импульса с вектором скорости,

$$\delta V = \Delta V \cdot e \approx 0,25 \text{ м/сек.}$$

Все последующие коррекции происходят на орбитах, положение которых относительно Луны или в абсолютной системе отсчета известно заранее с достаточной степенью точности. Поэтому вычисления угла β на борту корабля не требуется.

Привязка к поверхности Луны может осуществляться по формуле

$$\lambda = \vartheta + \lambda_0 + \omega t,$$

где λ — текущая долгота относительно условного нулевого лунного меридиана;

λ_0 — долгота если Ω_0 в момент времени, принимаемый за нулевой;

ω — абсолютная угловая скорость вращения Луны (около $0,5^\circ/\text{час.}$).

Сделаем некоторые замечания по поводу изложенного:

I. Выше предполагалось, что Луна - идеальный шар, под тяготением которого центрально. Это предположение требует уточнения и соответствующих оценок.

Также требует дополнительного уточнения вопрос о вызванных рельефом лунной поверхности погрешностях построения оптической вертикали и определения скорости по показаниям высотомера.

В связи с этим необходимо оценить различные способы определения и компенсации неровностей рельефа по их точности и логической и вычислительной простоте.

2. Потребные вычислительные операции за исключением построения вертикали путем интегрирования показания высотомера сводятся к суммированию переменных величин, умноженных на постоянные коэффициенты, взятые с Земли. Таких коэффициентов необходимо около пятнадцати. Также ясно, что от вычислителя не требуется высокого быстродействия. Таким образом, к вычислителю предъявляются достаточно мягкие требования.

Глава II

ВОЗМОЖНЫЕ КИНЕМАТИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ

§ I. Различные варианты кинематической связи
построителя вертикали с объектом и сис-
темой отсчета

Рассмотрим возможные кинематические схемы реализации устройства, обеспечивающего моделирование геометрических соотношений, исследованных в гл. III. Для этого на борту объекта должна быть реализована система отсчета $O\xi_0\zeta_0$, неизменно ориентированная относительно звезд, и в этой системе должно быть задано положение текущего радиуса - вектора \bar{OY} лунной вертикали.

Обозначим через $O\xi_1\zeta_1$ систему отсчета, связанную с некоторой материальной площадкой, и будем считать $O\xi_1\zeta_1$ приборной реализацией системы $O\xi_0\zeta_0$. Зададим в системе $O\xi_0\zeta_0$ направления на два выбранных астрономических светила и предположим, что с системой $O\xi_1\zeta_1$ жестко связаны два визира, оптические оси которых относительно этой системы ориентированы аналогичным образом. Если предположить, что на объекте имеется следующая система, сводящая к нулю угловые рассогласования оптических осей визиров с направлениями на соответствующие светила, то система будет ориентирована одинаковым образом с системой $O\xi_0\zeta_0$.

Можно представить только два варианта построения указанной следящей системы. В первом случае оптические визиры жестко связаны с корпусом объекта, а исполнительными органами, обеспечивающими слежение за светилами, являются исполнительные органы системы угловой стабилизации объекта.

Во втором - оптические визиры установлены в трехстепенном кардановом подвесе и слежение за светилами осуществляется приводом по осям карданова подвеса.

Так как потребная точность ориентации системы $05^{\circ} 25'$ относительно $05^{\circ} 20' 50''$ является величиной порядка нескольких минут, а время, в течение которого ориентация должна осуществляться, составляет несколько периодов обращения, то первый вариант по всей вероятности не может быть осуществлен из-за высоких энергетических и массовых расходов. Если бы оптические визиры представляли собой устройства со стабильной зависимостью выходного сигнала от углового рассогласования, то величины отклонений оптических осей визиров от направлений на светила могли бы быть определены при больших "экономичных" амплитудах колебаний объекта и при жестком креплении визиров на корпусе объекта. Однако оптические визиры при высокой точности определения нуля обладают весьма нестабильными характеристиками, что исключает эту возможность.

Поэтому в дальнейшем основное внимание уделим вариантам схем в которых блок оптических визиров (астроблок) установлен на объекте в трехстепенном кардановом подвесе.

В зависимости от способа реализации карданова подвеса астроблока и расположения датчиков построителя лунной вертикали

относительно астроблока представляются возможными следующие варианты кинематической схемы автономной навигационной системы.

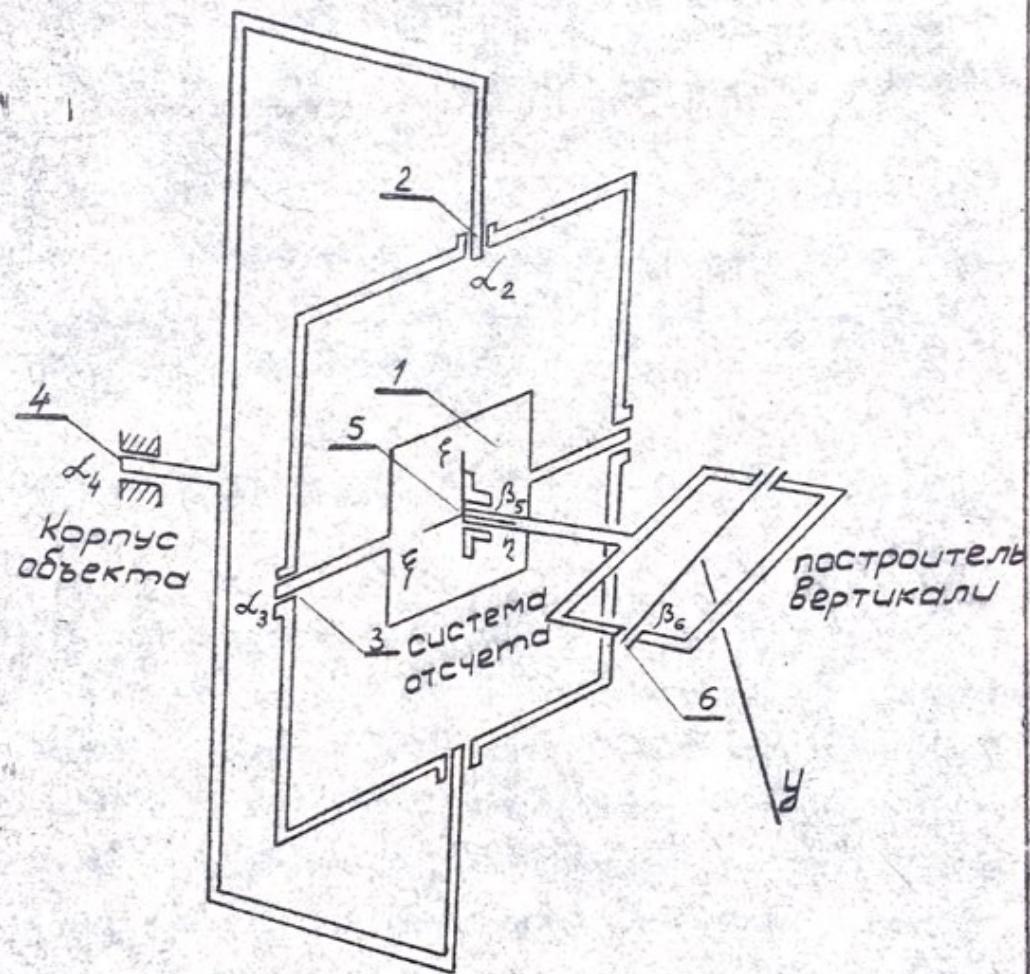
Вариант I. Схема с построителем вертикали, работающим в неподвижной системе отсчета

Схема построителя приведена на рис. IУ.І цифрой I обозначена площадка, с которой связан блок оптических визиров, и, следовательно, система $O\xi\zeta$.

Оси карданова подвеса астроблока для невозмущенного положения объекта относительно орбитальной системы, связанной с программной орбитой, совпадают с осями трехгранника $O\xi\zeta$.

При слежении за светилом, близким к полюсу программной орбиты, сигналы рассогласования датчика по двум угловым координатам, характеризующим это рассогласование, подаются на исполнительный привод по осям 2 и 3 карданова подвеса. Это обеспечивает стабилизацию астроблока по направлению на полярное светило. Будем в дальнейшем называть это светило и соответствующий визир основными.

При слежении за светилом, близким к плоскости программной орбиты (будем называть его дополнительным), используется ось карданова подвеса 4. Это обеспечивает стабилизацию астроблока относительно направления на основное светило. Построитель вертикали связан с площадкой I двухстенным кардановым подвесом, так что угол ϑ может быть измерен как угол поворота оси 5 карданова подвеса построителя, а угол φ — как угол поворота оси 6.



$$\varphi = \beta_6$$

$$\theta = \beta_5$$

Рис. IV-1

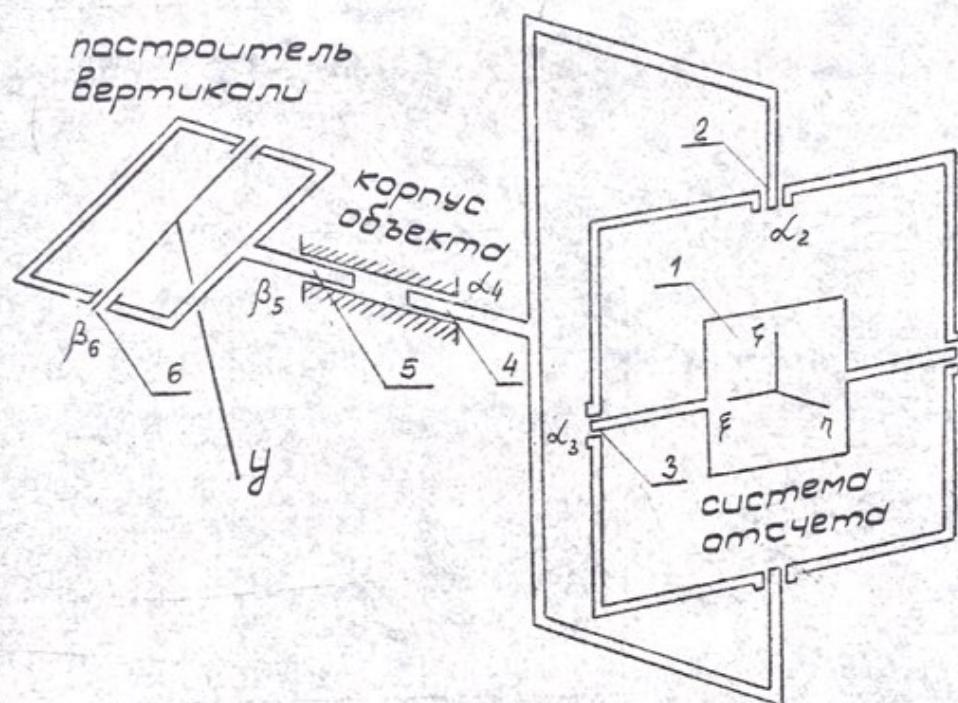
Положительной особенностью рассмотренной схемы является то, что астроблок и построитель вертикали совмещены в едином узле. Отсюда следует возможность точного механического и кинематического согласования обоих блоков. Кроме того, выходные параметры системы φ, ϑ вырабатываются при этом варианте в простом и удобном виде углов поворота соответствующих осей.

Недостатком схемы является сложность ее кинематики. Здесь построитель вертикали установлен, по сути дела, в пятиступенчатом кардановом подвесе. Это приводит к усложнению конструкции системы, повышает ее вес и габариты.

Вариант 2. Схема с построителем вертикали, установленным на объекте

На рис. IV.2 цифрами I-4 обозначены те же элементы схемы, что и в варианте I. Способ построения неподвижной системы здесь остается без изменения. Постройтель вертикали установлен в двухступенчатом кардановом подвесе, непосредственно на корпусе объекта. Оси карданова подвеса для невозмущенного положения объекта относительно программного орбитального трехгранника совпадают с продольной и боковой осями связанный с объектом системы координат.

Обозначим через $\alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ углы поворота относительно исходного положения в осях 2, 3 и 4 карданова подвеса астроблока. За исходное примем положение осей, соответствующее $\varphi = 0, \vartheta = 0$ и невозмущенному положению объекта относительно программной орбитальной системы координат.



$$\varphi = \beta_6 + \alpha_3 \cos \vartheta - \alpha_2 \sin \vartheta$$

$$\vartheta = \alpha_4 + \beta_5$$

Рис. IV-2

Через α_5 , α_6 обозначим углы поворота относительно осей 5 и 6 карданова подвеса построителя вертикали.

Заметим, что при определенных условиях нет необходимости устанавливать построитель на объекте в кардановом подвесе. Если построитель вертикали обладает стабильной однозначной характеристикой выходного сигнала в зависимости от рассогласования оптической оси построителя с истинной вертикалью, то величины

α_5 , α_6 могут быть получены расчетным путем и в случае жесткого крепления построителя на объекте.

Так как углы α_4 , α_1 являются величинами порядка 1^0 , то в дальнейшем будем пренебрегать величинами второго порядка малости по α_4 , α_1 .

С погрешностью второго порядка малости по φ получаем

$$\cos \hat{\gamma}_0 = \varphi, \quad \cos \hat{\gamma}_1 = \sin \vartheta.$$

Проделав необходимые в силу определения величин α_1, α_5 преобразования, будем иметь

$$\begin{aligned} \varphi &= \alpha_6 = \alpha_3 \cos(\alpha_4 + \alpha_5) - \alpha_2 \sin(\alpha_4 + \alpha_5) \\ \vartheta &= \alpha_4 + \alpha_5 \dots \end{aligned} \tag{IV.1}$$

По сравнению с вариантом I в рассматриваемой схеме упрощена кинематика. Ее недостатком является, то, что для определения навигационного параметра требуется выполнение преобразования (IV.1) с высокой точностью.

Преобразование (IV.1) появилось вследствие того, что оси

карданова подвеса астроблока 2 и 3 ориентированы в неподвижном пространстве, а оси карданова подвеса построителя вертикали 5 и 8 - в орбитальной системе. Необходимость в преобразовании, очевидно, отпадает, если изменить схему карданова подвеса астроблока, приведя оси 2 и 3 в орбитальную систему.

На рис. IV.3 изображена схема кинематики системы, оси 2 и 3 которой поворачиваются в пространстве вместе с объектом при орбитальном движении.

При рассмотрении работы системы слежения за основным светилом представляются следующие возможности:

а) Чувствительные элементы основного визира располагаются после осей 2,3,и 4 карданова подвеса, если идти от объекта. В этом случае оси чувствительности визира (взирное перекрестье) по двум координатам и характеризующим рассогласование оптической оси с направлением на светило, расположены в неподвижном пространстве, а оси 2 и 3, по которым прикладываются соответствующие исполнительные воздействия, ориентированы в орбитальной системе.

Это обстоятельство потребует использования дозатора, производящего перекоммутацию сигналов оптического визира по исполнительным каналам в зависимости от угла поворота α_4 . Точность дозатора по углу α_4 может быть весьма низкой.

б) Чувствительный элемент основного визира расположен после осей 2 и 3, но до оси 4, если идти от объекта. В этом случае взирное перекрестье располагается в орбитальной системе и применения дозатора не потребуется. Однако при этом кинематическая

схема астроблока, по всей вероятности, усложнится, так как в отличие от предыдущих случаев основной и дополнительный визиры будут здесь разделены кинематической подвижкой на угол ϑ .

Нетрудно по аналогии со схемой рис. IУ.2 получить выражение для величин углов a_4 и b_1 .

С точностью до величин второго порядка малости по a_1, b_3 имеем

$$\varphi = a_3 + b_6 ,$$

$$\vartheta = a_4 + b_5 .$$

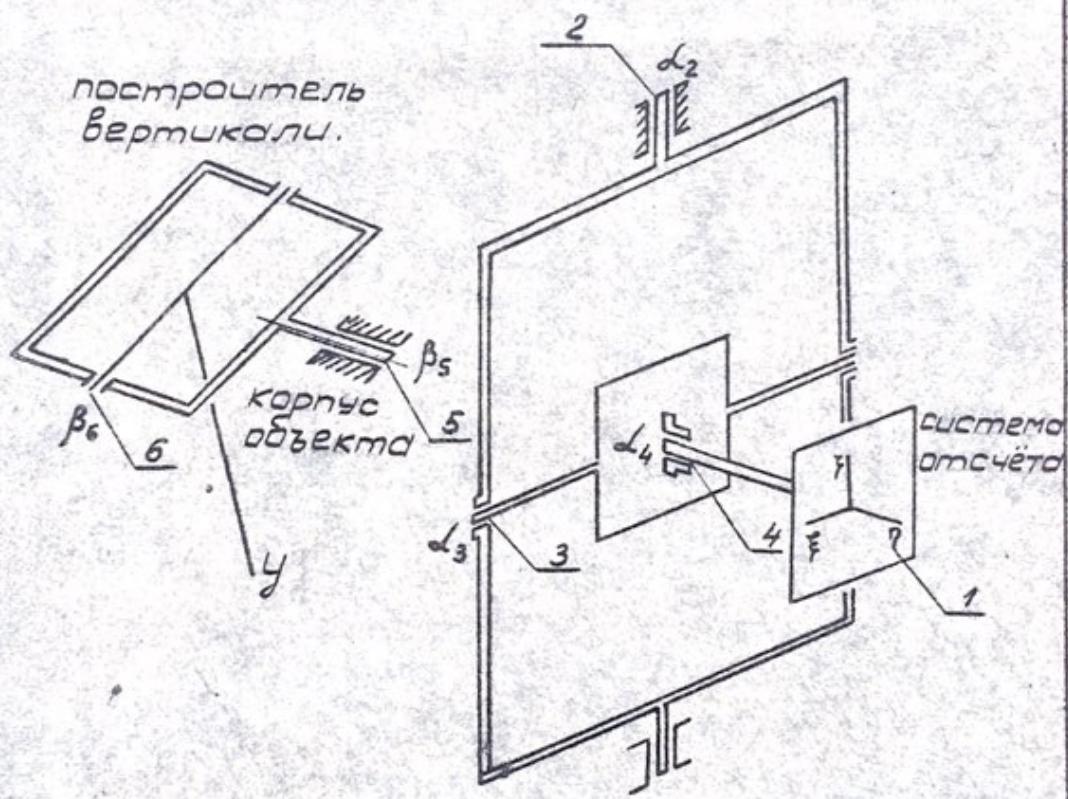
Преимуществом схемы рис. IУ.3 по сравнению со схемой рис. IУ.2 является то, что здесь исключена прецизионная вычислительная операция (IУ.1). Платой за это упрощение является в варианте (а) - дозатор и в варианте (б) - вероятное усложнение кинематической схемы астроблока. Степень этого усложнения может быть выяснена после конструктивной проработки.

По сравнению с вариантом I рассмотренная схема проще, но из-за разделения астроблока и построителя вертикали могут возникнуть большие погрешности определения величин φ и ϑ .

Проведем предварительную оценку перспективности рассмотренных вариантов.

Вариант 2 схемы рис. IУ.2 существенно не отличается от варианта схемы рис. IУ.3, но требует прецизионных вычислителей, поэтому может быть исключен из рассмотрения.

Вариант I по сравнению с вариантом 2 обеспечивает большую точность определения навигационных параметров. Однако это достигается ценой усложнения схемы и конструкции прибора и увеличения его габаритов.



$$\varphi = \alpha_3 + \beta_6$$

$$\theta = \alpha_4 + \beta_5$$

Рис. IV-3

Окончательный выбор кинематической схемы автоматической навигационной системы может быть сделан после проведения необходимых конструктивных проработок и уточнения оценок погрешностей определения навигационных параметров.

Если необходимые для реализации варианта I усложнения и увеличение габаритов прибора окажутся незначительными, то вариант I будет предпочтительным.

При окончательном выборе варианта кинематической схемы необходимо будет учесть также возможности работы астроблока при ориентации изделия на других этапах его полета.

§ 2. Различные варианты кинематической связи астроблока и построителя вертикали с системой гироскопической стабилизации

Рассмотренные варианты построения кинематической схемы навигационной системы обеспечивают решение не только задачи определения траекторных параметров φ , ϑ , но и задачи ориентации объекта относительно орбитальной системы координат. В самом деле, углы рассогласования осей объекта с осями орбитальной системы при этом определяются по углам поворота осей соответствующих кардановых подвесов и могут быть использованы непосредственно для целей управления ориентацией объекта.

Возможны другие способы управления ориентацией объекта с использованием его системы гироскопической стабилизации. Рассмотрим эти способы, что позволит провести определенные упрощения навигационной системы.

I. Предположим, что навигационная система обеспечивает измерение положения объекта относительно орбитального трехгранника во все время полета. Эти данные используются теперь не для управления объектом, а для коррекции гироскопической системы (будем в ее состав далее включать и кинематические устройства типа "тангажника"). Управление ориентацией объекта осуществляется порассогласованием углов поворота осей карданова подвеса гироплатформы с углами поворота в осях карданова подвеса оптической вертикали либо со значениями углов, задаваемыми временными устройствами.

Предположим, что кинематические схемы кардановых подвесов гироплатформы и астроблока одинаковы. Связь этих систем может быть осуществлена при помощи дистанционной обратимой следящей системы, сводящей к нулю относительные рассогласования углов поворота в осях кардановых подвесов обеих систем.

При работе астроблока в период выработки команды его ориентация относительно объекта обеспечивается работой следящей системы от гироплатформы к астроблоку. При работе в период приведения следящая система используется в направлении от астроблока к гироплатформе, обеспечивая тем самым коррекцию гироплатформы.

Указанный способ управления объектом является, по-видимому, более надежным по сравнению со схемой без использования гироскопической системы. Это определяется его большей памятью и устойчивостью к случайным выбросам и возмущениям. Разработанная и испытанная к настоящему времени система управления объектом от гироскопических датчиков остается здесь практически без измене-

ния, и показания навигационной системы используются только для коррекции гирокомпенсаторной платформы.

Режим работы астроблока в период выработки команды существенно облегчается, так как уходы астроблока относительно звездного пространства определяются здесь скоростями уходов гироскопов (если не говорить о погрешностях дистанционной следящей системы). Это, как показано в гл. У, позволит существенно уменьшить вес и габариты оптической части астроблока.

Недостатком указанного варианта является, прежде всего, сложность его кинематической и функциональной схемы. Непрерывная работа гироскопов во все время полета приводит к увеличению расхода электроэнергии. Способ требует использования весьма точной дистанционной следящей системы и налагает определенные ограничения на величину деформаций элементов конструкции объекта, расположенных между астроблоком и гироплатформой. Заметим, что допустимые погрешности деформации конструкции и погрешности следящей системы здесь определяются потребной точностью ориентации основного двигателя объекта. По-видимому, эти требования являются менее жесткими, чем требования, предъявляемые к точности угловых измерений, осуществляемых при определении параметров орбиты с помощью навигационной системы.

2. Предположим, что астроблок не обеспечивает построение отсчетной системы на всей орбите. Это может быть, например, в случае, когда в качестве опорных светил выбраны Солнце и Канопус, и на теневой стороне Луны слежение за Солнцем нарушается.

Управление объектом производится точно также, как в пре-

дущем случае, с той разницей, что при потере слежения коррекция гироскопов не производится.

Если все траекторные измерения осуществляются на освещенной стороне Луны, то это не приведет к потере точности этих измерений. Дистанционная следящая система обеспечивает необходимую выставку астроблока к моменту возобновления слежения. Достоинством этого варианта по сравнению с предыдущим является возможность облегчения астроблока за счет уменьшения числа оптических визиров и за счет уменьшения углов прокачки визиров относительно корпуса объекта. В качестве недостатка можно указать на некоторые усложнения схемы функционирования системы, требующей дополнительных переключений режимов работы.

3. Оптические визиры астроблока жестко связаны с объектом (не считая кинематической подвижки, определяемой орбитальным движением Солнца). Очевидно, оптический построитель лунной вертикали по-прежнему устанавливается на объекте в двухступенчатом кардановом подвесе. Весь состав траекторных измерений производится с использованием гироскопической памяти. Коррекция уходов гироскопов осуществляется периодическим переводом объекта из орбитально ориентированного положения в положение, обеспечивающее визирование светил. При этом объект должен переводиться в режим прецизионного отслеживания направлений на светила по показаниям оптических визиров, а гироскопы арретироваться.

Достоинством данного способа управления является существенное упрощение конструкции астроблока.

Недостаток заключается в необходимости периодических маневров объекта при переходах к режиму коррекции гироскопической системы.

Погрешности производства траекторных измерений будут при этом способе включать в себя деформации элементов конструкции объекта, расположенных между гирокомпенсационной системой и построителем лунной вертикали, а также погрешности уходов гироскопов.

Глава У

ОПТИЧЕСКИЙ ПОСТРОИТЕЛЬ ВЕРТИКАЛИ

§ I. Вводные замечания

Окончательный выбор принципов построения основных типов бортовых измерителей автономного комплекса предполагается выполнить после конструктивной проработки.

Здесь приводятся лишь некоторые из возможных вариантов измерителей, подтверждающие реальность решения задач, а также кратко упоминаются другие рассматривавшиеся решения.

Просматривались следующие варианты построения вертикали:

1. Оптический построитель вертикали (ОПВ), работающий только над освещенной частью поверхности Луны, в сочетании с гирокопической памятью, используемой над темной стороной.

2. Радиолокационный построитель вертикали (РПВ), встроенный в схему орбитального радиовысотомера, с коррекцией начальной выставки от ОПВ.

3. Построение вертикали методом интегрирования показаний радиовысотомера с начальной привязкой по данным ОПВ.

Второй вариант, ввиду его громоздкости и выявленных трудностей обеспечения приемлемой точности, был исключен. Ниже рассматривается наиболее простой первый вариант, который может так-

же послужить основой третьего варианта решения.

§ 2. Принцип работы оптического построителя вертикали

Работа оптического построителя вертикали основана на одновременном или последовательном определении угла визирования линии горизонта в нескольких ее участках. По сравнению с земными условиями построение вертикали над лунной поверхностью облегчается отсутствием на Луне атмосферы и связанных с ней основных составляющих погрешности измерения. Усложнение задачи вызвано большей кривизной лунной поверхности (ближе линия горизонта) и большей изрезанностью ее рельефа.

Принцип работы одного из возможных вариантов оптического построителя вертикали поясняется рис. У.1 и У.2.

Четыре телескопические визирные трубы T_1-T_4 визируют горизонт под углами, указанными на рис. У.1. Большое поле зрения телескопов ($\sim 10^\circ \times 10^\circ$) обеспечивает усреднение неровностей рельефа Луны и удержание линии горизонта в поле зрения при вариациях высоты и кренах объекта.*/.

Примерный вид изображения линии горизонта в фокальных плоскостях четырех трубок показан на рис. У.2(б).

*/ При переходе с круговой на эллиптическую орбиту спуска допускается программируемый разворот трубок T_1-T_4 по углу места.

