

~~РАССЕКРЕТНО~~

Экз. №

РАССЕКРЕЧЕНО

1-й ОТДЕЛ

Инв. № 1546

"УТВЕРЖДАЮ"

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР

(КОРОЛЕВ)

" 6 " 1965г.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ ОТЧЕТ

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ПРОСМОТРА ПЛЕНOK ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО  
КОРАБЛЯ-СПУТНИКА "ВОСХОД-2" ( ОБЪЕКТ З К Д № 4 )

пуск 18 марта 1965г.

ЗАМ. ГЛАВНОГО КОНСТРУКТОРА

(ШАБАРОВ)

НАЧАЛЬНИК ОТДЕЛА 19

(БРОДСКИЙ)

Сметен групп

на [REDACTED]  
чек 26 от 22.02.02 1965 г.

миз

МО № I/III2



## С О Д Е Р Ж А Н И Е

стр.

В В Е Д Е Н И Е .....	3
1. Общая характеристика полёта корабля- спутника .....	6
2. Особенности динамики полёта .....	8
3. Работа конструкции и основных систем корабля-спутника .....	12
а) Система шлюзования .....	12
б) Герметичность. Система регулирования и сброса давления .....	14
в) Система кондиционирования .....	16
г) Система солнечной ориентации .....	19
д) Система ручной ориентации .....	24
е) ТДУ и СУ ТДУ .....	25
ж) Механизмы раскрытия антенн .....	29
З А К Л Ю Ч Е Н И Е .....	30



## ВВЕДЕНИЕ.

Запуск объекта ЗКД № 4 - двухместного космического корабля-спутника "Восход-2" - был осуществлён 18 марта 1965 г. ракетой-носителем ИА57 № Р15000-05.

На борту корабля находился экипаж:

- командир корабля лётчик-космонавт полковник БЕЛЯЕВ П.И.
- второй пилот лётчик-космонавт подполковник ЛЕОНОВ А.А.

В процессе выполнения программы полёта на корабле-спутнике "Восход-2" был впервые в мире осуществлён выход космонавта - тов. ЛЕОНОВА А.А. - из корабля-спутника в свободный космос.

Основными задачами полёта корабля-спутника "Восход-2" являлись:

1. Экспериментальная проверка процессов, условий и особенностей, связанных с осуществлением выхода космонавта из корабля-спутника, пребывания и деятельности его в космическом пространстве и возвращения в корабль, при полёте его по орбите ИСЗ; получение первого практического опыта по пребыванию и деятельности космонавта в космическом пространстве вблизи космического корабля, летящего по орбите ИСЗ.

2. Экспериментальная отработка принятых конструктивных и схемных решений, необходимых для осуществления выхода космонавта в космическое пространство.



3. Накопление практического опыта по полётам экипажа в многоместном космическом корабле-спутнике с последующей посадкой в заданный район. Изучение на всех участках полёта особенностей совместной деятельности экипажа из 2-х человек.

4. Проведение научных наблюдений и исследований по специальным заданиям и программам.

Целью данного отчёта является выявление основных особенностей полёта корабля-спутника. В нём приведены предварительные результаты анализа работы конструкции и бортовых систем корабля-спутника, связанных, в основном, с выполнением пунктов 2 и 3, приведённых выше задач полёта. Работа измерительного комплекса, наземных средств обеспечения полёта и вопросы медико-биологических результатов полёта, а также вопросы анализа полёта ракеты-носителя здесь не рассматриваются.

При анализе работы конструкции и систем корабля - спутника подробно рассматриваются только те системы и элементы, в работе которых при полёте отмечались какие -либо особенности и недостатки.

По остальным элементам и системам кратко приводятся только основные характеристики их работы в полёте.



Материалами для отчёта служили данные оперативных донесений служб обеспечения пуска, результаты технической конференции с участием космонавтов, проведённой после полёта, и оперативная обработка основных данных телеметрических измерений проведённая в ИРБ АН СССР.



## 1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПОЛЁТА КОРАБЛЯ-СПУТНИКА

Ракета-носитель с объектом ЗКД № 4 стартовала 18 марта 1965 г. в 10 час.00 мин. и вывела объект на орбиту ИСЗ.

Сразу же после отделения объекта от носителя, экипаж начал выполнение программы полёта по раскрытию шлюза и обеспечению выхода космонавта в космическое пространство. На 2-ом витке, при нахождении корабля-спутника над территорией СССР, был впервые в мире осуществлён выход человека в свободный космос.

Общая продолжительность пребывания космонавта тов. ЛЕОНОВА А.А. в космическом пространстве составила 16<sup>х)</sup> мин., в том числе около 10 мин вне корабля. Возвращение в корабль и отстрел шлюзовой камеры прошли нормально.

Через сутки полёта, во время сеанса связи на 16-ом витке с Земли была выдана штатная команда на цикл спуска. В связи с неполадками в системе солнечной ориентации штатный запуск ТДУ не прошёл и экипажу была выдана с Земли команда на посадку с использованием ручного управления.

На 17-ом витке экипаж провёл ручную ориентацию корабля и запуск ТДУ. Работа системы ручного управления, ТДУ и СУ ТДУ обеспечили требуемое снижение скорости и спуск корабля с орбиты.

---

х) - с момента открытия люка шлюза до момента закрытия люка шлюза.



Основные характеристики полёта объекта приведены в  
таблице I.

Таблица I

Основные характеристики	Размер- ность	Полученное значение	Расчётное значение
<u>18 марта 1965г.</u>			
Время старта ракеты-носителя	моск. время	10 <sup>h</sup> 00 мин	
Время отделения объекта от носителя (ОВ)	<u>моск. время</u> сек, от КП	<u>10<sup>h</sup> 08' 48,1</u> 528,1	
Начальные параметры орбиты			
- высота в апогее	км	495	470
- высота в перигее	км	173	180
- период обращения	мин	~ 91	~ 91
- наклон орбиты к плоскости экватора	град	~ 65	~ 65
Продолжительность пребыва- ния космонавта в свободном космосе			
- с момента открытия до момента закрытия люка шлюза	мин	16' 03"	16 ÷ 18
- вне корабля	мин	~ 10	~ 10
<u>19 марта 1965г</u>			
Время начала работы ТДУ ( ИКН )	моск. время	11 <sup>h</sup> 36' 25,2	
Время отделения ПО х)	мин. от ИКН	14' 31,3"	
Время приземления	моск. время	12 <sup>h</sup> 02'	
Общая продолжительность полёта		17 витков (25 <sup>h</sup> 53')	
х) - разделение по термодатчикам, штатное разделение при посадке с использованием ручного управления.		мб № I/III 12	



## 2. ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИКИ ПОЛЁТА

Возмущения, действующие на объект при отделении от носителя, динамика спуска СА в основном не отличаются от имевших место при запусках кораблей-спутников ЗКА и ЗКВ.

