

Системы отображения информации типа «Сириус»  
космических аппаратов "Союз-7К", "Союз-А8", "Союз-М",  
станций «ДОС-17К»

Ю.А. Тяпченко, ЗАО НТЦ «Альфа-М» г. Жуковский, Московская обл.  
typhenko @ progtech.ru;

*Проектирование корабля «Союз» началось в ОКБ-1 г. Калининград Моск. обл. в 1962 г. под руководством С.П.Королева.*

*С этого времени создано несколько модификаций этого корабля. Для анализа особенностей систем отображения информации (пультов космонавтов) наиболее важными из них являются корабли "Союз-7К" (-А8,-М), "Союз-Т (-ТМ)" и "Союз-ТМА". Указанным трем модификациям кораблей соответствуют три поколения СОИ - 3-е, 4-е и 5-е: «Сириус», «Нептун» и «Нептун-МЭ».*

*Первый беспилотный полет корабля "Союз-7К" с СОИ третьего поколения «Сириус» состоялся 28.11.66 года (Космос-133).*

*Первый пилотируемый – 23.04.67.*

*Первый беспилотный полет корабля «Союз-Т» (7К-СТ №4Л, «Космос-1001») с СОИ четвертого поколения «Нептун» – 4.04.1978.*

*Первый пилотируемый – «Союз-Т2» (7К-СТ №7Л)- 5.06.1980.*

*Первый пилотируемый полет корабля "Союз-ТМА" №1 стартовал в ноябре месяце 2002 года с СОИ пятого поколения. Корабль был состыкован с МКС. Через несколько дней экипаж возвратился на Землю на корабле «Союз-ТМ».*

*Первое событие – начало эксплуатации кораблей с СОИ пятого поколения, второе - завершение полетов кораблей «Союз-ТМ» с СОИ четвертого поколения.*

*Истории создания кораблей серии «Союз» и полетам на них космонавтов посвящено много разных публикаций, например, работы РКК "Энергия"<sup>1</sup>, публикации в журналах «Новости космонавтики» С. Шамсутдинова<sup>2</sup> и др.*

*СОИ «Сириус-7К» была представлена в журнале "Авиация и Космонавтика"<sup>3</sup> в 1970 г., а затем на 6-ом симпозиуме ИФАК "Управление в пространстве"<sup>4</sup> в 1974 г. Принципы построения СОИ ПКА и результаты исследований отдельных ее составных частей обобщены в кандидатской диссертации<sup>5</sup> и ряде работ автора, в том числе в одной из последних<sup>6</sup>.*

*В настоящей статье представляются наиболее полные сведения о СОИ этого типа. СОИ «Сириус» это СОИ третьего поколения в общей классификации систем отображения информации ПКА и СОИ первого поколения кораблей «Союз».*

*СОИ данной серии использовались на орбитальных станциях "Салют" (ДОС-17К), а отдельные ее составляющие (пульт управления матричного типа – КСУ, пальчиковые ручки управления, часы )- на станции "Алмаз", транспортном космическом корабле и возвращаемом аппарате комплекса "Алмаз".*

*В последующем автор, являясь одним из ведущих разработчиков СОИ «Сириус» и «Нептун» и научно-техническим руководителем работ по СОИ «Нептун-МЭ», планирует подготовить статьи по двум другим поколениям СОИ этого типа.*

### **Немного истории**

По времени начало работ по созданию СОИ типа «Сириус» и ПКА «Союз» совпадает.

Кораблями «Союз» (см. таблицу 1) и соответственно системами отображения информации (СОИ) обеспечены программы:

- автономного и группового полетов пилотируемых кораблей и стыковки двух кораблей «Союз» на орбите - СОИ серии "Сириус-7К",
- «Союз – Апполон» - СОИ "Сириус-М",
- станции "Салют" разработки РКК "Энергия" г. Королев) - СОИ «Сириус- А8» кораблей "Союз-А8" и "Сириус-17К" на ДОС)
- "Алмаз" (станции "Салют" разработки ЦКБМ г. Реутов Московской области) – СОИ "Сириус-А8".

СОИ «Сириус» была создана в ЛИИ (начальник ЛИИ Н.С. Строев, Главный инженер ЛИИ С.И. Знаменский, заместитель по материально-техническому обеспечению П.П. Куницын) под руководством главного конструктора С.Г. Даревского - начальника одной из лабораторий Филиала ЛИИ (начальник Филиала ЛИИ Н.Т. Коробан, его заместитель и ответственный за космическое направление в Филиале В.Н. Сучков, главный инженер И.И. Копышко). Заказчик ЦКБЭМ (РКК "Энергия" ) г. Королев.

Работы по разработке проектной и эскизной документации, изготовлению опытных образцов основных приборов были выполнены в Филиале ЛИИ коллективами лаборатории С.Г. Даревского (Г.С. Макаров, Д.Н. Лавров, С.Т. Марченко, Н.А. Ощепков, Ю.А. Тяпченко, В.А. Подолян, М.В. Ситников, В. Голубев, В.И. Волкомуров, А.П. Сопин и др.), конструкторского бюро под руководством В.И. Аверина и опытного производства под руководством Н.Я. Цывлина.

Дизайн-проект приборной доски выполнен И.И. Вакуленко и Д.А. Румянцевым.

Разработка рабочей проектно-конструкторской, конструкторской, эксплуатационной и технологической документации, изготовление штатных изделий и испытания проведены коллективами лаборатории С.Г. Даревского (Ю.А. Тяпченко, Л.П. Симановский, Г.Н. Отрешко, В.Н. Максимова, Б.Ф. Брагин, В.П. Кислов, А. Метленко, Л.М. Крыжанская, А. Просолович и др.), комплекса №5 ЛИИ (начальник комплекса В.Ф. Федорович, начальник конструкторского бюро Э.Е. Цыпин, ведущие конструкторы М. Болотских, А.Д. Почетов, Р.К. Андрианов, Л.П. Симоненкова, Т.А. Панфилова и др., начальник производства Б.М. Гутин)

Создание и поставка штатных приборов обеспечивалась предприятиями по кооперации, созданной по решению ЦК КПСС и постановлению правительства СССР, основные из которых представлены в таблице 2.

От лаборатории С.Г. Даревского эти работы сопровождали Н.А. Ощепков, Г.Ф. Тюленев, Ф.Ф. Авраменко, Г. Деревнин (электролюминесценция), В.А. Подолян (измерительные стрелочные приборы, блок цифровой информации), В.И. Волкомуров (навигационный индикатор космический, часы), А.П. Сопин (ручки управления), В. Голубев (комбинированный электронный индикатор), В.П. Конарев (командно-сигнальные устройства и кнопочные переключатели), А. Метленко (амортизаторы).

Разработка приемо-сдаточной документации и схем контрольно-проверочной аппаратуры проведена под руководством Ю.А. Тяпченко (В.Н. Максимова, Л.М. Крыжанская и др.).

Таблица 1

№	Дата		
1	2	3	4
1	16.04.62	Постановление ЦК КПСС и СМ СССР	«О разработке комплекса «Союз» для пилотируемого облета Луны <sup>1</sup>
2	23.10.65	Завершен эскизный проект пилотируемого космического корабля 7К-ОК	
3	28.11.66	7К-ОК (Космос-133)	Первый беспилотный пуск КК "Союз-7К"
4	23.04.67	«Союз-1».	В.М. Комаров
5	30.10.67	7К-ОК №6 и 5 (Космос –186, –188)	б/п, автоматическая стыковка
6	15.04.68	7К-ОК (Космос –212, Космос – 213)	б/п вторая автоматическая стыковка
7	25.10.68	Союз-2	беспилотный
8	26.10.68	Союз-3	Г.Т. Береговой
9	14.01.69	Союз-4.	В.А. Шаталов
10	15.01.69	Союз-5.	Б.В. Волинов, А.С. Елисеев, Е.В.Хрунов
11	11.10.69	Союз-6.	Г.С. Шонин, В.Н. Кубасов
12	12.10.69	Союз-7.	А.В. Филипченко, В.Н.Волков, В.В. Горбатко
13	13.10.69	Союз-8.	В.А.Шаталов, А.С. Елисеев
14	1.07.70	Союз-9	А.Г. Николаев, В.И. Севостьянов
15	23.04.71	Союз-10	В.А.Шаталов, А.С. Елисеев .Н.Н. Рукавишников
16	6.06.71	Союз-11 , ► Салют	Г.Т. Добровольский, В.Н. Волков, В.И. Пацаев
17	27.09.73	Союз-12	В.Г.Лазарев,О.Г.Макаров
18	18.12.73	Союз-13	П.И.Климук, В.В. Лебедев
19	3.07.74	Союз-14 ► Салют ("Алмаз" )	П.Р.Попович, Ю.П.Артюхин
20	26.08.74	Союз-15	Г.В.Сарафанов, Л.С. Демин
21	2.12.74	Союз-16 (программа Союз-Аполлон)	А.В.Филипченко, Н.Н.Рукавишников
22	11.01.75	Союз-17 ► Салют- 4	А.А. Губарев, Г.М.Гречко
23	5.04.75	Союз	В.Г.Лазарев, О.Г.Макаров
24	24.05.75	Союз-18 ► Салют- 4	П.И.Климук, В.И.Севастьянов
25	15.07.75	Союз-19 ( Союз-Аполлон - ЭПАС)	А.А.Ленов, В.Н.Кубасов
26	17.11.75	Союз-20	беспилотный
27	6.07.76	Союз-21 ► Салют- 5 ("Алмаз" )	Б.В.Волинов, В.М.Жолобов
28	15.09.76	Союз-22 (корабль от программы ЭПАС	В.Ф.Быковский, В.В.Аксенов
29	14.10.76	Союз-23	В.Д.Зудов, В.И.Рождественский
24	7.02.77	Союз-24 ► Салют- 6	В.В.Горбатко, Ю.Н.Глазков
25	9.10.77	Союз-25	В.В.Коваленок, В.В.Рюмин
26	10.12.77	Союз-26 ► Салют- 6	Ю.В.Романенко, Г.М. Гречко
27	10.01.78	Союз-27 ► Салют- 6	В.А. Джанибеков, О.Г.Макаров
28	2.03.78	Союз-28 ► Салют- 6	А.А. Губарев, В. Ремек
29	15.07.78	Союз-29 ► Салют- 6	В.В.Коваленок, А.С. Иванченков
30	27.06.78	Союз-30 ► Салют- 6	П.И. Климук, М. Гермашевский
31	26.08.78	Союз-31	В.Ф.Быковский, З.Йен
32	25.02.79	Союз-32 ► Салют- 6	В.А. Ляхов, В.В. Рюмин
33	10.04.79	Союз-33 ► Салют- 6	Н.Н. Рукавишников, Г. Иванов
34	6.06.79	Союз-34 ► Салют- 6	беспилотный
35	9.04.80	Союз-35 ► Салют- 6	Л.И. Попов, В.В. Рюмин
36	26.05.80	Союз-36 ► Салют- 6	В.Н. Кубасов, Б.Фаркаш
37	23.07.80	Союз-37 ► Салют- 6	В.В. Горбатко, Фам Туан
38	18.09.80	Союз-38 ► Салют- 6	Ю.В. Ромапненко, Арнальдо Т. Мендес
39	22.03.81	Союз-39 и ► Салют- 6	В.А. Джанибеков, Ж. Гуррагч
40	14.05.81	Союз-40) ► Салют- 6	Л.И. Попов, Д.Прунариу (Румыния

<sup>1</sup> Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева, изд. РКК "Энергия" , 1996г, стр 635- 653.

Таблица 2

№ п/п	Наименование предприятия – разработчика и изготовителя	Главные конструкторы разработки	Приборы и устройства, поставляемые по кооперации
1	НИИ автоматической аппаратуры (НИИАА), г. М.	К.С. Сафонов В.Г. Шулейкин	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Табло электролюминесцентные (ТСЭ),</li> <li>• прибор звуковой сигнализацией (ПЗС),</li> <li>• индикатор контроля программ электролюминесцентный (ИКП)</li> </ul>
2	КБ топливо-измерительной аппаратуры (АО «Техприбор»). Завод «Пирометр», г. Ленинград	О.И. Башнин (Ю.А. Бардин – директор завода)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Индикатор навигационный космический (ИНК),</li> <li>• блок цифровой информации (БЦИ),</li> <li>• пальчиковая ручка управления продольным движением корабля РУп,</li> <li>• пальчиковая ручка управления ориентацией РУл,</li> <li>• датчики температуры воздуха (ДТВ) и жидкости (ДТЖ),</li> <li>• индикаторы напряжения и тока (ИНТ), индикатор расстояния и скорости (ИРС), индикатор давления и температуры (ИДТ), индикатор давления в баллонах</li> <li>• блоки кнопочных переключателей</li> </ul>
3	НИИ Радиостроения г.М.	Г.М. Кунявский	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Блок преобразования аналоговых сигналов в телевизионный -БПС,</li> <li>• блок управления - БУС,</li> <li>• шкальное устройство - ШУ</li> </ul>
4	Ульяновское КБ приборостроения (УКБП)	В.П. Пахомов	Командно-сигнальные устройства (КСУ),
5	ВНИИ телевидения, г. Ленинград	И.А. Росселевич	Видеопросмотровые устройства телевизионного типа
6	Московский НИИ радиосистем	Ю.С. Быков	Звуковые динамики, бортовой радиоприемник и др. элементы радиосистемы «Заря»
7	СКБ часовых механизмов – СКБ ЧМ г. Москва	Виноградов	Бортовые часы космические с секундомером и будильником

Приемо-сдаточные, автономные и комплексные испытания в составе кораблей и полигонные испытания на космодроме проводились специалистами лаборатории С.Г. Даревского. Отработка и приемо-сдаточные испытания первых образцов были проведены под руководством и при непосредственном участии Ю.А. Тяпченко и Г.Н. Отрешко от промышленности и В.Д. Седнева от представителя заказчика в комплексе № 5 ЛИИ.

Первым ведущим по СОИ «Сириус» был Л.П. Симановский. В современных терминах Л.П. Симановский стал одним из первых профессиональных менеджеров программы. В задачу его группы входило планирование и контроль работ по программе, организация взаимодействия различных подразделений в институте, взаимодействие с представителем заказчика и заказчиком и через ведущих по направлениям - со смежными предприятиями, подготовка докладов и сообщений для главного конструктора на совете Главных конструкторов и многое другое.

Ведущим по СОИ «Сириус» от военной приемки более двух десятков лет был В. Нечаев (начальники Э.А. Васкевич и затем А.С. Акулов).

От предприятий – разработчиков приборов большой вклад в работы на космодроме внес высококвалифицированный рабочий А. Болтов.

От заказчика (ОКБ-1) большой вклад в создание СОИ этой серии внесли О.Г. Макаров, В.Д. Благов, Ю.С. Карпов, И.А. Сосновик, В.К. Шевелев, В. Беркут, В. Морозов, Н. Шустина и многие другие, ставшие впоследствии один космонавтом дважды героем Советского союза, другой заместителем руководителя полетов, лауреатом государственной премии, третий лауреатом Ленинской премии, дтн, четвертый лауреатом ленинской премии, ктн, пятый лауреатом государственной премии, ктн и т.д.

Работа в целом по созданию СОИ велась в «рваном» режиме: то ускорялась, то полностью приостанавливалась. Спустя многие годы стало ясно, что происходило это из-за отсутствия продуманной космической программы, неоправданной повышенной секретности работ, пагубной для страны субъективности в принятии решений по стратегическим направлениям, особого вида лоббизма в принятии решений и многого другого.

«Рванный» режим оказывал особо негативное влияние на коллективы, которые создавались под очередной проект. Это приводило к большой неразберихе, нервозности. Несмотря на высокий уровень значимости работ по космическому направлению эта неразбериха приводила к повышенной текучести кадров. Оставались те, кто научился принимать самостоятельные решения на своем уровне. Коллективу разработчиков бортовых изделий СОИ в лаборатории С. Даревского это, в какой-то мере, удалось. В частности несмотря на указания, изменения планов, работы по СОИ «Сириус» велись непрерывно. Именно по этой причине при относительно малочисленной группе разработчиков СОИ в условиях постоянной смены приоритетов не было сорвано ни одной программы, в том числе программы по ПКА «Союз».

Первые приемо-сдаточные испытания СОИ «Сириус» проходили на территории комплекса №5 ЛИИ в очень сложной обстановке, как всегда, в канун нового года. Велись они круглосуточно. Участники испытаний спали на работе на столах, на полу.

При отработке имело место большое количество отказов, ошибок в документации. Несколько суток ушло на выяснение причин и места этих ошибок.

Несколько примеров. Видеоконтрольное устройство, которое изготавливал завод НИИ телевидения г. Ленинград, а поставляло в ЛИИ ОКБ-1 г. Калининград (Королев). При входном контроле ВКУ работало безотказно.

Устанавливаем в приборную доску. ВКУ отказывается работать.

Вызываем представителей разработчика. Проверяют они. Работает.