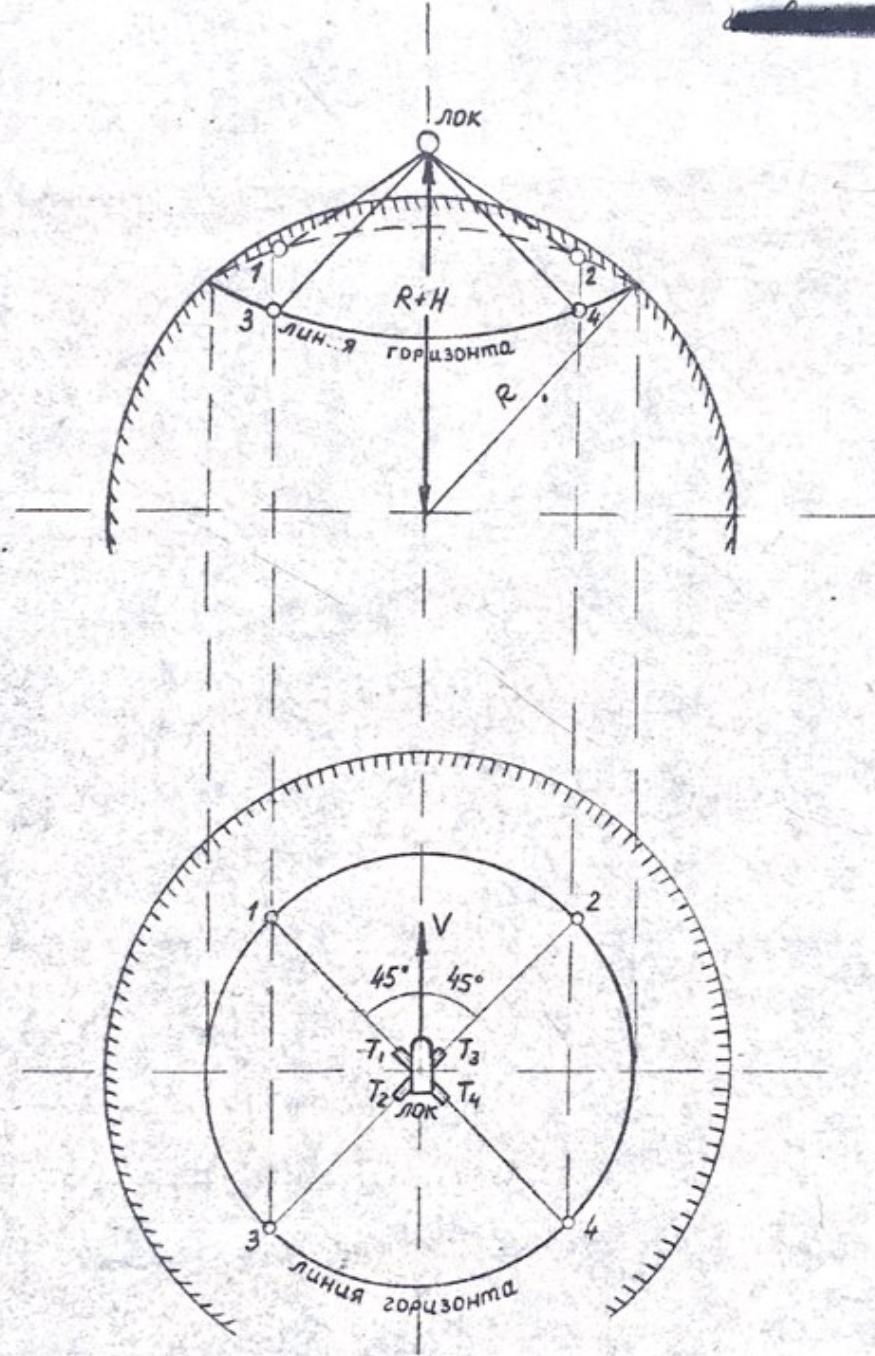
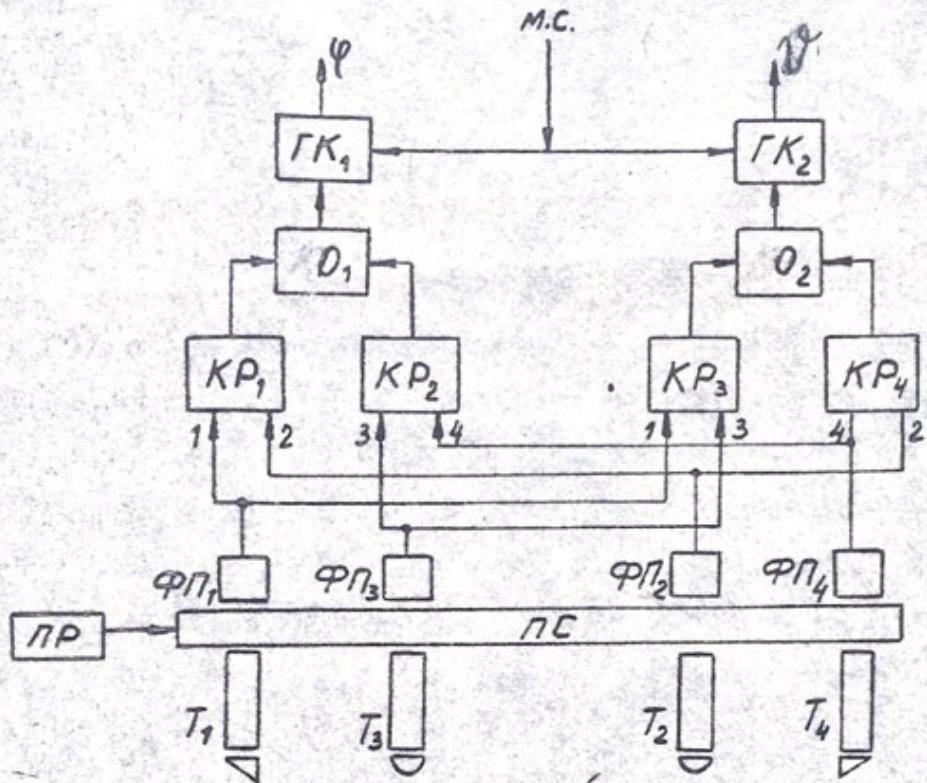
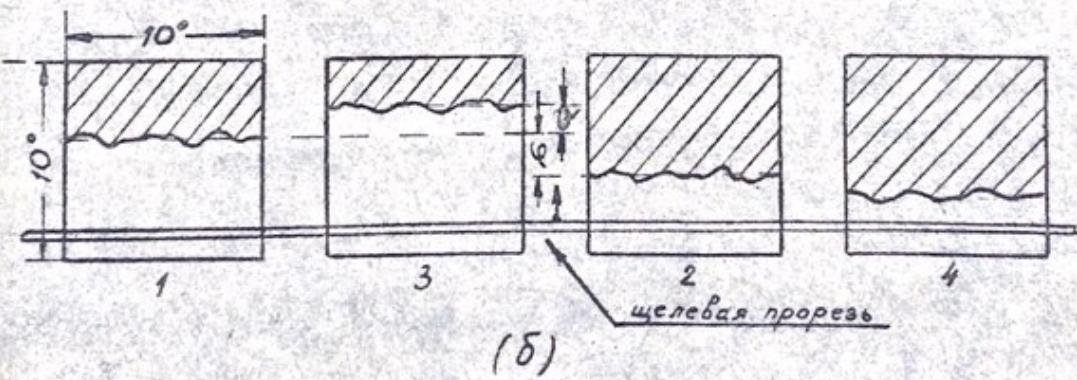


Рис. V-1.



(a)



(b)

Рис. В-2.

Если нормаль к платформе, на которой закреплены визирные трубы T_1-T_4 , совпадает с направлением вертикали, то, как ясно из рис. У.1, при отсутствии неровностей рельефа линии горизонта в трубах 1, 2, 3 и 4 должны лежать на одинаковом уровне. При отклонении от вертикали в плоскости орбиты на малый угол ψ должно возникать пропорциональное этому угловому отклонению расхождение линий горизонта в трубах 1 и 3, 2 и 4, а при отклонении на угол φ в нормальной плоскости – расхождение линий горизонта в трубах 1 и 2, 3 и 4. Для преобразования этого расхождения изображений линии горизонта во временной интервал используется пространственный селектор ПС, который может представлять собой, например, вращающийся диск или барабан со щелевыми прорезями, параллельными ожидаемой линии горизонта и синфазно пересекающими фокальные плоскости четырех трубок, как показано на рис. У.2(б).

Для обеспечения заданной точности построения вертикали ширина каждой щели должна быть сравнима с величиной допустимой угловой погрешности, т.е. должна составлять в угловой мере $3-5'$. Щели могут располагаться равномерно по образующей барабана, причем из соображений однозначности отсчета в поле зрения 10° интервал между щелями должен быть не менее $\Delta\alpha = 20^{\circ}$. При каждом пересечении щелью изображения линии горизонта в фокальной плоскости i -й трубы на выходе i -го фотоприемника ФП возникает ступенчатое изменение тока. При этом, если щели движутся снизу вверх, то чем выше в поле зрения данного телескопа линия горизонта, тем позже возникает ступенька тока.

В действительности линия горизонта не прямолинейна, а определяется случайным рельефом поверхности. Это приводит к случайному смещению и разрыву ступеньки тока. Для уменьшения связанной с этим смещением ошибки используется осреднение рельефа в пределах поля зрения (поля зрения 10° соответствует осредненный участок рельефа протяженностью $\gtrsim 100$ км). Кроме того, при выбранном расположении линий визирования (см. рис. У.1) имеется возможность определить отклонения от вертикали в плоскости орбиты и в нормальной плоскости одновременно по показаниям двух пар визирных трубок, обрабатывая результаты замера каждой пары совместно.

Поскольку визируемые участки горизонта разнесены на сотни километров, результаты измерения для двух пар трубок являются независимыми. Ошибка будет наибольшей по величине и наименее вероятной, когда один из сравниваемых участков горизонта находится на низину, а другой содержит вершину высокого кратера. Вероятность одновременного наступления этого события для двух пар трубок близка к нулю.

С учетом этого обстоятельства схема обработки сигналов может иметь вид, представленный на рис. У.2(а). Оптические сигналы с трубок T_1-T_4 , пройдя пространственный селектор ПС, вращаемый приводом ПР, поступают на фотоприемники ФП, вырабатывающие токовые импульсы, временное положение которых определяется положением линии горизонта в поле зрения соответствующей трубки. Выходные сигналы фотоприемников попарно поступают на входы четырех кипп-реле КР₁-КР₄ в комбинациях, показанных на рис.У.2(а).

Первый по времени входной импульс перебрасывает реле, второй возвращает его в исходное состояние.

При этом кипи-реле вырабатывает импульсы, полярность и длительность которых определяются взаимным временем положением входных импульсов, т.е. знаком и величиной соответствующего угла отклонения от вертикали (ϑ или φ). Далее в каждом из каскадов обработки O_1 и O_2 совместно обрабатываются два импульса кипи-реле (в простейшем случае их длительность суммируется). Выходной импульс O_1 или O_2 подается на гатирующий каскад ($ГК_1$ или $ГК_2$), на который одновременно подается сетка масштабных импульсов $MC^{*}/$. На выходах $ГК_1$ и $ГК_2$ вырабатываются пакеты масштабных импульсов. Число импульсов в пакете характеризует измеряемый угол (ϑ или φ), а их полярность – знак отклонения от вертикали. Эти пакеты импульсов выдаются в бортовой вычислитель, либо непосредственно в систему управления объектом.

Дадим предварительную оценку энергетических расходов, точности и весовых характеристик такого ОПВ.

§ 3. Энергетические соотношения

Яркость освещенной солнечными лучами лунной поверхности колеблется в пределах $B_{\Phi} = 0,01 \div 0,3$ сб; яркость фона неба при отсутствии атмосферы может быть принята равной нулю.

X/ Чтобы избежать усиления постоянного фототока, масштабная частота может вводиться непосредственно на входе электронного тракта в качестве "высокочастотного" заполнения фотосигналов.

Таким образом, при пересечении изображения линии горизонта щелью имеем 100%-ный перепад яркости фона.

Выберем в качестве фотоприемника малогабаритный мультищелевой фотоумножитель типа ФЭУ-68, имеющий при фоновой за- светке $F_F = 10^{-4}$ лм пороговую чувствительность

$$F_p = 2,35 \cdot 10^{-9} \text{ лм.гц}^{-\frac{1}{2}}, \text{ а при } F_F = 3 \cdot 10^{-3} \text{ лм} - \\ F_p = 12 \cdot 10^{-9} \text{ лм.гц}^{-\frac{1}{2}}.$$

Порядок ширины полосы пропускания тракта оценим на основе следующих соображений. Поскольку период колебаний объекта по крену в пределах $\Delta\varphi = \pm 30^\circ$ достигает $T \approx 100$ сек. при заданной точности построения вертикали $\Delta\psi = \pm 2^\circ$ с пятикратным запасом можем выбрать время измерения

$$t_{изм} \leq 0,2 \frac{T}{2} \frac{\Delta\psi}{2\Delta\varphi} = 0,2 \cdot 50 \cdot \frac{2}{60} \approx 0,3 \text{ сек.}$$

Так как цели на барабане ПС расположены с интервалом $\Delta\alpha \approx 20^\circ$, скорость перемещения щели должна быть не менее $\omega_{щ} = \frac{\Delta\alpha}{t_{изм}} = \frac{20}{0,3} \approx 60^\circ/\text{сек.}$

При наличии гирроскопической памяти и нежесткой связи ОПВ с корпусом изделия время измерения может быть значительно увеличено, а скорость движения щели соответственно уменьшена. Следует отметить, что такое увеличение времени измерения не дает каких-либо выгод, поскольку превышение сигнала над шумом в данной схеме не критично (см. ниже), а осреднение на местности при длине щели 10° (~ 100 км) на много эффективнее осреднения во времени (например, даже осреднение за $t_{изм} = 10$ сек при орбитальной скорости 1,7 км/сек соответствует осреднению)

участку рельефа протяженностью ~ 17 км).

Полный перепад яркости при пересечении линии горизонта целью для реального рельефа длиной поверхности и выбранной ширины щели должен занимать в угловом измерении $\delta\alpha \approx 5\pm 7^\circ$, что соответствует временному фронту токовой ступеньки на выходе ФЭУ порядка

$$\tau_{\text{ФР.Мсек}} = \frac{\delta\alpha \cdot 10^3}{\omega_{\text{ш}}} = \frac{(5\pm 7) \cdot 10^3}{60 \cdot 60} = (1,4\pm 2) \text{ мсек.}$$

Выбираем полосу пропускания тракта равной

$$\Delta f = \frac{1}{\tau_{\text{ФР}}} = \frac{1}{1,4\pm 2} = 0,5\pm 0,7 \text{ кГц},$$

что для простейшего низкочастотного фильтра соответствует шумовой полосе $\Delta f_{\text{ш}} = 1,57$, $\Delta f = 0,8 \pm 1,1$ кГц. Выбираем $\Delta f_{\text{ш}} = 1$ кГц.

При такой шумовой полосе суммарный пороговый поток для ФЭУ-68 будет:

$$\text{при } F_{\Phi} = 10^{-4} \text{ лм}$$

$$F_{n\Sigma} = F_n \sqrt{\Delta f_{\text{ш}}} = 2,35 \cdot 10^{-9} \sqrt{10^3} \approx 7 \cdot 10^{-8} \text{ лм},$$

$$\text{при } F_{\Phi} = 3 \cdot 10^{-3} \text{ лм}$$

$$F_{n\Sigma} = 3,5 \cdot 10^{-8} \text{ лм}.$$

Наиболее трудным является случай малых яркостей поверхности, поэтому дальнейший расчет проведем для $B_{\Phi} = 0,01$ сб, взяв пока за основу $F_{n\Sigma}$ для меньшего из выбранных значений потока ($F_{\Phi} = 10^{-4}$ лм).

Теоретическое и экспериментальное исследования оптических локационных устройств, подобных данному (см. например, [3]), показали, что для надежной их работы необходимо превышение сигнала над шумом по напряжению порядка $\frac{U_c}{U_{ш}} \approx 2\frac{1}{3}$. Поскольку напряжение на выходе ФЭУ линейно пропорционально потоку, такое же превышение должно сохраниться для потоков, т.е. полезный поток на входе умножителя должен быть не меньше

$$F_c' \geq (2\frac{1}{3}) \cdot 7 \cdot 10^{-8} = (14\frac{2}{3}) \cdot 10^{-8} \text{ лм.}$$

Для учета оптических помех (за счет матирования оптики микрометеорами, влияния деталей конструкции объекта и т.д.), а также для учета неточности знания истинной яркости поверхности, необходимо ввести некоторый коэффициент запаса. Тогда потребный полезный поток будет равен

$$F_c \approx 5 \cdot 10^{-7} \text{ лм.}$$

Определим потребную для создания такого потока площадь входного зрачка телескопической трубы S по формуле

$$S_{\text{см}^2} = \frac{F_c}{B_\Phi \Omega \tau}.$$

Здесь Ω - телесный угол поля зрения трубы в стерадианах,
 τ - коэффициент пропускания оптической схемы,
прочие обозначения прежние.

Принимаем $\tau = 0,5$.

Для щели длиной 10° ($0,175$ рад.) и шириной 5° ($0,0015$ рад.) получаем

$$\Omega = 0,175 \cdot 0,0015 = 2,63 \cdot 10^{-4} \text{ стер.}$$

При этом

$$S = \frac{5 \cdot 10^{-7}}{10^{-2} \cdot 2,63 \cdot 10^{-4} \cdot 0,5} = 0,38 \text{ см}^2,$$

а диатребный диаметр входного зрачка $D_{\theta x}$ равен

$$D_{\theta x} = \sqrt{\frac{4}{\pi} S} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,38}{3,14}} = 0,70 \text{ см} = 7,0 \text{ мм}.$$

Для такого значения S поток на входе ФЭУ при $B_\Phi = 10^{-2}$ сб равен $F_c = 5 \cdot 10^{-7}$ лм, а не $F_\Phi = 10^{-4}$ лм, как принималось выше при определении пороговых световых шумов ФЭУ. Следовательно, будем иметь дополнительный выигрыш в отношении сигнала к световому шуму ориентировочно в $\sqrt{\frac{F_\Phi}{F_c}} \approx 14$ раз.

Из проведенного расчета следует, что при построении ОПВ с использованием ФЭУ имеем большой энергетический запас. Это делает возможным горячее резервирование фотоприемников за счет расщепления полезного потока, а также указывает на реальность обеспечения заданной энергетики при замене ФЭУ на менее чувствительные, но более надежные и компактные фотосопротивления ФС^ж/

* Например, фотосопротивление ФСБАН при питающем напряжении 50 в имеет пороговую чувствительность

$F_n = 3 \cdot 10^{-10}$ лм Гц^{-1/2}. При использовании мозаичных ФС горячее резервирование можно совместить с дополнительным анализом рельефа в пределах поля зрения каждой трубки.

при использовании серийно выпускаемых малогабаритных телескопических трубок. В частности, здесь могут быть применены серийные миниатюрные трубы типа Х-39, использовавшиеся в приборе СЛ [4] и имеющие следующие характеристики: $D_{\text{вх}} = 14 \text{ мм}$, $\tau = 0,5$; относительное отверстие 1:2; поле зрения 10° ; разрешающая способность 50 $\frac{\text{штрихов}}{\text{мм}}$; вес трубы $\sim 150 \text{ г.}$

§ 4. Оценка погрешностей измерений

Основными составляющими погрешностей измерений являются:

- а) ошибки юстировки оптической схемы;
- б) ошибки от неровностей рельефа лунной поверхности;
- в) ошибки за счет кренов изделия;
- г) ошибки за счет различия и нестабильности амплитудного порога четырех фотоприемников;
- д) ошибки квантования измеряемых временных интервалов.

Рассмотрим их по порядку.

а) Ошибки юстировки

Ориентация осей оптических трубок относительно друг друга и основания платформы, на которой они жестко крепятся, может быть обеспечена с точностью $\sim 10-15''$.

Для выбранной телескопической трубы разрешающая способность составляет $7 \cdot 10^{-4} \text{ рад}$, т.е. $\sim 2,5'$. Погрешность выполнения

т.е. $\sim 0,3'$, или $20''$.

Эти ошибки независимы и для каждой пары трубок суммируются в квадратуре, давая суммарную предельную ошибку взаимной юстировки

$$\Delta_{10} = \sqrt{2(15)^2 + 2(20)^2} \approx 35'' = 0,6'.$$

б) Ошибки от неровностей рельефа

В настоящее время не имеется карт уточненного рельефа Луны у линий горизонта в экваториальном пояссе. Поэтому приводимые ниже оценки погрешностей являются предварительными.

Определим возможные погрешности измерений без введения в вычислитель каких-либо поправок на рельеф.

Прежде всего оценим эффективность осреднения неоднородностей рельефа, обеспечиваемого выбором большого поля зрения телескопических трубок.

На рис. У.3 приведен один из наиболее изрезанных участков рельефа лунной поверхности, лежащий на 18° северной широты и между 10° восточной долготы и 30° западной долготы. Для четырех типовых 10 -градусных выборок, взятых на этом участке рельефа, графическим путем были вычислены кривые изменения выходного тока фотоприемника при пересечении поля зрения телескопической трубы щелью длиной 10° и шириной $3'$. Для упрощения расчетов принималось, что яркость различных участков лунной поверхности одинакова, а яркость неба равна нулю. При этом величина тока в каждый момент пропорциональна освещенной части площади щели.

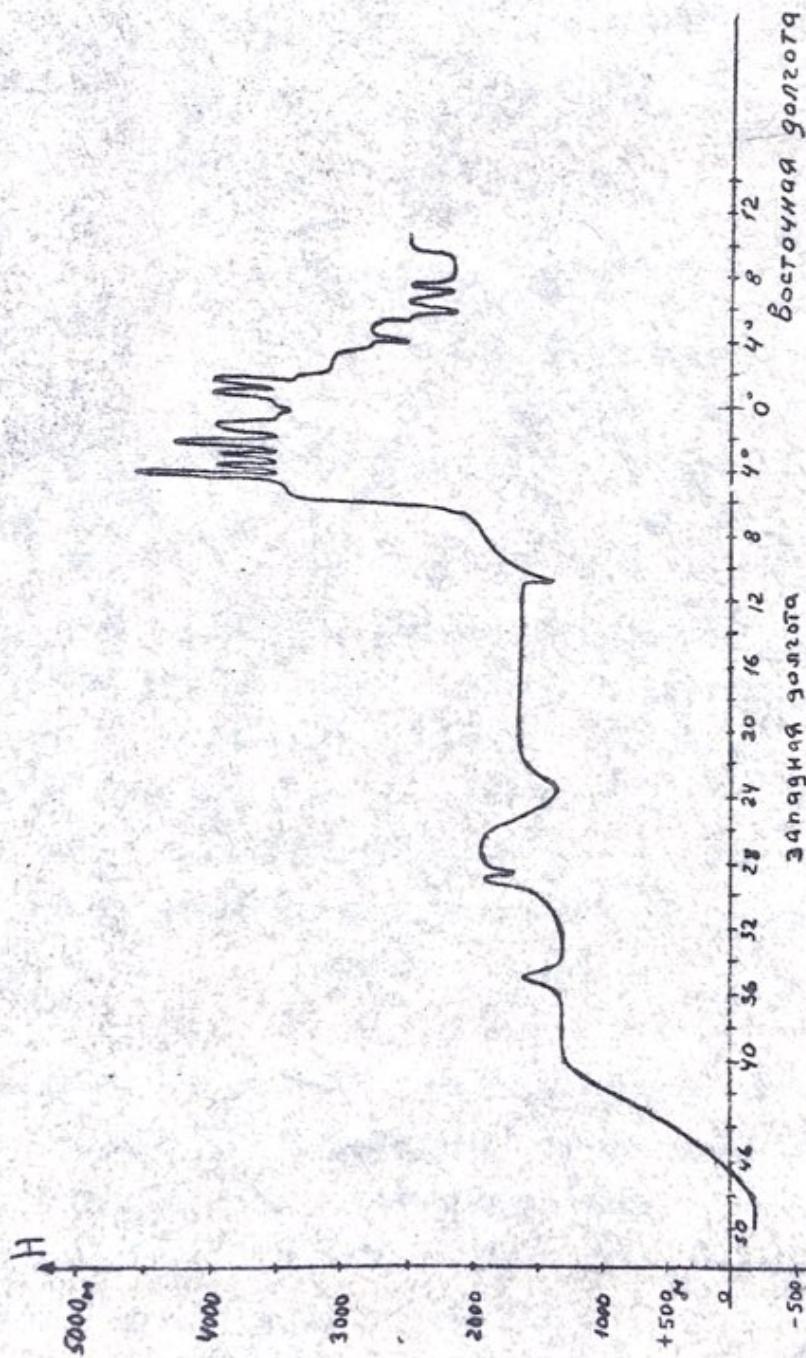


Рис. V-3

Результаты вычислений приведены на графиках рис. У.4, где в правом углу буквами а-г обозначены 4 типовых визируемых участка рельефа рис. У.3, а в левом углу соответствующие им кривые изменения тока (площади). Здесь по оси абсцисс отложено расстояние участка лунной поверхности, просматриваемого через движущуюся щель, от условного начала отсчета, а по оси ординат - относительная величина засвеченной площади s_δ / s_{δ_M} , где s_δ - освещенная часть площади, просматриваемой в данный момент через щель, s_{δ_M} - полная площадь щели. Из кривых видно, что при поле зрения 10° и ширине щели $\sim 3'$ микронеоднородности рельефа эффективно сглаживаются, а спад фототока до его половинного значения происходит на интервале ~ 500 м, что соответствует $\sim 1'$ дуги большого круга. Однако из этого же рисунка видно, что разброс порога срабатывания для различных участков рельефа достигает большой величины. Если считать относительный порог срабатывания всех четырех каналов стабильным и одинаковым и установить порог срабатывания реле, например, на уровне 0,6 (пунктир на рис. У.4), получим, что для рельефа рис. У.3 наибольший разброс порога срабатывания имеется между выборками "а" и "в" и достигает 2300 м, а наименьший разброс между выборками "а" и "б" равен 420 м.

Вероятность прохождения на выход каскада обработки (0) сигнала с максимальной длительностью импульса (с максимальным разбросом) мала, так как для этого необходимо, чтобы одновременно для двух пар трубок поле зрения одной из трубок каждой пары целиком приходилось против вершины наиболее высокого кратера, а другой - против низинного участка. Количественная оценка этой

вероятности будет возможна при наличии более полных карт рельефа экваториального кольца Луны. Пока для выбранной конфигурации трубок T_1-T_4 и имевшихся разрезов рельефа лунной поверхности на широтах $\pm 1^\circ$ и $\pm 2^\circ$ на машине М-20 были подсчитаны погрешности измерения отклонений от вертикали в экваториальной (XOY) и нормальной (YOZ) плоскостях при трех способах обработки:

- выборе максимального из показаний двух пар трубок;
- выборе минимального из показаний двух пар трубок;
- определении среднего для двух пар трубок показания.

Результаты вычислений приведены в виде графиков на рис. У.5-У.8 и в табл. У.1; при этом угловые погрешности вычислены для случая полета по круговой сelenоцентрической орбите на высоте ~ 150 км.