Особенностью данного полёта были возмущения, полученные объектом при выходе космонавта из корабля, при стравливании давления из шлюза и отстреле шлюза, при стравливании давления из СА через КРД<sup>х</sup>). Отделение ПО и КМ от СА в этом пуске происходило от термодатчиков, что также является отличием от предыдущих случаев отделения.

Угловые скорости, полученные объектом в полёте, изображены на рис. 1 и 2.

### а) Возмущения, связанные с выходом космонавта из корабля

Перед выходом космонавта из корабля, в результате ручной ориентации, угловые скорости объекта по всем осям имели следующие значения:

- по тангажу  $\omega_z = +0,23 \div -0,1^0/\text{сек}$
- по рысканию  $\omega_y = -0,22 \div -0,37^0/\text{сек}$
- по вращению  $\omega_x = +0,10 \div +0,16^0/\text{сек}$

При выходе космонавта наблюдалось некоторое увеличение угловых скоростей:

---

х) -КРД - клапан системы регулирования давления.



$$\omega_z = +0,12 \div +0,75 \text{ } ^\circ/\text{сек}$$

$$\omega_y = -0,22 \div -0,67 \text{ } ^\circ/\text{сек}$$

$$\omega_x = -0,23 \div -0,88 \text{ } ^\circ/\text{сек}$$

По данным ИП-ов, принимающих информацию на 2-ом витке последними ( ИП-6, ИП-7), угловые скорости объекта имели значения:

$$\omega_z = 0,75 \text{ } ^\circ/\text{сек}$$

$$\omega_y = -0,67 \text{ } ^\circ/\text{сек}$$

$$\omega_x = -0,88 \text{ } ^\circ/\text{сек}$$

В это время космонавт уже вошёл в шлюз и готовился войти в СА.

б) Возмущения, связанные с отстрелом шлюза

При стравливании давления из шлюза и отстреле шлюза объект получил значительное возмущение, вызвавшее закрутку относительно продольной оси ( по вращению) и колебания по каналам тангажа и рыскания.

Примерно через 40 мин. после отстрела шлюза ( начало приёма информации на 3-ем витке, телеметрическая информация о самом моменте отстрела отсутствует ) зафиксированы следующие значения угловых скоростей:

$$\omega_z = \pm 4,0 \text{ } ^\circ/\text{сек}$$

$$\omega_y = \pm 4 \div 4,5 \text{ } ^\circ/\text{сек}$$

$$\omega_x > 6 \text{ } ^\circ/\text{сек}$$

*Расчетное значение угловых скоростей  
объекта при отстреле шлюза -  $3^\circ/\text{сек}$ .  
(по всем осям).*

МБ - № I/III2



Дальнейшее изменение этих параметров показано на рис. 1 и 2. Из них видно, что в течении  $3 \div 13$  витков происходит изменение как амплитуд, так и периодов колебаний ( по тангажу и рысканию ) угловых скоростей.

Анализ движения объекта на этом участке полёта указывает на присутствие какого-то дополнительного постоянно действующего на объект возмущения по вращению. Об этом свидетельствуют следующие факты:

- изменение амплитуды, а затем и направления ( к 13-му витку ) вращения объекта ( смотри рис. 2).
- изменение кинетической энергии вращения объекта  

$$( T \approx J_x \omega_x^2 + J_y \omega_y^2 + J_z \omega_z^2 ) \text{ для } 5 \div 7 \text{ витков:}$$

Виток Парам.	5	6	7
$T \text{ [кгм]}$	$7,70 \div 7,37$	$6,34 \div 6,22$	$5,98 \div 5,62$

Средняя величина этого дополнительного возмущающего момента, приближенно определённая для участка  $5 \div 13$  витков  
 $( M_x \cong J_x \frac{\Delta \omega}{\Delta t} )$  составляет:  $0,00074 \div 0,00087$  кгм.

Причина возникновения этого дополнительного возмущения не выяснена.



в) Возмущения, связанные со срабатыванием  
давления из СА через КРД

После срабатывания КРД в районе I2 ÷ I3 витков объекта получил дополнительное возмущение, что видно по возросшему градиенту изменения угловой скорости по вращению (см.рис.2).

На I5 витке было включено ручное управление и к моменту включения штатного цикла спуска на I6 витке (19.03.65г.

9 01 II,8") значения угловых скоростей объекта были следующими:

$$\omega_z = 0$$

$$\omega_y = 0,3^\circ/\text{сек}$$

$$\omega_x = 0,3^\circ/\text{сек}$$

г) Возмущения при отделении ПО и КМ

В данном пуске ввиду ручной ориентации и посадки на ручном управлении разделение СА и ПО (КМ<sup>x</sup>) происходило по термодатчикам.

На I8 витке, перед разделением, угловые скорости объекта имели следующие значения:

$$\omega_z = -3,1 \div -5,3^\circ/\text{сек}$$

$$\omega_y = +0,9 \div -4,5^\circ/\text{сек}$$

$$\omega_x = +1,0 \div -0,1^\circ/\text{сек}$$

Разделение произошло (19.03.65г. в II 50 56,5").

х) - КМ - кабель мачта.



### 3. РАБОТА КОНСТРУКЦИИ И ОСНОВНЫХ СИСТЕМ КОРАБЛЯ-СПУТНИКА

Нижe рассматривается работа следующих систем корабля-спутника:

- шлюзования;
- регулирования и сброса давления ;
- кондиционирования;
- солнечной ориентации ;
- ручной ориентации ;
- ТДУ и СУ ТДУ;
- механизмов раскрытия антенн.

Работа системы приземления в этом полёте не отличается от работы этой системы в предыдущих пусках объектов ЗКВ.

В работе систем скафандров, терморегулирования, разделения СА и ПО (КМ), КРЛ и ПВУ "Гранит-5В" существенных отклонений от расчётных и среднестатистических значений не было.

Данные по терморегулированию и работе КРЛ и "Гранит-5В" используются при анализе приведенных ниже систем корабля.

Основные данные о функционировании систем корабля приведены в таблице 7.

#### а) Система шлюзования

Конструкция шлюза и люков СА и ШК<sup>х</sup>), системы, обеспечивающие раскрытие, наддув и сброс давления из шлюза, системы разделения СА и ШК-работали нормально и обеспечили выход космонавта из корабля.

Основные данные по шлюзованию и сравнение их с программными (расчётными) значениями приведены в таблице 2.

---

х) СА - спускаемый аппарат

ШК - шлюзовая камера.