Ставим в доску. Не работает. Представители уезжают. Пытаемся разобраться. Ничего не получается. Наконец, приезжает еще один представитель разработчика, который внимательно посмотрел на порядок установки ВКУ в приборную доску. Оказалось, что электронная трубка внутри ВКУ амортизирована, и когда ВКУ устанавливается в доску, то после затяжки винтов «сосок» трубки, который остается после ее литья и вакуумирования, прижимается к монтажной плате, где происходит короткое замыкание лепестков. Пришлось дорабатывать конструкцию платы с монтажом, вводить заливку компаундом, менять технологию сборки.

Подобное случилось и с прибором цифровой информации (БЦИ). Также вызывали представителей разработчика. Но здесь пришлось разбираться со схемой прибора и схемами контрольно-испытательной аппаратуры. В схеме прибора была допущена ошибка. Проверочная аппаратура была спроектирована для проверки этого прибора со схемной ошибкой. Поэтому ее нельзя было выявить ни при изготовлении, ни при входном контроле.

Как сказано выше, автор этой статьи руководил и лично участвовал в первых испытаниях СОИ «Сириус», но он же один из ведущих разработчиков схемы приборной доски и контрольно-проверочной аппаратуры, а также автор исходных данных для схем всех приборов, входящих в эту систему. Поэтому пришлось испытать немало горьких не минут, а часов, не столько от сложности поиска отказов и дефектов, сколько от ощущения, что причиной дефектов и отказов могли быть твои ошибки схем и исходных данных.

На деле оказалось, что по вине автора и тех, с кем он разрабатывал схемы, не допущено ни одной ошибки. Но тем не менее, волосы на голове стали белыми, хотя автору было в то время примерно 27 лет. С тех пор он получил ласковую кличку «старик». Он не обижался даже тогда, когда его, стоящего у роддома г. Жуковского в ожидании встречи с женой с новорожденным сыном, спрашивали: «Кто у вас внук или внучка?». Отвечал: - «Сын».

Появилось много седых волос и у других участников этой работы.

Другие виды испытаний СОИ проводились на испытательной базе ЛИИ, Филиала ЛИИ, заводе «Звезда» г. Томилино, ИМБП г. Москва, РКК "Энергия" г. Королев, в городах Харьков, Дзержинск Моск. обл., Ленинград, Одесса и др.

## **Назначение СОИ**

Формирование концепции построения контура ручного управления космических кораблей происходило в сложном противостоянии специалистов авиационной и ракетной техники. Авиационные специалисты делали ставку на человека, ракетной – на автоматику.

На основании концепции развития пилотируемой ракетно-космической техники, принятой изначально ее идеологами во главе с С.П. Королевым, любому пилотируемому полету должны предшествовать беспилотные, условно говоря, автоматические полеты по программам пилотируемых. Условно потому, что эти полеты выполняются при активном участии наземных служб управления, которые по своей сущности являются экипажем корабля.

При таком подходе роль космонавтов в управлении кораблями вторична. Это принципиально отличает космонавтику от авиации. Такой подход наложил свой отпечаток на развитие средств и методов обеспечения деятельности космонавтов в полете.

Но следует отметить, что при проектировании СОИ для кораблей по лунной программе 7К-9К-11К концепция была существенно скорректирована в пользу космонавтов. Ее сущность можно представить в следующем виде: космонавтам должна быть предоставлена возможность выдачи всех команд, которые могут быть выданы с земли или автоматикой.

Основываясь на вышеуказанном подходе с учетом опыта работ по программам «Восток», "Восход", «Выход» и лунного проекта 7К-9К-11К, были сформулированы следующие основные требования к СОИ транспортных пилотируемых орбитальных КА.

1. СОИ ПКА должна иметь:
  - средства контроля основных параметров и режимов работы бортовых систем, запасов рабочих тел, параметров среды,
  - средства контроля параметров движения ПКА и местоположения относительно земли, места посадки, относительно наземных измерительных пунктов
  - средства выдачи команд управления в объеме, достаточном для решения основных задач полета и возвращения на землю,
  - средства оповещения экипажа о наступлении критических ситуаций на борту ПКА,
  - средства связи экипажа с ЦУП,
  - часы, секундомер, будильник,
  - средства управления средой в кабине корабля
2. СОИ ПКА совместно с радиотехническими, оптическими и телевизионными средствами измерения и наблюдения должна обеспечивать автономное решение задач причаливания, облета заданной цели, стыковки со станцией или другим кооперируемым КА, ориентации в пространстве относительно Земли, спуска с орбиты.



3. Задачи баллистико-навигационного обеспечения маневров на орбите, дальнего сближения и штатных режимов спуска и посадки решаются наземными средствами. Данные, необходимые для системы управления движением, должны вводиться ЦУП или с пульта космонавтов по указанию ЦУП, отрабатываться бортовыми средствами автоматики и контролироваться экипажем.
4. Приоритет в управлении принадлежит наземному ЦУП.

Применительно к кораблю «Союз» на СОИ «Сириус» было возложено решение следующих задач:

- контроль работы основных бортовых систем на всех этапах полета и после приземления,
- управление системой ручной ориентации по оптическому ориентатору и ионным датчикам,
- управление движением корабля на орбите,
- управление системами, которые обеспечивают сближение, стыковку, маневр на орбите, выход космонавтов в открытое космическое пространство, спуск с орбиты и посадку корабля,
- управление системами жизнеобеспечения,
- управление аппаратурой спускаемого аппарата и бытового отсека,
- контроль автоматических и полуавтоматических режимов управления системами корабля,
- контроль автоматического ввода уставок в системы, обеспечивающие астроориентацию корабля, маневр, работу сближающе-корректирующей двигательной установки (СКДУ), ввод уставок вручную,
- контроль напряжения на шинах питания корабля и тока заряда-разряда аккумуляторных батарей корабля,
- контроль параметров атмосферы (давление, температура, влажность) кабины спускаемого аппарата и бытового отсека, температуры и давления приборного отсека,
- контроль давления в баллонах систем ориентации и двигательной установки,
- индикация расстояния до другого корабля и скорости сближения с ним,
- определение времени полета, зон радиосвязи с наземными измерительными пунктами, времени вхождения в тень Земли и выхода из тени, числа витков вокруг Земли.

В других терминах на СОИ ПКА «Союз» возлагались задачи обеспечения:

- выдачи большого числа дискретных команд управления,
- контроля большого числа двухпозиционных сигналов состояния систем,

- контроля большого числа аналоговых параметров,
- ввода и контроля ввода цифровых данных в бортовые системы или бортовой вычислительный комплекс

На выбор решений накладываются ограничения по объему, массе, энергопотреблению при высоких требованиях к надежности аппаратуры.

### **Способы и средства решения задач СОИ «Сириус»**

На первых этапах развития пилотируемой космонавтики было показано, что решение задачи отображения больших массивов информации и выдачи большого числа команд при заданных ограничениях возможно при применении:

- методов совмещения различного вида информации и последовательного ее представления на одном и том же информационном поле или методов сжатия команд-информации,
- средств отображения на принципиально новых физических принципах,
- компактных органов управления и отображения,
- многофункциональных средств отображения и органов управления,
- методов микроминиатюризации,
- новых материалов и др.

Впервые указанные методы и технические решения в полном объеме были разработаны и реализованы при создании СОИ «"Сириус-7К"». В дальнейшем они стали базовыми для СОИ всех отечественных транспортных пилотируемых кораблей и станций. При этом некоторые из них остаются востребованными и спустя 40 лет.

Ключевыми новациями в этой системе являются:

- переход от прямого к матричному способу выдачи управляющих команд и матричному способу контроля состояния управляемых агрегатов,
- создание комбинированного (многофункционального) электронного индикатора на основе ЭЛТ для отображения большого числа аналоговых параметров,
- создание электролюминесцентных многофункциональных индикаторов и светосигнализаторов,
- решение задачи отображения ТВ-информации, параметров движения и параметров систем на одном экране,
- создание компактных пальчиковых ручек управления движением корабля,
- применение новой элементной базы, созданной в обеспечение космических пилотируемых программ, в частности миниатюрных разъемов и реле, проводов и др.,

- переход от фрезерованных к клепанным ажурным конструкциям пультов и приборных досок с использованием легких металлических уголков,

### **Внешний вид и состав СОИ**

СОИ "Сириус-7К"- базовая СОИ основных модификаций ПКА «Союз».

В состав этой СОИ входят:

- пульты управления (командно-сигнальные устройства - КСУ левое и КСУ правое),
- приборная доска ПД-1-7К,
- пальчиковая ручка управления продольным движением корабля,
- пальчиковая ручка управления ориентацией корабля,
- пульт бытового отсека (ПБО-1-7К),
- светильники спускаемого аппарата и бытового отсека,
- датчики температуры воздуха и жидкости.

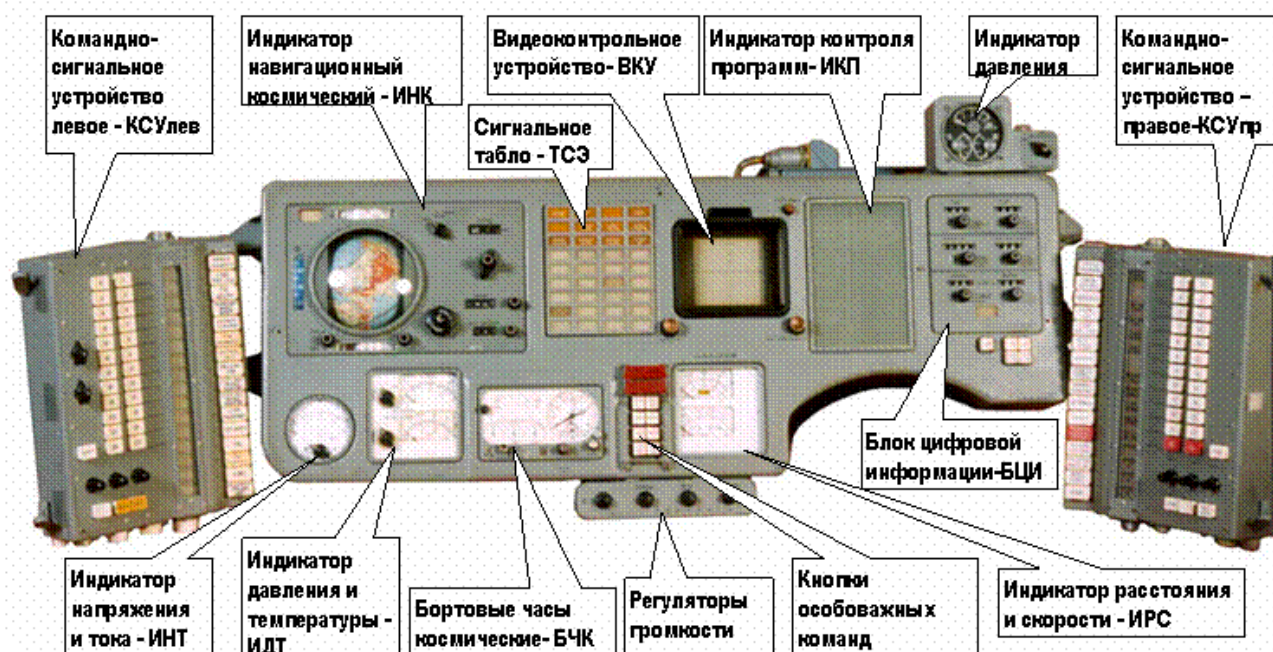


Рис.1.0

На рис. 1.0 показаны приборная доска и КСУ СОИ "Сириус-7К" .

Внешне пульт и приборная доска СОИ "Сириус-7К" существенно отличаются от СОИ самолетов и американских космических кораблей.

Аналогов этой СОИ не существует. Ее оригинальность очевидна.

В этой системе продемонстрирован принципиально новый революционный подход к созданию методов и средств обеспечения деятельности человека.

Как будем показано в дальнейших публикациях, революционный подход, принятый при создании СОИ "Сириус-7К", в основных своих компонентах оказался преждевременным и в течение многих лет не востребуемым. Это касается методов сжатия команд-информации, т.е. устройств типа КСУ, и мето-

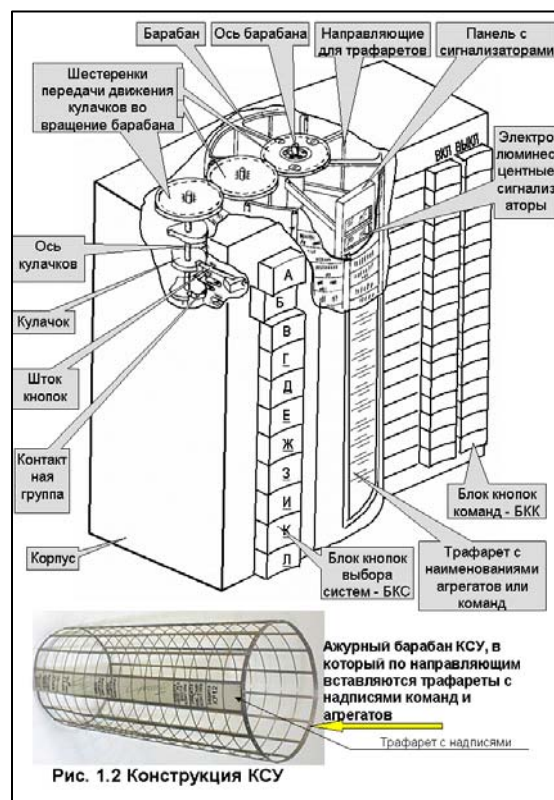
дов программно-логического управления, т.е. устройств типа индикатора контроля программ.

Ниже представляются средства СОИ и те их особенности и характеристики, которые могут быть использованы или учтены при создании интегрированных электронных систем отображения нового поколения.

## 1. Командно-сигнальные устройства - КСУ

КСУ – это первый пульт управления интегрированного типа. Оно предназначено для управления системами и агрегатами корабля 7К-ОК, сигнализации исполнения команд и контроля состояния агрегатов систем.

В состав СОИ "Сириус-7К" входят два КСУ: КСУ левое и КСУ правое. На рис. 1.1 показан внешний вид одного из КСУ, на рис.1.2 – конструкция КСУ и на рис.1.3 –структурная схема ручного контура управления с использованием одного КСУ.



КСУл устанавливается по левому борту корабля, КСУп – по правому. По конструкции оба КСУ симметричны. Однако на одном из них установлены органы управления (галетные переключатели), которые к матричному контуру управления никакого отношения не имеют.

Управление и контроль с КСУ осуществляется по матричной схеме: с помощью клавиш с текстовыми надписями выбираются системы и вызываются агрегаты на контроль, с помощью клавиш с цифрами подаются команды на агрегат выбранной системы. Исполнение команд контролируется с помощью

сигнализаторов, которые размещены в окне параллельно кнопочным переключателям.

Дешифрация наименований команд осуществляется с помощью трафаретов с надписями, линейки которых устанавливаются в направляющих ажурного барабана, внутри которого неподвижно вдоль оси вращения барабана размещена линейка сигнализаторов. Как ясно из принципа работы КСУ, оператор одновременно может видеть только одну группу наименований (команды одной системы).

Рисунки, поясняющие принцип работы КСУ, приведены на рис.1.4, 1.5, 1.6.

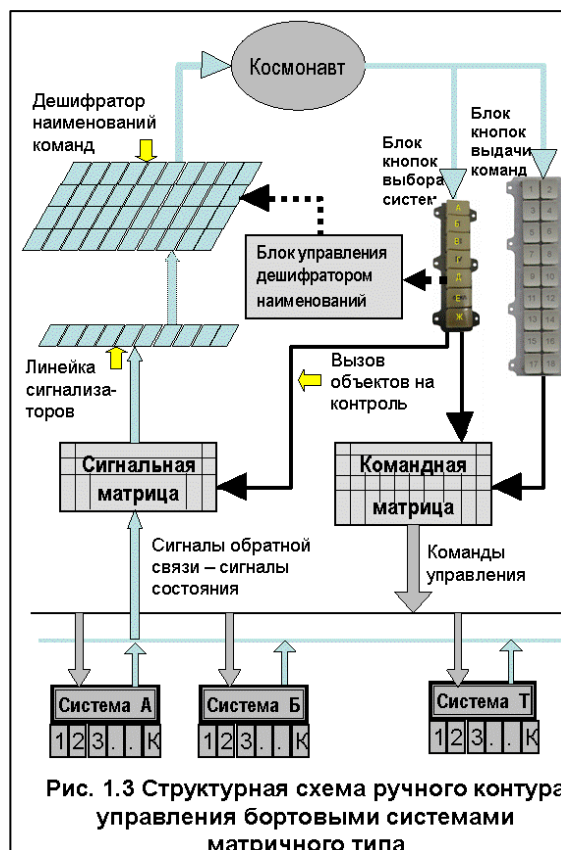
Применение КСУ в данном проекте позволило обеспечить резервирование РКУ на уровне пульта.