Таблица У.1

Среднеквадратическая ошибка, км			Максимальная ошибка, км			
при варианте обработки						
	а	б	в	а	б	
<u>Плоскость YOZ</u>						
$\pm 2^\circ$	0,691	0,478	0,525	1,629	1,050	1,586
$\pm 1^\circ$	0,699	0,376	0,275	2,157	1,136	0,629
<u>Плоскость XOY</u>						
$\pm 2^\circ$	3,662	3,564	3,821	-7,014	-6,529	-6,629
$\pm 1^\circ$	3,834	3,676	3,536	-7,000	-6,536	-6,314

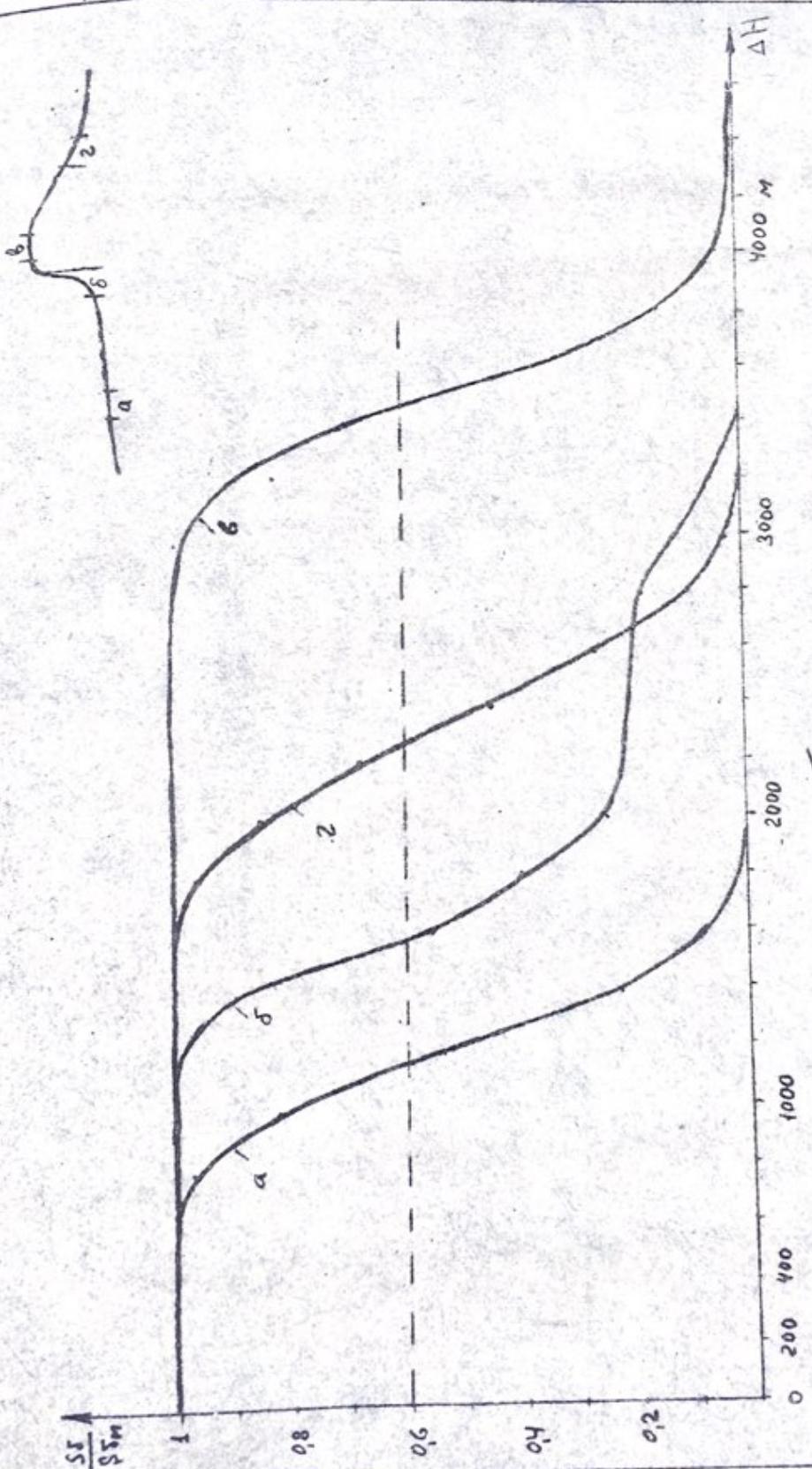
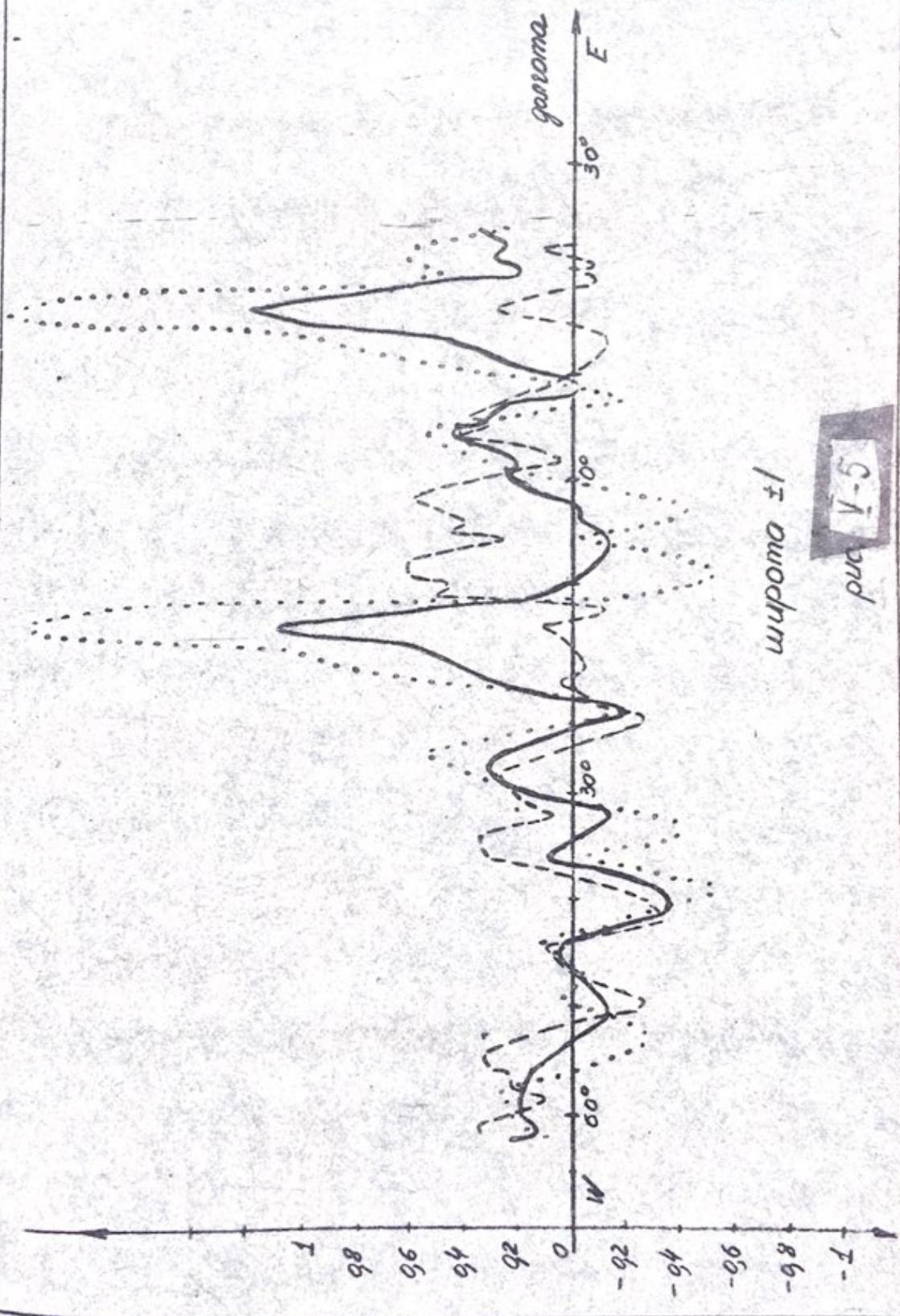
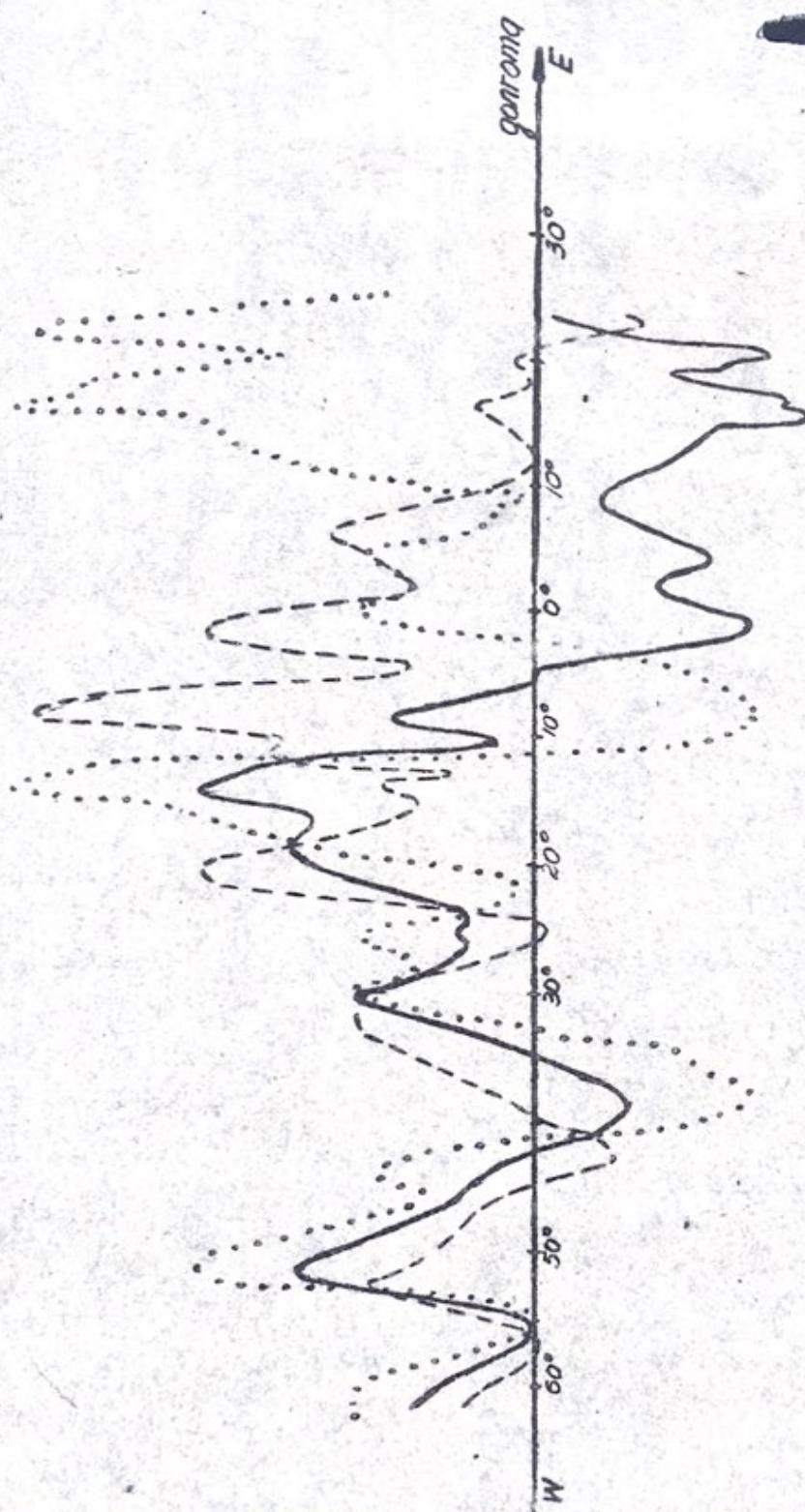


Рис. V-4

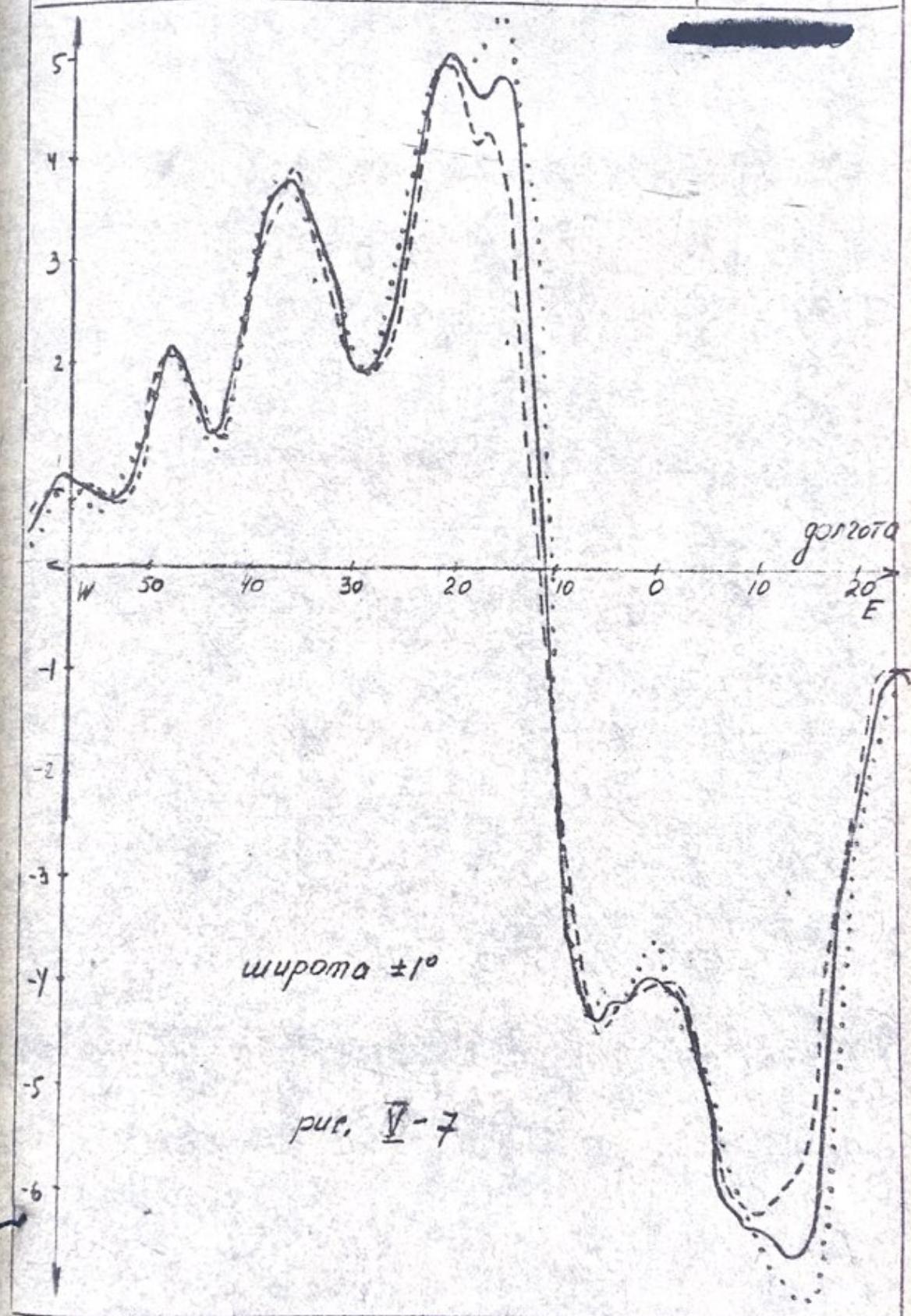


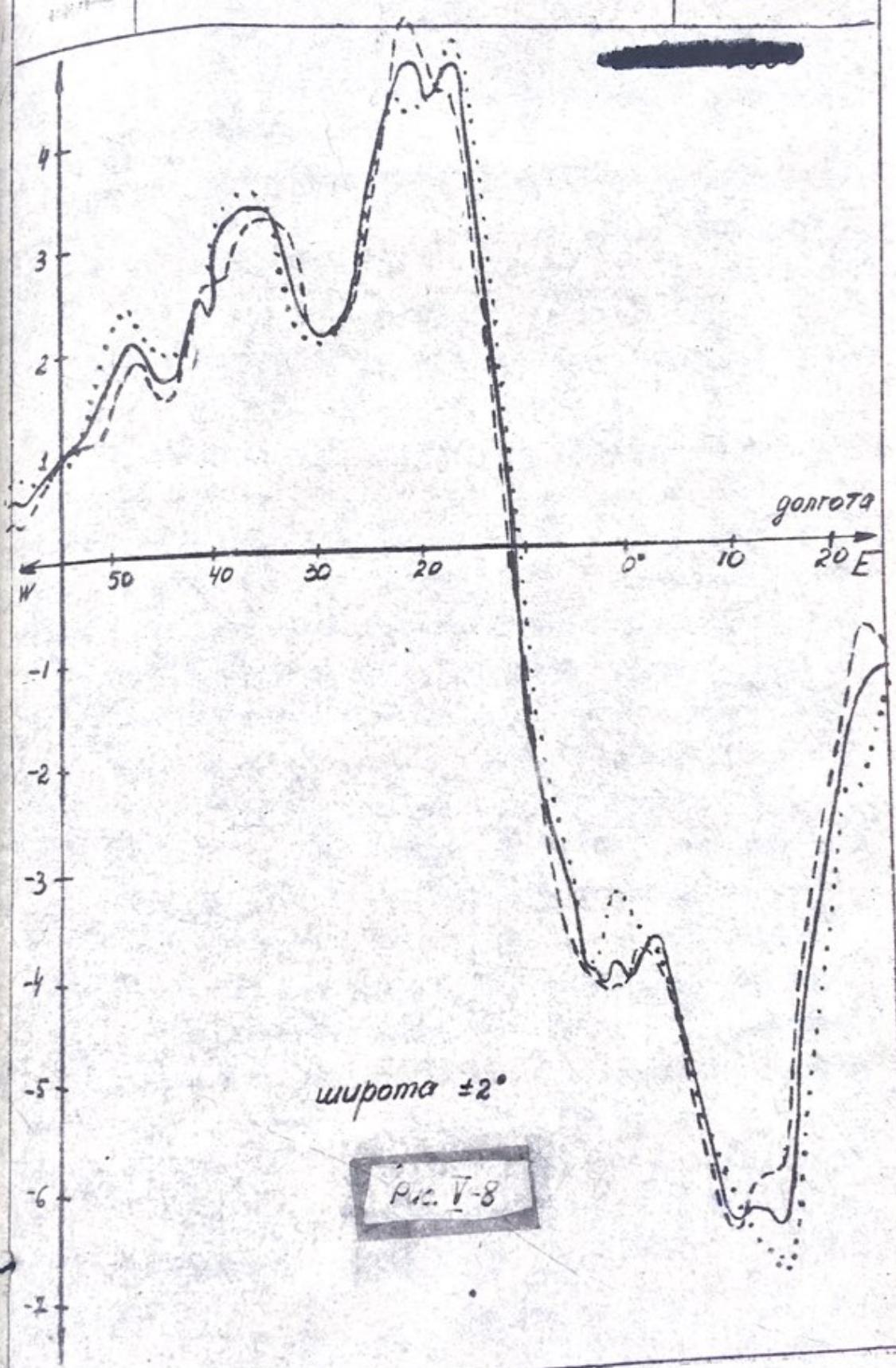
Пл. V-6
ширина ± 2°



+1

-1





Из графиков видно, что наименьшие предельные погрешности дает метод определения среднего показания (вариант "в"), который целесообразно принять за основу при построении схемы обработки сигнала. Как видно из таблицы, в нормальной плоскости (Y_0Z) предельная угловая погрешность не превышает $2,5'$, а среднеквадратическая I' . Эта предварительно полученная величина погрешности соответствует поставленным требованиям, но нуждается в уточнении при анализе карт реального рельефа.

Предельная угловая погрешность в экваториальной плоскости (X_0Y) достигает $13'$, но, как видно из графиков рис. У.7 и У.8, носит систематический характер и связана с вытянутостью фигуры Луны, создаваемой земным притяжением. Для коррекции плоскости исходной круговой орбиты допустима ошибка определения вертикали в плоскости X_0Y порядка $40'$ (см. гл. III), поэтому специальной коррекции систематической ошибки не требуется. С другой стороны, при переходе на эллиптическую орбиту перед спуском ЛК может потребоваться повышенная точность построения вертикали, но в этом случае уже должна иметься привязка к начальному меридиану и потому учет систематической погрешности от рельефа не составит труда. Следует учитывать, что в районе перигея эллиптической орбиты, где высота достигает 20 км, дисперсия высоты горизонта в 500 м соответствует уже угловая погрешность не I' , как на высоте 150 км, а $7,5'$. При этом даже после коррекции систематической погрешности предельная остаточная погрешность построения вертикали в перигея эллиптической орбиты может быть порядка $10'$. Все эти цифры при получении более полных данных о рельефе лунной поверхности будут уточнены.

в) Ошибки за счет крена изделия

Если платформа ОПВ связана относительно корпуса изделия и гиростабилизирована, ошибки от кренов изделия практически будут нулевыми.

При отсутствии гиростабилизации ОПВ и особенно при жестком креплении ОПВ на корпусе изделия угловая ошибка может создаваться, если за время между двумя независимыми замерами угла изделие успевает развернуться на заметный угол. Как выше было показано, угловая скорость разворота изделия при кренах не превышает $\omega_{kp} = \Delta\varphi \cdot \omega_t \approx 10^{-2} \frac{2\pi}{100} = 6,3 \cdot 10^{-4}$ рад/сек., что дает за время замера $t_{изм} = 0,3$ сек. разворот на

$$\Delta_{kp} = \omega_{kp} \cdot t_{изм} = 6,3 \cdot 10^{-4} \cdot 0,3 = 2 \cdot 10^{-4} \text{ рад} = 0,7^\circ.$$

При правильно выбранной динамике отработки вертикали предельная погрешность за счет крена не будет превышать этой величины

$$\Delta_{kp} = 0,7^\circ.$$

Г) Ошибки за счет различия и нестабильности амплитудного порога четырех фотоприемников

Ввиду различий интегральной чувствительности фотоприемников и коэффициентов усиления схемы четырех каналов, а также ввиду различия средней освещенности четырех визируемых площадок, в схеме необходимо применить поканальную автоматическую регулировку порога (АРП).

Чтобы свести к минимуму остаточные погрешности, опорные

уровни для АРП желательно получать непосредственно от сигналов визируемых площадок. Это можно сделать, например, по схеме рис. У.9, где изображены визируемые участки поверхности для четырех визируемых трубок.

Как видно из рисунка, к основным площадкам, сканируемым узкими щелями, в фокальных диафрагмах всех трубок добавлены необтюрируемые щелью калибровочные отверстия КО, площадь которых в 2-3 раза больше площади обтюрирующей щели основных площадок. Размеры и конфигурация этих отверстий определяются требованием малой зависимости порога от оптических микронеоднородностей облучаемой площадки, а также конструктивными и схемными ограничениями. Свет через эти отверстия поступает на те же фотоприемники, что и свет от обтюрирующих щелей. Визируемые через отверстия КО участки поверхности при любых возможных кренах и эволюциях высоты лежат ниже горизонта и потому создают на входе пороговой схемы постоянный пьедестал, величина которого однозначно определяется средней освещенностью соответствующей площадки и сквозным коэффициентом передачи оптико-электронного тракта данного канала. При использовании этого пьедестала в цепи АРП и при предположении о равномерной освещенности визируемой площадки момент пересечения токовой ступенькой порога в каждом канале будет зависеть только от средней высоты и конфигурации рельефа, но не будет зависеть от изменений освещенности и коэффициента передачи тракта.

Как видно из рис. У.4, поскольку угол наклона кривых "а"- "г" почти одинаков, при вариациях относительного порога на

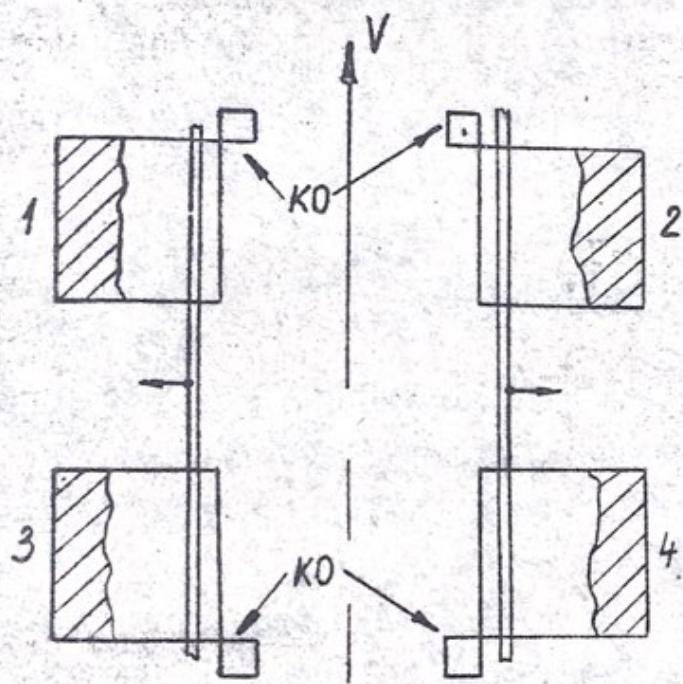


Рис. II-9.

$\pm 20\%$ временной интервал изменяется не более чем на ± 100 м (см. кривые "а" и "б"), что соответствует изменению угла на $\pm 0,5^\circ$. Таким образом, схема АРП может быть достаточно грубой. Чтобы исключить влияние сигнала от сканирующей щели на величину порога, достаточно с помощью соответствующих прорезей в пространственном селекторе бланкировать канал АРП на время прохождения каждой щели через поле зрения трубы. Для сглаживания частоты блокировки (~ 3 Гц) постоянная времени цепи АРП должна быть порядка нескольких секунд. Допуская нестабильность относительного порога $\pm 20\%$, получим предельную погрешность за счет этого фактора $\Delta_p = 0,5^\circ$.

Калибровочные отверстия КО могут также использоваться для сигнализации о моментах пересечения линии терминатора и для измерения периода сelenоцентрического движения объекта. Для этого может быть использован несглаженный меандровый сигнал в канале АРП. При одновременном затмении КО в каналах T_1 и T_2 или T_3 и T_4 спадание этого сигнала до нуля может быть использовано для выключения канала построения вертикали. При этом в экваториальной плоскости производится полное выключение построителя, а в нормальной плоскости выключается лишь затененная пара трубок (другая, незатененная, пара трубок может продолжать измерение).

д) Ошибка квантования измеряемых временных интервалов

Перепады уровней горизонта в угловом измерении должны определяться с предельной погрешностью порядка $\pm 2^\circ$, что при угловой скорости движения щели в поле зрения $\omega_{ш} = 60^\circ/\text{сек}$ со-

отвечает погрешности измерения временных интервалов порядка

$$\frac{2}{60 \cdot 60} = \frac{1}{1800} \text{ сек. Чтобы ошибка квантования не влияла}$$

существенно на эту результирующую погрешность, возьмем ее на порядок меньше, т.е. $\Delta_{k_t} = \frac{1}{18000}$ сек, что соответствует

$$\Delta_k = 0,2^\circ.$$

Полагая, что ошибка квантования не превышает двух импульсов масштабной частоты, получаем, что эта частота должна быть не менее $F_M \geq \frac{2}{k} = 36000$ гц. Точное ее значение будет определяться масштабной сеткой вычислителя.

e) Результирующая ошибка ОПВ

Поскольку все рассмотренные ошибки являются случайными и независимыми, для получения результирующей ошибки на круговой орбите сложим их в квадратуре

$$\Delta_{\Sigma_{\text{опв}}} = \sqrt{\Delta_{\text{ю}}^2 + \Delta_p^2 + \Delta_{\text{кр}}^2 + \Delta_{\Pi}^2 + \Delta_k^2} = \sqrt{0,6^2 + 2,5^2 + 0,7^2 + 0,5^2 + 0,2^2} \approx 2,6^\circ.$$

Этот результат подтверждает реальность создания ОПВ с заданной точностью. Полученная величина результирующей погрешности должна быть уточнена при детальной проработке конкретного варианта измерителя.

з) О возможности помех от звезд и планет

Полезный световой поток от лунной поверхности в наихудшем случае ($V_F = 0,01$ сб) не меньше $F_0 = 5 \cdot 10^{-7}$ лм. Блеск наиболее ярких светил на лунном небосводе (кроме планет и Солнца) составляет $m_v \geq 2,0$, что соответствует потоку $F_3 \leq 6,25 \cdot 2,34 \cdot 10^{-10} = 1,46 \cdot 10^{-9}$ лм. Таким образом, получаем, что отношение полезного потока к помехе не меньше

$$\frac{F_C}{F_3} = \frac{5 \cdot 10^{-7}}{1,46 \cdot 10^{-9}} = 340, \text{ т.е. вполне достаточно.}$$

Что касается Солнца и планет (а кстати и наиболее яркой звезды Сириус), то, учитывая, что полет объекта будет совершаться в экваториальной плоскости, почти совпадающей с плоскостью эклиптики, а трубки T_1-T_4 развернуты на 45° относительно этой плоскости, возможность попадания Солнца или планет в их поле зрения исключена.