мб № I/III12



Таблица 2

№ п	Наименование работы	Размер- ность	Полученное значение	Программное (расчётное) значение
1	Раскрытие шлюза	<u>моск. время</u> мин, от 0В	10 <sup>h</sup> 22' 54,3" 14' 06"	10 ÷ 19
2	Выход космонавта из корабля в шлюз	— " —	нет телеметр. информ.	46 ÷ 51
3	Открытие люка шлюза	— " —	11 <sup>h</sup> 32' 31,5" 83' 43"	78 ÷ 84
4	Выход космонавта в свободный космос	— " —	нет телеметр. информ.	84 ÷ 94
5	Закрытие люка шлюза	— " —	11 <sup>h</sup> 48' 34,3" 99' 46"	94 ÷ 98
6	Продолжительность наддува шлюза х)	мин.	~ 5' 10"	
7	Возвращение космонавта в корабль	<u>моск. время</u> мин, от 0В	нет телеметр. информ.	111 ÷ 122
8	Отстрел шлюза	— " —	— " —	134 ÷ 138

х) - Информация о продолжительности остальных операций при шлюзовании отсутствует.



б) Герметичность. Система регулирования и сброса давления.

Система регулирования и перепуска давления на участке шлюзования работала нормально и обеспечила следующее давление в СА:

- до перепуска воздуха в ШК  $765 \pm 775$  мм рт.ст.,
- при перепуске воздуха в ШК  $540 \pm 545$  мм рт.ст.(0,72ат)
- при наддуве СА, после возвращения космонавта в корабль, 690 мм рт. ст.

Давление в СА при дальнейшем полёте корабля-спутника приведено в таблице 3.

Таблица 3

Виток	3	4	5	6	7	13	14	15	16	17	18
Парам.											
Давление в СА мм рт.ст	690	700	715	715	715	860	830	790	790	780	785

Из таблицы видно, что по 7-ой виток включительно давление в СА было нормальным, близким к номинальному, равному 760 мм рт. ст.



Рассмотрение приведенной на рис. 3 информации с начала приёма телеметрии на I3-ом витке и сопоставление этих данных с ними же на 7-ом витке

- повышение давления в СА;
- понижение давления в воздушном баллоне;
- срабатывание сигнальных датчиков: вскрытия магистралей воздуха (ВВК), команды на сброс давления из СА (КСД), вскрытия клапана сброса давления из СА ( КРД )

указывает на то, что до начала приёма информации на I3-ом витке начался наддув СА (ориентировочно, по данным системы кондиционирования, на I2 витке около 4 час.). Давление в СА повышалось до открытия клапана сброса давления ( расчётное срабатывание при давлении  $940 \pm 20$  мм рт.ст.).

К моменту начала приёма информации на I3-ом витке давление в СА 860 мм рт.ст., клапан КРД открыт и давление медленно уменьшается. Таким образом, на I3 + I4 ом витках шел процесс наддува СА из воздушного баллона и сброс давления из СА за борт через КРД.

По данным доклада космонавтов, наддув СА произошел из-за случайного включения тумблера "наддув СА" на пульте при перемещении космонавтов в СА. Факт наддува был замечен с земли после появления объекта над территорией СССР на I3-ом витке, когда давление в воздушном баллоне снизилось уже до  $\sim 20$  атм.

Отсюда следует, что в дальнейшем необходимо установить надежную защиту тумблера "наддув СА" и всех других ответственных тумблеров и кнопок, задевание которых возможно при перемещении космонавтов в СА.



После практически полного опорожнения воздушного баллона ( закрытие магистрали воздушного баллона было произведено экипажем на 14 витке в  $05^h 50' 53''$ , когда давление в баллоне было уже около 8,0 ат) наддув СА прекратился.

Давление в нём уменьшилось к концу 14 витка до значения  $785 \div 790$  мм рт.ст., при котором клапан КРД закрылся ( расчётное срабатывание при  $820 \pm 20$  мм рт.ст.).

Собственно момент срабатывания КРД не зафиксирован ( вне видимости объекта ИП-ами ).

В дальнейшем ( до работы системы регулирования давления на спуске ) давление в СА поддерживалось на уровне 785 мм рт.ст

Работа системы регулирования давления на участке спуска в основном не отличается от предыдущих запусков объектов ЗКА и ЗКВ и в данном предварительном отчёте не рассматривается.

Давление в прибором<sup>н</sup> отсеке во всё время полёта было нормальным и поддерживалось на уровне  $840 \div 860$  мм рт.ст.

#### в) Система кондиционирования

Газовый состав воздуха и влажность в СА по времени полёта приведены в таблице 4. ( Давление в СА - в таблице 3 ).

Температура в СА поддерживалась на уровне  $15 \div 24^{\circ}\text{C}$ .



Таблица 4

Виток	I	2	3	4	5	6	7	I3	I4	I5	I6	I7	I8
раметр	I	2	3	4	5	6	7	I3	I4	I5	I6	I7	I8
2 т.ст	I47	I48 II7	I94	342 350	>360	>360	>360	x) 360	350 250 xx)	254	245	240	250
2 одерж.			0,54 ÷ 0,72					0,88	0,58	0,85	0,8	0,5	0,8
xxx) жность %	55 ÷ 68	55 ÷ 68	78	59 ÷ 60	58,5 ÷ 60	59 ÷ 60	62	57 ÷ 58	56 ÷ 59	55 ÷ 60	55 ÷ 68	55 ÷ 68	55 ÷ 68

x) - до срабатывания КЧМ

xx) - после срабатывания КЧМ

xxx) - показания датчика влажности - ориентировочны.

По техническим условиям система кондиционирования должна обеспечивать в СА:

- давление  $760 \pm 200$  мм рт.ст.;
- парциальное давление углекислого газа менее 8 мм рт.ст (  $< 1,05 \%$  );
- влажность  $35 \div 70 \%$  при  $18^{\circ}\text{C}$ .
- парциальное давление кислорода  $160 \pm 20$  мм. рт. ст.







- настройка регенератора на 2-х космонавтов при нахождении в СА на 2-ом витке одного космонавта;

- операции перепуска воздуха в ШК и наддув СА ( после возвращения второго космонавта ) до давления 690 мм рт.ст. ( во всех предыдущих запусках ЗКА и ЗКВ давление в СА находилось в пределах  $750 \div 800$  мм рт.ст.);

- сообщение СА с "накислороженной" ШК при входе второго космонавта в СА;

- вход в СА "накислороженного" второго космонавта;

- повышенная влажность в СА из-за потовыделений второго космонавта после возвращения его в СА.

Необходимо уточнить режим работы системы кондиционирования в приведённых выше повышенных по сложности условиях и обеспечить в дальнейшем необходимый по ТУ газовый состав воздуха в СА. Это имеет особенно важное значение для длительных полётов объектов типа ЗКВ - ЗКД.

#### г) Система солнечной ориентации

В данном пуске после выдачи штатного цикла спуска на 16-ом витке (ЦС № 5, выданный с ИП-6), система солнечной ориентации не обеспечила ориентацию объекта и ТДУ не была запущена по штатной схеме.

Имеющаяся информация о прохождении команд и поведении параметров, характеризующая работу АСО, на 16-17-ом витках приведена на рис. 4.