В целом в КСУ реализуются принципы свертки командного и информационного полей.

Принцип матричного управления достаточно прост. Однако его реализация на объекте, который в процессе полета меняет свою структуру, связана с необходимостью организации контуров отдельно для спускаемого аппарата, приборного и агрегатного отсеков, а также параллельной и отдельной работы командира и бортинженера корабля.

Каналы управления с КСУ работают в следующих режимах:

- работает левое КСУ, правое отключено,
- работает правое КСУ, левое отключено,
- режим «оба»- работают левое и правое КСУ. При этом управление системами А,Б,В,Г может производиться только с левого КСУ, а остальными системами только с правого.
- оба КСУ выключены.





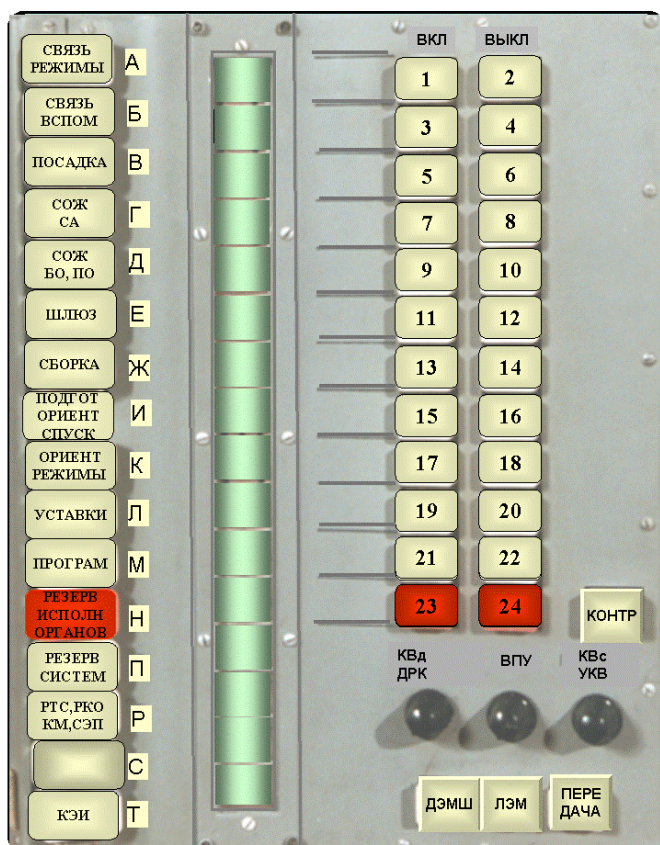


Рис.1.4 КСУ правое. Выбрана «пустая» система С.

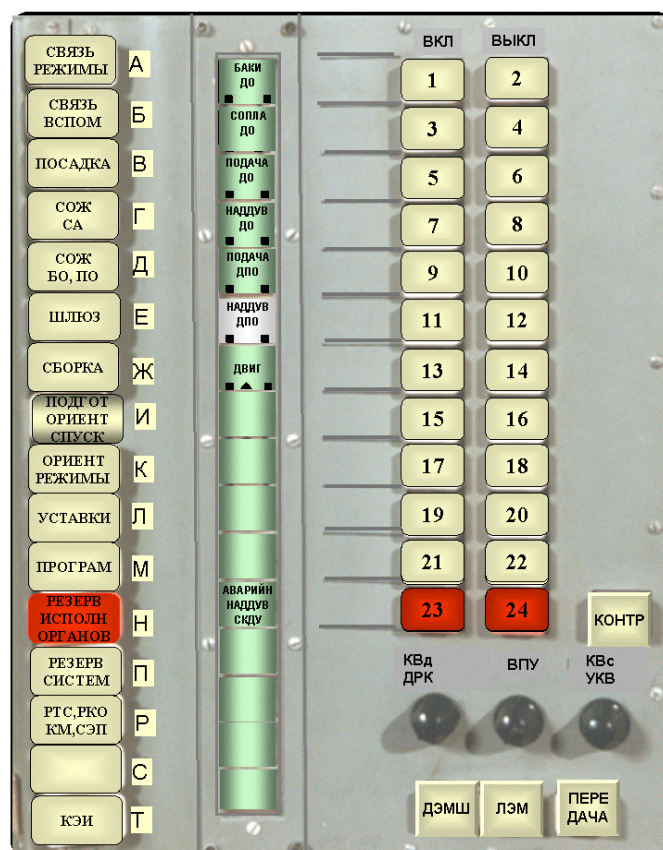


РИС.1.5 КСУп. Выбрана система Н. В окне появляется линейка с надписями команд этой системы. В этой системе ранее была подана команда «Наддув ДПО» - включен сигнализатор под названием указанной команды.

Режимы работы «лев», «прав», «оба», «выкл» задаются с помощью кнопок, которые размещены на приборной доске.

В таблице 1.1 представлены наименования всех команд и агрегатов, управляемых или контролируемых с помощью КСУ.

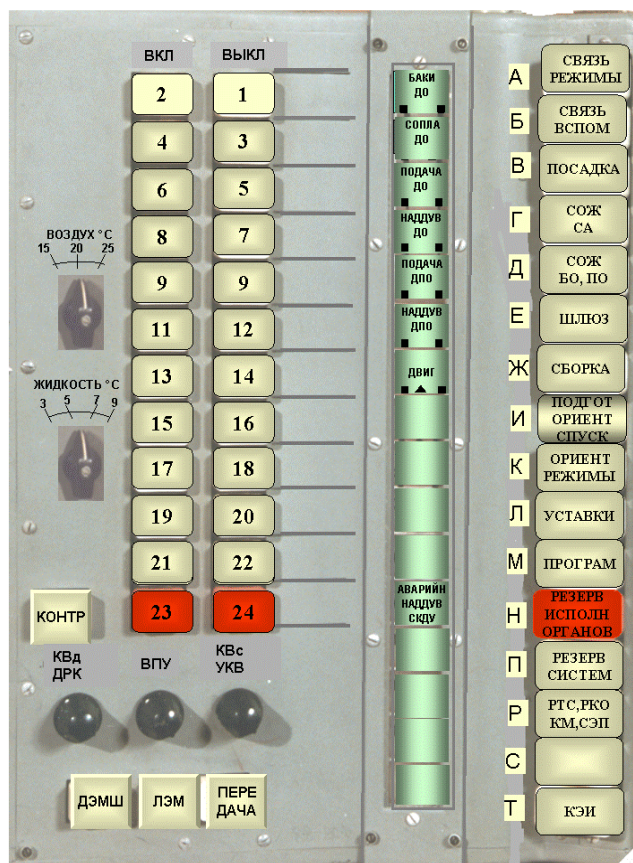


Рис. 1.6 Командно-сигнальное устройство левое (КСУл)

Таблица 1.1

		Т	С	Р	П	Н	М	Л	К	И	Ж	Е	Д	Г	В	Б	А
		КЭИ		РТС, РКО КМ, СЕП	РЕЗЕРВ СИСТЕМ	РЕЗЕРВ исполн. ОРГАН.	ПРОГР.	УСТАВКИ	ОРИЕНТ РЕЖИМЫ	ПОДГОТ. ор. нент. СПУСК	СБОРКА	ШЛЮЗ.	СОЖ БО, ПО	СОЖ СА	ПОСАДКА	СВЯЗЬ ВСПОМ.	СВЯЗЬ РЕЖИМЫ
1	2	КЭИ		РТС, РКО	ПОСТОЯН СИСТЕМЫ	БАКИ ДО	ВЫКЛ. ПРОГР.	РУЧНОЙ ВВОД	ВЫКЛ РЕЖИМОВ	ВЫБОР ДПО	ПОДГОТ БЛИЖ	УПРАВЛ из СА		ЛАМПА	АСП	МОДУЛЯЦ КВ и УКВ	ПОДГОТ. УКВ ПРД I
3	4	СОСТАВ ВОЗДУХА		АНТЕННЫ I гр.	ДУС	СОПЛА ДО	АСТРО- ОРИЕНТ		ДУ	ВЫБОР ДО	СБЛИ ЖЕНИЕ	ПИТАНИЕ ШОВ	ХСА	ЛАМПА II	ВЕНТИЛ ДЫХАН.	АНТЕННА УКВ РЕЗЕРВ.	ПОДГОТ. УКВ ПРД II
5	6			АНТЕННЫ II гр.	ГБ-А, ГБ-Б	ПОДАЧА ДО	СБЛИЖЕН НЕ	βс	РО	ИНДИКАТ РЕЖИМ	РУЧНОЕ ПРИЧАЛ	СБРОС ДАВЛЕН. БО		ЛАМПА ПЕРЕНОС	РЕЖИМЫ ПОМПЫ отс охл	ДИНАМИК БО	УКВ-ПРМ СИМПЛ.
7	8	ТАНГАЖ РЫСКАН.		МАТРИЦА I откл	ПВУ II гр	НАДДУВ ДО	АВТОМ. СПУСК	γс	ИМПУЛЬС РО	ИД РАЗГ.ТОР	БОКОВОЕ СМЕЩЕН. ПОДКЛ.	ВЫХОДН. ЛЮК ОТКР	ВЕНТИЛ ПО	ТЕЛЕВ. ОСВЕЩ.	ПОМПА	МИКРО- ФОН	УКВ-ПРМ ДУПЛ
9	10	ПЕРЕКИСЬ ДПО		МАТРИЦА II откл	ТЕЛЕВИД	ПОДАЧА ДПО	СПУСК с РО	αх	ИО	ТАНГАЖ ВПЕРЕД	ТЕЛЕ- КАМЕРА А	ОСНОВН. НАДДУВ ОТ▲КР	КОНДИЦ. БО	ГАЗО- АНАЛИЗ.	ОТСТРЕЛ СТРЕНГИ I		ПОДГОТ. КВ ПРД II
11	12			БКИП ОТКЛ	ПИТАНИЕ СОУД	НАДДУВ ДПО	АВТОМ. МАНЕВР	ИМПУЛЬС СКД	АСТРО- ОРИЕНТ	ТАНГАЖ НАЗАД	ТЕЛЕ- КАМЕРА Б	РЕЗЕРВ НАДДУВ ОТ▲КР	НАСОС ВНУТР. РЕЗЕРВ.	ОСУШИ- ТЕЛЬ	ОТСТРЕЛ СТРЕНГИ II▲		ПОДГОТ. КВ ПРД I
13	14			СОЛНЕЧН БАТАРЕЯ ОТКЛ	ГЕНЕРАТ. УСТАВОК	ДВИГАТ.	МАНЕВР с РО	ПОДГОТ. РУЧНОГО ВВОДА αу		ВИЗИР ОРИЕНТ	МАСШТАБ ТЕЛЕВИД БОЛ▲МЕН	ТЕЛЕ БО КАМЕРА	НАСОС I НАРУЖН	ХСА	ОТСТРЕЛ ЗСП	ТЛГ	ЧАСТОТА КВ ПРД I
15	16						ЗАКРУТ. СОЛНЦЕ	ВЫБОР РУЧНОГО -Z, +Z	ГБ-А	РАЗАР. ГИРОСК	ФИЛЬТР ТЕЛЕВИД плот▲лаб		НАСОС II НАРУЖН	ВЕНТИЛ СА		УЗКАЯ ЧМ	КВ-ПРМ ДУПЛ
17	18	ПЕРЕКИСЬ СУС					ТЕЛЕМЕТР ИЯ	"ЗВЕЗДА" С К	ГБ-Б	РАЗР. ВКЛ СКД от БУС	ВИЗИР ПРИЧАЛ.	КИНО- КАМЕРА	ЛАМПА I			РЕЗЕРВ АКУСТИК	КВ-ПРМ СИМПЛ
19	20	НАДДУВ ДВИГАТ.			БКИП				ИНТЕГР		ОПТИЧ. ИНДЕКС	КИНОКА- МЕРА-ОБ 6.5 40	ЛАМПА II		СЛИВ I	СВЯЗЬ ПРИ ВЫХОДЕ	ТЛФ ДРК ПРД
21	22								СКОЛЬЗ. СПУСК		СТЫК	ВЕНТИЛ СКАФ.	ЛАМПА СД	КОНДИЦ.	СЛИВ II	МЕЖБОРТ ТЛФ	АКУСТИК ДРК ПОДКЛ
23	24					АВАРИЙН НАДДУВ СКДУ			РАЗРЕШ. РАЗАРРИТ	ТЕРМОДА ТЧИКИ ОТКЛ	РАССТЫ- КОВКА		КЛАПАН РАСХОДА ОТКР.			УКВ МАЯК	АТТЕНТР «ЗАРЯ»
25					ПВУ I гр. ОСНОВН			ТРУБКА +Z	ПОТОК ИОНОВ		СТЫКОВ. МЕХАН. ГОТОВ	МАЛО ДАВЛЕН. СКАФ.	РЕГУЛЯТ РАСХОДА ОТКРЫТ		РАЗДЕ- ЛЕНИЕ	УКВ ПЕРЕ- ДАЧА	ЧАСТОТА I
26					ПВУ II гр. ОСНОВН.			ТРУБКА -Z	НАДДУВ СКДУ		КАСАНИЕ	МАЛОДАВ ЛЕН. РАНЦА	РЕГУЛЯТ РАСХОДА ЗАКРЫТ		АТМО- СФЕРА	КВ ПЕРЕ- ДАЧА	ЧАСТОТА II
27											МЕХАНИЧ. ЗАХВАТ		ШТОРКА ХСА ОТКРЫТА	ШТОРКА ХСА ОТКРЫТА			ЧАСТОТА III
28											ОТВОД	УПРАВЛ. из БО	ШТОРКА ХСА ЗАКРЫТА	ШТОРКА ХСА ЗАКРЫТА			ЧАСТОТА IV

Символами «■\_\_\_\_\_■» на транспарантах обозначены команды, которые не исполняются при нажатии кнопки «выкл».

Символом «\_\_\_\_\_▲\_\_\_\_\_» обозначены команды, которые не имеют подтверждения сигнализацией.

Символом «■\_\_\_\_\_▲\_\_\_\_\_■» обозначены команды, которые не имеют подтверждения сигнализацией и не исполняются при нажатии кнопки «выкл».

Кроме этого, имеется ряд особенностей при подаче команд выбора частот передатчиков КВ, выбора программ, управлении резервными исполнительными органами и др.

По своим технико-экономическим показателям КСУ не имел и не имеет до настоящего времени аналогов.

Вот некоторые технические характеристики КСУ:

- масса..... не более 3,35 кг,
- электропотребление одного сигнализатора ..... не более 0,3 вт,
- электропотребление при контроле ..... не более 1,6 вт,

- количество подаваемых матричных команд..... 16 x 12 x 2,
- количество контролируемых сигнальных параметров 16 x 16.

При этом с КСУ обеспечивается включение передатчика, переключение ЛЭМ и ДЭМШ, регулировка громкости на диапазонах КВс, УКВ, ВПУ и КВд, ДРК, задание температуры воздуха в спускаемом аппарате и температуры жидкости хладагента.

В целом КСУ можно назвать первым пультом, построенном на принципах, которые в настоящее время интенсивно развиваются с использованием электронных дисплеев.

КСУ – это дисплей электромеханического типа и в этом смысле оно (КСУ) представляет, с одной стороны, исторический интерес, с другой - как пульт управления большим количеством агрегатов, основанный на принципах сжатия команд-информации. Эти принципы имеют фундаментальное значение при создании современных интегрированных СОИ сложных систем.

Автор планирует посвятить этой проблеме отдельную статью.



## 2. Комбинированный электронный индикатор - КЭИ

КЭИ это многофункциональный электронный индикатор, который предназначен для отображения аналоговых параметров бортовых систем и телевизионной информации от телекамер внутреннего обзора кабины спускаемого аппарата и камер причаливания и стыковки.

В состав КЭИ входят:

- видеоконтрольное или видеопросмотровое устройство телевизионного типа на основе электронно-лучевой трубки (ЭЛТ) из состава бортовой телевизионной аппаратуры,
- аппаратура преобразования аналоговых параметров в видеосигнал, формирования электронных отметок на ЭЛТ, шкал параметров и подсказок космонавту о принадлежности вызываемых на контроль параметров систем – аппаратура «Стрелка» в составе:
- БИС - блок информации
- БУС - блок управления
- ШУ – шкальное устройство.

Структурная схема КЭИ и его входимость в телевизионную систему и СОИ «Сириус» показана на рис.2.1.