§ 5. О возможных рабочих областях и других характеристиках ОПВ

Для круговой орбиты с высотой 150 км дуга большого круга, на которой возможно построение вертикали, составляет:

в экваториальной плоскости $\sim 140^\circ$,

в нормальной плоскости $\gtrsim 220^\circ$;

соответственно для эллиптической орбиты с periцентром на высоте ~ 20 км:

в экваториальной плоскости $\sim 170^{\circ}$,

в нормальной плоскости $\sim 190^{\circ}$.

Фиксация интервала времени между моментами спадания или нарастания меандрового сигнала для любой пары трубок позволит измерить период обращения объекта.

Повышенная надежность рассмотренной схемы ОПВ, помимо ее простоты, определяется тем, что выход из строя любого из четырех каналов не оказывается на работе измерителя, а также тем, что имеющийся энергетический запас позволяет использовать горячее резервирование фотоприемников с расщеплением полезного светового потока.

По предварительной оценке, вес всей оптико-механической части прибора с фотоприемниками (без карданового подвеса) должен быть не более 1,5-2 кг, а вес электронного блока (схема обработки) - не более 1 кг.

Общая мощность, потребляемая прибором, не должна превышать 4-5 вт.

Глава VI

ЗВЕЗДНО-СОЛНЕЧНЫЙ ОРИЕНТАТОР (ЗСО)

§ I. О навигационных звездах

Звездно-солнечный ориентатор должен обеспечивать ориентацию в инерциальном пространстве астроплощадки (см. рис. IV.1) путем одновременного визирования двух из трех-четырех выбранных навигационных светил. Как было показано в гл. III, рационально в качестве незаходящей полярной звезды выбрать Канопус ($m_V = -0,73$), а в районе эклиптики использовать в качестве одной из звезд Солнце ($m_V = -26,8$). Другие звезды из расположенных в районе эклиптики (см. рис. III.3) выбираются в зависимости от времени и места посадки. В табл. VI.1 приведены основные характеристики 14 наиболее ярких звезд, которые могут быть использованы для ориентации. Предварительное рассмотрение показывает, что непрерывная ориентация астроплощадки может быть обеспечена при выборе навигационных звезд из числа наиболее ярких 5-6 звезд этого списка. При этом фотозелектрический блеск наименее яркой звезды для ФЭУ составляет $m_m^A = -0,23$ (соответствует интегральной освещенности $3,36 \cdot 10^{-6}$ люкс), а для фотосопротивления $m_m^A = 3,20$ (соответствует $1,42 \cdot 10^{-7}$ люкс). Отметим, что список наиболее ярких звезд для двух типов приемников различен.

Таблица VI.1

Созвездие	Звезда	m_V	$\Phi_{ЭУ}$			Φ_C			$\delta_{1900г.}$
			m_A	$10^6 \cdot E, \text{лк}$	m_A	$10^6 \cdot E, \text{лк}$	m_A	$10^6 \cdot E, \text{лк}$	
Большой Пёс	Сиurus (α)	-1,43	-1,99	I7	I,25	8,61	6,40,7	-16°35'	
Киль	Канопус (α)	-0,73	-1,27	8,75	I,86	4,9	6,21,7	-52°38'	
Рейтавр		0,66	-0,43	4,04	I,74	5,47	I4	32,8	-60°25'
Волопас	Арктур (α)	-0,06	-0,03	2,79	I,2	9,0	I4	II, I	+19°42'
Лира	Вега (α)	0,04	-0,52	4,37	2,72	2,21	18	33,6	+38°48'
Возничий	Капелла (α)	0,09	0,02	2,67	I,92	4,65	5	09,3	+45°54'
Орион	Ригель (B)	0,15	-0,51	4,35	2,85	I,97	5	49,8	+07°23'
Малый Пёс	Продион (α)	0,37	0,07	2,55	2,65	2,37	7	34,1	+05°29'
Эридан	Актернар (α)	0,53	-0,23	3,36	3,2	I,42	I	34,0	-57°45'
Кентавр	(B)	-0,27	-0,16	3,15	3,47	I,II	I3	56,8	-59°53'
Орион	Бетельгейзе (α)	0,73	I,06	I,03	I,38	7,64	5,09,7	-08°19'	
Орел	(α)	0,8	0,43	I,83	3,34	I,25	19	45,9	+08°36'
Телец	Альдебаран (α)	0,85	I,01	I,06	I,81	5,I3	4	30,2	+16°19'
Южный Крест	(α)	0,87	-0,01	2,74	3,69	0,908	12	21,0	-62°33'

Для решения задачи поиска звезд существенно, что в радиусе $6 + 8^{\circ}$ вблизи каждой из указанных звезд осутствуют сравнимые с ними по яркости соседние звезды.

§ 2. Общие соображения по построению ЗСО

Конкретизованная разработка ЗСО сможет выполняться специализированной организацией после уточнения компоновки и кинематической схемы автономного комплекса. Поэтому ниже приводятся лишь некоторые исходные соображения о целесообразном решении задачи, которые позволят произвести предварительную количественную оценку реализуемости основных характеристик ЗСО. Эти соображения сводятся к следующему:

I. Необходимость совмещения точной ориентации астроплощадки относительно звезд и относительно лунной вертикали на сelenоцентрической орбите обусловливает отличие данной системы от ранее создававшихся астроориентаторов космических объектов. Основные особенности системы:

- обеспечение слежения за светилами при существенной прокачке астроплощадки в орбитальной плоскости, как в режиме непрерывного отслеживания светила, так и в режиме коррекции гироплатформы;
- высокоточная кинематическая связь астроплощадки с оптическим построителем вертикали - ОПВ (в пределе выполнение ОПВ и ЗСО в виде единого кинематического целого).

При этом должна быть обеспечена возможность использования одного и того же астроориентатора как на участке Земля-Луна, так и на сelenоцентрической орбите.

2. Наиболее трудные условия **удержания звезд** в поле зрения имеют место при работе астроориентатора только на освещенной стороне Луны с запоминанием звездной системы координат на темной стороне с помощью гироплатформы. В этом случае время неслежения достигает полупериода движения ЛОК по орбите, т.е. примерно 1 часа. При уходах гироплатформы не более $0,5'$ /мин уход оси визирной трубы от направления на светило может достигать $\pm 30'$. Для обеспечения захвата светил без повторного поиска при выходе ЛОК на освещенную сторону Луны в нормальных и аварийных ситуациях необходим запас примерно в 2 раза, т.е. необходим диаметр поля захвата астронавигаторов порядка 2° .

Первоначальный захват светил, как обычно, целесообразно производить в такой последовательности: первым захватить Солнце, а затем, поворачивая систему визирования вокруг направления на Солнце, как оси, осуществлять захват других светил. Однако Солнце перемещается на небесной сфере со скоростью $1^{\circ}/\text{сутки}$. Благодаря этому приходится либо обеспечивать программный разворот солнечной трубы, либо оказаться от использования Солнца в качестве навигационного светила. Учитывая, что Луна не имеет атмосферы и потому в отношении оптических помех данная астронавигационная система находится в облегченных условиях, целесообразно, выбрав большие поля захвата звезд ($2-2,5^{\circ}$), использовать Солнце только для первоначального захвата, а затем осуществлять ориентацию только

по звездам. Это позволит жестко закрепить не только звездные, но и солнечную трубку, так как при визировании Солнца оставльные светила будут оставаться в пределах поля захвата в течение 1 - 1,5 суток после заданного программой момента захвата. Для обеспечения захвата светил в аварийных ситуациях (спустя несколько суток после программного времени захвата) можно предусмотреть возможность грубого неавтоматического доворота солнечной трубы (или направляющего зеркала).

3. Увеличенное поле зрения даже в более легких окололунных условиях требует высокой защищенности системы от оптических помех (блики от засветки Солнцем, рассеяние света оптическими деталями после матирования их микрометеорами, оптические помехи, создаваемые двигателевой установкой, и т.д.). Поэтому здесь ненцелесообразно использование полудисковых обтюраторов, и пересекающих границы поля зрения, не обеспечивающих при наличии оптических помех пространственной селекции сигналов звезд. Также ненцелесообразно использование ножевых дискриминаторов с характерными для них трудностями обработки сигналов постоянного тока.

Повышенные требования к точности слежения делают нежелательными использование неоднородных радиальных модулирующих решеток, резко снижающих точность слежения при размыте кружка рассеяния визирной трубы (из-за увеличения центральной мертвовой зоны).

Явно ненцелесообразно осуществлять слежение за одиночным точечным светилом вочных условиях с помощью высоконформатив-

ного телевизионного астроразыра ввиду его сложности и критичности к параметрам оптики.

В связи со всеми этими соображениями наиболее рациональными для данной системы представляются схемы со сканируемыми равномерными радиальными решетками, вырабатывающими частотномодулированные или пакетно-импульсные сигналы рассогласования. Пакетно-импульсный режим работы наиболее эффективен при использовании больших интервалов выработки команд. Поэтому он выгоден в режиме гиростабилизации астроблока. При отсутствии гиростабилизации требуется повышенная частота выработки команд и более эффективен режим частотной модуляции. Поскольку в настоящее время вопрос о возможности и целесообразности гиростабилизации астроблока еще не решен, ниже возможность реализации астроблока с заданными характеристиками будет рассмотрена применительно к двум вариантам схем.

§ 3. Схема ЗСО с гиростабилизацией

Принцип работы системы со сканируемыми решетками в простейшем пакетно-импульсном режиме поясняется рис. VI.1. Как показано на рисунке, оптическая ось визирной трубы ВТ совершает сканирующее движение (например, с помощью врачающегося оптического клина ОК) относительно просматриваемого участка небесной сферы с угловым радиусом сканирования, несколько превышающим радиус поля зрения трубы. При этом в случае, когда звезда находится на осевом направлении оптической системы, при сканировании ОК ее изображение, как показано на рис. VI.1(а), будет

перемещаться вблизи границы поля зрения по круговой траектории с угловой скоростью ω_{ck} . В поле зрения ВТ с частотой $\omega_p \gg \omega_{ck}$ вращается равномерная модулирующая решетка РМР, осуществляющая пространственную селекцию от оптических помех. За решеткой установлен фотоприемник ФП, выходной сигнал которого после усиления в резонансном усилителе РУ поступает на коммутатор команд КК, вращающийся синфазно со сканирующим устройством ОК. Каждый из четырех выходов КК включается в соответствующей фазе на полоборота ОК.

Когда звезда находится на осевом направлении оптической системы, ее изображение перемещается за границей решетки РМР (рис. VI.1a) и сигнал на выходе РУ отсутствует. При небольшом смещении оси оптической системы, например, вправо (рис. VI.1б) звезда будет проходить через поле зрения на участке траектории, показанном сплошной линией, давая в эту часть периода сканирования сигнал на выходе РУ. Коммутатор КК сформирован так, что при этом подключает команду "влево", которая обеспечивает правильное направление коррекции оси системы (см. стрелку на рис. VI.1б). Аналогично происходит коррекция при значительном смещении оси оптической системы, например, влево и вниз (рис. VI.1в), так как сигнал на выходе РУ появляется (см. сплошной участок траектории на рис. VI.1в), когда КК включает каналы "вправо" и "вверх", что обеспечивает перемещение оси системы в направлении, указанном стрелкой.

Из приведенного описания принципа работы схемы сразу ясны основные ее преимущества, которые сводятся к следующему:

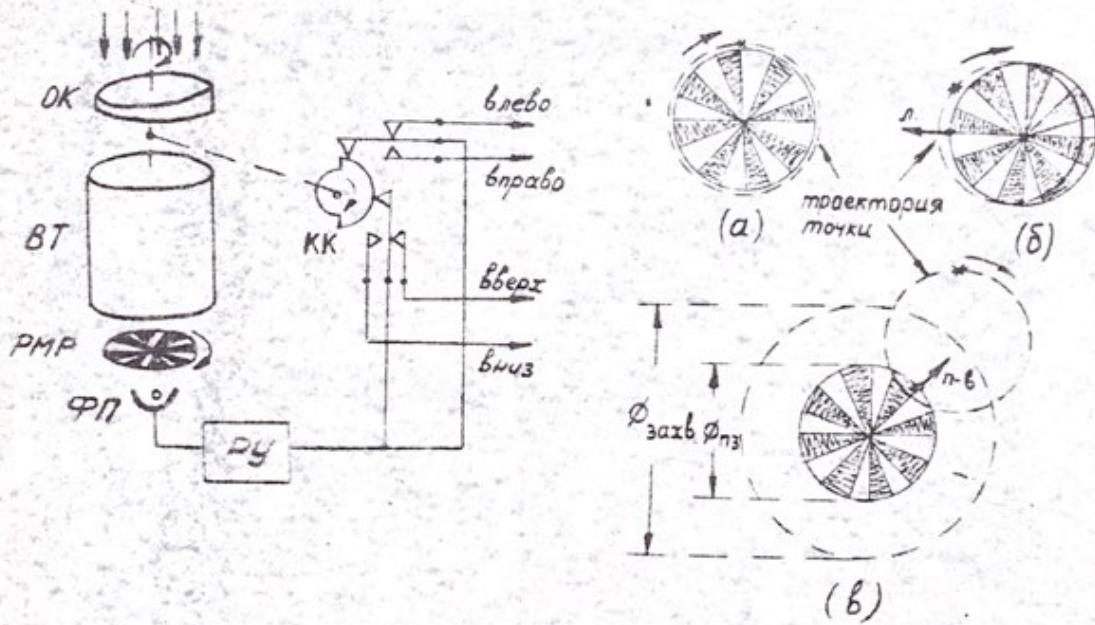


Рис. VII-1

1. Как видно из рис. У1.Ів, диаметр зоны захвата звезды $\varnothing_{захв}$ почти вдвое превышает диаметр диафрагмы поля зрения трубы $\varnothing_{пз}$, что обеспечивает защиту от оптических помех при надежном захвате звезд.

2. В системе отсутствует центральная мертвая зона, проявляющаяся в обычных схемах с модулирующими решетками в пропадании полезного сигнала при приближении кружка рассеяния изображения звезды к центру решетки. В данной схеме при приближении оси системы к направлению на звезду изображение звезды перемещается на периферийную часть решетки (см. рис. У1.Іб), где шаг решетки много больше кружка рассеяния и модуляция светового потока звезды наиболее эффективна. Благодаря этому, в отличие от других схем, точность работы данной схемы практически не ухудшается при существенном размытии кружка рассеяния от действия различных паразитных факторов, а также при угловых вибрациях. Размытие кружка рассеяния здесь оказывается лишь в период приведения звезды и проявляется в уменьшении эффективной длительности пакета колебаний фототока для тех промежуточных положений траектории изображения звезды, при которых она проходит через центр поля зрения.

3. В схеме, в отличие от схем с фазовым детектором, практически отсутствует зависимость выходного сигнала от нестабильности частоты и фазы сигнала на выходе РУ.

4. Данная схема одинаково пригодна для слежения за звездами и за Солнцем. Для нормального слежения за Солнцем, помимо правильного выбора эффективного сечения входного зрачка трубы

$s \cdot \tau$ (s - площадь входного зрачка, τ - коэффициент пропускания) необходимо, чтобы диаметр траектории сканирования превышал диаметр решетки на величину углового диаметра Солнца, (см. рис. VI.2). В остальном схемы идентичны.

Основное ограничение данной схемы связано с ее инерционностью, определяемой следующим обстоятельством: при модуляции светового потока звезды, неподвижной в поле зрения, частота модуляции стабильна и равна $\omega_m = n \cdot \omega_p$, где n - число клиньев решетки. При этом формируется достаточно большой пакет почти гармонических колебаний, имеющий узкий спектр и потому допускающий узкополосную фильтрацию. В случае движения изображения звезды в поле зрения при сканировании с угловой скоростью ω_{ck} частота модуляции получает допплеровское приращение $f_g(t)$, определяемое формулой

$$f_g(t) = \frac{n V_T}{2\pi R_T} \frac{1 - a \cos \varphi}{1 + a^2 - 2a \cos \varphi}, \quad (VI.1)$$

где

$$a = \frac{d}{R_T};$$

$$\varphi = \omega_{ck} t;$$

n - число линий решетки,
прочие обозначения ясны из рис. VI.3.

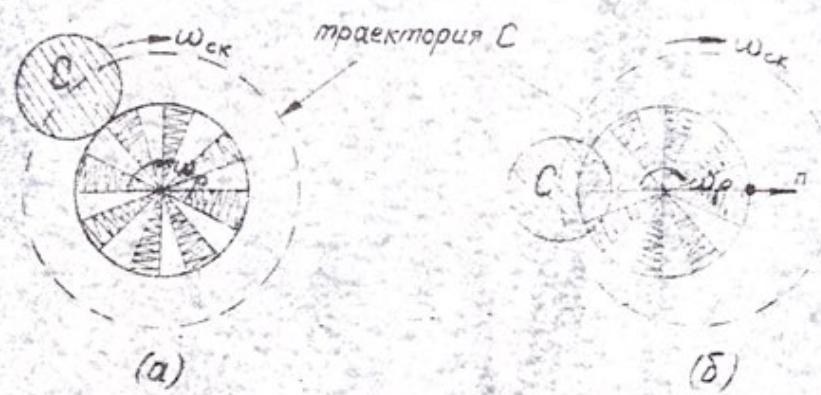


Рис. VI-2

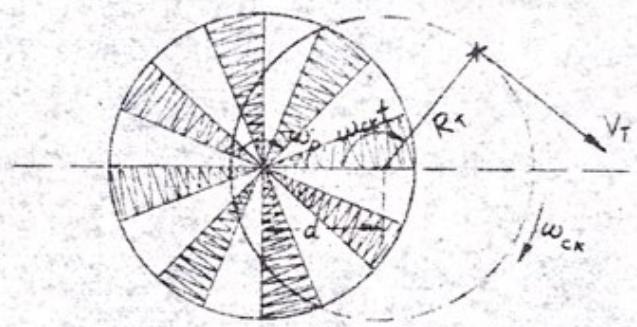


Рис VI-3

Характерно, что $f_g(t)$ не зависит от скорости вращения решетки ω_p . Данная формула соответствует одновременному направлению вращения решетки и изображения звезды. При изменении относительного направления вращения решетки знак выражения (У1.1) меняется на обратный. Как видно из уравнения (У1.1), при выбранных направлениях вращения решетки и сканирующего клина допплеровское приращение $f_g(t)$ может в процессе приведения звезды принимать как положительные, так и отрицательные значения (в зависимости от знака $(1 - a \cos \varphi)$) и потому полосу пропускания тракта обработки фотосигнала Δf_Φ следует выбирать равной или большей удвоенного максимального допплеровского приращения частоты, что приводит к соответствующим ограничениям пороговых характеристик схемы обработки фотосигнала.

Основываясь на приведенных данных, оценим для пакетно-импульсного варианта схемы энергетические соотношения, точность и весовые характеристики.

I. Энергетические соотношения и вес

Прежде всего оценим шумовую полосу тракта обработки фотосигнала $\Delta f_{\text{ш}}$.

Зададимся характерными для данной задачи значениями исходных параметров. Примем $n = 10$, $\phi_{\text{п.з.}} = 1,5^\circ$ (соответствует полулю захвата $\sim 2,5^\circ$), $R_T = \frac{\pi \cdot 3}{2} + 1' = 46'$. Приняв скорость уходов гиростабилизатора $v_{yx} = 0,5''/\text{сек}$ и допуская уход

за время выработки команды приблизительно на $10''$, получим допустимое время выработки команды $T_{ck, max} = 20$ сек. Это соответствует

$$\omega_{ck} = \frac{2\pi}{T_{ck}} = \frac{6,28}{20} = 0,31;$$

$$V_T = \frac{2\pi R_T}{T_{ck}} = \frac{6,28 \cdot 46}{20} = 14,5' / \text{сек}.$$

Допускаем радиус мертвого зоны в центре решетки равным

$$\phi_{M,3} = 0,3\phi_{n,3} \approx 27',$$

что соответствует допустимому значению диаметра кружка рассеяния порядка

$$\phi_{kp} = \frac{\pi \phi_{M,3}}{2n} = \frac{3,14 \cdot 27}{2 \cdot 10} \approx 4'.$$

Наибольшее значение допплеровского приращения частоты будет иметь место при перемещении изображения звезды по нормали к обтюрирующим линиям у границы мертвого зоны (точка А на рис.УІ.4).

Как видно из рисунка, для точки А:

$$\cos \varphi = 1; \quad d = R_T + \frac{\phi_{M,3}}{2} = 46+14 = 60',$$

при этом

$$a = \frac{d}{R_T} = \frac{60}{46} = 1,3,$$

$$f_g(t) \Big|_A = \frac{10 \cdot 14,5}{6,28 \cdot 46} \cdot \frac{1-1,3}{1+1,69-2,6} = 1,7 \text{ Гц}.$$

Следовательно, необходимая полоса пропускания линейного тракта обработки сигнала $\Delta f_F \geq 2f_g(t) \Big|_A \approx 3,4$ Гц. С учетом возмож-

ных нестабильностей настройки возьмем $\Delta f_{\Phi} = 4$ Гц. Ей соответствует шумовая полоса $\Delta f_{ш} \approx 6$ Гц.

Поскольку при пороговой энергетике для весовых характеристик прибора основную роль играет размер оптики, а не фотоприемника, выберем в качестве фотоприемника наиболее чувствительный мультищелочной фотоумножитель ФЭУ-51. Считая, что поток фона от всех видов засветок в окололунных условиях не будет превышать $F_{\Phi} = 10^{-7}$ лм, получим $F_p = 3,35 \cdot 10^{-11}$ лмГц.

Суммарный пороговый поток для $\Delta f_{ш} = 6$ Гц будет

$$F_{p_{\Sigma}} = F_p \sqrt{\Delta f_{ш}} = 3,35 \cdot 10^{-11} \cdot 6 = 8,2 \cdot 10^{-11} \text{ лм.}$$

Приняв, как и раньше, необходимое превышение $\frac{I_c}{I_{ш}} = 2+3$, получим, что полезный поток на входе умножителя должен быть

$$F_c' \geq (2+3) F_{p_{\Sigma}} = (16,4+25) \cdot 10^{-11} \text{ лм.}$$

Берем с запасом $F_c = 0,5 \cdot 10^{-9}$ лм.

Определим площадь входного зрачка телескопической трубы, потребную для создания такого потока от выбранных навигационных звезд, по формуле

$$S_{\text{см}^2} = \frac{F_c \cdot 10^4}{E_3 \tau},$$

где τ - коэффициент пропускания оптической системы,

E_3 - освещенность от звезды в лк.

Принимаем $\tau = 0,5$. Как видно из табл. У.1, для ФЭУ-51 наиболее слабая из шести ярких звезд (α Эridana) дает освещенность $E_3 = 3,36 \cdot 10^{-6}$ лк.

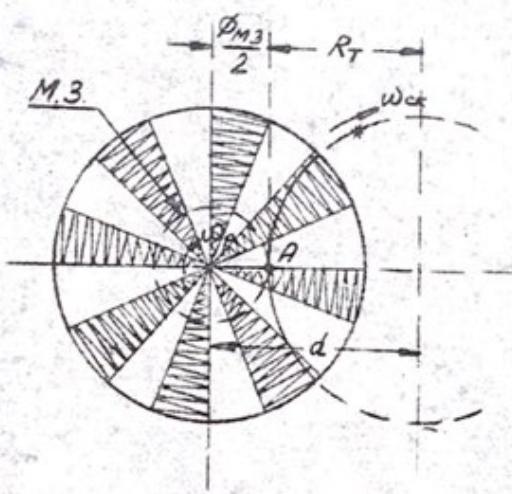


Рис. VI-4

этой для наихудшей освещенности получим

$$S_1 \text{ см}^2 = \frac{0,5 \cdot 10^{-9} \cdot 10^4}{3,66 \cdot 10^{-6} \cdot 0,5} = 2,8 \text{ см}^2.$$

Потребный диаметр входного зрачка при этом равен

$$D_{\text{вх}} = \sqrt{\frac{4}{\pi} S_1} = \sqrt{\frac{4 \cdot 2,8}{3,14}} \approx 2 \text{ см} = 20 \text{ мм}.$$

При использовании малогабаритных ФЭУ-68, имеющих примерно вдвое худшую пороговую чувствительность, S возросла бы до 6 см^2 , что явно невыгодно ввиду малого веса ФЭУ по сравнению с весом телескопа. Тем более нецелесообразен переход к фотосопротивлениям. Для звезды α Канопус, используемой в качестве незаходящей, $E_3 = 8,75 \cdot 10^{-6}$ лк и площадь входного зрачка будет равна

$$S_2 = 2,8 \cdot \frac{3,66}{8,75} = 1,2 \text{ см}^2,$$

что соответствует $D_{\text{вх}} \approx 1,2 \text{ см} = 12 \text{ мм}$.

Для непрерывного надежного слежения одновременно за двумя светилами, помимо этих двух трубок и миниатюрной солнечной визирной трубки, возможно использование третьей звездной визирной трубки для слежения за одной из звезд с $E_3 > 4 \cdot 10^{-6}$ лк (см. табл. VI.1). Входной зрачок такой трубки должен иметь площадь $S_3 \leq 2,8 = \frac{3,66}{4} = 2,5 \text{ см}^2$.

Таким образом, суммарная площадь входных зрачков трех звездных визирных трубок должна быть порядка

$$\sum_{i=1}^3 S_i = 2,8 + 1,2 + 2,5 = 6,5 \text{ см}^2.$$

При компоновке астроблока визирование звезд может быть обеспечено либо с помощью раздельных визирных трубок соответствующего диаметра, либо с помощью единой визирной трубы диаметром

$$D_{\Sigma} \approx \sqrt{\frac{4 \cdot 6,5}{3,14}} = 2,9 \text{ см} = 29 \text{ мм},$$

снабженной направляющими зеркалами или призмами для визирования трех звезд, причем в последнем случае схема обработки должна обеспечивать эффективное разделение сигнала двух одновременно наблюдаемых светил. Возможны и другие комбинации визиров, выбор которых будет прежде всего определяться допустимыми углами обзора и проекции. Для рассматриваемой задачи существенно, что все эти варианты будут мало различаться весовыми характеристиками.

Ориентировочный вес оптико-механической части такой системы (без карданова подвеса) должен быть не больше 2-2,5 кг, а вес электронного блока - не более 1 кг.

Общая потребляемая мощность не должна превышать 7-8 вт.

Проведенный расчет показывает, что для системы слежения за звездами энергетика значительно более напряженная, чем для ОПВ, но при выбранных запасах и при условии гиростабилизации оптическая система получается достаточно малогабаритной.

2. Предварительная оценка погрешностей измерений

При пакетно-импульсной работе данная схема может использоваться лишь в режиме импульсной релейной отработки оси телескопа с интервалом между импульсами коррекции, равным $T_{ск}$ (в данном примере 20 сек).

В этом режиме основными составляющими погрешностей являются:

- а) ошибки юстировки оптической системы,
- б) ошибки, вызванные уходами гиростабилизатора,
- в) ошибки, вызванные неточностью выставки радиуса сканирования,
- г) ошибки следящего привода.

Ввиду некритичности параметров схемы обработки фотосигналов вносимыми ею погрешностями можно пренебречь.

Обстоятельный анализ ошибок на данном этапе работы не может быть проведен. Ниже дана краткая предварительная оценка ошибок, базирующаяся в основном на опыте разработки аналогичных систем.