Из приведённого рис.4( и характеристик систем объекта) видно, что:

- возмущения на объект перед включением АСО практически отсутствуют;

- штатная команда ВСО (включение солнечной ориентации) с ПВУ "Гранит-5В" выдавалась на участке отсутствия телеметрической информации (37 49" от ЦС № 5 ); дальнейшая работа АСО проходит также вне приёма телеметрической информации;

- на участке приёма информации ПТК после непрохождения "голосования" датчиков должен проходить по ПВУ отбой ВСО; таким образом с начала приёма информации западными ИП-ами (ИП-10,11) команды ВСО, ВСУ<sub>I,2</sub> - уже отбиты;

- в начале приёма информации на I7-ом витке (ПТК) солнечные датчики не засвечены( по данным предыдущих пусков ЗКА и ЗКВ при нормальной работе АСО, во время приёма информации на ПТК на посадочном витке, солнечные датчики засвечены и в видимости ПТК происходит запуск ТДУ);

- от I6-го к I7-му витку практически не наблюдается расхода азота из первого и второго баллонов пневмосистем ( суммарная точность замера давления в баллонах датчиками 2МД-200ТС порядка +3%, т.е.  $4 \div 6$  ат); при нормальной работе АСО(по данным пусков ЗКА и ЗКВ), к моменту приёма информации ПТК на посадочном витке, расход азота из первого и второго баллонов составляет порядка 30ат, общий расход по ориентации порядка  $40 \div 50$  ат; по приближенным подсчётам на работу АСО в режиме поиска составляет  $4 \div 5$  атм.



- от I6-го к I7-му витку произошло изменение давления в коллекторе первой пневмосистемы, что говорит о включении её в этот промежуток времени.

К этим данным необходимо добавить:

- согласно докладу экипажа, после прохождения на борту команды ВСО, объект получил закрутку, т.е. система солнечной ориентации в режим поиска переходила;

- при работе системы ручной ориентации на I5-ом витке ( см. ниже ) произошло переключение питания управляющих сопел со 2-го штатного коллектора на I-й коллектор ( срабатывание переключающего ЭПК I853 ); следовательно, неполадки во второй пневмосистеме АСО отмечаются ещё на I5-ом витке;

- при работе системы ручной ориентации на спуске ( I7-I8-й витки ) не наблюдается расход азота из первого и второго баллонов АСО. Штатно, при включении цикла спуска с использованием ручного управления, эти баллоны должны расходоваться вместе с баллоном системы ручной ориентации.

Из всех приведённых выше данных ( и рассмотрения схем системы АСО ) можно сделать следующие выводы.

1. Работа управляющих сопел после включения АСО на I6-ом витке была кратковременной. Расход азота из баллонов пневмосистем не превосходил  $4 \div 5$  ат, т.е. на режим автоколебаний система ориентации не вышла.

2. Наиболее вероятной причиной прекращения работы управляющих сопел было срабатывание ( на закрытие ) одноразовых



ЭПК (I535E) в первой и второй пневмосистемах. Срабатывание ЭПК произошло во время работы системы АСО в режиме поиска; расход азота из баллонов не отмечен в связи с недостаточной чувствительностью датчиков 2МД-200ТС.

Управление выключением одноразовых ЭПК (I535E) производится через реле Р24 и Р25 автоматики пневмосистемы.

Анализ схем автоматики ПС показал, что возможными причинами срабатывания реле Р24 и Р25 могут быть:

1. Задержка в закрытии магистрали любого управляющего ЭПК ( I533E ) более чем на 100 мсек по отношению к срабатыванию реле обратной связи; на этот случай и разработана логика автоматики ПС, выключающая соответствующую пневмосистему при отказе в ней какого-либо управляющего ЭПК, причём за отказ, таким образом, принимается задержка в закрытии ЭПК более чем на 100 мсек.

2. Увеличение времени перекрытия срабатывания реле Р 26, 28, 30, 32, 34, 37 и отпускания реле Р 27, 29, 31, 33, 35, 36, 38, 39, 41, 43, 45: 47, 49, 50, 52, 53 до значения более 100 мсек ( номинальное перекрытие 4 мсек).

3. Уменьшение постоянной времени элемента задержки в цепи питания реле Р24 и Р25 до значения менее 5мсек ( номинальное время задержки 100 мсек).



4. Различные комбинации из перечисленных вариантов.

Наиболее вероятными представляются первый и четвертый варианты. Более определённый вывод можно сделать только в результате детального экспериментального анализа работы элементов автоматики ПС АСО.

Относительно надёжности работы системы АСО ( в этом пуске и вообще ) можно добавить следующее.

Реле Р25, управляющее выключением одноразового ЭПК во второй пневмосистеме, управляет одновременно и переключающим ЭПК ( I853 ) в системе ручной ориентации.

Таким образом, срабатывание переключающего ЭПК на I5-ом витке во время работы системы ручной ориентации говорит, что ещё до включения АСО создалась ситуация по отключению второй пневмосистемы.

Отсюда следует, что при включении АСО на I6-ом витке пневмосистема практически уже не была задублирована, так как резерв - вторая пневмосистема - уже имела отказ.

Необходимо отметить, что срабатывание одноразовых ЭПК в пневмосистемах солнечной ориентации уже имели место при прошедших запусках кораблей - спутников: так при запуске объекта ЗКВ № I сработал ЭПК в первой пневмосистеме, а при запуске ЗКВ № 3 - во второй пневмосистеме. Никаких доработок в системе солнечной ориентации по результатам этих запусков не производилось.

Необходимо на следующие пуски объектов повысить надёжность пневмосистемы солнечной ориентации, обратив внимание на:



- динамику работы управляющих ЭПК ( I533E );

- проработку вопроса об увеличении постоянной времени элемента задержки в цепи питания реле P24 и P25.

д) Система ручной ориентации

Система ручной ориентации в данном пуске работала нормально. Было произведено 5 включений системы.

Моменты включения и соответствующие расходы азота из баллона системы ручной ориентации следующие:

- на 2-ом витке при ориентации объекта перед выходом и в момент выхода космонавта из корабля; продолжительность включения системы телеметрией не зарегистрирована; расход азота составил  $\Delta G = 1,21 \text{ кг}$  ( с I43 от до IOI<sup>x</sup> ат ).

- на I5-ом витке при успокоении объекта перед включением штатного цикла спуска ( динамику объекта при этом смотри на рис. I )

Продолжительность включения 58 сек, расход азота  $\Delta G = 0,318 \text{ кг}$  ( от IO4<sup>x</sup> до 93 ат )

- дважды на I7-ом витке для отбоя циклов спуска, выданных по КРЛ с ИП-ов, после несрабатывания системы АСО на штатном цикле спуска; продолжительность включения I4, I сек и 5,6 сек. Расход азота не отмечается.

---

х) различные давления за счёт изменения температуры на баллонах и погрешности датчика 2МД 200ТС.