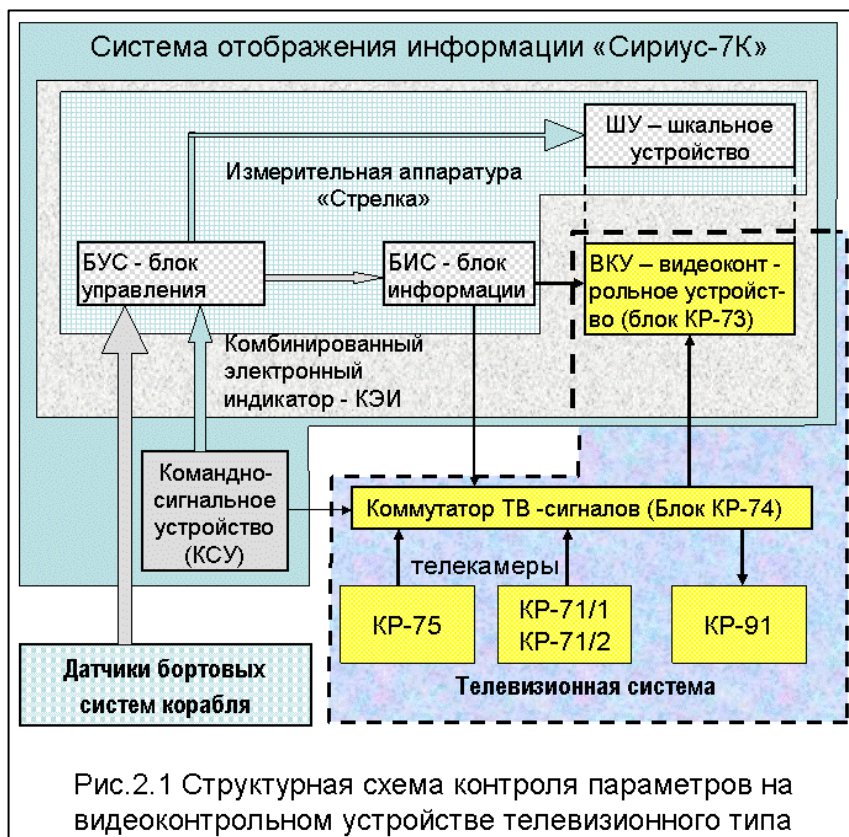
Блок управления предназначен для подключения выходов датчиков к устройствам нормирования и преобразования сигналов, а также для включения на шкальном устройстве ламп подсвета шкал, соответствующих вызываемым параметрам и на именовании систем.

Распределение информационных полей на ШУ и экране ВКУ показано на рис.2.2.

В классе СОИ летательных аппаратов КЭИ - это первый в мире индикатор группового контроля параметров систем и средство представления телевизионной информации.

В режиме контроля параметров он имеет следующие технические характеристики:

- количество этапов (форматов) отображения .....6



- количество измеряемых параметров .....18
- количество одновременно отображаемых параметров.....4
- максимальное количество одновременно отображаемых параметров.....8
- размеры рабочего поля отображения .....84 x 84 мм
- размеры электронных отметок:
  - длинная отметка (риска) .....12 мм
  - короткая отметка..... 8 мм
  - диаметр кольца .....12 мм
  - диаметр точки ..... 1 мм
  - толщина отметок..... 1 мм
- напряжение, снимаемое с потенциометрических датчиков.....0 - +6 (5) в
- напряжение, снимаемое с датчиков системы жизнеобеспечения.... 0 - + 6,2 в
- напряжение, снимаемое с датчиков тангажа и рыскания ..... - 3 - + 3 в
- время непрерывной работы ..... 30 мин, перерыв 60 мин.

Команды выбора режимов работы КЭИ и вызов параметров на контроль задаются непосредственно с КСУ, и поступают в блок БУС, минуя командную матрицу бортового комплекса управления.

Наименования этапов или форматов отображения и формирование шкал измеряемых параметров обеспечиваются оптическим способом с помощью накладного шкального устройства, показанном на рис.2.2.

Виды форматов отображения по этапам показаны на рис.2.3, 2.4, 2.5, 2.6, 2.7, 2.8, 2.9.

Итак, КЭИ – это совершенно новый этап на пути развития СОИ сложных объектов. Это первая в мире в классе летательных аппаратов бортовая multifunctional электронная система отображения аналоговых параметров и телевизионной информации. В настоящее время интерес представляют параметры, которые были выбраны для отображения. Технические же решения представляют только исторический интерес.



Рис. 2.2 Примерный вид шкального устройства (ШУ), которое накладывается на видеопросмотровое устройство. ШУ состоит из нескольких слоев. В слоях формируются шкалы, оцифровка, наименования параметров. В каждом слое расположены лампы подсвета. При вызове параметров какой-либо системы на контроль с помощью этих ламп подсвечивается соответствующий слой.

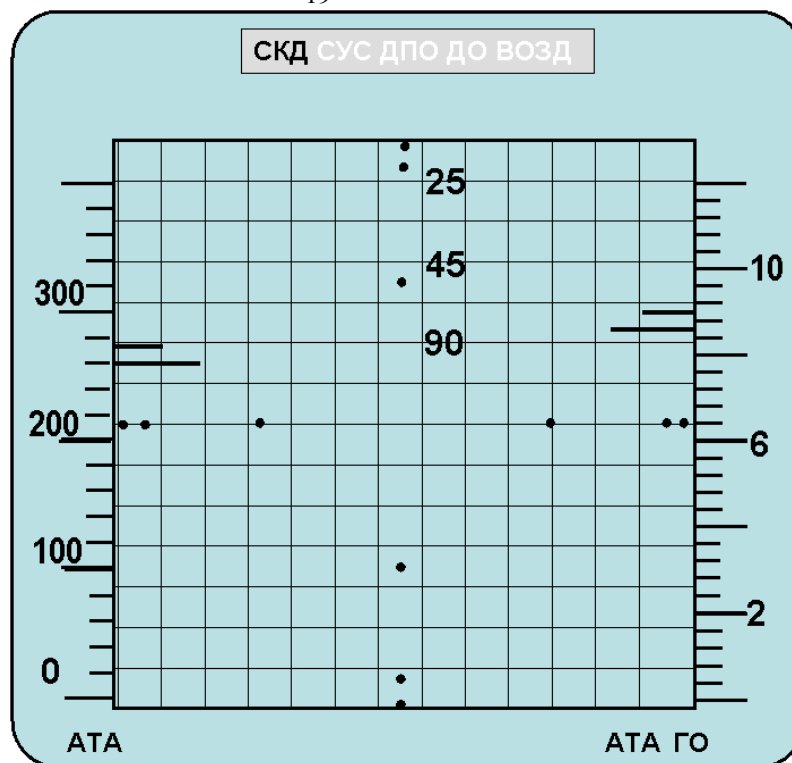


Рис. 2.3 Давление наддува в баллоне 1 – 0 – 350 ат  
 Давление наддува в баллоне 2 – 0 – 350 ата  
 Давление горючего 0 – 10 ата  
 Давление окислителя 0 – 10 ата

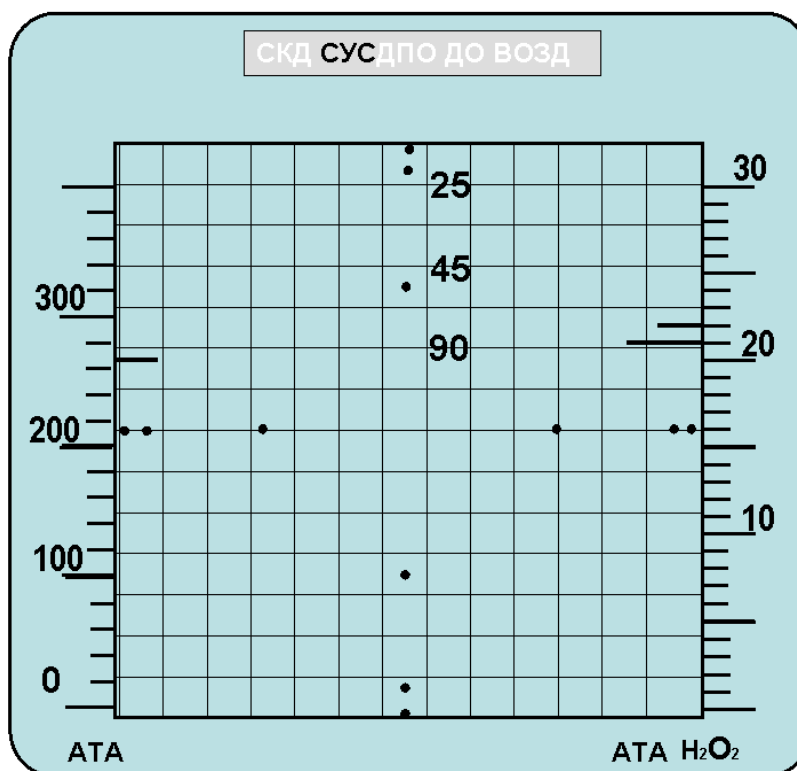


Рис. 2.4 Давление наддува в баллоне СУС 1 – 0 – 350 ата  
 Давление перекиси в баллоне 1 СУС – 0 – 25 ата  
 Давление перекиси в баллоне 2 СУС – 0 – 25 ата

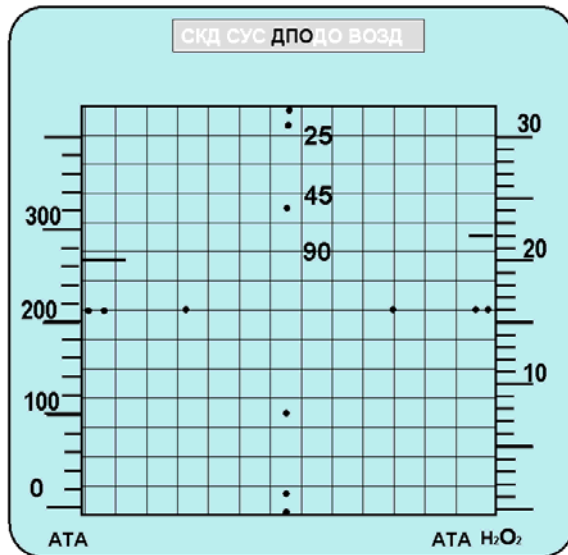


Рис. 2.5 Давление наддува в баллонах ДПО - 0 - 350 ата  
Давление перекиси в баллонах ДПО - 0 - 25 ата

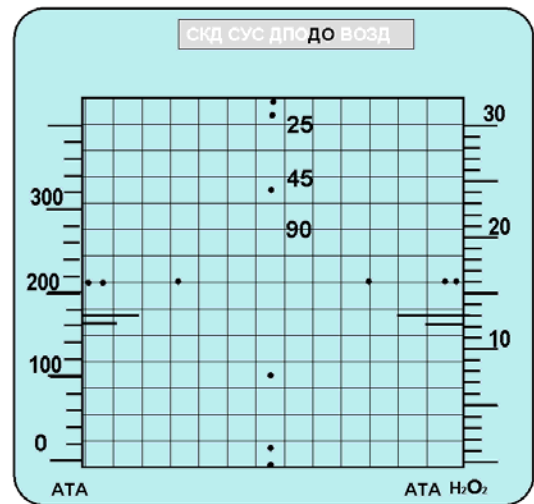


Рис.2.6 Давление наддува в баллоне 1 ДО - 0 - 350 ата  
Давление наддува в баллоне 2 ДО - 0 - 350 ата  
Давление перекиси в баллоне 1 ДО - 0 - 25 ата  
Давление перекиси в баллоне 2 ДО - 0 - 25 ата

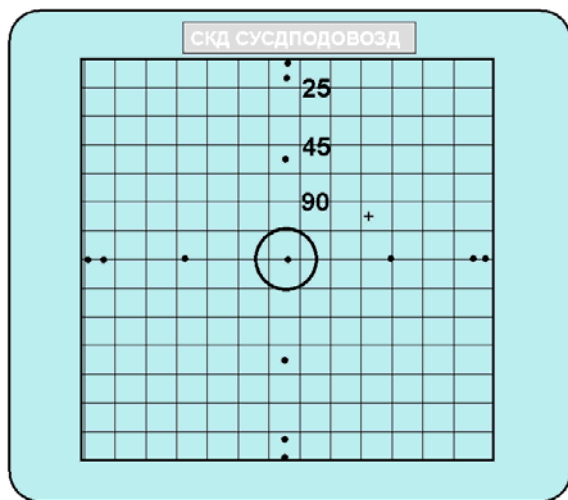


Рис. 2.7 Тангаж - - 10 - + 10 град  
Рыскание - - 10 - + 10 град

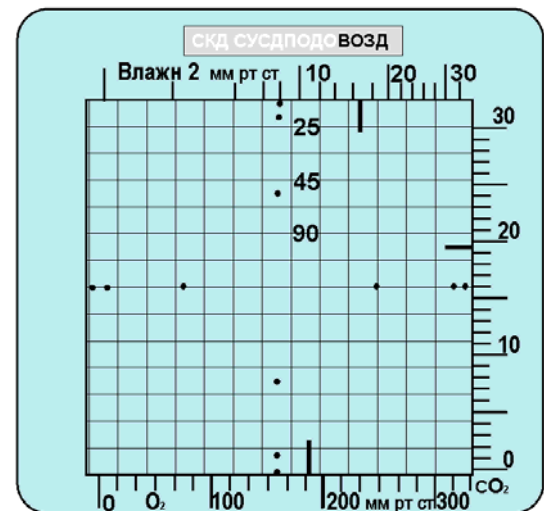


Рис. 2.8 Влажность 1 - 35 мм. рт. ст.  
Кислород O2 0 - 360 мм. рт. ст.  
Углекислый газ CO2 0 - 30 мм. рт. ст.

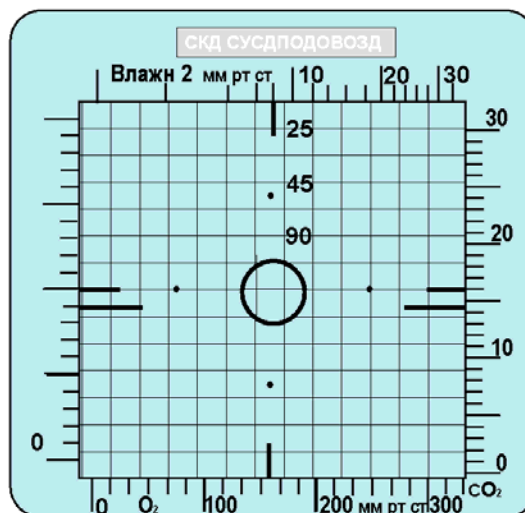


Рис. 2.9 Тестовый контроль КЭИ

### **3. Индикатор контроля программ - ИКП**

Индикатор программ ИКП предназначен для контроля прохождения программ, которые задаются бортовым программно-временным устройством (ПВУ), и позволяет космонавту определить:

- наименование и содержание контролируемой программы,
- текущее время программы и время выполнения команд для пяти программ,
- время подачи некоторых команд с пульта управления,
- исполнение команд системами объекта,
- исправность индикаторной панели ИКП.

Задача контроля прохождения программ состоит в определении космонавтом возможных отказов в работе систем и ПВУ и своевременной выдачи управляющих команд с помощью КСУ или специальных кнопок, расположенных на приборной доске.

Отказом ПВУ является невыдача команды в заданное время. Отказ системы – это неисполнение системой команды, выданной ПВУ.

Контролируемая программа представляет собой набор команд, подлежащих исполнению системами объекта в определенное время и в определенной последовательности.

Порядок следования команд в программах и время их исполнения задаются ПВУ.

Контроль прохождения программ по прибору ИКП осуществляется космонавтом визуально.

Для этого на лицевой панели прибора, выполненной на основе электролюминесценции, высвечиваются временная шкала с индексом временного отсчета, наименованием программы, содержание программы в виде перечня команд, подлежащих выполнению, с привязкой каждой команды к минутным меткам шкалы текущего времени, и индексы выполнения команд.

Виды отображаемой информации на ИКП показаны на рис.3.1 (режим контроля ИКП), 3.2 (программа «Спуск 1»). Другие программы показаны на рис.3.3, 3.4, 3.5, 3.6, 3.7, 3.8, 3.9, 3.10.

Ряд программ работает самостоятельно, а программа «Астроориентация» - только совместно с определенными программами. При этом она может включаться в произвольное время в течение 20 минут относительно момента включения совместно контролируемых с ней программ (перед, после или одновременно). Команды этой программы расположены в определенной последовательности, но не привязаны к временной шкале, т.е. их исполнение по времени не контролируется.

Выбор программ задается по командной радиолинии с Земли или космонавтом с помощью КСУ. По включению какой-либо из программ индекс вре-

менного отсчета начинает перемещаться вдоль шкалы текущего времени с периодичностью 1 минута.

При достижении индексом временного отсчета минутной метки, к которой «привязана» какая-либо команда, в случае исполнения команды системой должен погаснуть соответствующий индекс исполнения. Исполнение ряда команд сигнализируется на лицевой панели прибора загоранием соответствующих надписей. Если сигнализатор не загорелся (или не погас), космонавт должен подать соответствующую команду с КСУ.

Прибор работает в 2-х режимах:

- режим ожидания контроля (ОК),
- режим контроля выбранной программы (КВП).