- а) Ошибки юстировки, как и для ОПВ, примем $\Delta_{\text{ю}} \approx 0,6'$.
- б) Ошибки, вызванные уходами гиростабилизатора. Поскольку в период между командами коррекции цепь следящего привода телескопа разомкнута, а порция коррекции калибрована, ошибка слежения вблизи балансного положения определяется в основном величиной порции коррекции. Опыт работы с подобными следящими системами показывает, что для их устойчивой работы средняя скорость коррекции должна в 3-4 раза превышать скорость ухода оси изделия от направления на светило. При уходах $< 0,5'$ /мин скорость коррекции

*/

Обычно в схеме имеется две скорости коррекции: большая, обеспечивающая приведение оси системы за малое время, и малая, обеспечивающая высокую точность слежения вблизи осевого направления. В приведенных оценках точности фигурирует малая скорость коррекции.

должна быть порядка $1,5\text{--}2'$ /мин, что при $T_{ск} = 20$ сек соответствует импульсу коррекции $0,5\text{--}0,7'$. В этих условиях при оптимальной динамике слежения предельная ошибка не должна превышать $\Delta_{сл} \approx 1,2'$.

в) Ошибки, вызванные неточностью выставки радиуса сканирования. В случае использования для сканирования врачающегося оптического клина погрешность юстировки радиуса траектории не будет превышать $\sim 20'' \approx 0,3'$. При учете конечной величины диаметра кружка рассеяния предельная ошибка сканирования во всяком случае не будет превышать этой величины, т.е. $\Delta_{ск} \approx 0,3'$.

г) Ошибка следящего привода при использовании шаговых моторов не должна превышать $\Delta_{сп} \approx 0,5'$. Ввиду статистической независимости перечисленных погрешностей и практически нормального закона их распределения результирующая предельная (з б) погрешность астроориентации по каждой оси составит

$$\Delta_{\Sigma} = \sqrt{0,6^2 + 1,2^2 + 0,3^2 + 0,5^2} = 1,7',$$

что отвечает поставленным требованиям. Данная оценка должна быть уточнена при проработке конкретного варианта астроблока. Определим, как изменятся рассмотренные характеристики астроблока в случае отказа от его гиростабилизации.

§ 4. О схеме ЗСО без гиростабилизации

В режиме широкополосной работы более выгодна схема с использованием частотной модуляции. Однако, учитывая, что по энергетическим и весовым характеристикам схемы существенно не разли-

чаются, проведем оценку для уже рассмотренной схемы рис. VI.1. Как уже было определено при рассмотрении ОПВ, для обеспечения заданной точности при отсутствии гиростабилизации необходимо выбрать время измерения $t_{изм} \approx 0,3$ сек. Соответственно период вращения клина $t_{ок} = t_{изм} = 0,3$ сек, что дает

$$\omega_{ок_1} = \frac{6,28}{0,3} = 21; \quad v_t = \frac{6,28 \cdot 46}{0,3} = 960^{\circ}/\text{сек}.$$

Необходимая полоса пропускания линейного тракта при этом будет

$$\Delta f_{\Phi_1} \geq 2 \frac{10 \cdot 960}{6,28 \cdot 46} \cdot \frac{I-1,3}{I+1,69-2,6} = 220 \text{ Гц},$$

а шумовая полоса

$$\Delta f_{ш_1} = 300 \text{ Гц}.$$

Таким образом, по отношению к режиму с гиростабилизацией шумовая полоса возрастает в

$$\frac{\Delta f_{ш_1}}{\Delta f_{ш}} = \frac{300}{6} = 50 \text{ раз}.$$

Поскольку суммарная площадь входного зрачка пропорциональна $\sqrt{\Delta f_{ш}}$, она возрастает до значения

$$\sum_{i=1}^3 s_{i_1} \approx 6,5 \sqrt{50} = 46 \text{ см}^2.$$

Соответственно получим диаметр входного зрачка

$$D_{\Sigma} = \sqrt{\frac{4 \cdot 46}{3,14}} = 7,7 \text{ см} = 77 \text{ мм},$$

т.е. приблизительно в 2,5 раза больший, чем при наличии гиростабилизации. Переход к режиму частотной модуляции может привести к уменьшению потребной полосы пропускания в 1,5-2 раза, но даже при этом условии неизбежно возрастание веса оптико-механической

части астроблока до 5-6 кг.

Результаты приведенного расчета показывают эффективность и желательность непосредственной либо дистанционной гиростабилизации астроблока, которая позволит приблизиться к оптимальным весовым характеристикам астросистемы.

Глава УП

РАДИОВЫСОТОМЕР

§ I. Принцип действия и блок-схема орбитального радиовысотометра

В соответствии с тактико-техническими требованиями радиовысотометров, расположенный на борту ЛОК, должен осуществлять измерение высоты полета ЛОК над поверхностью Луны при движении его как по круговой орбите ($h = 150 \pm 30$ км), так и по эллиптической ($h_{\max} = 150 \pm 5$ км, $h_{\min} = 20 \pm 5$ км).

Для решения этой задачи приемлем любой из известных методов радиолокации, т.е. прибор может работать как в импульсном, так и в непрерывном режимах. С теоретической точки зрения оба метода одинаковы и, следовательно, вопрос о том, какой метод необходимо применить в данном случае, зависит от того, какой из режимов наиболее полно удовлетворяет поставленным требованиям по весу аппаратуры, занимаемому объему, потребляемой энергии и надежности работы.

Основными достоинствами импульсного метода измерения высоты являются:

- быстродействие системы,
- возможность работы приемника и передатчика на одну антенну,
- однозначность отсчета высоты.

Основные недостатки импульсного метода:

- трудность реализации оптимального использования энергии принимаемого сигнала;
- трудность использования полученной информации (необходимость наличия быстродействующих счетчиков);
- меньший к.п.д., большие габариты и вес, а также меньшая надежность передающего устройства.

Основные достоинства непрерывного метода измерения высоты:

- возможность создания системы с параметрами, близкими к оптимальным, с точки зрения использования энергии принимаемых сигналов;
- простота использования информации о измеряемом параметре;
- повышенная надежность и к.п.д., а также меньший вес и габариты системы (не учитывая антенно-фидерного тракта).

Основными недостатками непрерывного метода измерения высоты являются:

- необходимость применения отдельных антенн для приема и передачи;
- необходимость дополнительных средств для раскрытия неоднозначности получаемой информации;
- меньшее быстродействие системы в связи со значительным запаздыванием выдаваемой информации относительно текущего значения высоты.

Применительно к объекту ЛЗ главным недостатком непрерывного метода является необходимость применения двух антенн и связанные с этим усложнения волноводно-фидерного тракта. Этот недостаток становится особенно существенным при необходимости дуб-

лирования или троирования приемо-передающих устройств системы из-за резкого возрастания сложности, а, следовательно, веса и габаритов волноводного тракта.

При сравнительно большом значении минимальной высоты ($h_{min} \approx 15$ км) возможно применение квазинепрерывного метода работы измерителя высоты. При этом возможна работа приемника и передатчика на одну антенну, ибо разделение по времени приема и передачи позволяет осуществить необходимую развязку между приемным и передающим устройствами.

Малая величина радиального ускорения ЛОК позволяет практически пренебречь ошибками, связанными с запаздыванием выдачи информации о текущем значении высоты, а априорное знание трубы возможных значений измеряемого параметра (h) и выбор соответствующего режима работы радиовысотомера позволяет легко решить задачу однозначности измерения высоты полета ЛОК при всех возможных положениях его над поверхностью Луны, т.е. в интервале от 15 до 180 км. На рис. Уп. I приведена упрощенная блок-схема квазинепрерывного высотомера, предназначенного для работы на одну антенну. Прием отраженных от лунной поверхности сигналов производится в паузах между излучением. Период модулирующей частоты в процессе измерения автоматически изменяется так, что время распространения излучаемых сигналов до поверхности Луны и обратно становится равным или кратным

$$\frac{(2A + 1)}{2} \cdot T_{AM},$$

где T_{AM} - период модуляции;

A - любое целое число.

При этом принимаемые отраженные сигналы будут располагаться точно в центре интервалов между излучаемыми сигналами. Следовательно, положение во времени ответных сигналов относительно запросных будет определяться текущими значениями высоты и соответственно частоты F_{AM} . При значениях частоты F_{AM} , удовлетворяющих равенству

$$F_{AM} = \frac{(2A + 1) c}{4h}, \quad (\text{VII.1})$$

где c - скорость распространения радиоволн,

h - высота,

в сигнале, на выходе приемника, амплитуда первой гармоники частоты F_{AM} минимальна, а при равенстве по амплитуде и форме запросного и ответного сигналов равна нулю.

Частота F_{AM} формируется в блоке ГМЧ и может принимать значения от 300 до 5000 гц, что удовлетворяет формуле (УП.1) при $A = 0$ и при изменении высоты h от 180 до 15 км. Изменение частоты F_{AM} осуществляется устройством, анализирующим амплитуду и фазу первой гармоники частоты F_{AM} в сигнале на выходе приемника и сводящим амплитуду первой гармоники к минимальному значению, путем соответствующей регулировки значения F_{AM} применительно к текущему значению h .

Отношение

$$\frac{F_{AM \ max}}{F_{AM \ min}} = \frac{h_{\max}}{h_{\min}} \approx 12.$$

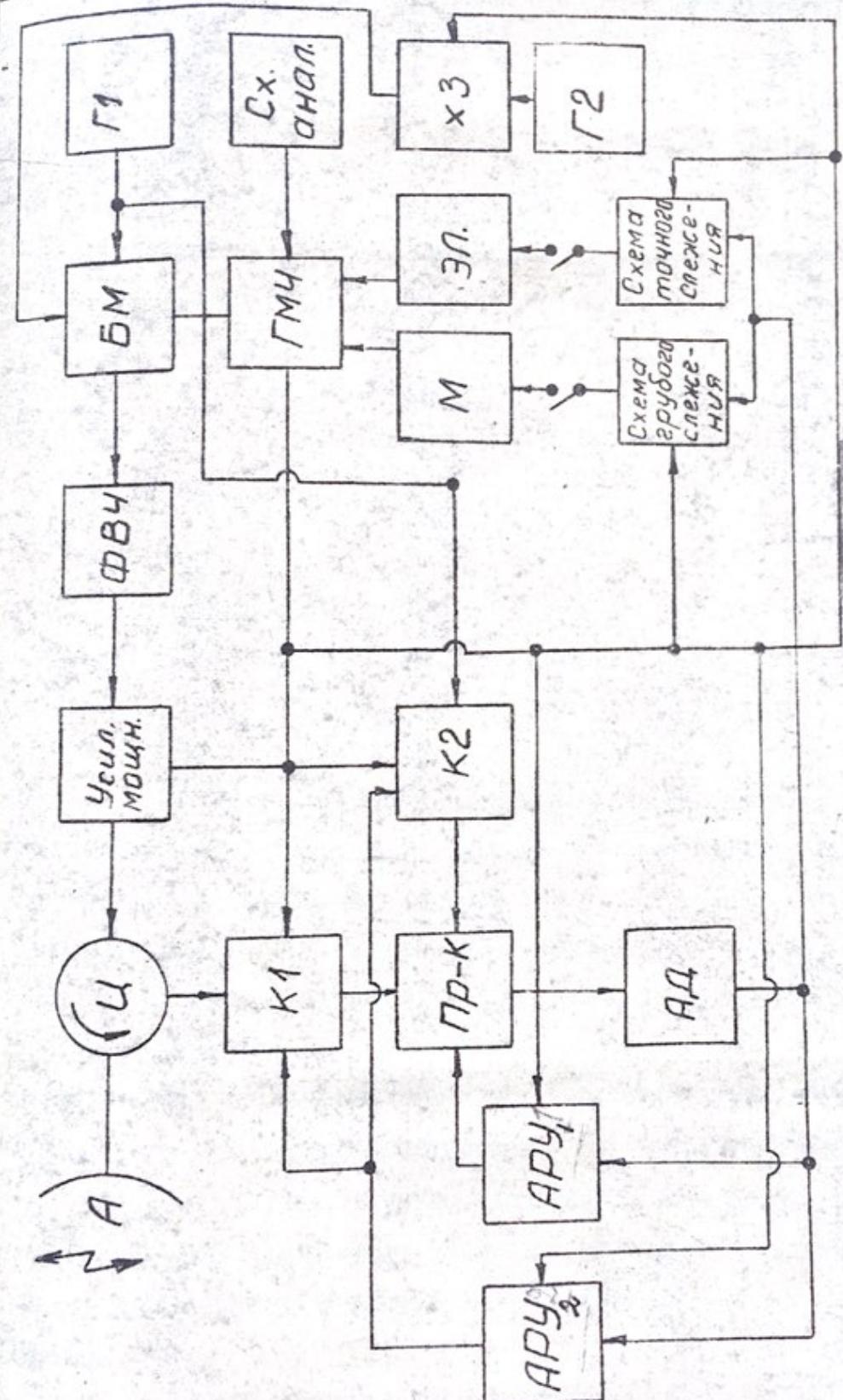


Рис. VII-1

Если выделение сигнала ошибки, необходимого для системы подстройки частоты ГМЧ, осуществлять непосредственно на частоте F_{AM} , то полоса пропускания этого тракта должна быть равна

$$F_{AM \ max} - F_{AM \ min} = 4,7 \text{ кГ}.$$

Для нормальной работы системы, построенной по данному принципу, необходима очень хорошая фильтрация высших гармоник частоты F_{AM} в тракте выделения сигнала ошибки. Особенно важна фильтрация 2-й гармоники, ибо отношение амплитуд первой и второй гармоник на выходе приемника

$$\frac{v_1}{v_2} \approx 2 \cdot 10^{-3}.$$

Следовательно, для работы при $A = 0$ необходимо применить следящий фильтр с очень широким диапазоном перестройки, либо работать только при больших значениях A , что практически неприемлемо с точки зрения раскрытия неоднозначности измерений. Применение узкополосных следящих фильтров с таким перекрытием по частоте и большим коэффициентом фильтрации весьма сложно. Учитывая, что для системы подстройки частоты ГМЧ в соответствии с текущим значением высоты h достаточно анализировать только амплитуду и фазу компоненты с частотой F_{AM} , содержащейся в общем сигнале на выходе приемника, а не ее частоту, удобно произвести обратное преобразование сигнала частоты F_{AM} в сигнал постоянной частоты f_o в соответствии с соотношением $f_n - F_{AM} = f_o = \text{Const}$, где f_n — текущее значение частоты управляемого генератора. Амплитуда и фаза получаемого таким образом сигнала частоты f_o будут пропорциональны амплитуде и фазе сигнала частоты F_{AM} .

Преобразование F_{AM} в f_o позволяет резко сократить полосу пропускания схемы выделения сигнала ошибки (до 20-15 Гц) и повысить стабильность фазовых характеристик этого устройства, а следовательно, повысить энергетический потенциал, точность и надежность работы всей системы. Для повышения точности и устойчивости работы системы автоматической подстройки частоты ГМЧ применена комбинированная система, состоящая из электромеханической грубой подстройки (ГП) и электронной точной подстройки (ТП). Грубая подстройка осуществляется путем изменения индуктивности контура генератора частоты f_n при помощи мотора с редуктором (типа ИДР-6). Точная подстройка осуществляется путем изменения емкости $p-n$ -перехода полупроводникового диода, включенного в тот же контур.

Для получения однозначного измерения высоты при значительном перепаде высот, либо необходимо определять значение коэффициента А в формуле (Уп. I), либо режим работы системы должен сам по себе обеспечивать работу всегда при неизменном значении А. Однозначность измерения h в данном устройстве обеспечивается вторым методом. При помощи анализатора (рис. Уп. I) производится установка ГМЧ в исходное состояние ($F_{AM} = F_{AM \min} = 300$ Гц) в следующих случаях:

- 1) перед началом измерений,
- 2) при случайном попадании системы в точку неустойчивого равновесия, возможную при $t_{заг} = T_{AM} \cdot n$, где $t_{заг}$ - время распространения радиоволн на расстояние $2h$; T_{AM} - период частоты модуляции; n - любое целое число.

Такой режим работы обеспечивает равенство коэффициента А в формуле (УП.1) минимально возможному значению, т.е. всегда $A = 0$ при $h \leq 180$ км.

Передатчик выполнен по сложной схеме. Он состоит из задающего кристаллического генератора (Г1), балансного модулятора, фильтра, выделяющего верхнюю боковую частоту, образованную в баланском модуляторе, и усилителя мощности на лампе бегущей волны.

Несущая частота передатчика $f_{\text{пер}} = f_{G1} + 3f_{G2}$, где f_{G2} - частота второго гетеродина, стабилизированного кварцем. Если в приемнике в качестве первого гетеродина использовать задающий генератор передатчика Г1 (см. рис. УП.1), то стабильность промежуточной частоты, получающейся на выходе первого смесителя, будет определяться стабильностью второго гетеродина Г2 и кратковременной (за время распространения на расстояние 2 h) стабильностью первого гетеродина

$$f_{\text{пр1}} = f_{\text{пер}} - f_{G1} = (f_{G1} + 3f_{G2}) - f_{G1} = 3 f_{G2}.$$

Так как нестабильности частот кристаллов гетеродинов и уходы частоты Г1 за время распространения практического значения не имеют, полоса пропускания приемного устройства может быть сделана оптимальной в отношении принимаемых сигналов.

Передающее устройство манипулируется по амплитуде сигналом, сформированным в ГМЧ. Устройство частоты гетеродина Г2 и усилитель мощности на ЛБВ normally заперты и открываются только на время передачи импульсами, изображенными на рис. УП.2. Одновременно с отпиранием усилителей коммутаторы K_1 и K_2 запираются.

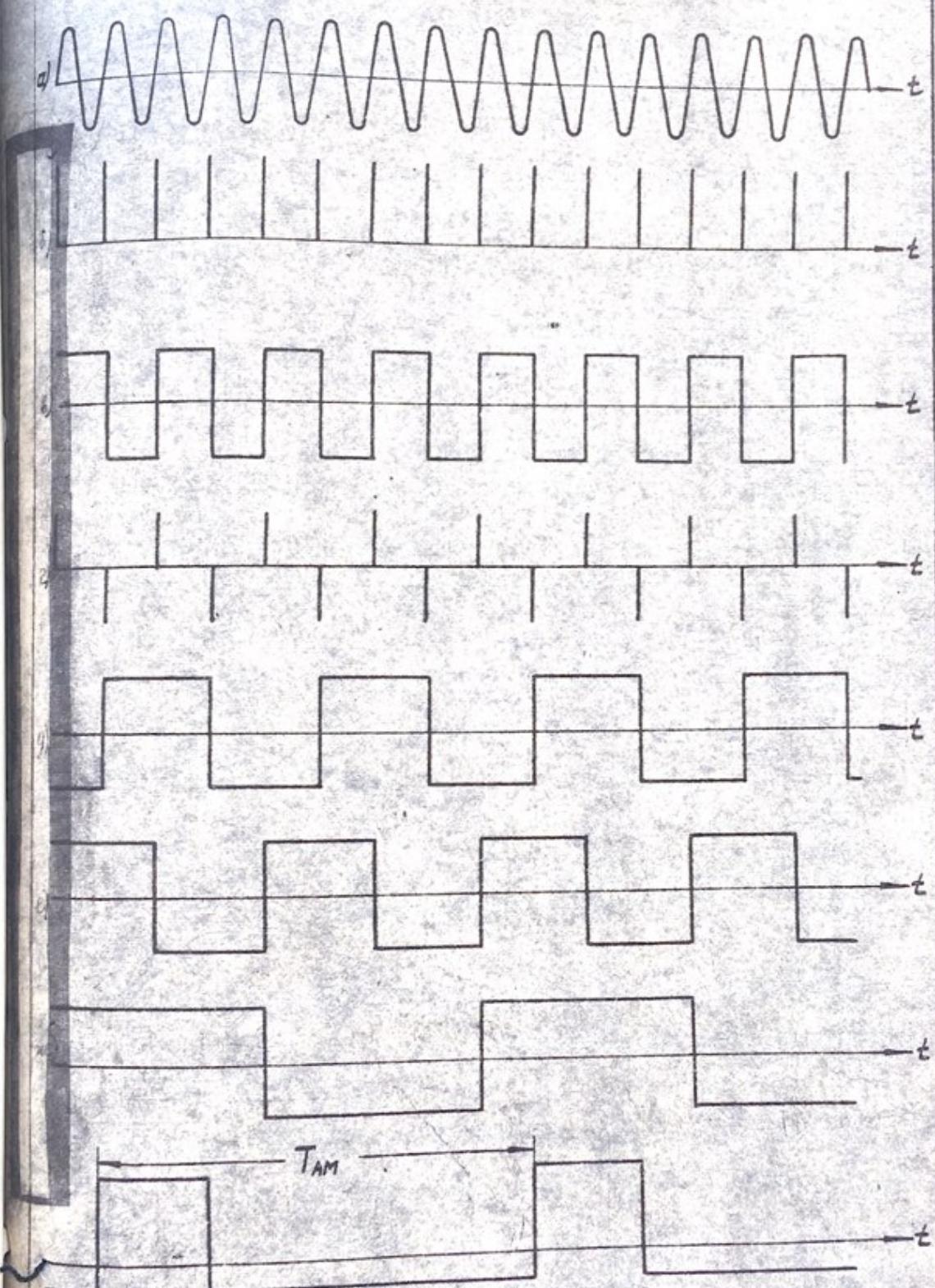


Рис. VII-2

Коэффициент затухания, вносимый коммутаторами, пропорционален запирающему напряжению, подаваемому на них, которое регулируется схемой АРУ2.

При отсутствии принимаемого ответного сигнала запирающее напряжение максимально и амплитуда прямого принимаемого сигнала на выходе приемника равна нулю. При возникновении на выходе приемника ответных сигналов запирающее напряжение на коммутаторах К1 и К2 будет уменьшаться до тех пор, пока затухание, вносимое ими не достигнет значения, при котором амплитуды отраженного и запросного сигналов станут равны между собой.

Для изменения коэффициента усиления приемника в соответствии с амплитудой ответных сигналов применена схема АРУ1. Так как сложение ответного и запросного сигналов происходит на входе первого смесителя, а амплитуды их практически равны, то временные задержки не будут сказываться на точности работы прибора и на полосу пропускания приемника ограничений в этом отношении накладываться не будет.

§ 2. Основные тактико-технические параметры прибора и расчет радиолинии

Радиовысотомер с квазинепрерывным излучением позволяет измерять высоту полета лунного орбитального корректора с круговыми и эллиптическими траекториями в интервале 15–180 км. Собственная аппаратурная погрешность прибора при измерении не превышает ± 200 м на круговой орбите и ± 30 м на эллиптической орбите (см. § 4 данной главы).

Средняя мощность потребления от бортовой батареи
 $P_{пит} \approx 30$ вт.

Напряжение питания батареи $E_B = 29 \pm 3$ в. Прибор нормально работает при окружающей внешней температуре от -10 до +50°C. В настоящее время проводятся работы по расширению рабочего диапазона температур. Конструктивно приемопередающее устройство выполняется в виде отдельного герметичного блока, вес которого не превышает 5 кг без антенны и волноводного тракта. Для данного варианта радиовысотомера предполагается применить ранее разработанную антенну с общей площадью раскрытия $0,75 \text{ м}^2$ и соответствующими размерами $0,75 \times 1 \text{ м}$.

Антенну выбранной конфигурации с указанной площадью раскрытия при энергетическом расчете радиолинии можно заменить эквивалентной антенной типа усеченного параболоида с круговым раскрытием, внося при этом в расчеты пренебрежимо малые ошибки. При этом получим

$$d_{экб} = 0,98 \text{ м.}$$

В дальнейшем при компоновке всего объекта можно будет выбрать и применить такой тип антенны с соответствующими эквивалентными параметрами, который легко будет вписываться в общую конструкцию.

Зависимость затухания отраженного сигнала в радиолинии от высоты для выбранной антенны приведена на рис. УП.3. Расчет производился по формуле

$$\frac{P_{пр}}{P_{пер}} = \frac{\rho \gamma^2 d_{экб}^2 K_T}{8 h^2}, \quad (\text{VII.2})$$

где $P_{\text{пр}}$ - средняя мощность отраженного сигнала на входе приемного устройства;
 $P_{\text{пер}}$ - средняя мощность передатчика, вт;
 ρ - коэффициент отражения от поверхности Луны;
 γ - коэффициент использования антенны;
 $d_{\text{экв}}$ - диаметр апертуры антенны, м ;
 h - измеряемая высота, м ;
 k_T - коэффициент передачи волноводного тракта.

На основании литературных данных можно принять коэффициент отражения от лунной поверхности $\rho \geq 0,08$ (при ширине диаграммы направленности антенны $\approx 3^\circ$). Принимая $\gamma = 0,7$,

$k_T = 0,5$ и подставив исходные данные в формулу (Уп.2), получим общее затухание в тракте на максимальной высоте

$$\frac{\bar{P}_{\text{пр}}}{\bar{P}_{\text{пер}}} (\vartheta) \leq -132 \text{ дБ.}$$

Эквивалентная полоса по выходу фильтра следящей системы автоподстройки генератора модулирующей частоты равна приблизительно 0,1 Гц. Но чтобы не было подавления сигнала шумом на втором детекторе, расчет шумовой чувствительности радиоприемного устройства должен производиться для полосы пропускания УПЧ $2\Delta f = 50$ кГц, т.е. должно выполняться условие

$$\frac{P_c}{P_{\text{ш}}} = 143 \text{ дБ}$$

(на входе амплитудного детектора). Для того чтобы выполнить это условие на максимальной высоте при реальной шумовой чувствительности приемника $P_{\text{min}} = -145 \text{ дБ/вт}$, необходимо излучать мощность передатчика порядка 100 мвт.

$\frac{P_{\text{пр}}}{P_{\text{перед.}}} (\partial 5)$

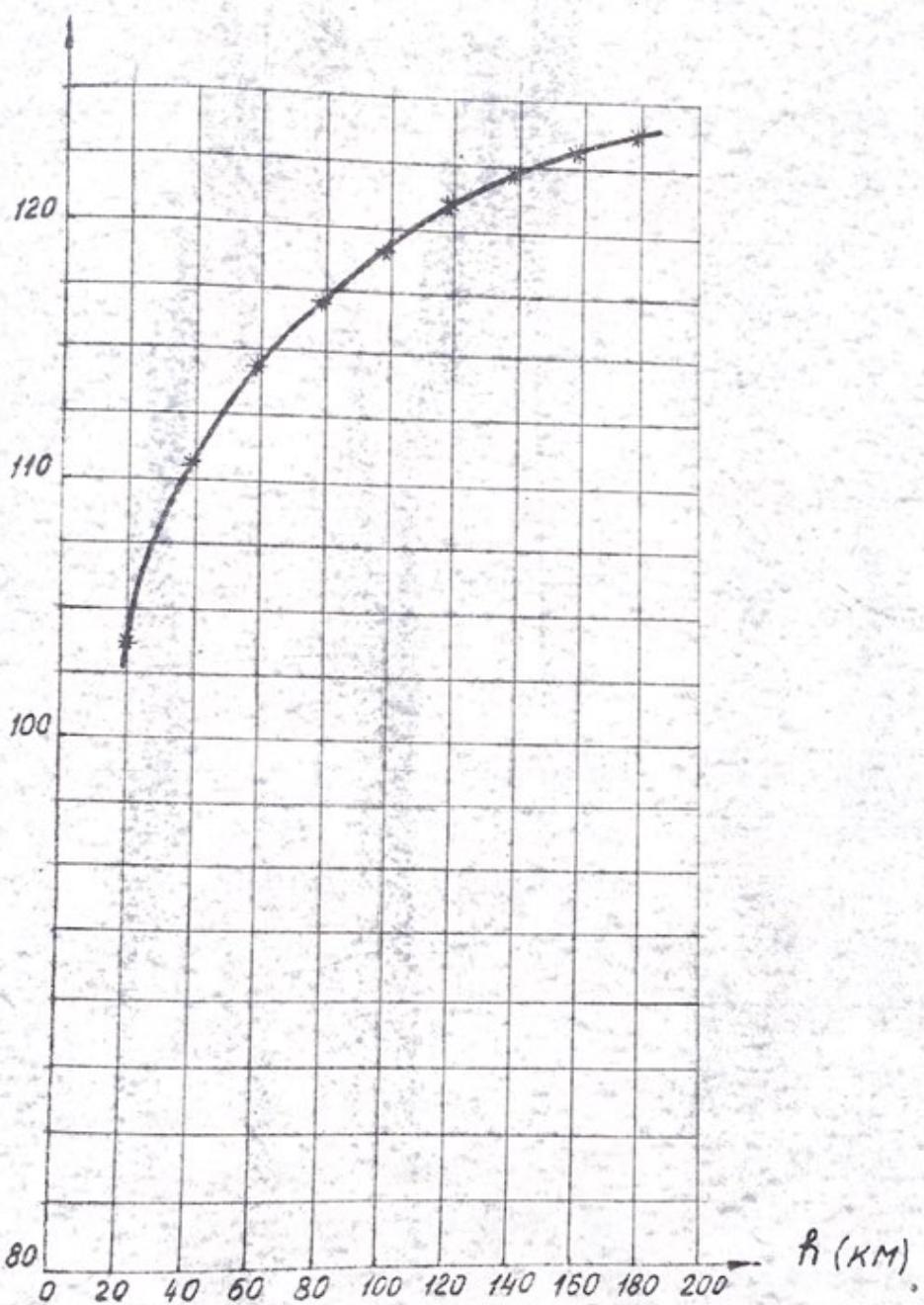


Рис. VII-3

Следует отметить, что имеющиеся в настоящее время данные о коэффициенте отражения от лунной поверхности весьма разноречивы, а поэтому в целях получения надежной работы прибора необходимо иметь достаточный энергетический запас в радиолинии. Следовательно, целесообразно взять передающее $\frac{P_c}{P_{\text{ш}}}$ устройство $P_{\text{max}} \geq 1 \text{ вт}$, тогда

$$\frac{\bar{P}_c}{\bar{P}_{\text{ш}}} \geq 13 \text{ дБ.}$$

При большем коэффициенте отражения от лунной поверхности, что весьма вероятно, соответственно возрастает и отношение $\frac{P_c}{P_{\text{ш}}}$.