- На I7 ÷ I8 витках при посадке с использованием ручного управления. Продолжительность включения телеметрией не зафиксирована.

Расход азота  $\Delta G = 0,85$  кг ( с 9Iат до 6I ат)

При первых 2-х включениях ориентация производилась по "Взору" и сигнал ГИО не был зафиксирован телеметрией ( готовность системы ионной ориентации ).

На I5-ом витке, в процессе ручного управления в 7<sup>h</sup> 18' 28" зафиксировано переключение питания управляющих сопел на первый коллектор.

Два включения ручного управления на I7-ом витке производились только для отбоя ЦС, ориентирование объекта при этом не производилось.

При включении ручного управления на спуске ориентирование производилось по "Взору", при этом зафиксирована выдача команд ВЮ, СНТ, ГИО и уровни сигналов ТИ и РИ.\*

Питание управляющих сопел производилось из первого коллектора. Расход азота из баллонов системы солнечной ориентации не наблюдался.

Работа системы ручного управления была нормальной и обеспечила ориентацию объекта перед включением ТДУ. Расходы азота на парирование возмущений примерно соответствуют расчётным.

е) Т Д У и С У Т Д У

ТДУ в данном пуске работала нормально и обеспечила требуемый тормозной импульс.

\* ВЮР - включение системы ионной ориентации (ИО);

СНТ - сигнал наличия тангажа;

ТИ - командный сигнал по каналу тангажа ИО;

РИ - командный сигнал по каналу рыскания ИО.

мб № I/III2



Остальные данные ТДУ приведены в таблице 5.

Таблица 5

№ п	Наименование параметра	Размер	Полученное значение	Расчётное значение
1	Время от подачи ИКН до КЗ	сек	2,3	2 +0,5
2	Давление в баке Г х) перед ИКН	ата	1,66	1+4,0 хх)
3	Давление в баке Г х) после ИКН	ата	4,2	4,2
4	Продолжительность наддува ( с 1,66 до 4,2 ат)	сек	0,9	—
5	Выход двигателя на режим 0,9 номинального	сек	1,0	0,9
6	Обороты турбины	об/мин	36700	37100±1000
7	Давление горючего после насоса	ата	82,0	83,5 ата
8	Средняя тяга за время работы ( по данным ГПН )	кг	1575	1600±50
9	Время прохождения команды на выключения ТДУ ( от ИКН)	сек	не зафиксировано ( в сбое )	
0	Средний импульс тяги между КЗ и ГК	т.сек		63,3
1	Давление мятого газа	ата	6,9	6,55 <sup>+0,65</sup> -0,40
2	Тяга рулевого сопла (по ДМГ)	кг	61,8	

х) - замер давления в баке 0 - отсутствует

хх) - допустимые давления при крайних значениях температур.

МО № 1/III2



Система управления тормозной двигательной установкой в данном пуске функционировала нормально.

Основные данные СУ ТДУ приведены в таблице 6

Таблица 6

Наименование параметра	Размерн.	Полученное значение	Расчётное значение
Прохождение команд:  - ВСУ-I  - ВСУ-II  - РГП  - ИКН  - КЗ  - ГК	Моск. время	срабатывание до начала приёма ин- формации  II 36 27,2"  II 36 27,2"  II 36 29,5"  срабатывание в сбое.	
Отклонения <sup>объекта</sup> на участке торможения			
статические	T	град	1,85
	P	"	0,6
	B	"	0,6
максимальные	T	"	3,3
	P	"	0,9
	B	"	1,65
Углы поворота дросселей управляющих сопел			

х) Данные моделирования для объекта ЗКА  
( технический отчёт CI.8654 ).



продолжение

№ п.п.	Наименование параметра	Размер- ность	Получен- ное значение	Расчётное значение	
4.	статические	$\beta_T$	град	-21,5	7,5 х)
		$\beta_P$		- 6,0	
		$\beta_B$		7.5	5,5
	максимальные	$\beta_T$		< - 3.5	I4
		$\beta_P$		-10,5	
		$\beta_B$		+16,0	II
	Статические коэффициенты усиления автомата стабилизации	$T$		II,6	
		$P$		IO,0	9±I,5
		$B$		xx)	

х) - по данным моделирования объекта ЗКА.

xx) - статический коэффициент усиления по вращению определить не удалось в связи с тем, что переходной процесс по вращению к моменту выключения ТДУ не закончился.



Из приведенной таблицы видно, что на объект действовали повышенные по сравнению с расчетными возмущения по каналу тангажа и вращения.

Повышенные возмущения можно объяснить перемещением экипажа в СА во время работы ТДУ (согласно докладу космонавтов).

Переходные процессы по тангажу, рысканию и вращению носили колебательный характер. Время переходного процесса и периоды колебания по каналам было соответственно равны:

$$\begin{aligned} t_{\tau} &= 25 \div 30''; & t_{\rho} &= 20 \div 25''; & t_{\beta} &> 40'' \\ T_{\tau} &\approx 7'' & T_{\rho} &\approx 7'' & T_{\beta} &\approx 15'' \end{aligned}$$

По нормальному давлению мятого газа можно полагать, что при работе ТДУ управляющие моменты рулевых сопел близки к расчетным.

#### ж) Механизмы раскрытия антенн

В данном пуске телеметрией не зарегистрировано раскрытие системы "Сигнал". Уровень приема с системы "Сигнал" был нормальным, что свидетельствует о действительном раскрытии антенн.

Таким образом не сработал датчик "РАС".

Подобная же картина была при запуске объекта ЗКД № 2.

Необходимо выяснить причину несрабатывания датчика "РАС" и повысить его надежность.



## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Конструкция и системы корабля-спутника "Восход-2" в целом обеспечили выполнение заданной программы полёта.

Успешно был впервые в мире осуществлён выход человека в свободный космос.

2. В результате анализа полёта установлены следующие основные недостатки и особенности:

а) Система кондиционирования на 4 ÷ 7-ом витках ( предположительно до 12-го витка) не обеспечила требуемый газовый состав воздуха в СА; парциальное давление кислорода было завышенным: более 360 мм рт.ст. при расчётом  $160 \pm \begin{smallmatrix} 100 \\ 20 \end{smallmatrix}$  мм рт.ст.

б) В результате случайного включения тумблера "Наддув СА" ( на 12-ом витке) произошёл наддув СА до срабатывания клапана сброса давления КРД и воздух из воздушного баллона был полностью израсходован. Это свидетельствует о недостаточной защите тумблёров на пультах объекта.

в) В результате отказа в пневмосистеме солнечной ориентации не произошло штатного ориентирования объекта и запуска ТДУ; ориентирование и запуск ТДУ были произведены с использованием системы ручного управления.

Необходимо отметить, что срабатывания одноразовых ЭПК (1535Е) в пневмосистеме, понижающие надёжность её работы, уже имели место в предыдущих пусках объектов (ЗКВ № 1 и ЗКВ № 3 ).