В режиме ОК может проводиться только контроль исправности прибора. При поступлении команды «Контроль ИКП» на лицевой панели высвечиваются все содержащиеся на ней надписи, условные обозначения и индексы. Одновременно вдоль временной шкалы перемещается индекс временного отсчета от нулевой до 85-ой минутной метки. После достижения последней метки прибор возвращается в исходное состояние.

Оригинальна конструкция прибора. Его основу составляет силовой каркас, выполненный из легкого сплава, к которому с одной стороны крепится лицевая панель, а с другой – пенополиуретановые платы. На этих платах, которые одновременно являются амортизирующим основанием, с помощью эпоксидного клея крепятся детали электросхемы. Задней крышкой прибора является пенополиуретановая плата.

Индикаторная панель состоит из рамки, выполненной из легкого сплава, в которую помещено стекло с нанесенным на него слоем электролюминофора. Стекло является первым электродом. Вторые электроды имеют конфигурацию наименований, индексов, символов. Собственно эти электроды и являются носителем информации. Схема ИКП – это схема управления определенными наборами электродов. Электроды залиты эпоксидной смолой.

До появления жидкокристаллических индикаторов электролюминесцентные приборы типа ИКП оставались уникальными не только своими информационными возможностями, малыми габаритами, малым весом, но и малым потреблением. Так, ИКП СОИ "Сириус-7К" вместе с его статическим преобразователем, который устанавливался отдельно, потреблял в рабочем режиме 400-600 ма, в режиме контроля – 420 ма при напряжении питания 27 в постоянного тока.

Способом отображения информации, принятом в ИКП, открывается новое направление в построении человеко-машинных систем. Здесь следует обратить внимание на два момента:

- это программно-временной способ автоматического управления с обеспечением визуального контроля исполнения программ и активное участие человека в реализации заданных программ управления, направленных на достижение заданных целей.
- второе, это способ визуального представления информации в виде заданных последовательной выдачи команд, не привязанных ко времени и различного рода подсказок.

По своей сущности форматы ИКП заменяют космонавтам инструкцию, которой они вынуждены пользоваться при отсутствии такой индикации. Таким образом, ИКП может быть отнесен к классу электронных инструкторов или к системам поддержки операторов.

Автор, являясь одним из ведущих разработчиков системы управления тренажера ТДК-7К для подготовки космонавтов по программе "Союз-7К" в ЦПК им. Ю.А. Гагарина, свидетельствует, что ИКП существенно упрощает реализацию процедур управления, и является удобным инструментом при вводе системы в эксплуатацию.

Введение программно-временного способа управления и контроля на уровне панели пульта является одним из важнейших достижений пилотируемой космонавтики. Его применение в системах управления технических систем различного назначения оказывает решающее влияние на организацию деятельности человека в этих системах. Однако данный способ контроля и управления, эффективность которого подтверждена опытом эксплуатации СОИ "Сириус" на тренажерах и в условиях реального полета, в дальнейшем не получил широкого распространения.

Одна из причин - высокая трудоемкость приборной реализации изменений, вводимых в программы управления.

При переходе на компьютерные технологии эта сложность устраняется. Тем не менее программно-временной способ отображения не получил своего развития и при создании электронной СОИ 5-го поколения – СОИ ПКА "Союз-ТМА", т.е. более, чем через 30 лет после внедрения СОИ "Сириус-7К". Основная причина этого парадоксального явления это своеобразное, специфическое для пилотируемой космонавтики России, отношение головного предприятия в области пилотируемой космонавтики к роли космонавтов на борту пилотируемого объекта и неспособность системы, например в лице институтов Академии наук, изменить эту ситуацию.

Итак, ИКП – первый многорежимный прибор, с помощью которого совместно с КСУ впервые в практике создания эргатических систем был реализован программно временной способ контроля и управления процессами. Эти принципы, по мнению автора, основанном на результатах собственных исследований и исследований советского ученого Г.В. Коренева являются фундаментальными для перспективных систем управления.

# Виды индикации на ИКП

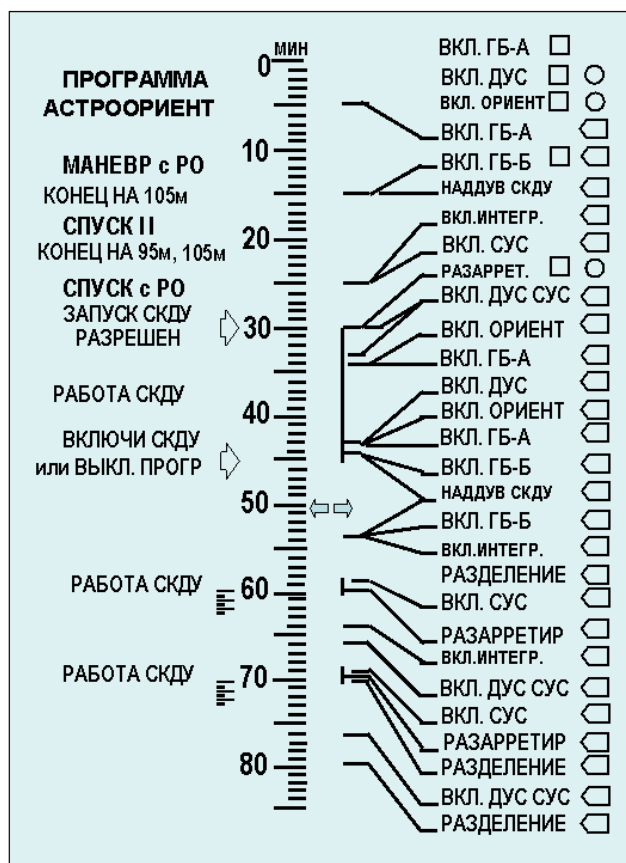


Рис. 3.1 Режим контроля ИКП

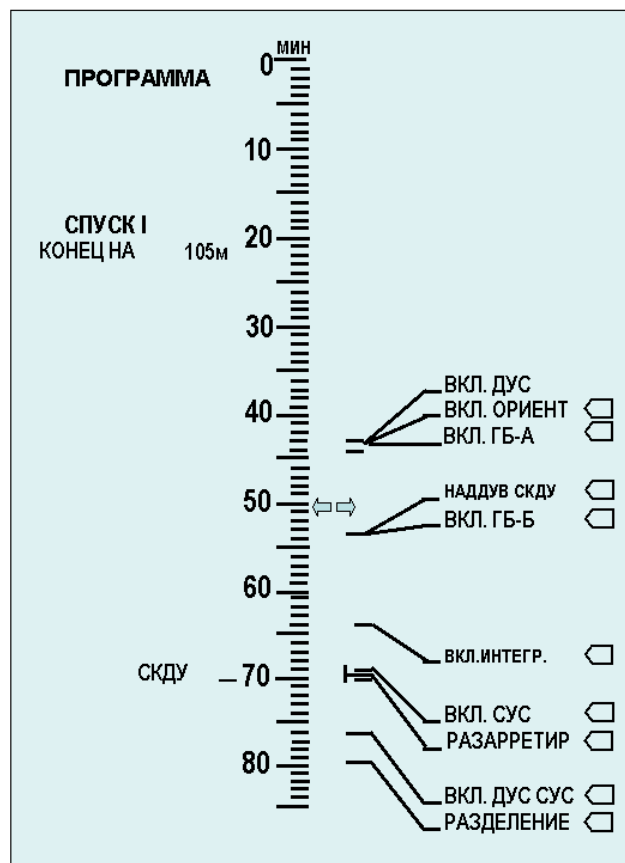


Рис. 3.2 Программа «Спуск 1»

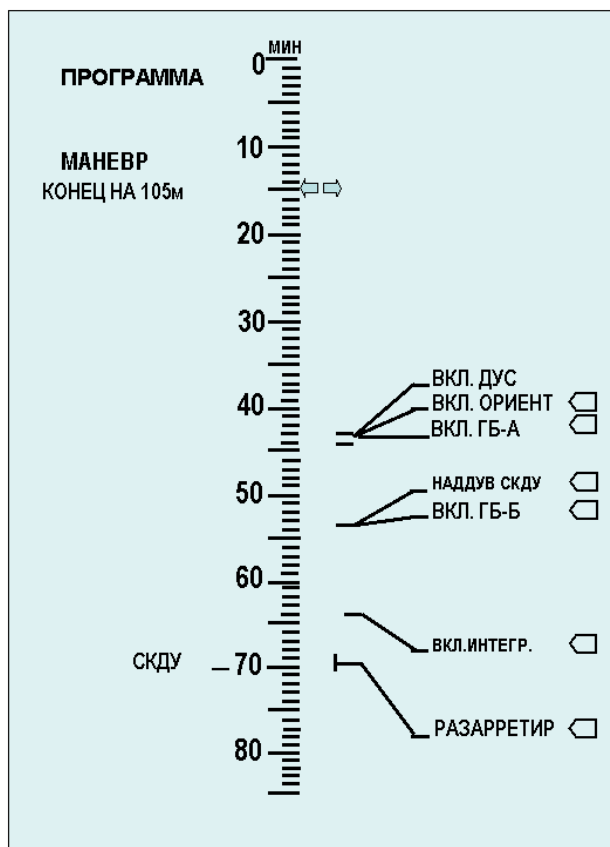


Рис. 3.3 Программа «Маневр»

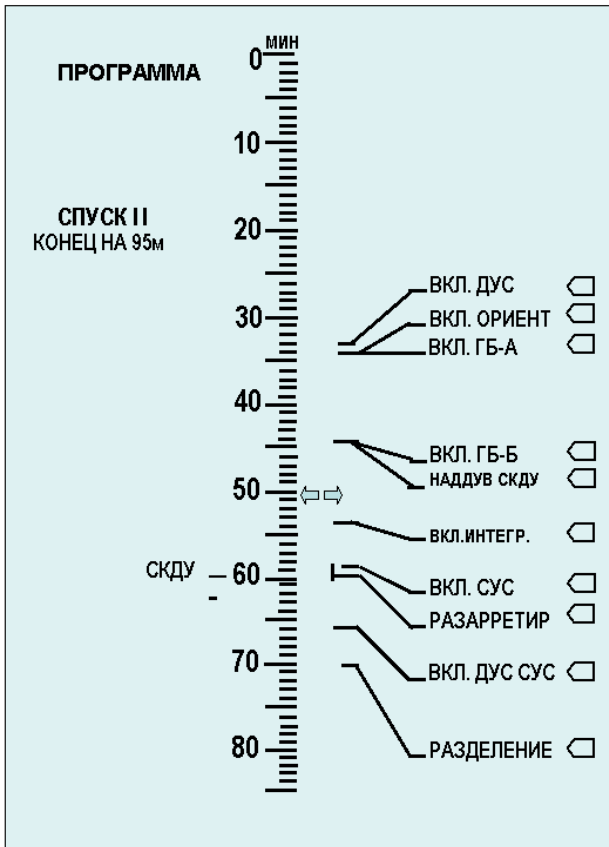


Рис. 3.4 Программа «СПУСК 2»



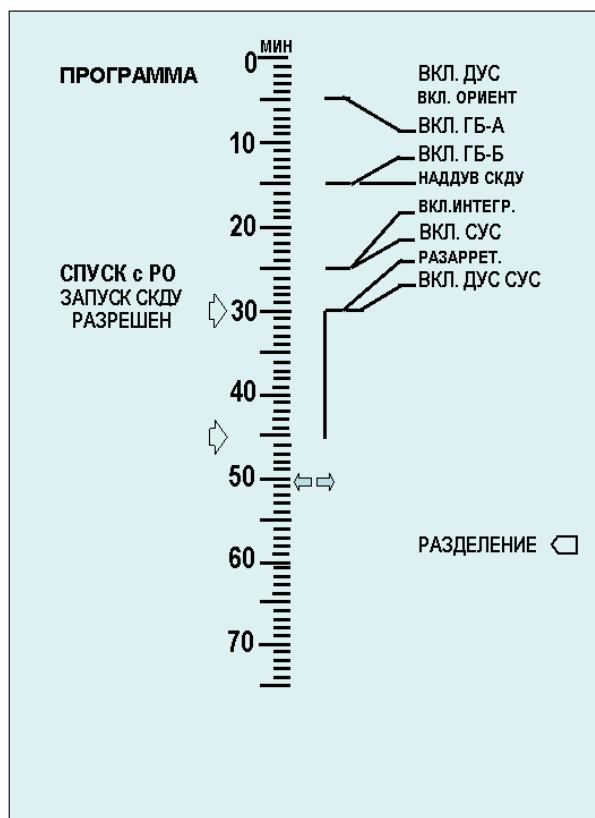


Рис. 3.5 Программа «СПУСК с ручной ориентацией»

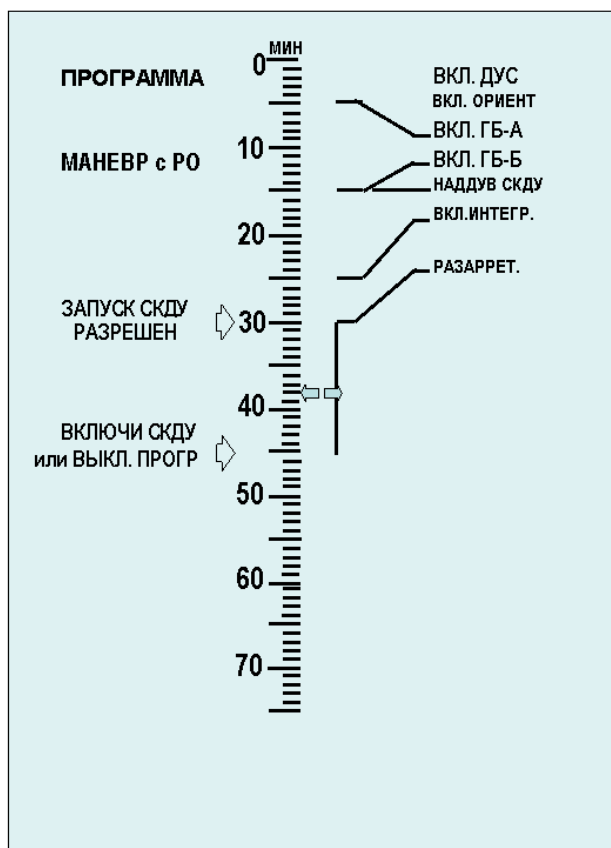


Рис. 3.6 Программа «МАНЕВР с ручной ориентацией»

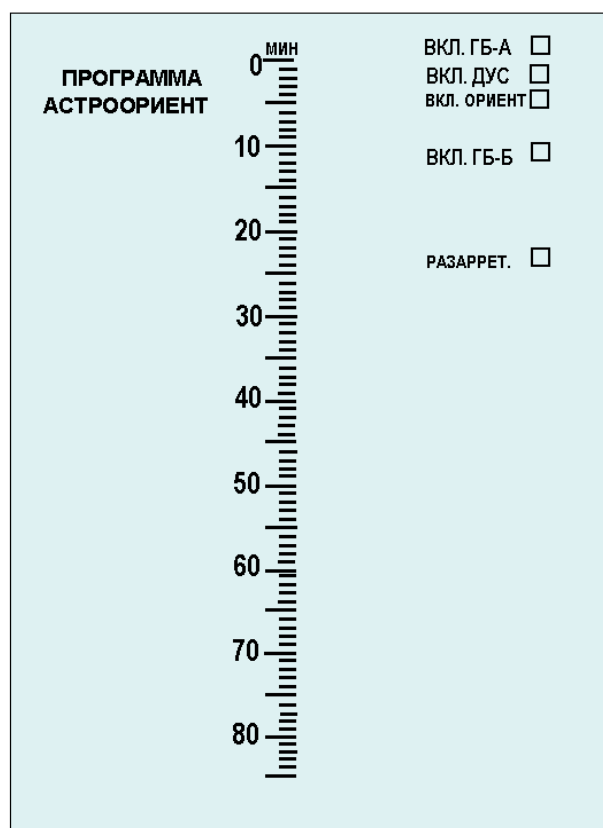


Рис. 3.7 Программа «АСТРООРИЕНТАЦИЯ». Данная программа работает совместно с программами спуска и маневра

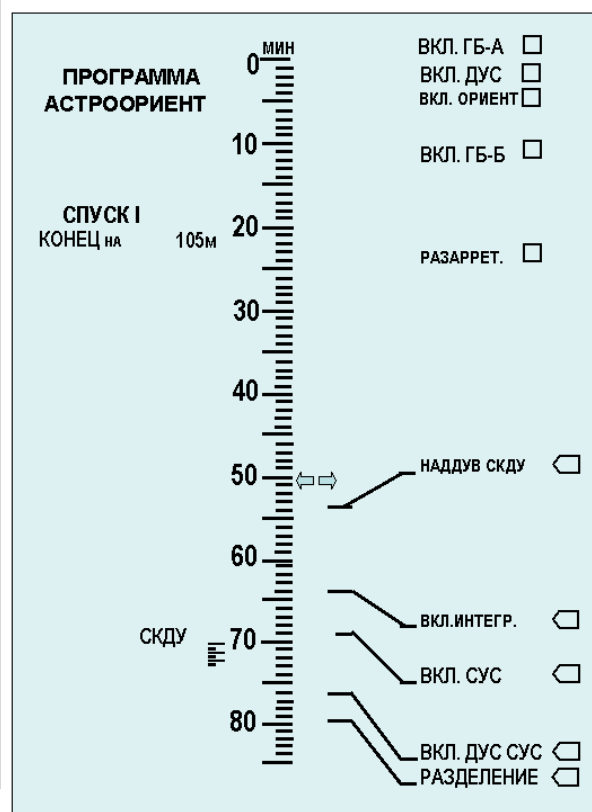


Рис. 3.8 Программа «АСТРООРИЕНТАЦИЯ. Спуск 1»