§ 3. Описание схемы прибора

I. Бортовая антенна

Выбранный метод измерения высоты с квазинепрерывным радиоизлучением дает возможность использования общей антенны для передачи и приема. Коэффициент усиления антенны в значительной степени определяет энергетический потенциал радиолинии, а диаграмма направленности антенны при строго вертикальном положении ее оси-точность системы. Указанные параметры улучшаются при использовании антенн с большими площадями раскрытия и соответственно с узкими диаграммами направленности. Однако требования минимальности размеров и веса бортовых приборов относятся и к антеннам, а значит, как показывает опыт, площадь, отведенная для антенны, вряд ли превысит $0,5-1 \text{ м}^2$. Как выше было показано, стабилизация изделия по углу тангажа осуществляется с большей точно-

ностью, чем по углу крена. Следовательно, чтобы не увеличить ошибку измерения, целесообразно диаграмму направленности антенны делать не осесимметричной.

Применимельно к данным требованиям рассмотрим антенну с отведенной для нее площадью $0,75 \text{ м}^2$ и линейными размерами $1 \times 0,75 \text{ м}$, а также оценим коэффициент усиления и ширину основных лепестков диаграммы направленности антенны.

Ширина основного лепестка диаграммы направленности антенны в плоскости обратно пропорциональна линейному размеру раскрыва антенны в этой плоскости, поэтому диаграмма направленности антенны будет образовывать на поверхности луны облучаемую зону, близкую по форме к эллипсу.

Антенну на объекте надо расположить так, чтобы малая полуось эллипса совпадала с направлением полета объекта, т.е. так, чтобы большая сторона прямоугольного раскрыва антенны была параллельна оси объекта.

Что касается поляризации поля антенны, то ее следует выбрать такой, чтобы боковые лепестки диаграммы направленности антенны были минимальными в плоскости полета изделия.

Как правило, боковые лепестки антенны в плоскости Е выше, чем в плоскости Н, поэтому поляризация антенны (вектор Е поля) должна быть перпендикулярной плоскости полета изделия (рис. УП.4).

Рассчитанная ширина диаграммы направленности выбранной антенны составляет: в плоскости полета изделия (плоскость Н антенны) $2,5^\circ$, а в плоскости, перпендикулярной плоскости полета (плоскость Е антенны), $3,3^\circ$. Экспериментальные диаграммы направленности антенны, подобной проектируемой, приведены на рис. УП.4.

Коэффициент усиления антенны равен $G \approx 35 \text{ дБ}$.

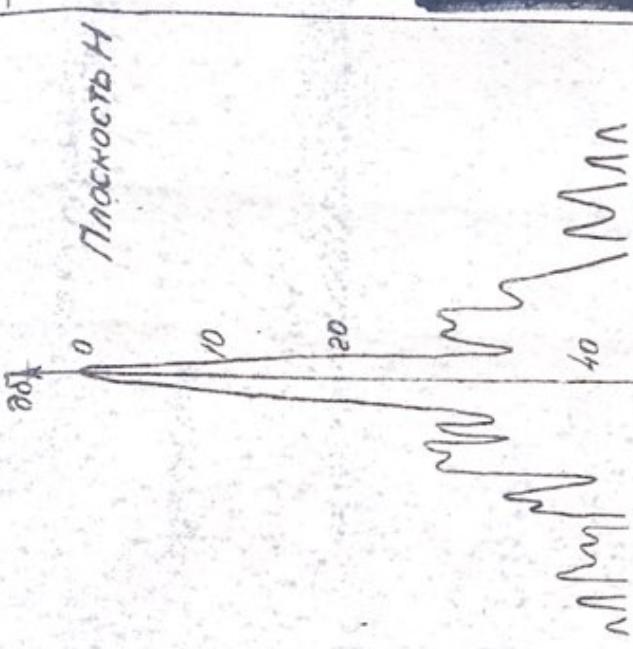
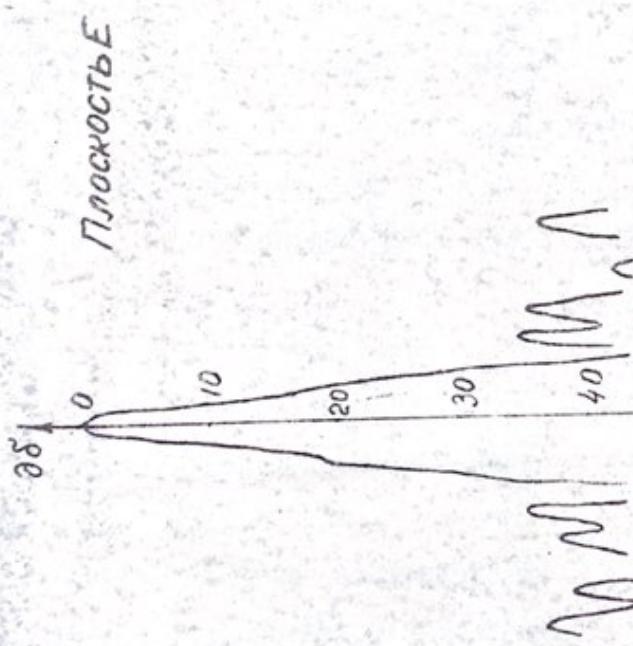


Рис VII-4

40° 30° 20° 10° 0° 10° 20° 30° 40°

0°

Диаграммы направленности антennы.

2. СВЧ блок приемно-передающего устройства

В СВЧ блок входят все высокочастотные элементы и волноводные соединения приемопередатчика.

Структурная схема этого блока приведена на рис. УП.5.

Работу СВЧ блока можно охарактеризовать следующим образом.

Выходная мощность кристаллического гетеродина Г1 разветвляется на два канала в отношении $\approx \frac{1}{10}$. Основная мощность через аттенюатор подается на балансный модулятор БМ, выполненный на модифицированном Т-мосте с эффективностью модуляции 3-4 дБ. Мощность на выходе модулятора может регулироваться в зависимости от коэффициента усиления и отдаваемой мощности ЛБВ. Сигнал, полученный в результате модуляции (с несущей, подавленной примерно на 20 дБ), подается на фильтр, настроенный на верхнюю боковую частоту; в результате чего происходит дополнительная фильтрация как несущей, так и нижней боковой частот. Далее эта частота подается на вход ЛБВ. С выхода ЛБВ сигнал через ферритовый циркулятор Ц поступает в антенну.

Меньшая часть мощности Г1 через направленный ответвитель, аттенюатор, коммутатор и фильтр подается на балансный смеситель приемника, выполненный на щелевом волноводном мосте и используется для преобразования частоты.

На балансный смеситель поступает как мощность сигнала, отраженного от лунной поверхности, так и мощность сигнала, отраженного от антенн волноводного тракта за счет неидеальности согласования его с антенной.

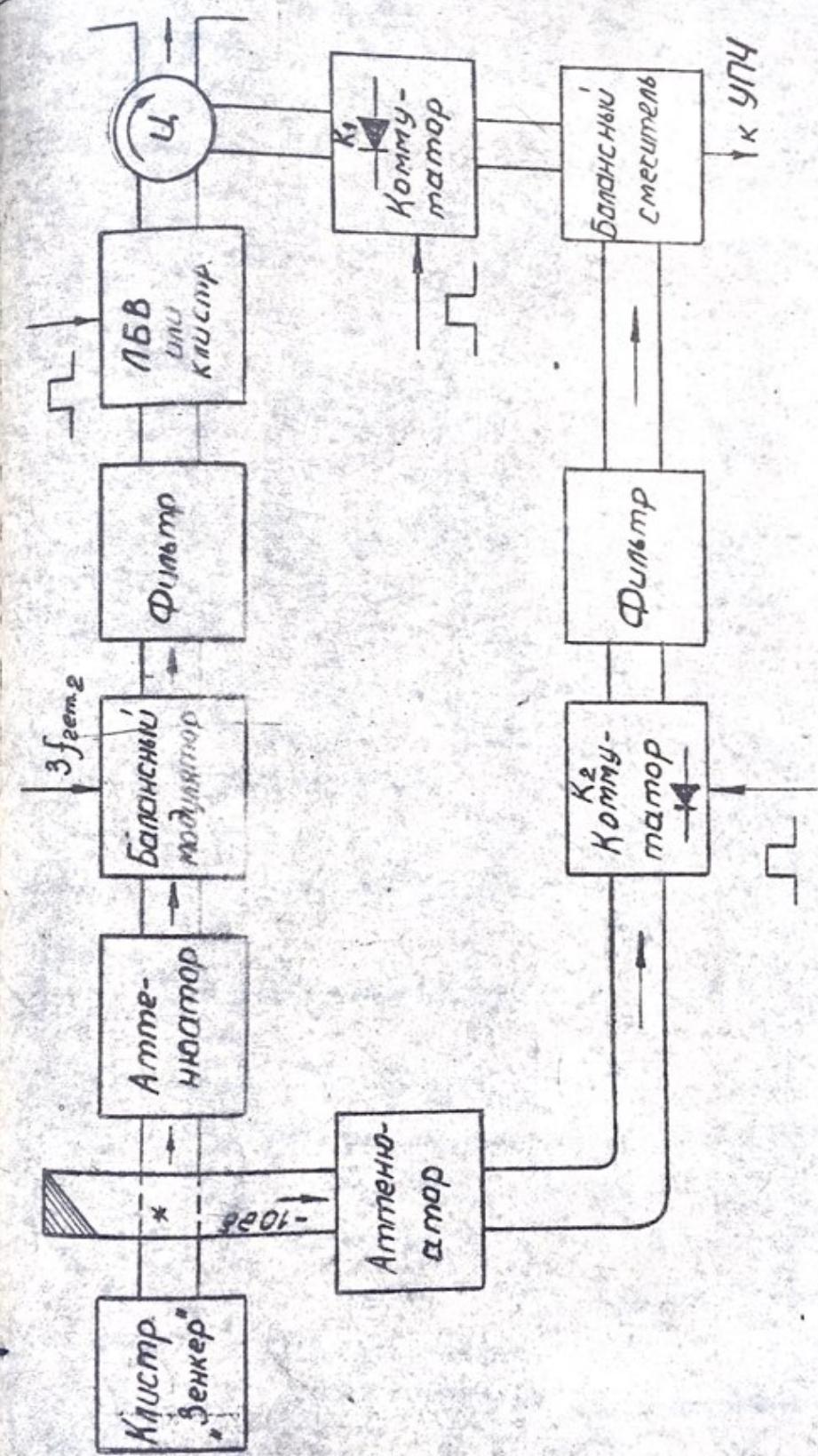


Рис. VII-5

Как известно, коэффициент стоячей волны напряжения тракта при помощи легко доступных согласующих устройств можно получить приблизительно равным 1,25. Тогда

$$P_{\text{отр}} = n^2 P_{\text{пад}}, \quad (\text{VII.3})$$

где

$$|n| = \frac{KСВЧ-1}{KСВЧ+1} = 0,111 \quad (\text{VII.4})$$

— коэффициент отражения.

При $P_{\text{пад}} = 1 \text{ Вт}$ $P_{\text{отр}} = 12 \text{ мВт.}$

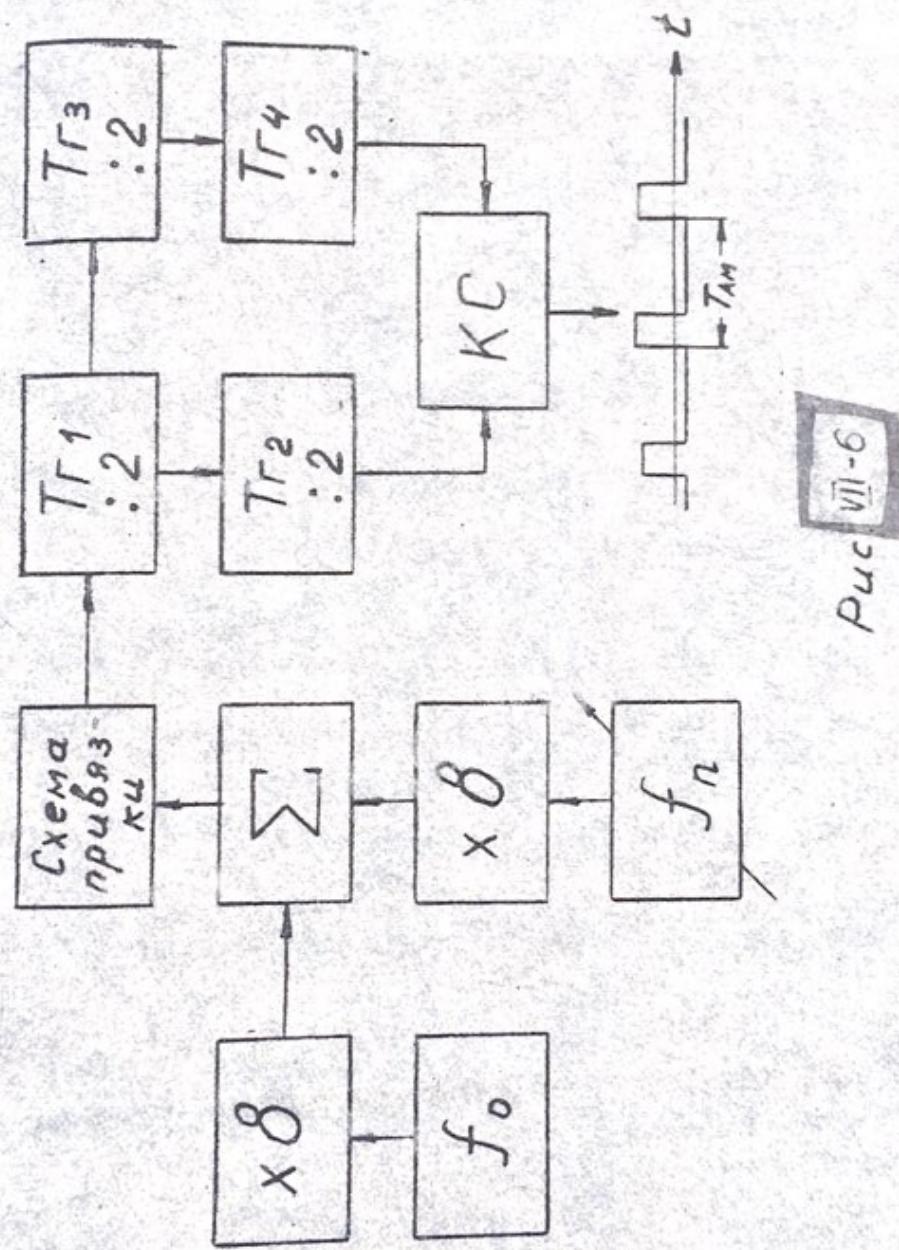
Для устранения перегрузки приемного устройства применили СВЧ коммутаторы K_1 , K_2 на полупроводниковых диодах, которые включены в цепи сигнала и гетеродина.

В результате работы коммутирующих СВЧ устройств синхронно с модуляцией передатчика удалось получить необходимое ослабление просачивающегося сигнала, а изменением постоянного напряжения смещения на этих диодах с помощью дифференциального АРУ2 можно его сделать равным отраженному от лунной поверхности.

3. Генератор модулирующей частоты (ГМЧ)

Задающая часть ГМЧ (рис. Уп.6) состоит из двух генераторов синусоидальных сигналов. Один генератор с кварцевой стабилизацией частоты $f_o = 100 \text{ кГц}$. Второй генератор — перестраиваемый. Частота его f_n отличается от f_o на частоту модуляции F_{AM} , которая меняется в пределах 0,3-5 кГц. Генератор собран по схеме с емкостной связью; путем изменения индуктивности контура достигается изменение частоты генератора f_n в пределах 100,3-105 кГц.

что составляет всего 4,7% от номинальной частоты. В целях получения сигнала частоты F_{AM} требуемой формы (см. рис. УП.2) производится умножение частоты f_o и f_n на 8. Умножение частоты производится трехкратным удвоением частоты на диодах с последующим усилением и фильтрацией. Умноженные таким образом частоты подаются на триодный смеситель, где выделяется частота 8 F_{AM} . Из синусоидального сигнала частоты 8 F_{AM} в каскадах привязки создается последовательность коротких импульсов, которые подаются на делитель частоты. На выходе первого триггера Тг1 получается сигнал частоты 4 F_{AM} (рис. УП.2e), который после дифференцирования подается на триггеры Тг2 и Тг3, причем первый запускается положительными импульсами, а второй — отрицательными (рис. УП.2г), в результате чего получаются две последовательности прямоугольных импульсов частоты 2 F_{AM} , сдвинутых во времени относительно друг друга на $\frac{T_{AM}}{8}$ (рис. УП.2д и УП.2е). Сигнал с выхода триггера Тг3 (рис. УП.2е) еще раз делится на триггере Тг4, получается сигнал частоты F_{AM} (рис. УП.2ж). На диодном каскаде совпадения сигналы с выходов второго и четвертого триггеров складываются, в результате чего получаются импульсы длительностью $\frac{T_{AM}}{4}$, следующие с частотой F_{AM} . Этот сигнал усиливается, через мощный эмиттерный повторитель подается на блок умножения частоты второго гетеродина Г2 и используется в качестве опорного сигнала, а также после соответствующего усиления используется для манипуляции ЛБВ и управления коммутаторами в высокочастотном тракте приемника. Напряжение с выхода триггера Тг4 (рис. УП.2ж) подается на схемы АРУ1 и АРУ2 для управления во времени их работой.



Сигнал частоты f_n используется в блоках грубого и точного слежения в качестве гетеродинного для преобразования.

Стабильность частоты генератора f_n должна быть такой, чтобы за время распространения сигнала в эфире, уходы частоты f_n приводили к ошибке, составляющей не более 20% от аппаратурной ошибки прибора. На высоте 30 км требуемая ошибка измерения составляет 30 м. Если измерение проводится на первом полупериоде, то высоте 30 км соответствует частота $F_{AM} = 2,5$ кГц или период $T_{AM} = 400$ мсек. Ошибка 6 м соответствует ошибке в установлении периода $\Delta T_{AM} = 0,08$ мсек. Следовательно стабильность частоты F_{AM} должна быть не хуже

$$\frac{\Delta T_{AM}}{T_{AM}} = \frac{\Delta F_{AM}}{F_{AM}} = \frac{0,08}{400} = 2 \cdot 10^{-4}. \quad (\text{VII.5})$$

Для частоты f_n стабильность равна $\frac{\Delta f_n}{f_n} = 5 \cdot 10^{-6}$. Практически можно получить кратковременную стабильность частоты генератора не хуже чем 10^{-6} .

4. Радиоприемное устройство

К приемной части радиовысотомера следует отнести смесительный детектор Д1, усилители промежуточной частоты, второй преобразователь и амплитудный детектор Д2.

На входе приемного устройства применена балансная схема преобразования, основным преимуществом которой является ослабление влияния шума гетеродина на общий шум-фактор приемного устройства. В приемнике применен балансный смеситель с щелевым мостом. Конструктивно щелевой мост представляет собой устройство,

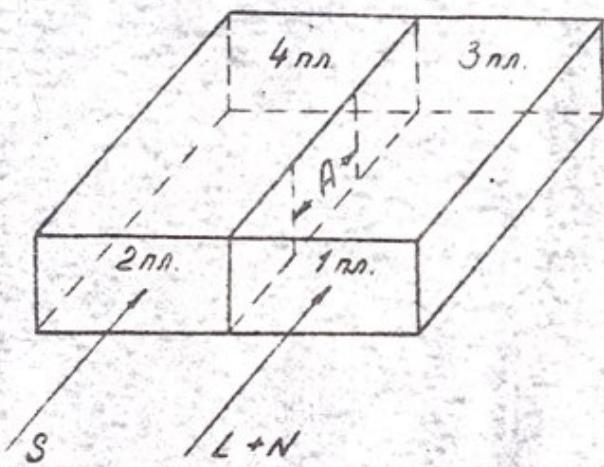
состоящее из двух параллельных спаянных по узкой стенке волноводов, связанных между собой через щель в узкой стенке (рис. УП.7). В балансном смесителе применены парные разнополярные диоды Д1608Б и Д1608БП. В зависимости от размера щели A может быть получено любое распределение поданной на вход моста мощности между плечами 3 и 4. Если входом является плечо 2, то плечи 3 и 4 являются равноправными выходами. Щелевой мост обеспечивает хорошее согласование и хорошую развязку плеч.

Применением балансного смесителя было достигнуто увеличение чувствительности приемника (за счет подавления шумов гетеродина), по меньшей мере, на 3-5 дб, по сравнению с обычным смесителем. Подавление шума гетеродина происходит во входном контуре УПЧ. Это позволяет произвести расчет шумовой чувствительности приемника для однотактной схемы смесителя, а затем результат улучшить на 3-5 дб.

При выборе промежуточной частоты исходим из следующего: сильное увеличение промежуточной частоты выгодно с точки зрения уменьшения шумов гетеродина, но в то же время возрастают собственные шумы УПЧ. Поэтому выбрано значение промежуточной частоты $f_{np1} = 51,2$ Мгц, где шумы гетеродина уже значительно ослаблены, а собственные шумы УПЧ (при применении транзисторов А418 и П417 с $f_g = 200$ Мгц) еще достаточно малы. В приемнике применено второе преобразование частоты. Это значительно облегчает получение необходимой (узкой) полосы УПЧ и большого усиления. Значение второй промежуточной частоты выбрано

$$f_{np2} = 1,95 \text{ Мгц} \text{ при частоте гетеродина второго преобразования } f_g = 49,25 \text{ Мгц.}$$

[Redacted]



Щелевой мост

Рис. VII-7

Полоса пропускания УПЧ выбирается из следующих соображений:

- 1) максимальная частота сигнала модуляции
 $2f_{AM} = 10$ кГц;
- 2) уход частоты гетеродина Г1 за время распространения не более 1 кГц;
- 3) спектр допплеровских частот имеет эффективную ширину

$$\Delta F_g = \pm 2 \frac{v}{\lambda} \cdot \alpha_{max}, \quad (VII.6)$$

где $v = 2$ км/сек — горизонтальная скорость полета;
 $\lambda \approx 3$ см — длина излучаемой волны;
 $\alpha_{max} = 2,5^\circ$ — максимально возможное угловое
отклонение радиолуча.

Тогда

$$\Delta F_g \leq \pm 6 \cdot 10^3 \text{ Гц};$$

4) нестабильностью частоты второго и третьего гетеродинов можно пренебречь, поскольку в них применена кварцевая стабилизация частоты;

5) нестабильность настройки УПЧ составляет $\pm 0,5\%$ от значения второй промежуточной частоты или ± 10 кГц.

С учетом всех этих факторов ширина полосы пропускания УПЧ составляет $2\Delta f_{UPC} = 50$ кГц.

Шумовая чувствительность приемного устройства может быть подсчитана по формуле

$$P_{sh} = KTBW_{np}, \quad (VII.7)$$

где K_T - мощность шума на единицу полосы при $t = 20^\circ\text{C}$;

B - шумовая полоса (Гц);

$W_{\text{пр}}$ - шум-фактор линейной части приемного устройства.

Шумовая полоса равна

$$B = 1,5 \cdot 2 \Delta f_{\text{УПЧ}} = 1,5 \cdot 50 = 75 \text{ кГц}. \quad (\text{VII.8})$$

Значение общего шум-фактора приемника с учетом шумов гетеродина может быть найдено по известной формуле

$$W_{\text{пр}} = \frac{t_c + t_2 + (W_{\text{УПЧ}} - 1) \cdot K}{K_{pc} \cdot K_{pr} \cdot K_{pl}}, \quad (\text{VII.9})$$

где t_c - температура шума смесительного кристалла;

t_2 - температура шума гетеродина;

$W_{\text{УПЧ}}$ - шум-фактор УПЧ;

K - коэффициент согласования смесителя с входным контуром УПЧ;

K_{pc} - потери сигнала при преобразовании;

K_{pr} - потери сигнала, проходящего в канал гетеродина;

K_{pl} - потери сигнала во входном волноводном тракте до преобразователя.

Так как щелевой мост балансного смесителя обеспечивает развязку плеч порядка 25 дБ, потерями сигнала в канале гетеродина можно пренебречь, т.е. $K_{pr} = 1$. Будем считать также, что потери в волноводах на входе преобразователя отсутствуют, т.е. $K_{pl} = 1$. Смеситель полностью согласован с входным контуром УПЧ ($K = 1$).

При этом формула (УП.9) примет вид

$$\mathbb{W}_{\text{пр}} = \frac{t_c + t_2 + \mathbb{W}_{\text{УПЧ}} - 1}{K_{pc}}. \quad (\text{VII.10})$$

Температура шума диода типа Д1608 по техническим условиям на этот диод не превышает величины $t_c \leq 1,7$ при подводимой от гетеродина мощности $P_f \approx 1$ мвт. Коэффициент передачи преобразователя по техническим условиям на кристалл Д1608 составляет $K_{pc} \approx 0,2$. Шум-фактор УПЧ на транзисторах по экспериментальным данным

$$\mathbb{W}_{\text{УПЧ}} = 1,5.$$

Гетеродин на малогабаритном экономичном клистроне "Зенкер" имеет шум-фактор порядка $\mathbb{W}_f = 5$, откуда $t_2 = K_{pc} \cdot \mathbb{W}_f = 1$. Подставив эти значения в формулу, получим

$$\mathbb{W}_{\text{пр}} = \frac{1,7 + 1 + 1,5 - 1}{0,2} = 16.$$

Как было указано выше, этот результат соответствует однотактной схеме преобразования на выходе приемника. С применением балансного смесителя шум-фактор приемного устройства уменьшится на 3-5 дб или в 2-3 раза. Следовательно, шум-фактор приемного устройства радиовысотомера равен $\mathbb{W}_{\text{пр}} \leq 10$. Шумовая чувствительность приемного устройства

$$\begin{aligned} P_{\text{ш}} &= K_{\text{TB}} \mathbb{W}_{\text{пр}} = 4 \cdot 10^{-21} \cdot 0,075 \cdot 10^6 \cdot 10 = \\ &= 3 \cdot 10^{-15} \text{ Вт} \end{aligned}$$

или

$$P_{\text{ш}} = -115 \text{ дБ/мвт.}$$

Экспериментальные исследования чувствительности РНУ с кристаллами Д1608Б и Д1608БП в балансном смесителе показали, что шумовая чувствительность лежит в этих пределах. Так как затухание в приемо-передающем тракте при $h = 180$ км над поверхностью Луны составляет 132 дБ, то превышение полезного сигнала над шумом на входе приемного устройства получается 13 дБ.