г) При отстреле шлюза на объект действовали повышенные, по сравнению с расчётными, возмущения: по каналам тангаж и рыскания зафиксированы угловые скорости до  $4,5^{\circ}/\text{сек}$ , а по каналу вращения - более  $6^{\circ}/\text{сек}$  при расчётных значениях по всем каналам не более  $3^{\circ}/\text{сек}$ .

3. По результатам данного пуска необходимо:

а) Отделу 91 - уточнить работу системы кондиционирования в повышенных по сложности условиях, имевших место в данном пуске, и обеспечить в дальнейшем необходимый состав воздуха в СА.

б) Отделу 22 - повысить защиту всех ответственных тумблёров и кнопок на пультах СА.

в) Отделу 27

- выяснить причину отказа в пневмосистеме солнечной ориентации и повысить надёжность её работы;

- уточнить величину возможных возмущений при отстреле шлюза.

В составлении отчёта принимали участие:

Нач. группы РОЗАНОВ С.С., старший инженер КРАВЕЦ В.Г.,  
инженеры БУХАНОВ В.С., ШМАКОВА Н.М., техники КАРПОВА Г.В.,  
ТРУХИНА П.Г.



Основные характеристики систем объекта.

Секретно  
Таблица 7

Парам. Витки	ИП приема информ.	ДШ <sub>1</sub> мм.рт.ст.	ДШ <sub>2</sub> мм.рт.ст.	О <sub>2</sub> мм.рт.ст.	СО <sub>2</sub> %	УВ <sub>1</sub> %	ДЛО мм.рт.ст.	ДВБ кг/см <sup>2</sup>	ДКБ <sub>0</sub> кг/см <sup>2</sup>	ДКБ <sub>А</sub> кг/см <sup>2</sup>	ДВРУ кг/см <sup>2</sup>	ДВА <sub>1</sub> кг/см <sup>2</sup>	ДВА <sub>2</sub> кг/см <sup>2</sup>	ДШБ кг/см <sup>2</sup>	ДШБР кг/см <sup>2</sup>	T <sub>27</sub> град.	T <sub>28</sub> град.	T <sub>15</sub> град.	T <sub>16</sub> град.	T <sub>17</sub> град.	T <sub>18</sub> град.
СП	14	764					890	148	150,5	150	161	168	157	298	288	16	16	16	18	18	18
1	14		766 744	147	54÷72	55÷68	844	141			149	157,5				2÷11	9÷13			11÷12	9÷11
2	14	544	540 541	148 117	—	55÷68	865	136	141	171	94	154	148	307	272	10	10	15	15	11÷12	9÷11
3	14	688		194	—	78	865	132	141	—	103	159	146	293	278	12÷14	7÷10	14÷15	14÷16	14÷15	15÷16
4	14	698		342 350	—	59÷60	865	134	141	—	105	161		292	282	11÷14		15÷17	16÷17	16÷18	16÷18
5	14	715		>350	—	58,5÷60	865	132	141	—	103	158	147	295	282	11	8÷9	18÷19	18÷19	18÷19	18÷19
6	14	715		>350	—	59÷60	880	137	141	—	105	154		291		11÷12	6÷9	18,5	18,5	19÷20	19÷20
7	14	715	715 707	>350	—	62	880	137	141	—	105 101	154	147	291	282		5÷8	20÷21	20	20÷21	19÷20
13	6	820	860	>350	0,88	57÷58	885	80	137	—	104	158		268	274	11÷13	0÷-3	22	20÷22	18÷19	20÷21
14	17	810 820	840 820	>350 250	0,58	56÷59	885	3	153	—	104	160 158		285	279	9÷10	0÷2	22	21	18	19
15	13, 17	794 789	787 790	254 253	0,85	55÷60	882 852	3	134 142	—	102 89	152 155	159	295 284	278 282	8÷9	3÷6	23	21,5	20	22
16	6	775	790	245	0,80	55÷68	890	4	140	—	90	154	143,5	285	285	9÷10	2÷-1	23	22	20	21
17	7, ПТК	790 783	770 784	240	0,50	—	865	5		—	93 96	156 162	141	284 298	293 283	9÷15	-3÷3	23	22	20	22
18	ПТК, 10	783	784	250	0,80	—	836	2	134	—	84 61	161	141	284 <sup>**</sup>	283 <sup>**</sup>	9÷22	-7÷9	24	21,5	20	22

Время выдачи основных команд.

Команда		ОВ	ПРШ	ОЛШ	ЗЛШ	КСД *	ВРУ	УС <sub>Н4</sub>	УС <sub>Н5</sub>	ВСО *	УС <sub>Н4</sub>	УС <sub>Н5</sub>	ВРУ *	ИКН	КЗ	ГК	ТВ <sub>1</sub>	ТВ <sub>3</sub>	ТВ <sub>4</sub>	КР (РПШ)
Москавск. время	Выдана	10 <sup>h</sup> 08'48,1"	10 <sup>h</sup> 22'54,3"	11 <sup>h</sup> 32'31,5"	11 <sup>h</sup> 48'34,3"	~04 <sup>h</sup>	07 <sup>h</sup> 13'01"	08 <sup>h</sup> 53'25,3"	09 <sup>h</sup> 01'11,8"	09 <sup>h</sup> 39'01"	10 <sup>h</sup> 27'25,7"	10 <sup>h</sup> 34'57,4"	~11 <sup>h</sup>	11 <sup>h</sup> 36'27,2"	11 <sup>h</sup> 36'29,5"	~11 <sup>h</sup> 37'09" (в сбое)	11 <sup>h</sup> 50'56,2"	~11 <sup>h</sup> 51'07" (в сбое)	11 <sup>h</sup> 50'52,2"	11 <sup>h</sup> 50'56,5"
	Отбита						07 <sup>h</sup> 18'58"		10 <sup>h</sup> 19'04,7"		10 <sup>h</sup> 32'37,5"	10 <sup>h</sup> 38'32,0"								
Виток		1	2	2	2	12	15	16	16	16	17	17	17	18	18	18	18	18	18	18

\* - Данные телеметрии отсутствуют, приведенное значение соответствует моменту выдачи команды.  
 \*\* - До момента ИКН