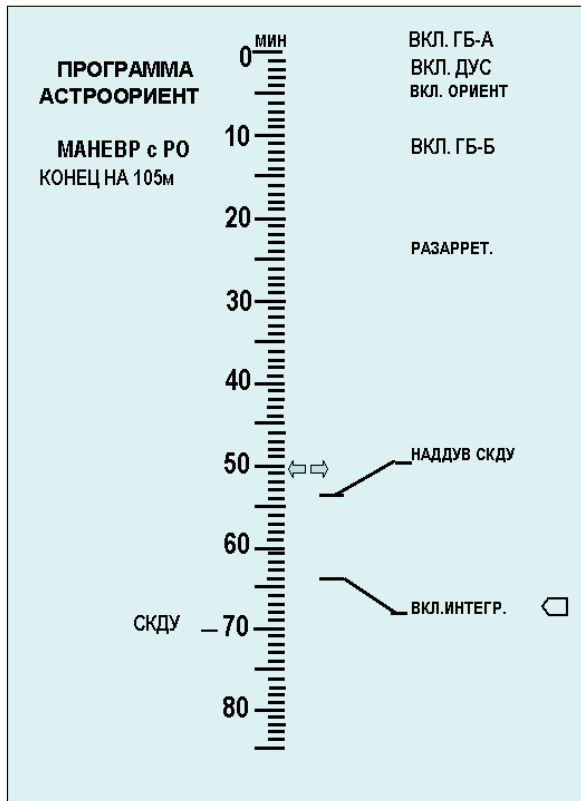


Рис. 3.9 Программа «АСТРООРИЕНТАЦИЯ. Маневр с ручной ориентацией»

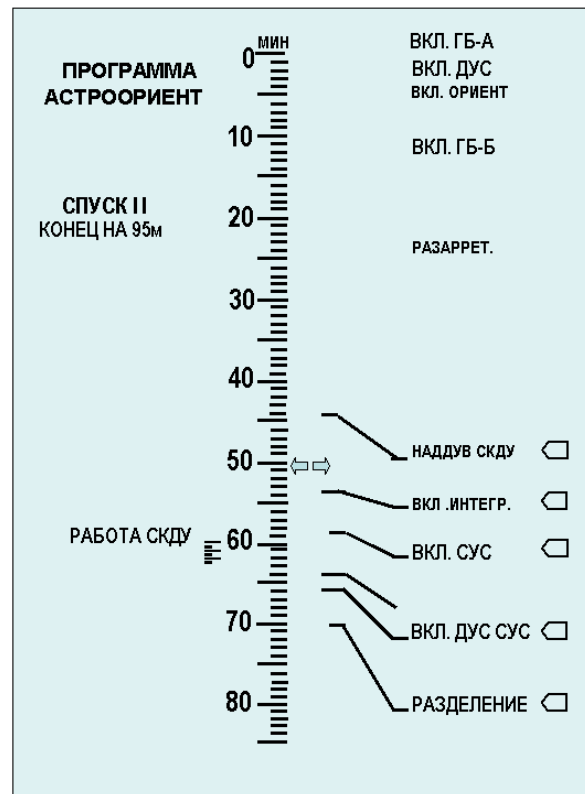


Рис. 3.10 Программа «АСТРООРИЕНТАЦИЯ. Спуск 2»

#### 4. Блок цифровой информации - БЦИ

БЦИ предназначен:

- для контроля процесса ввода уставок в гироблоки объекта на этапе автоматической коррекции траектории полета,
- для ручного ввода уставок в гироблоки на этапе ручной коррекции траектории,
- для контроля ресурса рабочего тела в баллонах корректирующих двигателей,
- для сигнализации о работе резервного двигателя СКД,
- для выдачи команды аварийного остатка рабочего тела в СКД «150,0 м/сек

Теоретический чертеж лицевой панели БЦИ показан на рис.4.1., а фотография на рис.4.2.

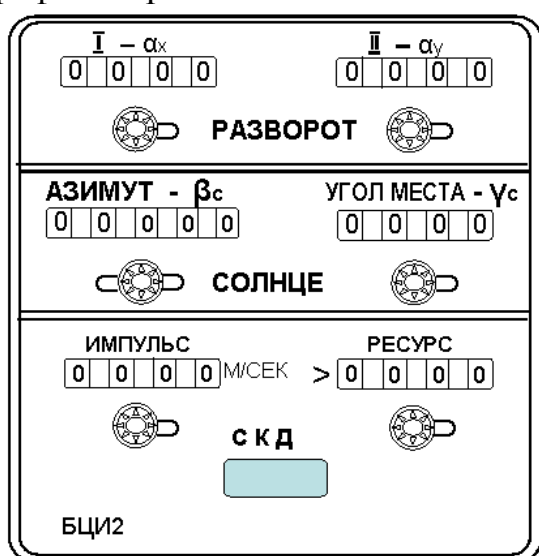


Рис. 4.1 Теоретический чертеж БЦИ



Рис. 4.2 Внешний вид БЦИ

В состав прибора входят шесть электромеханических десятичных счетчиков последовательного счета импульсов барабанного типа с электромагнитным шаговым приводом и электролюминесцентный сигнализатор с надписью «Резервный СКД».

Пять счетчиков, предназначенных для контроля вводимых уставок, имеют по 2 шаговых привода, что позволяет вести счет импульсов как в прямом, так и в обратном направлении.

Шестой счетчик («ресурс СКД»), предназначенный для контроля остатка рабочего тела в баллонах СКД, работает только в режиме обратного счета. На этапе автоматической коррекции траектории полета на вход счетчиков уставок в число-импульсном коде поступают значения углов разворота астрокупола по азимуту и углу места Солнца –  $\beta_c$  и  $\gamma_c$ , углов разворота объекта относительно связанных осей –  $\alpha_x$  и  $\alpha_y$  и значения уставки на отработку двигателей коррекции (импульс СКД).

Счетчики уставок в этом режиме являются индикаторами, по показаниям которых космонавт может судить о величине и направлении действия импульса корректирующих двигателей, необходимого для заданного изменения траектории полета корабля.

На этапе ручной коррекции космонавт вводит уставки вручную с помощью специальных кремальер. Величина уставок сообщается с Земли. При вводе счетчики работают в обратном режиме. Ввод прекращается по достижению нуля, когда с соответствующего счетчика поступает сигнал об обнулении. Частота считывания 16,66 гц. Передаточное отношение от шагового привода к барабану младшего разряда счетчика выбрано таким, что поступление одного импульса изменяет показание счетчика на 0,044 м/сек, что соответствует реальному приращению скорости при работе двигателей в течение времени, равном периоду одного импульса частоты 16,66 гц.

При достижении на счетчике величины 150.0 м/сек срабатывает контактное устройство, выдавая сигнал об аварийном остатке рабочего тела СКД.

При работе резервного двигателя на лицевой панели БЦИ загорается электролюминесцентный сигнализатор «резервный СКД».

#### **Выводы к разделу 4**

Прибор БЦИ, также как и КСУ, КЭИ и ИКП, является многофункциональным прибором, с помощью которого решались сложные задачи наведения и управления. Это прибор прямого контроля и управления. В настоящее время для решения задач ввода данных и их контроля решаются другими средствами, но функции почти те же. Функции имеют значение и для перспективных систем, а конструкция - только для истории.

### 5. Индикатор навигационный космический – ИНК

ИНК предназначен для выдачи космонавту следующей информации:

- текущее местоположение корабля – точка земной поверхности, над которой находится корабль в данный момент,
- предполагаемое место посадки корабля при включении в данный момент тормозной двигательной установки (ТДУ),
- количество оборотов вокруг Земли, совершенных с момента выхода на орбиту,
- зоны радиовидимости радиостанций КВ и УКВ,
- физико-географические условия районов местоположения и места посадки,
- в



Рис. 5.1 Индикатор навигационный космический

входа или выхода из тени,

На рис.5.1 показан внешний вид ИНК, где:

1. Окно с перекрестием для обзора и отсчета координат по глобусу.
2. Индикатор долготы местоположения корабля относительно поверхности Земли.
3. Переключатель режимов работы прибора: «МП» – место посадки, «З» – Земля, «Выкл».
4. Счетчик периода орбитального движения корабля.

5. Переключатель разрядов счетчика периода орбитального движения корабля.
6. Рукоятка ввода заданного периода орбитального движения корабля.
7. Счетчик числа витков вокруг Земли. Емкость счетчика 999,9.
8. Рукоятка ввода или сброса числа витков на счетчике.
9. Рукоятка установки заданного угла посадки.
10. Индикатор заданного угла посадки.
11. Рукоятка «Орбита» для поворота глобуса вокруг орбитальной оси. Используется для начальной выставки координат положения корабля относительно земной поверхности.
12. Рукоятка «Э» - рукоятка вращения глобуса вокруг суточного вращения. Используется для начальной выставки координат положения корабля относительно земной поверхности.
13. Рукоятка «установ. СТ» - рукоятка установки времени, оставшегося до входа или выхода корабля из тени Земли.
14. Индикатор времени, оставшегося до входа или выхода корабля из тени Земли.
15. Рукоятка «тень-свет» - рукоятка установки времени нахождения корабля в тени Земли (в процентном соотношении к периоду орбиты).
16. Индикатор широты местоположения корабля относительно поверхности Земли.
17. Электролюминесцентный сигнализатор «Место посадки». Включается после перевода переключателя 3 в положение «МП».

По принципу действия индикатор представляет собой программное электромеханическое устройство, воспроизводящее движение глобуса земли относительно двух осей: оси орбитального движения корабля и оси суточного вращения Земли. Прибор имеет достаточно сложную кинематику, с помощью которой в частности реализуются следующие математические зависимости:

- движение шкалы широты  $\varphi$ :

$$\varphi = \arcsin \left( \sin i \times \sin \frac{2\pi}{T} \right)$$

- движение шкалы долготы

$$\lambda = \arctg \left( \cos i \times \tg \frac{2\pi}{T} \right) + \Omega t + \lambda_0, \text{ где}$$

$i$  – угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора,

$\varphi$  – период обращения корабля в плоскости орбиты,

$\Omega$  – угловая скорость вращения Земли с учетом прецессии орбиты,

$t$  - время полета с момента пересечения кораблем экватора,

$\lambda_0$  – долгота восходящего узла.

Движение на оси орбитального движения корабля и суточного вращения Земли передается через редуктор от двух шаговых электромагнитов, работающих от импульсов, поступающих от единого временного устройства корабля.

Один оборот глобуса относительно оси суточного вращения происходит за время, равное звездным суткам с учетом прецессии орбиты относительно земной оси, вызванной несимметричностью гравитационного поля Земли.

Относительно оси орбиты глобус вращается с периодом, равным периоду обращения корабля вокруг Земли.

Таким образом, траектория движения корабля относительно поверхности Земли получается как результат сложения двух вышеуказанных движений.

Конструкцией прибора предусмотрена возможность коррекции орбитального движения корабля в диапазоне  $\pm 5$  мин с дискретностью  $\pm 0,01$  мин.

Местоположение корабля определяется на карте глобуса под центральным перекрестием остекления прибора либо с помощью вращающихся шкальных устройств широты и долготы. Эти устройства связаны с механизмом орбитального и суточного вращения глобуса.

Место посадки корабля индицируется при повороте глобуса относительно орбитальной оси на угол, который определяется траекторией полета корабля с момента включения тормозной двигательной установки (ТДУ) до момента приземления, и относительно оси полюсов на угол, соответствующий повороту Земли за счет суточного вращения за время движения объекта по баллистической траектории спуска.

Переключение ИНК с режима индикации местоположения на режим индикации места посадки и обратно производится космонавтом вручную с помощью переключателя режимов работы прибора.

Прибор имеет механизм ручной корректировки периода обращения глобуса относительно орбитальной оси при отклонении обращения от номинального. Перед стартом устанавливается расчетное значение периода обращения. Предполагается, что орбита круговая.

Коррекция проводится на первых витках полета по данным Земли после уточнения наземной службой баллистического обеспечения полета параметров орбиты. Перед коррекцией глобус выключается, производится выставка заданных координат. Затем ИНК включается космонавтом в заданное время – расчетное время пролета над точкой земной поверхности с заданными координатами.

На карту наносятся белые круги – местоположение наземных измерительных пунктов (НИП). На первых этапах развития космонавтики координаты НИП относились к сведениям совершенно секретным, и поэтому долгое время операция наклейки НИП проводилась непосредственно на космодроме. Операция требовала большой аккуратности, и выполнял ее, как правило, высококвалифицированный рабочий А.Болтов – представитель предприятия – изготовителя ИНК (г. Ленинград). В последующем эта операция выполнялась до отправки приборной доски заказчику специалистами меньшей квалификации.

Важным для полета является знание времени до входа в тень и выхода из тени, время нахождения в тени. Эта важность обусловлена тем, что основные операции по сближению и стыковке должны выполняться на освещенной стороне.

Индикация вышеуказанных параметров в процентном отношении к периоду обращения обеспечивается с помощью механизма «свет-тень», состоящего из внутренней темной шкалы и внешнего светлого кольца, движение которого синхронизировано с движением глобуса вокруг орбитальной оси.

На наружном светлом кольце нанесена шкала от 0 до 48% орбитального периода, разградуированная через каждые 2%. На темном внутреннем кольце нанесена черно-белая шкала от 0 до 50% орбитального периода, разградуированная через каждые 2%.

Время, оставшееся до входа и выхода из тени Земли устанавливается в диапазоне 0 – 20 мин.

Другие характеристики ИНК:

1. Работает ИНК от генератора прямоугольных импульсов амплитудой  $27^{+7}_{-8}$  в, частотой следования 1 Гц и длительностью  $100 \pm \text{мсек}$ .
2. Период суточного вращения глобуса составляет 23 часа 35 мин 52 сек.
3. Период орбитального движения может устанавливаться в диапазоне 86,85 мин – 96,85 мин с дискретностью  $\pm 0,01$  мин.
4. Угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора  $51^{\circ}46'$  (в последующем выпускались ИНК с другими наклонами орбиты).
5. Погрешность счетчика витков не более  $\pm 0,1$  витка.
6. Карта цветная с кодированием:
  - водного пространства (голубой),
  - суши, низменностей и возвышенностей до 1000 м над уровнем моря (желтый),
  - возвышенности от 1000 м до 3000 м над уровнем моря (светло-коричневый),
  - возвышенностей свыше 3000 м (темно-коричневый),
  - красные линии – границы СССР, фиолетовые линии – границы стран социалистического лагеря, черные линии – границы США,
  - масштаб карты 1: 100. 000. 000 (1 см – 1000 км),
7. Координатная сетка глобуса нанесена следующим образом:
  - широты нанесены через каждые  $10^{\circ}$  и оцифрованы до  $70^{\circ}$  с повторением через каждые  $30^{\circ}$  по долготе,
  - меридианы нанесены через каждые  $15^{\circ}$  и оцифрованы до  $20^{\circ}$  с.ш. и  $20^{\circ}$  ю.ш. через  $15^{\circ}$  и до  $60^{\circ}$  с.ш. и  $60^{\circ}$  ю.ш. через  $30^{\circ}$ ,
  - параллель, соответствующая  $20^{\circ}$  с.ш. разградуирована через  $1^{\circ}$ ,
  - диаметр кружков с номерами УКВ радиостанций – 4 мм с черными цифрами шрифтом №3.



- кружками отмечены города Москва, Киев, Алма-Ата, Новосибирск, Хабаровск, с которыми может поддерживаться радиосвязь по каналу КВ.
8. Шкала для отсчета широты местоположения корабля разградуирована через  $2^{\circ}$ , причем поле шкалы, соответствующее северной широте, окрашено в синий цвет, а поле шкалы, соответствующей южной широте – в желтый цвет.
  9. Инструментальная погрешность определения местоположения корабля по глобусу не более 100 км.
  10. Погрешность определения предполагаемого «места посадки» не более 150 км.
  11. Погрешность индикатора при повороте из положения «места посадки» в режим «места положения» не более 200 км.

### **Выводы к разделу 5.**

По мнению не только автора данной работы, но и многих космонавтов и специалистов НПО РКК «Энергия», ЦКБМЭ г. Реутов, РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина, СОКБ ЛИИ и других, ИНК – красивый и очень важный для полета прибор. Информация, представляемая на нем, и задачи которые решаются с его использованием, имеет фундаментальное значение для обеспечения деятельности космонавтов в условиях реального космического полета и обеспечения его безопасности.