Для обеспечения работы системы при соотношении $\frac{P_c}{P_w}$ на входе, близком к единице, что может иметь место в аварийных ситуациях (при высотах $H > 180$ км или при понижении мощности передатчика)

$$U_{\text{вых}} = K_o U_w \text{ при } \beta_x. \quad (\text{VII.11})$$

где K_o - коэффициент усиления приемного устройства

$$U_{c \text{ min}} \beta_x = U_w \text{ при } \beta_x = \sqrt{P_w \cdot K_{pc} \cdot R_{kp}}, \quad (\text{VII.12})$$

где R_{kp} - сопротивление кристалла на промежуточной частоте

$$R_{kp} = \frac{R}{2} = \frac{300}{2} = 150 \text{ ом},$$

$$U_{c \text{ min}} \beta_x = \sqrt{3 \cdot 10^{-15} \cdot 0,2 \cdot 150} = 0,3 \cdot 10^{-6} \beta = 0,3 \text{ мкв.}$$

Необходимо, чтобы система АРУГ по принимаемому отраженному сигналу срабатывала уже от собственных шумов приемника. Тогда при появлении сигнала коэффициент усиления приемника начнет падать и

шумы вследствие этого будут уменьшаться. Чтобы на выходе приемника получить сигнал порядка 0,3 в, требуется усиление

$$K_o = \frac{0,3 \text{ в}}{0,3 \text{ мкв}} = 10^6.$$

В приемном устройстве действует система АРУ1, изменяющая коэффициент усиления приемника в зависимости от уровня принимаемого отраженного сигнала, и дифференциальная система АРУ2, которая меняет мощность, проходящую через коммутаторы на приемное устройство, таким образом, чтобы уровень прямого сигнала следил за изменением уровня отраженного сигнала. Управление во времени работой АРУ1 и АРУ2 осуществляется соответствующими стробами, сформированными в ГМЧ.

5. Система автоматической подстройки генератора модулирующей частоты (ГМЧ) и анализ устойчивости

Как известно, отклонения траекторий орбитального корректо-ра, выведенного автономной системой, от расчетных величин могут достигать значений $\Delta h_{\max} = \pm 30$ км для круговых и $\Delta h_{\max} = \pm 5$ км для эллиптических. При этом ошибка определения высоты не должна превышать $\Delta h_k = \pm 200$ м для круговой и $\Delta h_{\text{эм}} = \pm 30$ м для эллиптической орбиты.

Отсюда можно легко определить требуемый коэффициент регулирования следящей системы. Он будет равен соответственно

$$K_k = \frac{\Delta h_{\max}}{\Delta h_{\text{оиск}}} = \frac{30}{0,2} = 150,$$

$$K_{\text{ЭЛЛ}} = \frac{5}{0,03} = 168.$$

Из полученного результата видно, что необходимые коэффициенты регулирования как для круговой, так и для эллиптической траекторий можно считать одинаковыми. Учитывая, что усилительные звенья следящей системы будут составлены из полупроводниковых элементов, у которых за время хранения может изменяться усиление, то необходимо иметь запас по общему коэффициенту регулирования. В дальнейших расчетах примем $K = 350$.

Для получения оптимального регулирования следящей системы применим комбинированную систему АПЧ, состоящую из двух параллельных самостоятельных систем (ветвей) автоподстройки: электромеханической и электронной.

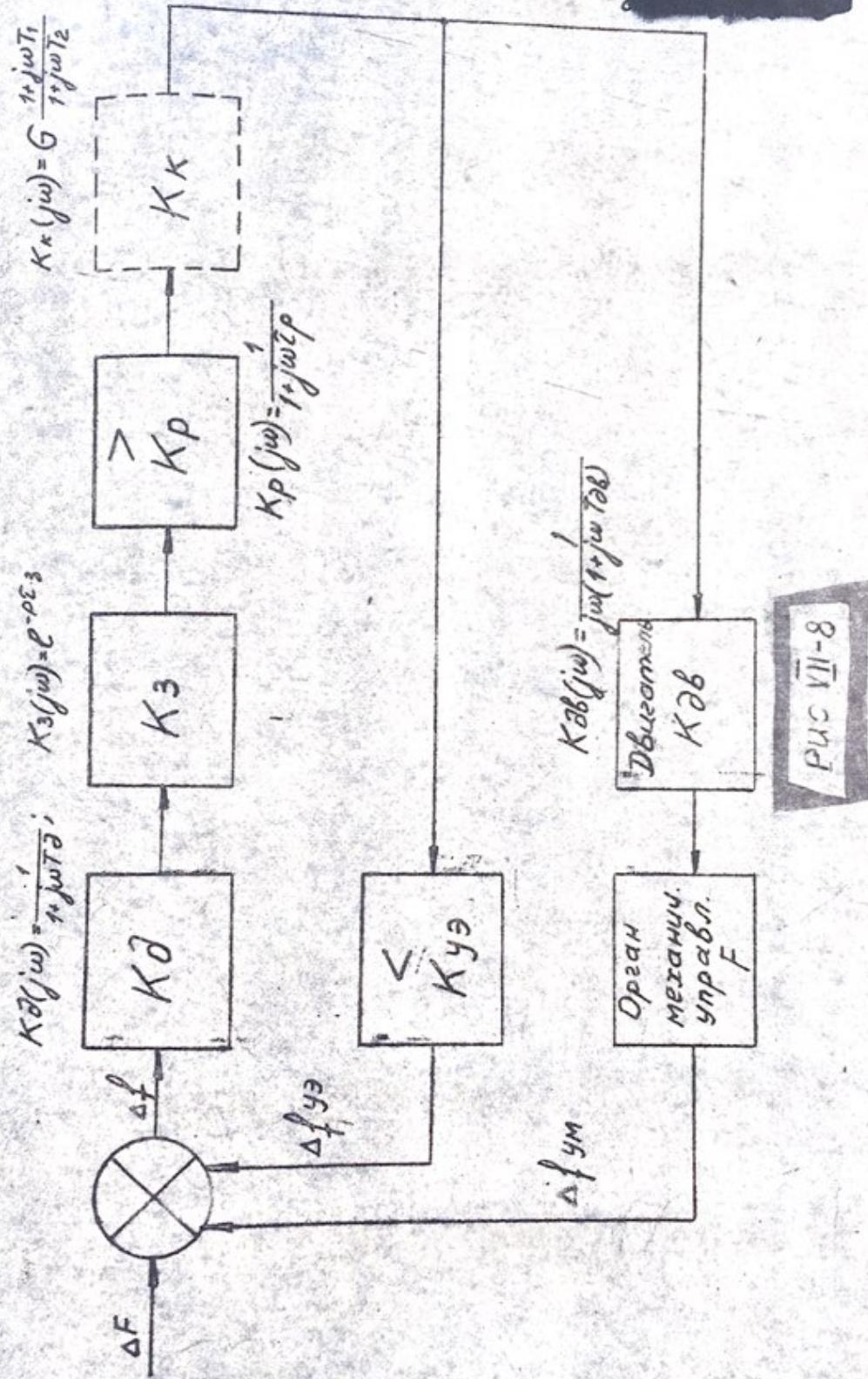
При совместном действии электромеханической и электронной систем усиление электромеханической может быть увеличено до любого значения, меньшего чем усиление электронной ветви, и система с двойным управлением будет устойчива.

Увеличение коэффициента передачи электромеханической ветви приводит к увеличению быстродействия и к уменьшению статической и динамической ошибок систем.

Выбранная электромеханическая ветвь следящей системы АПЧ относится к системам регулирования статического типа, а электронная ветвь - астатического типа.

Структурная схема комбинированной системы приведена на рис. УП.8, где:

- $K_g(j\omega)$ - передаточная функция синхронного детектора;
- $K_3(j\omega)$ - передаточная функция с запаздыванием, эквивалентная временной задержке при распространении;



- $K_p(j\omega)$ - передаточная функция ФЧМ;
 $K_k(j\omega)$ - передаточная функция корректирующего звена;
 $K_{gb}(j\omega)$ - передаточная функция электродвигателя.

Передаточную функцию всей системы можно представить в виде суммы передаточных функций отдельных ветвей автоподстройки

$$K_W(j\omega) = K_E W_E(j\omega) + K_{EM} W_{EM}(j\omega), \quad (VII.13)$$

где K_E и K_{EM} - коэффициенты передачи соответственно электронной и электромеханической систем автоподстройки;

- T_d - постоянная времени синхронного детектора;
 τ_3 - эквивалентная временная задержка при распространении;
 T_p - постоянная времени ФЧМ;
 T_{gb} - постоянная времени двигателя.

Для удобства анализа динамических свойств комбинированной системы преобразуем выражение (УП.13) для передаточной функции.

После ряда алгебраических преобразований получим передаточную функцию разомкнутой системы

$$K_W(j\omega) = K \frac{\left(\frac{j\omega}{\alpha_1} + 1\right) \left(\frac{j\omega}{\alpha_2} + 1\right)}{(1+j\omega T_g) e^{j\omega \tau_3} (j\omega T_p) j\omega (1+j\omega T_{gb})}, \quad (VII.14)$$

где

$$K = K_E K_{EM} \alpha_1 \alpha_2 T_{gb} = \dots \quad (VII.15)$$

- эквивалентный коэффициент передачи комбинированной системы АПЧ;

$$K_1 = \frac{K_3}{K_{3M}} = 1,4 - \quad \text{(VII.16)}$$

- отношение коэффициентов передачи электронной и электромеханической ветвей;

$$\alpha_{1,2} = \frac{1}{2T_{g\delta}} \mp \sqrt{\frac{1}{4T_{g\delta}^2} - \frac{1}{K_1 T_{g\delta}}} \quad \text{(VII.17)}$$

Оценку устойчивости комбинированной следящей системы сделаем на основе построения логарифмических амплитудно-частотной, а также фазово-частотной характеристик при следующих параметрах:

$$T_g = 0,15 \text{ сек},$$

$$T_{g\delta} = 0,01 \text{ сек}, \quad T_f = 1,3 \cdot 10^{-3} \text{ сек}; \quad T_p = 1,6 \cdot 10^{-3} \text{ сек}.$$

Обозначив модули амплитуды и фазы соответственно через A и φ , получим

$$A(g\delta) = 20 \lg K + 20 \lg \left| \frac{j\omega}{\alpha_1} + 1 \right| + 20 \lg \left| \frac{j\omega}{\alpha_2} + 1 \right| - 20 \lg \left| 1 + j\omega T_g \right| - \\ - 20 \lg \left| e^{j\omega T_f} \right| - 20 \lg \left| 1 + j\omega T_p \right| - 20 \lg |j\omega| - 20 \lg \left| 1 + j\omega T_{g\delta} \right|$$

или

$$\sum_{i=1}^{n=8} A_i(g\delta) = A_1 + A_2 + \dots + A_n, \quad \text{(VII.18)}$$

$$\sum_{i=1}^{n=8} \varphi_i(g\delta) = \varphi_1 + \varphi_2 + \dots + \varphi_n. \quad \text{(VII.19)}$$

Результаты расчета даны в табл. УП.1 и УП.2, в которых указаны зависимости модулей амплитуд и фазы от частоты для каждого звена и системы в целом.

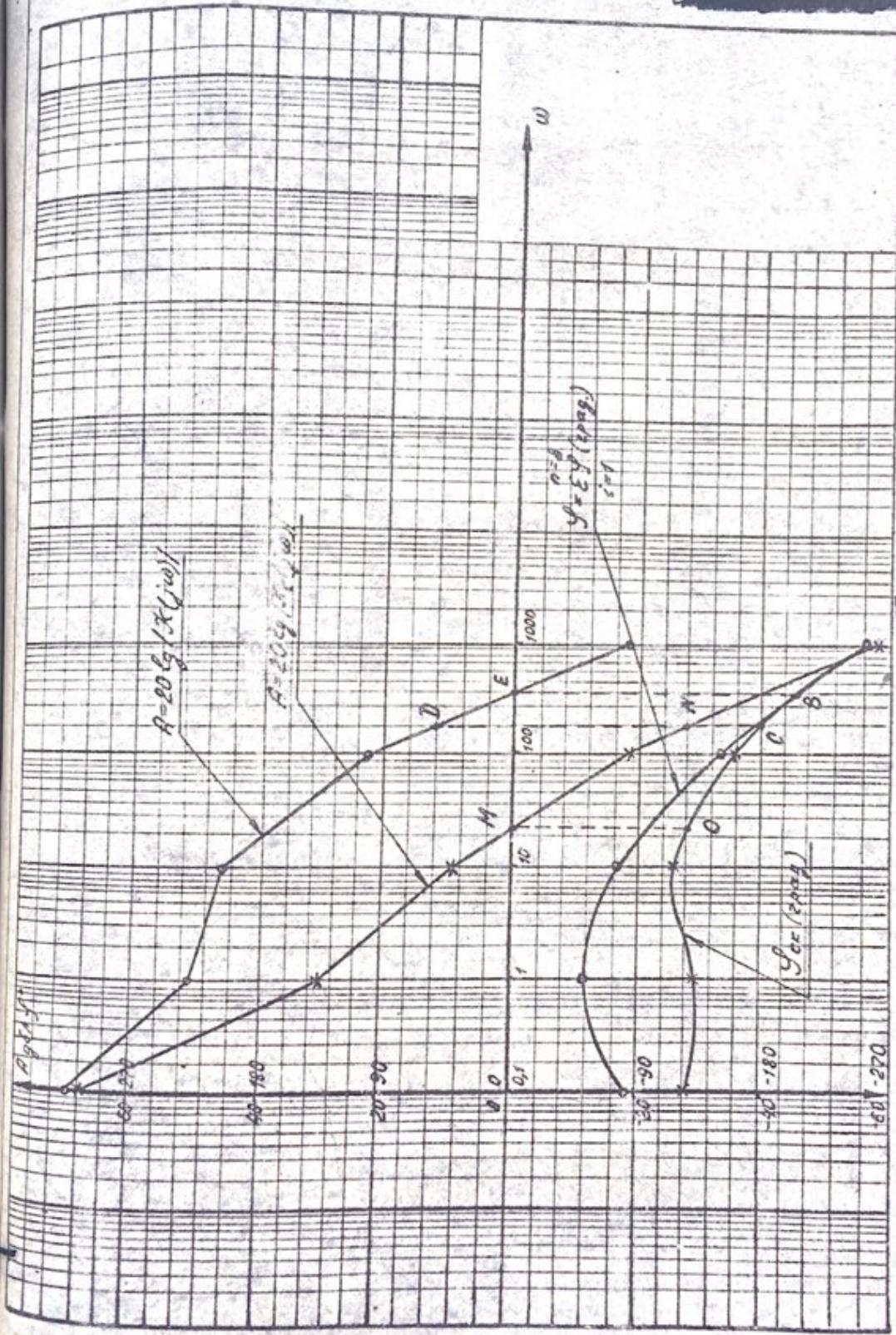
Таблица УП.1

ω	A_I	A_{II}	A_{III}	A_{IV}	A_V	A_{VI}	A_{VII}	A_{VIII}	$\sum_{I=1}^{n=8}$
0,1	+5I	0	0	0	0	0	+20	0	+7I
I	+5I	+2,8	0	0	0	0	0	0	+53,8
10	+5I	+20	0	-4,8	0	0	-20	0	+46,2
100	+5I	+40	+2,8	-23,5	0	-5,6	-40	-2,8	+21,9
1000	+5I	+60	+20	-43,5	0	-25	-60	-20	-17,5

Таблица УП.2

ω	φ_I	φ_{II}	φ_{III}	φ_{IV}	φ_V	φ_{VI}	φ_{VII}	φ_{VIII}	$\sum_{I=1}^{n=8}$
0I	0	+6	0	0	0	0	-90	0	-84
I	0	+45	0	-9	0	0	-90	0	-54
10	0	+84	6	-57	-0,74	-9	-90	-6	-73
100	0	+90	45	-85	-7,4	-58	-90	-45	-150,4
1000	0	+90	90	-90	-74	-86	-90	-84	-254

На рис. УП.9 построены логарифмические частотные характеристики следящей системы.



Из приведенных графиков при

$$A = 20 \lg K(j\omega) \quad \text{и} \quad \varphi = \sum_{i=1}^{n=8} \varphi_i \text{град}$$

видно, что система в таком виде неустойчива, так как при фазе $\varphi = -\pi$ (точка С) модуль логарифмической амплитудно-частотной характеристики положительный +12 дБ (точка Д), что говорит об отсутствии запаса устойчивости по амплитуде. При модуле $A = 1$, когда $20 \lg A = 0$ (точка Е), фаза вектора равна -216° (точка В), что также говорит об отсутствии запаса устойчивости по фазе. Для получения устойчивой работы следящей системы необходимо ввести корректирующее звено вида рис. У.10.

Передаточная функция скорректированной системы будет иметь вид

$$K_c(j\omega) = K(j\omega) K_k(j\omega), \quad (\text{VII.20})$$

где $K_k(j\omega)$ — передаточная функция корректирующего звена.

Передаточная функция такого звена имеет следующий вид

$$K_k(j\omega) = G \cdot \frac{1 + T_1 j\omega}{1 + T_2 j\omega}, \quad (\text{VII.21})$$

$$T_1 = R_1 C_1;$$

$$T_2 = \left[1 + \frac{R_2 R_3}{R_1 (R_2 + R_3)} \right] T_1$$

$$G = \frac{1}{1 + \frac{R_2}{R_3}}$$

(VII.22)

$$\left. \begin{array}{l} T_1 = 0,1 \text{ сек;} \\ T_2 = 10 \text{ сек.} \end{array} \right\}$$

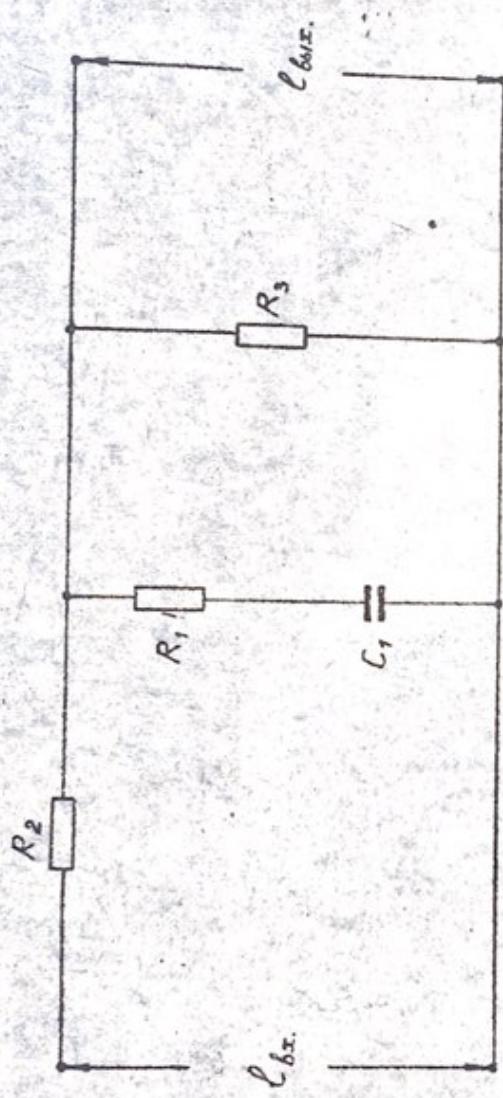


Рис VII-10

Расчетные данные корректирующего звена и скорректированной системы приведены в табл. УП.3.

Таблица УП.3

ω	$\sum_{i=1}^{n=8}$	A_{kj}	A_{ck}	$\sum_{i=1}^{n=8} \varphi_{\text{граd}}$	φ_{kj}	φ_{ck}
0I	+7I	-3,0	68	-84	-45	-I29
I	+53,8	-20	+33,8	-54	-76	-I30
IO	+46,2	-37	+9	-73	-45	-I18
I00	+2I,9	-40	-18,I	-150,4	-6	-I56,4
I000	-I7,5	-40	-57,5	-254	0	-254

Коэффициент G при расчетах корректирующей цепи не учитывался, так как в данном случае он не изменяет физической сущности дела. Учет коэффициента G произведем в дальнейшем при выборе общего коэффициента усиления системы. На рис. УП.9 построены кривые логарифмических частотных характеристик скорректированной системы при

$$A = 20 \lg |K_c(j\omega)| \quad \text{и} \quad \varphi = \varphi_{ck}.$$

После введения последовательного звена следящая система становится устойчивой. При фазе $\varphi = -\pi$ (точка С) амплитудно-частотная характеристика отрицательна и имеет запас устойчивости по амплитуде 28 дБ (точка Н). При модуле $K_c = 1$, когда $20 \lg K_c = 0$ (точка М), фаза вектора равна -126° (точка О), что соответствует запасу устойчивости по фазе 54° . Следует заметить, что при рабо-

те радиовысотомера на меньших высотах запас устойчивости по фазе возрастает из-за уменьшения ζ_3 .

§ 4. Аппаратурная погрешность высотомера

Аппаратурная погрешность измерений радиовысотомера складывается из ряда погрешностей:

- $\Delta h_{ст}$ - статической ошибки высотомера, связанной со степенью регулирования следящей системы;
- Δh_v - ошибки, вызванной неточностью слежения за изменением высоты;
- Δh_u - ошибки, вызванной изменением коэффициента усиления прибора;
- $\Delta h_{пр}$ - ошибки, вызванной неточностью привязки импульсов к напряжению модулирующей частоты;
- $\Delta h_{ш}$ - ошибки, вызванной влиянием шумов (этой ошибкой заранее можно пренебречь из-за значительного превышения P_c над P_n , $\frac{P_c}{P_n} \geq 60$ дБ);
- $\Delta h_{ср}$ - ошибки, вызванной ^в флюктуациями переднего фронта модулирующего напряжения; эта ошибка будет также мала, так как огибающая модулирующего сигнала имеет фронт ≤ 1 мксек. Поэтому величиной этой ошибки можно также пренебречь;
- Δh_1 - ошибки, вызванной присутствием паразитной модуляции с частотой первой гармоники в принимаемом сигнале на выходе второго детектора; эта ошибка в данной схеме сведена к минимуму благодаря использованию схемы дифференциального АРУ2, с помощью которой происходит выравнивание энергии полезного и просачивающего сигналов.

Следует заметить, что ошибка, связанная со степенью регулирования следящей системы, будет являться случайной величиной, зависимой от начальных условий. Известно также, что ошибка измерений высоты зависит от модулирующей частоты, так как

$$\frac{\Delta h}{h} = \frac{\Delta F}{F_{AM}} . \quad (\text{VII.23})$$

С увеличением высоты при неизменных частотах модуляции эта ошибка в значительной степени будет уменьшаться вследствие расширения области перекрываемых высот при данном коэффициенте Λ .

Наибольшие отклонения траекторий ЛОК от своих расчетных величин могут достигать на круговых орbitах ± 30 км, следовательно, зная необходимое условие выбора периода модулирующих частот

$$\frac{T_M}{2} \geq \frac{2\Delta h}{c} , \quad (\text{VII.24})$$

где T_M - период модуляции, Δh - максимальное отклонение высоты полета ЛОК от расчетной величины, можно легко определить $T_M \geq \frac{4\Delta h}{c}$ или $F_{AM} \leq 2500$ Гц для круговой и $F_{AM} \leq 15000$ Гц для эллиптической орбиты.

Для рассмотрения основных зависимостей, определяющих величину данной ошибки при выбранном методе измерения высоты, необходимо задаться суммарным минимальным фазовым сдвигом, который может быть определен легко доступными радиотехническими методами в фазометрических системах. Будем считать, что такой суммарный минимальный фазовый сдвиг равен

$$\sum \Delta \varphi(\zeta_j) = 0,5^\circ . \quad (\text{VII.25})$$

Исходя из этой величины, определим максимально возможную ошибку при измерении высоты, связанную со степенью регулирования следящей системы применительно вначале для круговой орбиты. При $A = 2$ и $h = 180$ км частота модуляции $F_{AM} = 2080$ Гц.

Суммарный набег фазового сдвига отраженного импульса за время распространения τ_3 относительно середины периода частоты модуляции на входе первого детектора определяется по формуле

$$\sum \Delta \varphi (\tau_3) = \Delta \varphi_1 \cdot n, \quad (\text{VII.26})$$

где $\Delta \varphi_1$ - допустимый остаточный фазовый сдвиг отраженного импульса относительно середины в одном периоде;

n - число периодов модулирующей частоты, укладывающихся за время распространения радиоволны на данной высоте;

тогда

$$\Delta \varphi_1 = \frac{\sum \Delta \varphi (\tau_3)}{n}. \quad (\text{VII.27})$$

Относительное изменение фазы за период равно

$$\frac{\Delta \varphi_1^\circ}{360} = \frac{\sum \Delta \varphi (\tau_3)^\circ}{n \cdot 360}, \quad (\text{VII.28})$$

но

$$\frac{\Delta \varphi_1^\circ}{360^\circ} = \frac{\Delta F}{F} = \frac{\Delta T}{T} = 5,6 \cdot 10^{-4} \quad (\text{VII.29})$$

при $n = 2,5$, а $\Delta F = 1,16$ Гц.

Это максимально возможная остаточная погрешность по частоте пропорциональна высоте, которая может возникнуть при измерениях.

Теперь можно легко определить из формулы (УП.23)

$$\Delta h_{CT} = \frac{\Delta F}{F} \cdot h = 5,6 \cdot 10^{-4} \cdot 180 = 100M.$$

При работе на эллиптических орбитах частота модуляции на основании уравнения может достигать 15 кГц. А поэтому при высоте $h = 25$ км, $A = 2$, $n = 2,5$, $F = 15$ кГц

$$\Delta F = \frac{\sum \Delta\varphi(\tau_j)}{n \cdot 360} \cdot F = \frac{0,5 \cdot 15000}{2,5 \cdot 360} = 8,4 \text{ Гц}$$

или

$$\Delta h_{\text{сг}} = 5,6 \cdot 10^{-4} \cdot 25 \cdot 10^3 = 14 \text{ м}$$

Нетрудно показать, что такой же фазовый сдвиг будет и для любой измеряемой высоты. Так, при $h = 155$ км, $A = 15$, $n = 15,5$, $dh = 14$ м, $F = 15000$ Гц

$$\frac{dh}{h} \approx 0,91 \cdot 10^{-4}, \quad dF = 1,34 \text{ Гц}$$

$$\sum \Delta\varphi(\tau_j) = \Delta\varphi_1 \cdot n = 0,91 \cdot 10^{-4} \cdot 360 \cdot 15,5 = 0,5^\circ$$

В случае работы радиовысотомера при $A = 0$ ошибка

$$dF = 4,4 \cdot 10^{-2} \text{ Гц}$$

Действительно, при постоянной абсолютной ошибке измеряемой высоты относительное изменение модулирующей частоты уменьшается с увеличением h , но при этом пропорционально изменению высоты увеличивается количество периодов набега фазы, в результате чего суммарный фазовый сдвиг

$$\sum \Delta\varphi(\tau_j)$$

за время распространения остается постоянным.