УСТ, УСП, УСВ

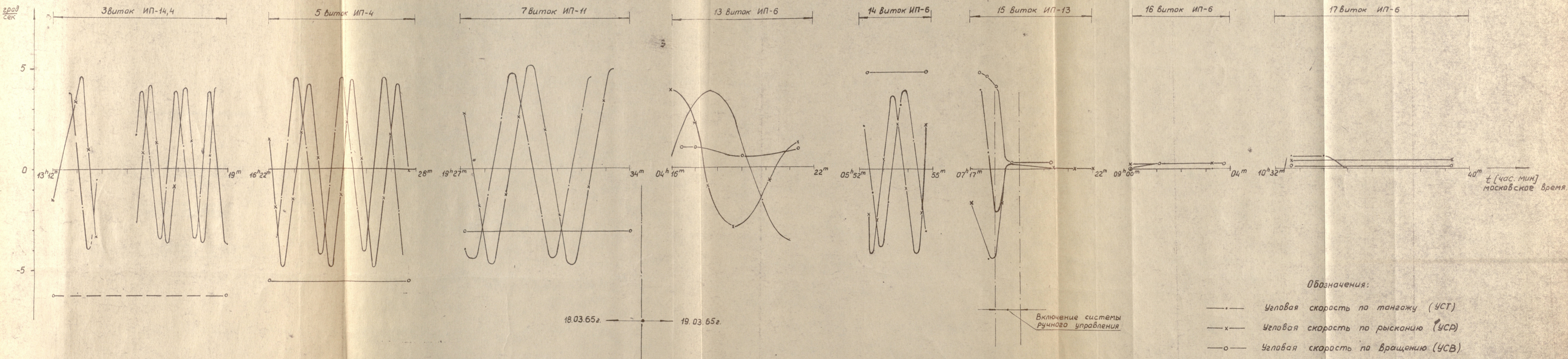


Рис. 1. Угловые скорости объекта.

Примечание: параметр УСВ на 3-ей витке больше  $-6^\circ/\text{сек}$ .



НЕ СЕКРЕТНО

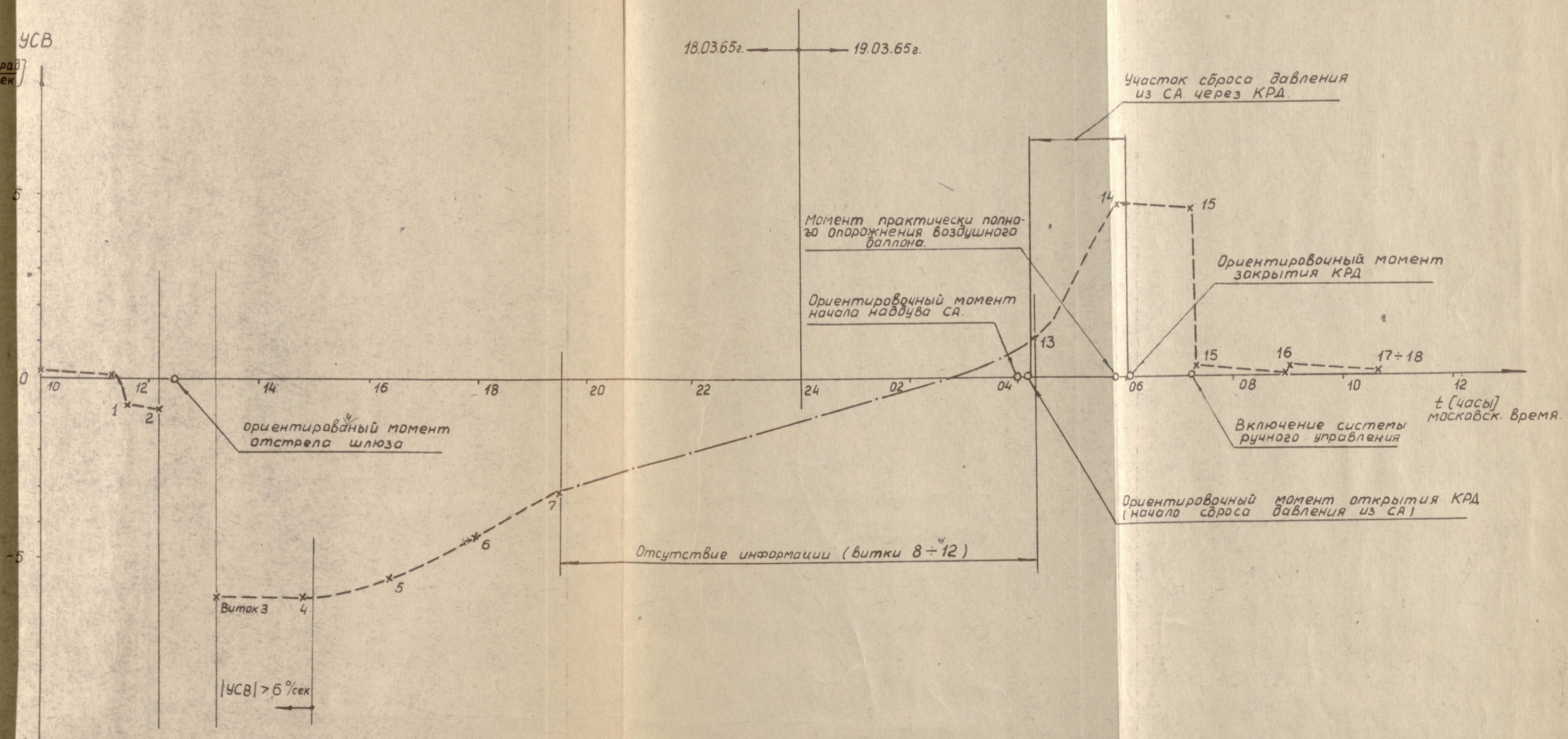
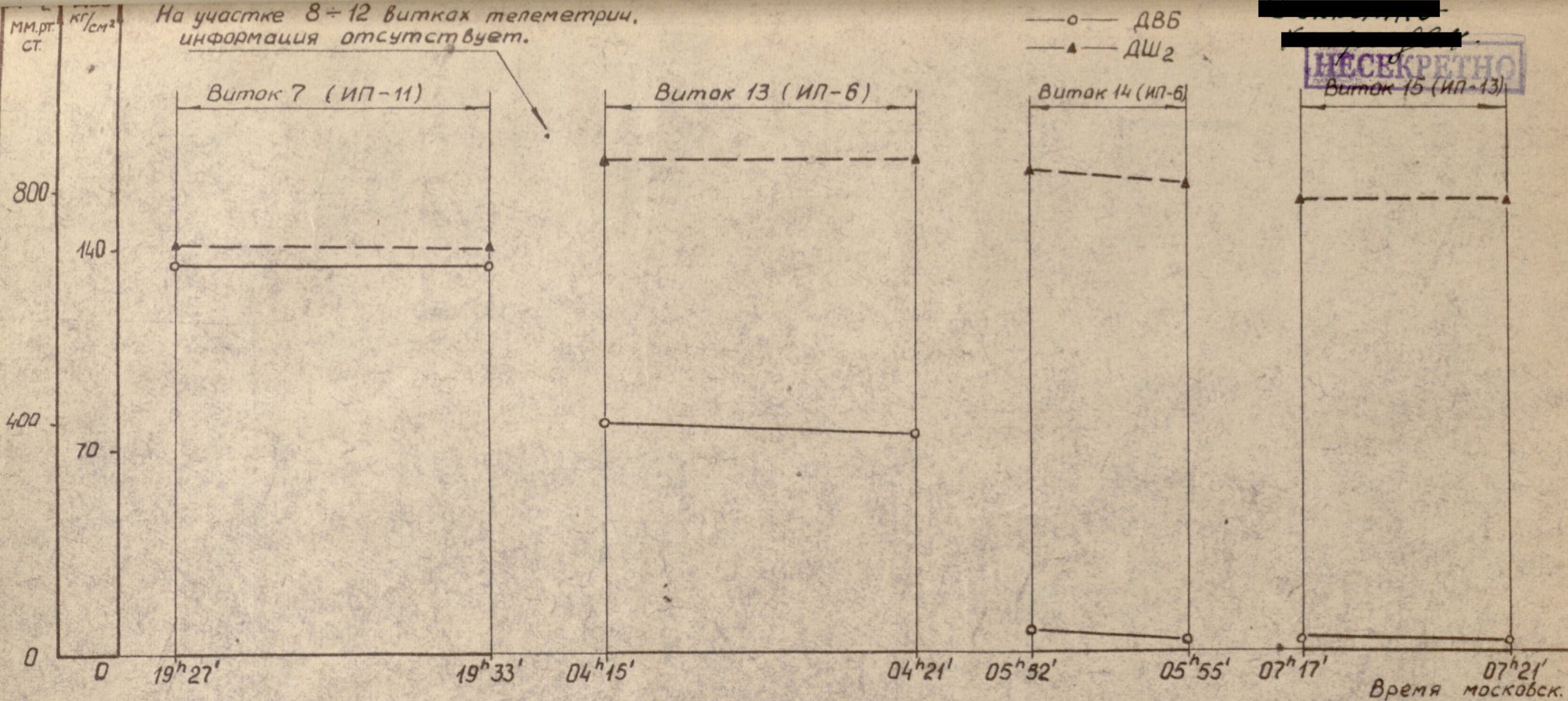