Тем не менее этот прибор имеет существенный недостаток: в нем реализована схема полета по круговой орбите, и потому не может быть использован при полете по некруговым. Этот недостаток особенно проявлялся при полете по переходным траекториям на этапах сближения и стыковки. Вследствие этого ряд космонавтов требовали его снятия с приборной доски. Однако до перехода на электронную СОИ пятого поколения на «Союз-ТМА» это не могло быть принято, так как при потере связи с Землей ИНК оставался единственным средством, с помощью которого космонавты могли решить задачу посадки в заданном районе.

Фундаментальное значение имеют функции, которые решались с помощью ИНК. Эти функции практически в полном объеме перенесены в СОИ нового поколения и отнесены, как и прежде, к главным параметрам СОИ.

## 6. Ручки управления - РУ

В составе системы две ручки управления: РУл – ручка левая и РУп- ручка правая.

РУл – ручка левая предназначена для управления продольными перемещениями корабля: вверх-вниз, вправо-влево. Для перемещения назад-вперед на ручке установлен тумблер.

РУп- ручка правая (см. рис.6.1 –ручка в кожухе, который одевается на ручку для защиты от случайных нажатий и повреждения и рис.6.2 – ручка без кожуха) предназначена для управления ориентацией корабля по крену, тангажу и рысканию.



Рис. 6.1



Рис. 6.2

Ручка правая обеспечивает ориентацию корабля в двух режимах:

- режим ориентации на орбите с использованием датчиков угловых скоростей (ДУС-ов),
- режим ориентации с малыми угловыми скоростями с использованием блока минимальных импульсов (БМИ).

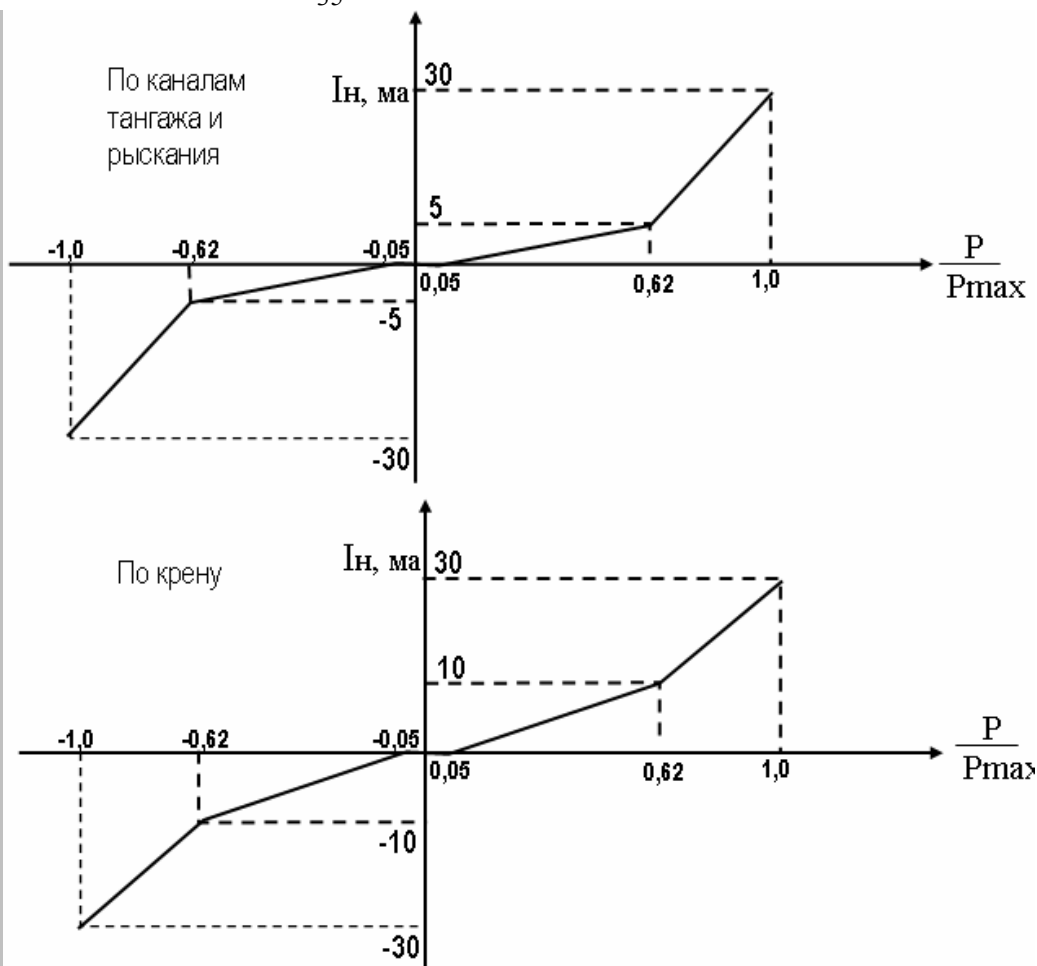
Для управления ориентацией корабля с использованием ДУС-ов в ручке имеются три потенциометра, которые обеспечивают пропорциональное управление кораблем относительно осей «Х», «У», «Z» (крен, рыскание, тангаж).

Рычаг ручки имеет три вращательных степени свободы, что позволяет производить координированные развороты одновременно по трем осям.

Максимальное отклонение рычага рукоятки по тангажу (вверх-вниз) и рысканию (влево-вправо) составляет  $\pm 32^\circ$ , по крену (по часовой стрелке – против часовой стрелки) -  $\pm 62^\circ$  при длине рычага 100мм.

В нейтральном положении рычага рукоятки выходной сигнал, снимаемый с потенциометров, равен нулю и зона нечувствительности равна  $\pm 5\%$  от максимального отклонения рычага.

Управляющим сигналам 5 ма, 10 ма и 30 ма соответствуют угловые скорости 0,5 град/сек, 1 град/сек и 3 град/сек соответственно. Электромеханические характеристики потенциометров имеют два линейных участка (см. рис.6.3).



Электромеханические характеристики потенциометров правой ручки (РУП) – ручки управления ориентацией.

$I_n$  – ток в нагрузке потенциометра

$P$  – текущее отклонение рычага рукоятки,

$P_{max}$  – максимальное отклонение рычага рукоятки

Рис. 6.3

На первом участке происходит медленное увеличение управляющего тока в зависимости от отклонения рычага рукоятки. Это дает возможность управлять поворотом корабля с малыми угловыми скоростями на этапе причаливания и стыковки.

Второй участок используется для грубой ориентации.

Усилия перемещения рычага по тангажу и рысканию составляет 200-300 гсм, по крену – 400-600 гсм. В точке, соответствующей  $0,62 \frac{P}{P_{max}}$ , усилие перемещения рычага рукоятки импульсно возрастает примерно на 100 гсм, по тангажу и рысканию, по крену - на 200 гсм. Таким образом космонавт получает информацию о переходе на режим грубой ориентации.

Для удобства пользования в ручке предусмотрена фиксация рычага рукоятки в нейтральном положении и при максимальном отклонении его по всем направлениям каждого из каналов. При отпускании рычага в положении между фиксированными он возвращается в нейтральное.

Управление ориентацией корабля с малыми угловыми скоростями с использованием БМИ осуществляется при замыкании 6 пар нормально-разомкнутых контактов по 2 пары на каждый канал управления.

Замыкание одной пары контактов происходит при максимальном отклонении рычага рукоятки по соответствующему направлению.

Конструктивно три степени свободы рычага обеспечиваются карданным узлом, одной из вилок которого является сам рычаг управления.

Ручка левая РУЛ предназначена для управления перемещением центра масс корабля по осям «Х», «У», «Z».

Ручка имеет две степени свободы (вверх-вниз, влево-вправо) – управление по осям «У», «Z» - и работает в релейном режиме. Управляющие сигналы в систему управления поступают после замыкания контактов в результате максимального отклонения ручки от себя- на себя (вверх-вниз) – перемещение корабля по оси «У», или влево-вправо- перемещение корабля по оси «Z». Максимальные углы отклонения рычага рукоятки по этим осям – 20 град при длине рычага 100 мм.

Для удобства пользования в ручке предусмотрена фиксация рычага рукоятки в нейтральном положении и при максимальном отклонении его по всем направлениям. При отпускании рычага в положении между фиксированными он возвращается в нейтральное.

Разгон и торможение объекта на орбите (перемещение по оси «Х») осуществляется с помощью нажимного трехпозиционного тумблера.

Внешне конструкция РУЛ и РУП похожи.

### ***Выводы к разделу 6 и немного о казусах развития средств СОИ в данном направлении.***

Впервые в мировой практике летательных аппаратов были созданы компактные пальчиковые ручки дистанционного управления движением объекта. Характеристики ручек адаптированы под двигательные возможности рук человека.

К научному обоснованию требований к ручкам управления были привлечены ряд институтов страны, ведущим из которых был институт физиологии АН СССР им. Павлова. Конструкция ручек и их производство были отработаны на одном из авиационных предприятий (ОКБТиЗ) в г. Ленинграде.

В СОКБ ЛИИ был образован и успешно работал коллектив талантливых инженеров, конструкторов и технологов – настоящих энтузиастов аппаратного и эргономического обеспечения контура ручного управления. Главный конструктор С.Г. Даревский лично уделял большое внимание этому направлению. Это внимание привело к тому, что однажды услышав от С.Г Даревского фразу о том, что тот (Даревский), дескать, делает систему ручного управления космического корабля, Б.В. Раушенбах – в то время главный руководитель работ по

созданию систем управления космических кораблей - возмутился и потребовал от руководства ОКБ-1 отобрать ручки у Даревского. Это было сделано. Конструкция была «срисована» с ручек СОИ «Сириус-7К», и практически без изменения применяется в отечественной пилотируемой космонавтике до настоящего времени.

К ручкам было много нареканий со стороны космонавтов – бывших профессиональных летчиков. С очень большой осторожностью они воспринимались в авиации.

Тем не менее, понимая перспективность и важность ручек управления в контуре ручного управления летательных аппаратов, в СОКБ ЛИИ это направление развивалось в интересах космонавтики и авиации. На этом пути под руководством А.П. Сопина были получены хорошие результаты. К работам дополнительно были привлечены видные ученые, в том числе М.И. Бойко (институт АН СССР им. Павлова), Б.А. Соломин (Ульяновский политехнический институт) и др.

Были созданы устройства ввода информации, основанные на различных физических принципах, отработаны антропометрические рычаги управления и многое другое.

Однако, со сменой руководства в СОКБ ЛИИ это направление не только не получило своего развития, но просто было ликвидировано, несмотря почти на двухлетнее противодействие отделения 2 СОКБ в лице его руководителей В.П. Конарева, автора данной работы, Л.П. Симановского, а также конструкторского отдела отделения 2 и главного технолога предприятия А.Д. Калининченко.

Ничего не сделал по защите этого направления и бессменный заместитель главного конструктора.

Отсутствие собственных концепций развития СОИ, профессиональная некомпетентность некоторых руководителей предприятия и отрасли привели к тому, что направление, по которому Россия опережала не менее, чем на 10-15 лет западные страны и Америку, в настоящее время отстало в своем развитии на те же годы, а возможно, как говорят японцы, навсегда. Во всем мире индустрия ручек (они же манипуляторы, джойстики, трекболы и др.), оторвавших от военноориентированных отраслей, стала одной из доходных сфер бизнеса за рубежом.

Как будет показано в дальнейшем, аналогичную участь постигли достижения СОКБ и кооперации, созданной в рамках космических программ, в области электронных средств отображения информации на основе ЭЛТ, газоразрядных индикаторов и электролюминесценции.

## 7. Прибор световой и звуковой сигнализации – ЭЛС-С

Прибор ЭЛС-С предназначен для выдачи космонавтам наиболее важных для безопасности световых и звуковых сигналов о работе систем и наступлении событий.

Световая сигнализация прибора трехцветная выполнена на основе электролюминесценции. Количество видов звуковых сигналов 2.

Надписи в выключенном состоянии не читаются.

Каждый сигнализатор выполнен в виде законченного конструктивного элемента в корпусе из стеклопластмассы АГ-4, который обеспечивает герметизацию электролюминесцентного конденсатора. Сигнализатора съемные.

Внешний вид прибора показан на рис.7.1, а перечень сигналов – в таблице 7.1

Таблица 7.1



Раднация в СА	? Расстыковка	Давление В СА мало	Состав воздуха
Реж. ССВП	Запасной парашют	Авария носителя	Сработал термодатчик
?	Резервная батарея	?	Разгерметизаци я СТР
Баллист. СПУСК	Напряжение мало	Управляй по крену	Люк-лаз СА-БО откр.
Блокировки КСУ сняты	Пристегнись к креслу	ВВОД ОСП	ПОСАДКА
Вызов На связь	Передачик ДРК вкл	Гироскопы разарретир	?
Сеанс радиосвязи	?	Сопла ДПО	Ориентация ?
Реж. ССВП	?	Захват	?
ЭЛ. Разъем состыкован	Сопла ДО		СКДУ ВКЛЮЧЕНА

Рис.7.1 Табло сигнальное электролюминесцентное

## 8. Индикатор расстояния и скорости - ИРС

Внешний вид индикатора ИРС показан на рис.8.1. Индикатор предназначен для контроля изменения взаимной скорости и расстояния между двумя объектами при сближении и стыковке.

Индикатор работает в комплексе с радиотехнической системой «Игла», которая выдает сигналы о дальности и скорости между объектами в виде напряжения постоянного тока. Для увеличения точности измерения на близком расстоянии крутизна характеристики входного сигнала дискретно меняется в трех интервалах дальности и в двух интервалах по каналу скорости.

Изменение крутизны сигналов в зависимости от изменения расстояния и скорости имеет следующий вид:

- расстояние от 31 км до 5,8 км.....крутизна 0,000194 в/м,
- расстояние от 5,8 км до 480 м ..... крутизна 0,00154 в/м,
- расстояние от 480 м до 0 .....крутизна 0,0125 в/м,
- скорость от 40 м/сек до 2 м/сек ....крутизна 0,18 в/м/сек
- скорость от 40 м/сек до 2 м/сек.....крутизна 3 в/м/сек



Рис.8.1

Индикация параметров и сигнализация диапазонов измерения осуществляется с помощью 5-ти магнитоэлектрических измерительных механизмов, два из которых работают в режиме вольтметров (индикация значений дальности и скорости) и 3 – в режиме бленкеров для сигнализации диапазонов измерения. Отсчет текущего значения скорости в приборе осуществляется по 2-м шкалам, имеющим диапазон 0 – 40 м/сек и 0 – 2 м/сек. Шкала подсказывается бленкером.

Отсчет значения дальности производится по одной шкале, которая отградуирована от 0 до 500 м. При дальности свыше 500 м появляются бленкеры, на которых нанесены множители  $\times 100$  или  $\times 10$ .

Погрешность индикатора не превышает  $\pm 3\%$  от соответствующего диапазона измерения.

### Выводы к разделу 8.

В перспективных СОИ может использоваться опыт представления информации с большими диапазонами изменения данных.

## 9. Индикатор напряжения и тока – ИНТ

Внешний вид индикатора показан на рис.9.1

Это один из важнейших индикаторов, с помощью которого осуществляется контроль за системой энергоснабжения корабля и который непосредственно связан с обеспечением безопасности полета.

Индикатор предназначен для контроля режима работы системы электропитания корабля и обеспечивает космонавтов информацией о напряжении буферных батарей, токе солнечных батарей и токе нагрузки. Вывозов параметров на контроль и шкал обеспечивается с помощью галетного переключателя.

Ток солнечных батарей измеряется в диапазоне 0 – 40а с наружным шунтом 75 мв при токе 30 а.

Ток нагрузки буферных батарей от 0 до 80 а с наружным шунтом 75 мв при токе 75 а.

Погрешность индикации тока  $\pm 1,5\%$ , напряжения в диапазоне 20-35 в -  $\pm 1,25\%$ , а диапазоне 35 – 40 в -  $\pm 1,5\%$ . Вес индикатора не более 300 г.