Суммарный набег временного сдвига отраженного импульса за время распространения τ_3 относительно середины периода на входе первого детектора при одинаковой абсолютной ошибке измерений на всех высотах остается также постоянным.

Из проведенного анализа видно, что с увеличением измеряемых высот необходимая точность измерения модулирующей частоты повышается почти на порядок. Это надо учесть при определении необходимой стабильности кварцевого генератора вычислительного устройства. Кроме того, в данной схеме выгодно работать при больших максимально возможных коэффициентах A .

Ошибка, вызванная неточностью слежения за изменением высоты, может достигать $\Delta h_v(t) = 25$ м при $\frac{dh}{dt} = 800$ м/сек.

Случайная ошибка за счет изменения коэффициента усиления прибора Δh_{ys} равносильна уменьшению коэффициента регулирования следящей системы.

Все усилительные схемы прибора собраны на полупроводниковых триодах. Предположим, что за время хранения прибора и других дестабилизирующих факторов коэффициент усиления отдельных блоков может уменьшиться в два раза, тогда для получения необходимого управляющего напряжения на выходе синхронного детектора потребуется увеличение суммарного фазового сдвига на входе первого детектора во столько же раз. В первом приближении можно считать, что в системе регулирования действует линейная зависимость, и, следовательно, Δh_{ys} может достичь 14 м (для эллиптической орбиты). Тогда статическая ошибка высотомера, связанная со степенью регулирования следящей системы, будет $\Delta h_{st} + \Delta h_{ys} = 28$ м.

Ошибка, вызванная нестабильностью привязки импульсов к выходному напряжению модулирующей частоты, с учетом осреднения по

большому количеству периодов, не превысит долей метра.

Таким образом, общая аппаратурная погрешность высотометра не будет превышать

$$\sum \Delta h = \sqrt{(\Delta h_{\text{ст}} + \Delta h_{\text{ус}})^2 + \Delta h_v^2} \approx 28 \text{ м.}$$

Глава III
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЕ УСТРОЙСТВО

§ I. Исходные данные

Работа ВУ лунного орбитального корабля начинается по команде "Начало сelenоцентрической орбиты", поступающей от инерциальной системы управления. Поскольку перевод ЛОК на сelenоцентрическую орбиту может проводиться на неосвещенной стороне Луны, вычислительное устройство начинает производить разворот изделия по тангажу в соответствии с законом

$$\vartheta = Kt,$$

где ϑ - угол тангажа;

$$K = \text{Const},$$

по уставкам, заложенным на Земле. Отработка тангажной программы на этом участке полета необходима для того, чтобы при выходе корабля на освещенную сторону Луны система оптического построителя вертикали была в состоянии захватить края освещенного диска. После того как ОПВ захватит края лунного диска, управление тангажом (и построения лунной вертикали) передается оптическому построителю вертикали так, чтобы при этом выбиралась накопившаяся ошибка $\delta\vartheta$.

В этот же период времени производится уточнение параметров движения и по полученным данным вычисляется новое значение K .

При выходе лунного орбитального корабля из зоны работы ОПВ построение вертикали осуществляется тангажным прибором в соответствии с уточненным значением K .

Для определения угла наклона плоскости орбиты ЛОК относительно плоскости лунного экватора необходимо пройти по орбите $1/4$ витка от ближайшего узла, положение которого должно быть уточнено по данным ОПВ и астросистемы (в неблагоприятном случае, когда ни один из узлов не попадает в зону работы ОПВ, его положение определяется по данным астросистемы и тангажного прибора, коррекция работы которого уже была произведена).

В неблагоприятном случае (см.рис.УШ.1) с момента начала движения по сelenоцентрической орбите до ближайшего мерного узла, (узел № 1, рис.УШ.1) необходимо пройти приблизительно один виток. По замеренному значению угла наклона плоскости орбиты в узле № 2 производится коррекция плоскости орбиты.

Таким образом, все необходимые для проведения коррекции положения плоскости орбиты измерения и сама коррекция производятся на первых полутора витках. При достижении углом ϑ заданного программного значения производится замер высоты полета корабля и по вычисленной уставке производится коррекция формы орбиты. Так как точка коррекции противостоит точке посадки, а посадка осуществляется на освещенной стороне, то, как видно из рис.УШ-1, от точки коррекции плоскости орбиты до точки коррекции ее формы кораблю может потребоваться пройти еще один виток.

Для измерения периода обращения ЛОК по промежуточной орбите, который необходимо для вычисления уставки на перевод объекта ЛК на траекторию посадки, необходимо совершить еще один виток. При повторном приближении к точке посадки проводится новый замер высоты полета и по полученным данным вычисляется необходимая для новой коррекции уставка. Таким образом, все измерения и коррекции, необходимые для перевода ЛК на посадочную траекторию, могут быть произведены за первые четыре витка полета объекта вокруг Луны.

Рисунок к эскизному проекту

Лист: 153

Листов:

Экз. №

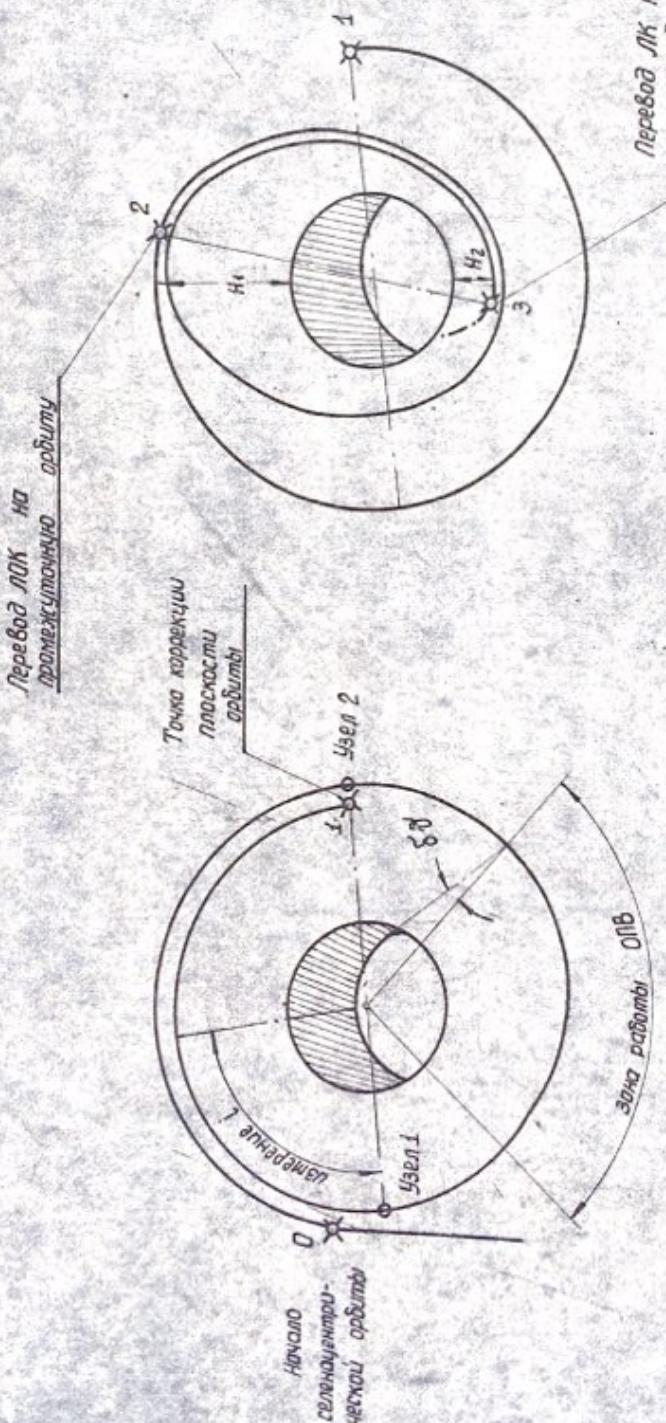


Рис VIII-1

§ 2. Назначение ВУ и программа его работы

Вычислительное устройство (ВУ) используется при:

- а) управлении движением изделия по тангажу;
- б) определении угла наклона плоскости орбиты изделия относительно плоскости лунного экватора;
- в) определении периода обращения изделия;
- г) определении высоты заданных точек орбиты;
- д) вычислении уставок для проведения коррекций параметров движения изделия на сelenоцентрических орbitах.

Программа работы ВУ на сelenоцентрических орбитах состоит из трех этапов:

- 1) коррекции плоскости орбиты изделия;
- 2) перехода на промежуточную траекторию;
- 3) перевода объекта ЛК на траекторию посадки.

§ 3. Коррекция плоскости орбиты

По команде "начало сelenоцентрической орбиты", поступающей от автономной инерциальной системы управления, производится программный разворот изделия по тангажу в соответствии с законом

$$\delta = Kt,$$

где δ - угол тангажа;

$$K = \text{Const};$$

t - текущее время.

Величина K определяется по формуле

$$K = \frac{f_0}{A_4} \Delta \delta$$

где $\Delta\vartheta$ - цена одного импульса программы управления тангажом;
должно удовлетворять условию $\frac{360^\circ}{\Delta\vartheta} = B$,
где B - целое число;

f_0 - постоянная частота;

A_1 - коэффициент деления, заложенный в ЕУ.

Так как $\frac{f_0}{A_1} \cdot T_{\text{обр}} \Delta\vartheta = 360^\circ$, где $T_{\text{обр}}$ - время обращения

объекта на сelenоцентрической орбите, то при $\Delta\vartheta \approx 4^\circ$ и при
ошибке программирования разворота изделия по тангажу $\sim 10'$ за
один виток величины f_0 и A имеют следующий порядок:

$$f_0 \approx 10 \text{ кГц}, \quad A_1 \approx 2^{13}.$$

По команде "Начало работы ОПВ", поступающей из схемы обработки
ОПВ, функции управления тангажом переходят от тангажного прибо-
ра к ОПВ так, что при этом выбирается накопившаяся ошибка. Одно-
временно начинается вычисление уточненного значения A^* по фор-
муле

$$A^* = \frac{f_0 t_{\text{опт}}}{N_{\text{опт}}} \frac{\Delta\vartheta}{\Delta\vartheta_{\text{опт}}},$$

где $t_{\text{опт}}$ - время, в течение которого радиус-вектор ометает
фиксированный угол $\vartheta_{\text{опт}}$;

$\Delta\vartheta_{\text{опт}}$ - цена одного импульса программы управления тангажом
от астрооптической системы;

$N_{\text{опт}}$ - количество импульсов тангажной программы, соотв-
етствующее $\vartheta_{\text{опт}}$.

Для рационального построения аппаратуры необходимо провести выбор $\Delta\vartheta_{\text{опт}}$ таким образом, чтобы: а) $\frac{\Delta\vartheta}{\Delta\vartheta_{\text{опт}}} = 2^n$, где n - положительное целое число (или нуль);

б) $\frac{\vartheta_{\text{опт}}}{\Delta\vartheta_{\text{опт}}} = N_{\text{опт}} = 2^m$, при $\vartheta_{\text{опт}} \sim 100^\circ$, где m - положительное целое число.

После получения уточненного значения A^* управление движением изделия по тангажу вновь производится от ВУ.

При прохождении объектом узловой точки орбиты от астроинерциальной системы подается команда "начало замера" и начинают поступать данные о знаке и величине изменения угла между лунной вертикалью и направлением на фиксированную звезду, несущие информацию об угле i . ВУ заканчивает измерение при достижении $N_1 = \frac{90^\circ}{\Delta\vartheta}$,

где N_1 - число импульсов программы тангажа, соответствующее смещению по орбите на 90° . После измерения значения угла i ВУ производит вычисление уставки на коррекцию положения плоскости орбиты по формуле $\Delta V_{\text{пл}} = i v_0$, где v_0 - расчетное значение скорости объекта в узловой точке. При подходе к следующему узлу по достижении $N_2 = \frac{180^\circ}{\Delta\vartheta}$ ВУ выдает на инерциальную систему управления команду на начало и направление разворота двигательной установки и уставку на коррекцию плоскости орбиты.

При прохождении узла, что соответствует $N_2 = \frac{180^\circ}{\Delta V}$, выдается команда "вкл. двигателя".

§ 4. Переход на промежуточную траекторию

Отработка и уточнение программы танглаша после поворота плоскости орбиты производится ВУ способом, описанным в предыдущем параграфе.

По получении от астроинерциальной системы команды "прохождение отсчетного меридиана" ^{ВУ} выдает команды на включение радио высотомера (РВ) и производит вычисление отклонения фактического значения высоты H от расчетного.

Одновременно (до следующего прохождения ^{нога} отсчет ^{меридиана}) производится уточнение периода обращения объекта $T_{\text{обр}}$.
Величина уставки на проведение коррекции определяется по формуле $\Delta V_{\text{пром}} = K_1 + K_2 H_{\text{пром}} + K_3 T_{\text{пром}}$,

где $K_1, K_2, K_3 - \text{const.}$

Максимальная ошибка вычислений $\Delta V_{\text{пром}}$ составляет

$$\delta \Delta V_{\text{пром}} = \delta K_1 + \delta K_2 \cdot H + \delta H \cdot K_2 + \delta K_3 \cdot T + \delta T \cdot K_3 + \\ + \delta K_3 \cdot \delta T + \delta K_2 \cdot \delta H,$$

где знаком δ обозначены ошибки измерений и представлений в ВУ соответствующих величин. Последние две составляющие ошибки $\delta \Delta V_{\text{пром}}$ преубежимо малы по сравнению с предыдущими.

При суммарной погрешности $\delta \Delta V_{\text{пром}}$, не превышающей 0,5 м/сек, ВУ должно оперировать с 15-16-разрядными числами. В момент достижения расчетного значения $N_3 = \frac{\text{программ}}{\Delta V}$ выдает команду на включение двигательной установки.

Возможно, что более экономичным в смысле используемой аппаратуры окажется вычисление $\Delta V_{\text{пром}}$ по формуле

$$\Delta V_{\text{пром}} = K_1 + K_2 \Delta H + K_3 \Delta T.$$

§ 5. Перевод объекта ЛК на траекторию посадки

После перехода на промежуточную орбиту отработка программы тангажа производится по закону

$$\vartheta = K^* t, \text{ где } K^* = \text{const} = \frac{f_0}{A_2} \Delta \vartheta,$$

A_2 - уставка.

При прохождении отсчетного меридиана ВУ начинает уточнение периода обращения объекта и выдает команды на включение РВ для измерения высоты Н в этой точке орбиты.

Величина уставки на перевод объекта ЛК на посадочную траекторию вычисляется по формуле $\Delta V_{\text{пос}} = K_4 + K_5 H_{\text{пос}} + K_6 T_{\text{пос}}$,

где K_4, K_5 и $K_6 = \text{const}$.

Требования к точности представления чисел в ВУ аналогичны изложенным в предыдущем параграфе.

Уставка $\Delta V_{\text{пос}}$ передается в инерциальную систему управления, где и отрабатывается в момент прохождения отсчетного меридиана.

§ 6. Блок-схема ВУ и предварительные соображения о весе и потребляемой мощности

Для решения вышеперечисленных задач вычислительное устройство должно состоять из следующих основных узлов:

- а) запоминающего устройства (ЗУ),
- б) арифметического устройства (АУ),
- в) входного устройства (Вх.У),

- г) выходного устройства (Вых.У),
- д) программного устройства (Прогр.У).

Основные функции этих узлов таковы.

Запоминающее устройство в период полета изделия должно хранить следующие уставки:

- а) коэффициенты K_1, K_2, K_3, K_4, K_5 и K_6 , необходимые для вычислений $\Delta V_{\text{пром}}$ и $\Delta V_{\text{пос}}$;
- б) коэффициенты A_1 и A_2 - необходимые для отработки расчетных программ тангажа;
- в) коэффициенты N_1, N_2 и N_3 - задающие программу замеров и отработки команд;
- г) V_o -名义альное значение орбитальной скорости.

В процессе работы ЗУ в оперативной части ЗУ хранятся следующие числа:

- а) значение угла i ,
- б) величины $\Delta V_{\text{пром}}$ и $\Delta V_{\text{пос}}$,
- в) уточненные значения $H_{\text{пром}}^*, H_{\text{пос}}^*, T_{\text{пром}}^*, T_{\text{пос}}^*, A_2^*$,
 A_3^* .

Оперативная часть ЗУ связана с системой радиотелеметрии.

Арифметическое устройство производит вычисление уставок на коррекцию $\Delta V_{\text{п.л.}} = i V_o$;

$$\Delta V_{\text{пром}} = K_1 + K_2 H_{\text{пром}} + K_3 T_{\text{пром}} \quad \Delta V_{\text{пос}} = K_1 + K_5 H_{\text{пос}} + K_6 T_{\text{пос}}$$

и уточнение программы тангажа. Точный расчет числа разрядов АУ при допустимых погрешностях вычислений, выбор масштабных коэффициентов и более строгий анализ ошибок представления и округления чисел будут проведены при более детальной проработке лунной ракетной системы.

Входное устройство преобразует информацию, поступающую от других систем, к виду, удобному для проведения вычислений в ВУ.

Выходное устройство преобразует результаты вычислений к виду, необходимому для исполнительных устройств. *

Программирующее устройство обеспечивает необходимое взаимодействие всех узлов ВУ и задает определенную программу работы всей системы. Как показывает предварительный анализ, программу работы системы удобно задавать в функции угла тангажа.

Общая блок-схема вычислительного устройства и связи его с другими системами приведены на рис. № 2.

Связи с КРЛ и РТС позволяют:

а) контролировать по РТС результаты орбитальных замеров и вычислений;

б) по решению, принятому совместно космонавтом и Землей, производить переключение с бортового ВУ на КРЛ.

* Объем выходного устройства или выбор формулы счета существенным образом зависят от выбора цепи выходных импульсов ВУ, поступающих в инерциальную систему управления.

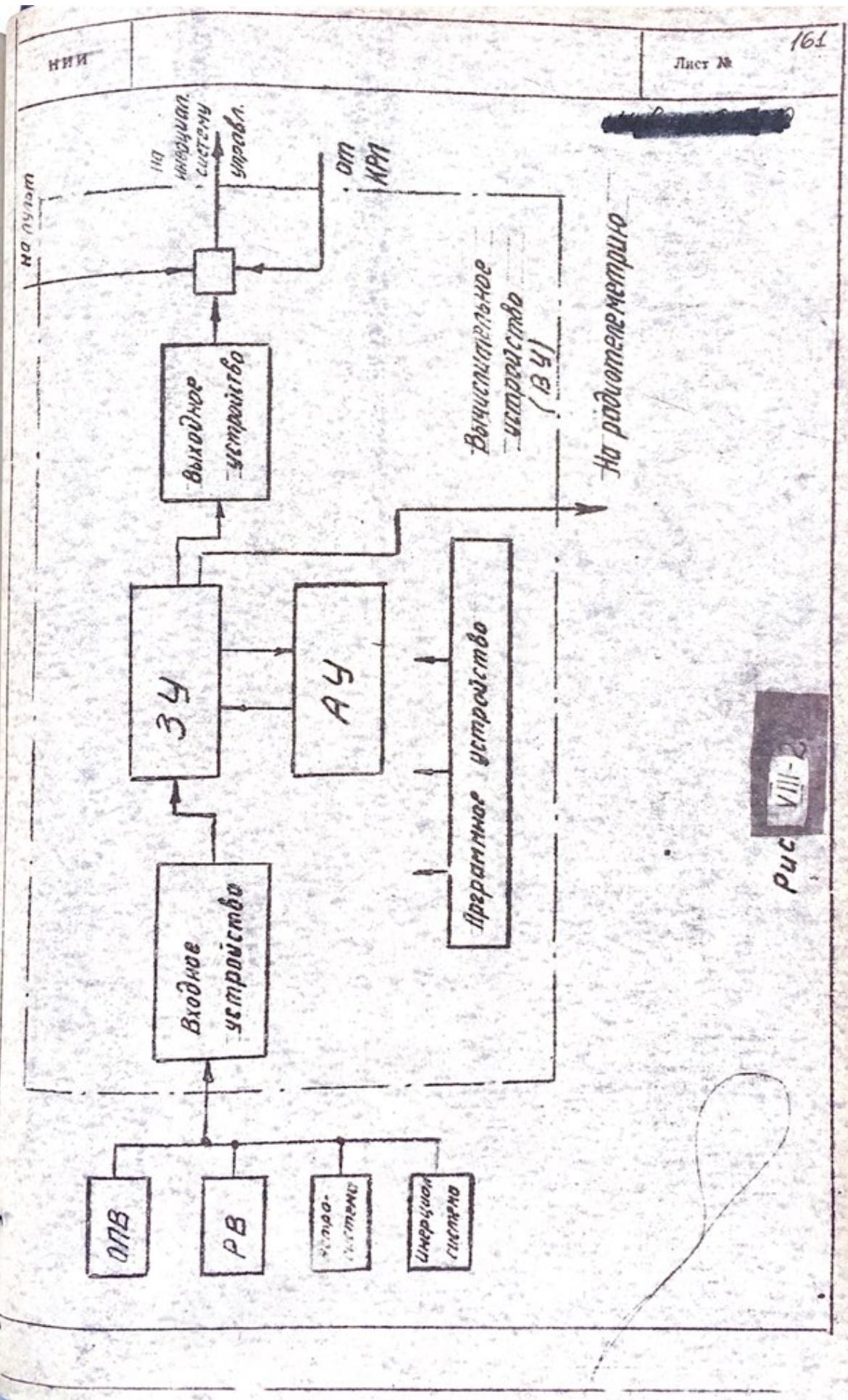


Рис. VIII-2

Глава IX СВЯЗЬ АРСУ С ДРУГИМИ СИСТЕМАМИ

Информация о положении плоскости сelenоцентрической орбиты и о движении ЛОК в этой плоскости может быть получена и с помощью неавтономных радиотехнических средств.

Так, возможно определение плоскости орбиты с помощью разностно-дальномерных измерений, проводимых на двух наземных пунктах, удаленных один от другого на несколько тысяч километров.

Возможно также точное определение периода обращения ЛОК по данным измерений колебания радиальной скорости ЛОК, вызванного вращением вокруг Луны.

Наконец, возможны измерение угловых координат ЛОК путем наблюдения на Земле в телескопы светового или лазерного маяка, установленного на борту, местоопределение ЛОК на Земле по телевизионным изображениям поверхности Луны и т.д.

На основе этой информации могут быть выработаны команды и уставки для проведения коррекций траектории.

В связи с этим встает вопрос об организации такого взаимодействия АРСУ и других систем, которое бы повысило точность и надежность выполнения программы полета.

Детальное рассмотрение вариантов решения этой задачи будет проведено на более поздних этапах разработки системы. Однако здесь можно сформулировать следующие предварительные принципы для аппаратуры, используемой на сelenоцентрической орбите:

1. Автономные и неавтономные средства должны дублировать друг друга. Это дублирование тем более целесообразно, что производится с использованием различных физических принципов для измерений.

2. Основными средствами должны считаться автономные средства. Преимущества этих средств определяются тем, что они могут находиться под контролем космонавтов, их применение не ограничено сеансами видимости с Земли, не связано с надежностью действия бортовых и наземных средств радиосвязи и с задержкой сигналов в линиях радиосвязи.

По-видимому, автономные средства будут особенно удобны в аварийных ситуациях, когда космонавт должен будет принимать быстрые решения на основе полученной информации.

3. Вся информация, получаемая с помощью автономных средств, должна передаваться по линии телеконтроля на землю.

С другой стороны, команды и уставки, рассчитанные на земле по данным неавтономных средств измерения, должны передаваться на борт космического корабля и фиксироваться в устройствах памяти.

4. В случае, если космонавт или операторы на земле обнаружат неправильную работу автономных средств управления, наземный командный пункт совместно с космонавтом принимают решение об использовании команд и уставок, передаваемых с Земли. Это решение исполняется космонавтом, который производит соответствующие переключения.

Из перечисленных принципов следует, что предлагается расширить функции космонавта. Такой подход позволит значительно повысить надежность выполнения программы. Имеется одна особенность, облегчающая выполнение задачи: на орбите ЛОК всегда

имеется достаточное время между измерениями и моментом выполнения коррекции. Это время может быть использовано космонавтом для оценки обстановки, консультации с Землей и принятия решения.

Помимо этого, речь идет не о спасении жизни людей, а о выполнении последующих этапов программы полета. Поэтому нет необходимости предусматривать принудительное продолжение полета путем ввода на ЛОК команд с земли против воли космонавта. На этапе отработки системы, когда на Луну будут посыпаться автоматические станции без людей, приоритет также должен быть отдан чисто автономной системе. Однако в этом случае необходимо предусмотреть возможность ввода переданных с земли установок в систему управления по командам наземного пункта управления.

Сказанное выше следует рассматривать как предварительные замечания, которые должны быть проработаны при проектировании системы.

При разработке аппаратуры необходимо также рассмотреть вопрос о комплексном использовании различных технических средств объекта (передатчиков, антенн, программных устройств и т.д.) с целью уменьшения весов и габаритов аппаратуры. Однако такое использование средств приведет к некоторому снижению надежности аппаратуры и к ухудшению ее технических параметров из-за невозможности применения оптимальных для каждой задачи диапазонов волн, мощности и т.д.

СВОДНАЯ ТАБЛИЦА АРСУ-ЛОК

Наименование прибора	Измеряемый параметр или выполняемые операции	Ориентированная точность	Максимальная дальность работы	Потребляемая мощность вт	Ориентировочный вес копилякта	Узлы снаряженный креплением	Состоящие разработки	Примечание
РВ	Измерение высоты	200 м (для $H=150$ км)	500 км	30	7 кг	Антenna 0,75 м ²	Электрический лабораторный макет	
ОПВ	Построение меридианов лунной вертикали	меридианная ~2,5', экваториальная ~1,3'	-	-	4-5 оптическая часть 1,5-ми дюймов 2 кг, электронный блок <1 кг	4 визирные трубы 10мм		
ЗСО	Ориентация в абсолютной системе отсчета	2°	-	-	7-8 оптическая часть <2,5кг, электронный блок <1 кг	2-3 визирные трубы 10мм сумма = 30 мм		
БВУ	Умножение, сложение	$2 \cdot 10^{-4}$	-	15	-	-	-	

*) После детальной проработки вопросов надежности аппаратуры и необходимости дублирования вес и потребляемая мощность будут уточнены.

ЛИТЕРАТУРА

1. Материалы ОКБ-1 по проектной баллистике ракетного комплекса Н1-Л3. 1965.
2. Отчет НИИ-944.
3. Разработка и исследование схем индикации звезды с модулирующей решеткой, предназначенных для работы в дневных условиях. Отчет ФНИИ-1, 1958, инв. № 2059.
4. Исследование и разработка схемы светолокационного измерителя камуфляжной угловой скорости, предназначенного для управления посадкой контейнера на Луну. Отчет НИИ-923, ОПМ, 1962, инв.05012.
5. Автономный орбитальный корректор с ЧМ-радиовысотомером. Технический отчет НИИ-885, 1964, инв.ОИ4834.
6. Ракетная техника и космонавтика (русский перевод), 1964, № 1.

ОТК. 1 эка. на кальке

исп. Виноградов
22.11.66

Опись материалов, вошедших в инв. №

Наименование материала	Учетные номера	Степень секретности	Количество листов	Порядковые номера листов	Примечание
Текст	ицб. 016530	[redacted]	130		
Чертежи и рисунки	рисунки ицб. 016530	[redacted]	2	8, 153	
Фото		И/с	34		

Сдано на регистрацию 2 экз.

61/12/65
дата и год

Ответственный за оформление Мурза

подпись

сто шестьдесят шесть

Всего пронумеровано 166 листов

Инспектор 1-го отдела Мурза

6/ix-65
дата и год