Рис. 2. Угловая скорость объекта по вращению.

1261-6513





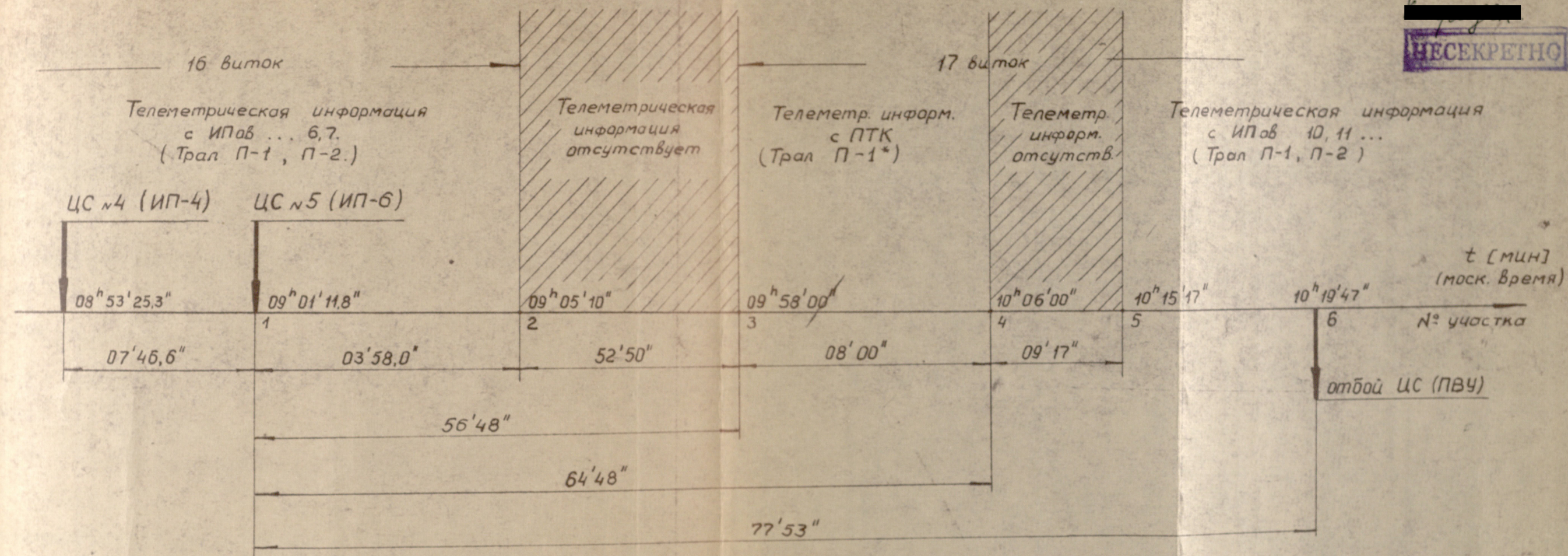
Виток Парам.	7 <u>виток</u>	13 <u>виток</u>	14 <u>виток</u>	15 <u>виток</u>
ВВК	— магистраль закрыта	+ магистраль вскрыта	+ до 05 <sup>h</sup> 50'53", затем —	—
КСД	— команды нет	+ команда есть	+	+
КРД	— клапан закрыт	+ клапан открыт	+	—
КРО	+ клапан открыт	—	—	+
КРЗ	— клапан открыт	+ клапан закрыт	+	—

Рис. 3. Параметры, характеризующие работу системы регулирования давления в СА на участке 7÷15 витках.

1259-65 л.1.



СЕКРЕТНО



Параметры, характеризующие работу АСО.

№ п/п	Параметры участка	1 ÷ 2	3 ÷ 4	5 ÷ 6
1	Угловые скорости	Т	0,6 °/сек	0,6 °/сек
		Р	0,4 °/сек	0,4 °/сек
		В	0,1 °/сек	0,1 °/сек
2	Давление в пневмост.	ДВА <sub>1</sub>	154 ÷ 156 атм.	156 атм.
		ДВА <sub>2</sub>	—	141 атм.
3	Давление в коллекторах	ДК <sub>1</sub>	—	0
		ДК <sub>2</sub>	—	0
4	Температура на баллонах	Т <sub>28</sub>	—	-3 ÷ +3 °C
		Т <sub>27</sub>	9 ÷ 15 °C	9 ÷ 15 °C
5	Солн. датчики	СД 13, 23, 33	не засвечены	

\* На участке приема телеметрической информации ПТК данные Трала П1-2 не записаны. Таким образом, на этом участке единственными параметрами прямо характеризующими работу АСО, являются сигналы засветки солнечных датчиков: СД13, СД23, СД33. Вся командная информация на этом участке отсутствует.

Рис. 4. Телеметрическая информация на 16<sup>ом</sup> ÷ 17<sup>ом</sup> витках, характеризующая работу АСО.

У259-65, 13