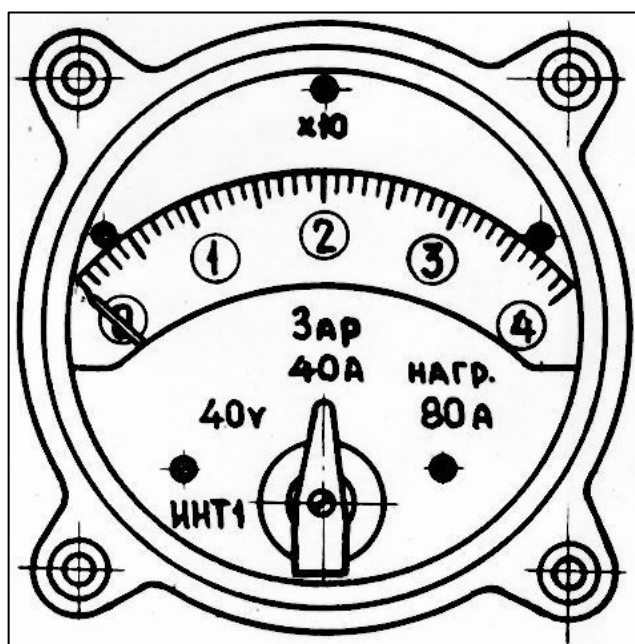


Рис.9.1 ИНТ



## 10. Индикатор давления и температуры – ИДТ

Внешний вид индикатора показан на рис.10.1

Индикатор предназначен для контроля по вызову параметров системы обеспечения жизнедеятельности экипажа:

- давления воздуха в спускаемом аппарате (СА) и бытовом (БО) отсеках в диапазоне от 0 до 1000 мм рт. ст с погрешностью  $\pm 2,5 \%$  ,
- давления газа в приборном отсеке (ПО) в диапазоне от 0 до 1500 мм рт. ст. с погрешностью  $\pm 2,5 \%$ ,
- температуры воздуха в спускаемом аппарате (СА), бытовом (БО) и приборном (ПО) отсеках в диапазоне от  $-10$  до  $+50$  град с погрешностью (с учетом погрешности датчика ДТВ) от  $\pm 4,34 \%$  для диапазона от  $-10$  до  $+0$  град до  $\pm 3,33 \%$  для диапазона от  $+10$  до  $+30$  град
- температуры жидкого теплоносителя в трубопроводе системы терморегулирования на входе в СА в диапазоне от  $-10$  до  $+50$  град с погрешностью  $\pm 2,0\%$ ,

Для измерения параметров воздуха в СА используются датчики температуры воздуха типа ДТВ, (см. рис.10.2), а жидкости – ДТЖ (рис.10.3), которые входят в состав СОИ.

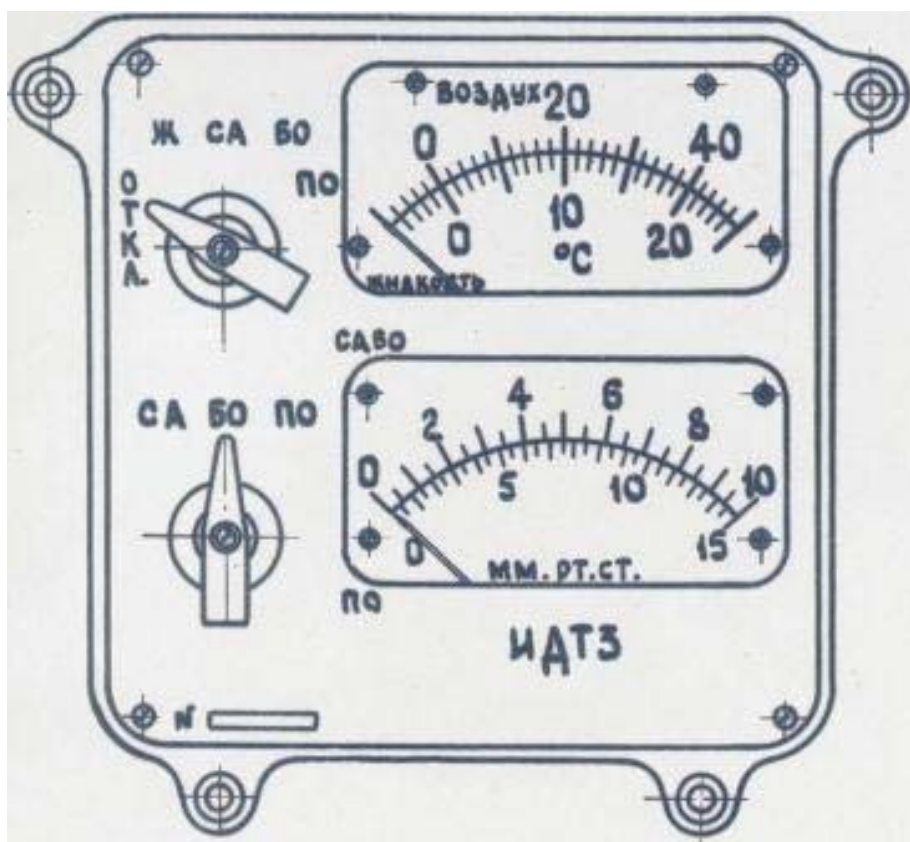


Рис.10.1 Индикатор давления и температуры

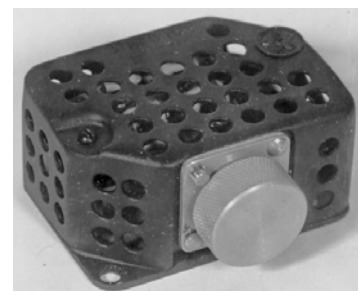


Рис. 10.2 Датчик температуры воздуха

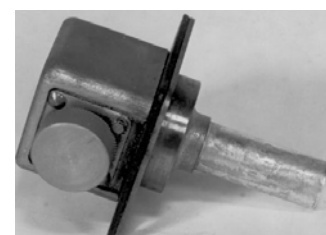


Рис. 10.2 Датчик температуры жидкости

## 11. Блоки кнопочных органов управления

В СОИ Сириус все кнопки были разделены на функциональные группы и поставлялись по заказу в виде кнопочных блоков с разъемами. На рис. 11.1 и 11.2 показаны примеры этих блоков. Следует сказать, что это было прогрессивным решением по сравнению с предыдущими СОИ ПКА, так как такой подход позволял сформировать кабельную сеть приборной доски на монтажном столе и затем крепить ее в каркасе доски. При таком подходе к формированию сложной кабельной сети трудоемкость работ существенно уменьшалась, а качество возрастало. Но несмотря на прогрессивность данного решения, этот подход не получил развития в СОИ ПКА. Он оказался востребованным только при создании СОИ ВКС «Буран». Но и далее в СОИ пятого поколения - СОИ ПКА «Союз-ТМА»-, созданной значительно позднее, чем СОИ ВКС «Буран» эта схема также не была реализована.



Рис.11.1 Блок кнопок включения СКДУ, управления режимами работы КСУ и др. Красные кнопки являются важными для безопасности, включаются только после выключения блокировок

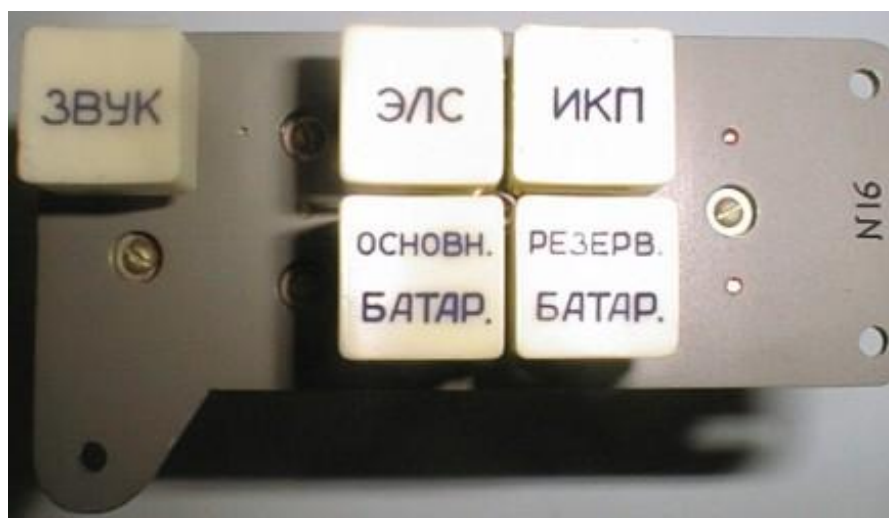


Рис. 11.2 Блок кнопок отключения звука, контроля сигнального табло (ЭЛС) и индикатора ИКП, контроль напряжения основной и резервной батарей

## 12. Другие индикаторы и средства СОИ

### Часы.

Функция времени является одной из важнейших функций СОИ особенно в условиях длительного пребывания в замкнутом пространстве.

В СОО «Сириус» дальнейшее и существенное развитие получили часы, с помощью которых обеспечивается не только индикация текущего времени, времени полета, времени суток, но они имели секундомер и будильник. Секундомер мог запускаться как автоматически, так и вручную. Это часы-повторитель. Работали они, как и на кораблях предыдущего времени, от программно-временного устройства с частотой 1 гц. Сверка часов проводилась с использованием системы единого времени во взаимодействии с Землей. Такой подход неоправданно затянулся до настоящего времени.

### Светильники.

На рис. 12.1 показаны светильники, которые были созданы ВНИИ источников света и ульяновским конструкторским бюро по техническому заданию СОКБ ЛИИ. В светильниках СБС и КС-С использовались люминесцентные источники света. С корабля №18 выпускался в виде карандаша аварийный светильник СААП с автономной батареей и лампой накаливания МН2,5 – 0,15. Источник тока - две ртутно-цинковые батареи типа РЦ-59 напряжением 1,25 в каждая

Анализ возможности использования космических технологий в интересах народного хозяйства /см. 6/ показал, это светильники – это одно из немногих технических достижений, которое могло бы быть эффективно использовано непосредственно в быту. Но тогда было не то время, не те люди, не тот подход к соз-



Рис. 12.1

й техники. Это сей-

час мы говорим о технике двойного применения, а тогда от техники для народа бежали, как от чумы, так как за нее не присваивали высоких званий, не давали наград, не строили жилье и т.д.

### **Индикатор давления в скафандрах – ИДС**

В СОИ «Сириус» индикатор вводился дополнительно и поэтому расположен не совсем правильно: прикреплен сверху к приборной доске.

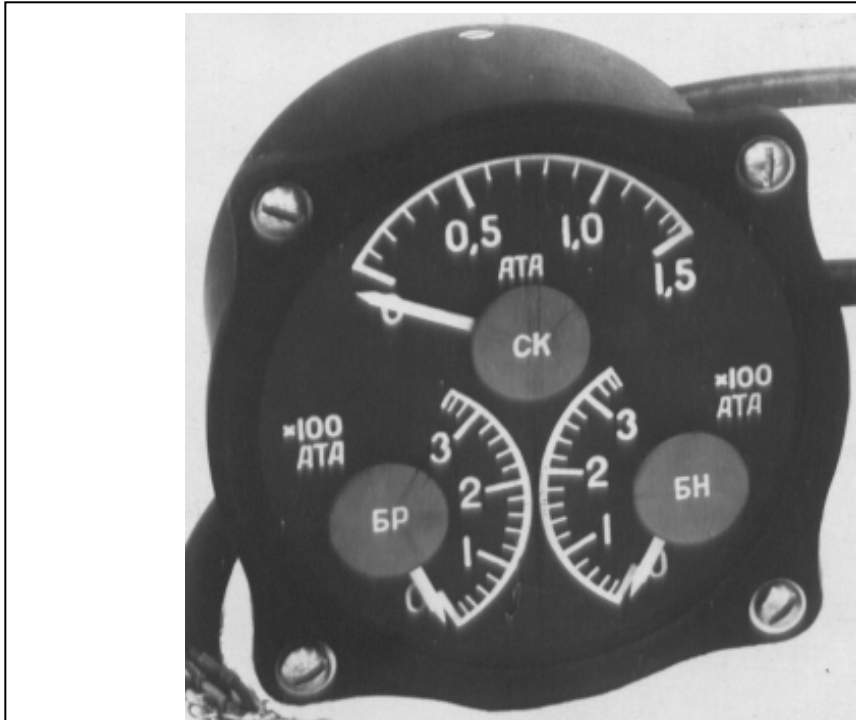


Рис.12.2

Внешний вид прибора показан на рис. 12.2.

Прибор ИДС представляет собой комбинированный трехстрелочный индикатор, с помощью которого космонавт имеет возможность контролировать давления в двух скафандрах и баллонах переносных ранцев и баллонах наддува.

ИДС обеспечивает измерение:

- давление в скафандрах (верхняя шкала «СК») в диапазоне от 0 до 400 мм рт. ст с погрешностью  $\pm 2\%$ ,
- давление в баллонах переносных ранцев (шкала «БР») в диапазоне от 0 до 400 ата с погрешностью  $\pm 3\%$ ,
- давление в баллонах наддува (шкала «БН») в диапазоне от 0 до 350 ата с погрешностью  $\pm 3\%$ .

Переключение датчиков обеспечивается с помощью галетного переключателя расположенного рядом с индикатором.

### 13. Пульт космонавтов бытового отсека – ПКБО

Пульт космонавтов бытового отсека предназначен для:

- управления системами, которые связаны с обеспечением перехода космонавтов из спускаемого аппарата в бытовой отсек и выход космонавта из БО в космическое пространство,
- управления телевизионным освещением и освещением БО,
- размещения и управления акустическими элементами радиотелефонной системы «Заря» в БО,
- индикации давления воздуха в СА и БО и баллонах наддува БО.

Внешний вид пульта показан на рис.13.1.



Рис. 13.1 Пульт бытового отсека. На пульте установлены скобы для защиты от случайных нажатий

В состав пульта входят:

- ИДШ-3 – трехстрелочный индикатор давления в СА, БО и баллонах наддува,
- ЭЛС-Б-144 – электролюминесцентное сигнальное табло,
- ЗБ-319Д – динамик радиотелефонной системы связи «Заря»,
- ЗБ-329М – блок питания радиотелефонной системы «Заря»,
- ЗБ-17 – широкополосный радиоприемник (ШВРП),
- ЗБ-19Д – динамик для ШВРП.

Приборы с индексом «ЗБ» созданы и поставляются московским научно-исследовательским институтом радиосистем – МНИИРС, главный конструктор Ю.С. Быков.

Некоторые характеристики.

Табло имеет сигнализаторы, которые работают в проблесковом режиме с частотой 1,2 – 2,0 гц со скважностью  $0.6 \pm 0.15$ .

На рис. 13.2 показан внешний вид индикатора ИДШ.

На приборе ИДШ-3 обеспечивается отображение:

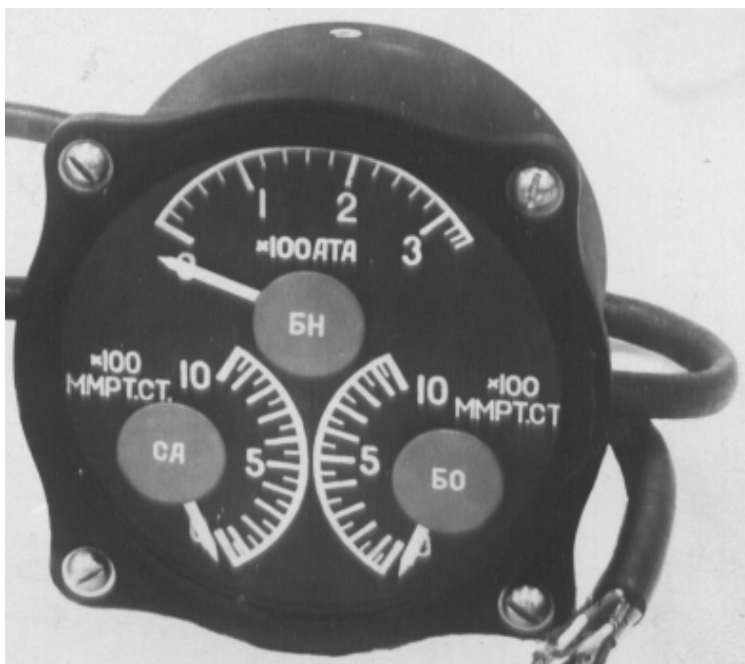


Рис. 13.2

- давления в баллонах наддува (верхняя шкала БН) в диапазоне от 0 до 350 ати с погрешностью  $\pm 3\%$ ,
- давления в спускаемом аппарате (левая шкала СА) в диапазоне от 0 до с 1000 мм рт. ст с погрешностью  $\pm 3\%$ ,
- давления в бытовом аппарате (правая шкала БО) в диапазоне от 0 до до с 1000 мм рт. ст с погрешностью  $\pm 3\%$ .

Управление люками, перепускными кла-

панами, наддувом, освещением осуществляется с помощью кнопочных органов управления, которые защищены от случайных воздействий конструктивно (утоплены) и с помощью защитных скоб.

## Выводы

СОИ Сириус-7К – это уникальная система отображения информации с уникальными средствами отображения и управления, свойства которой для автоматизированных систем управления имеют непреходящее значение до настоящего времени.

До настоящего времени особое значение имеют принципы программно-временного контроля и управления системами и процессами, которые впервые были апробированы на ПКА «Союз-7К». Внедрение этих принципов требует кардинального пересмотра взглядов на роль космонавтов в управлении сложными системами.

Автор опасается, что будучи рожденными в России, эти принципы придется, как и многое другое в подобных случаях, изучать и брать за границей.

Итак, ключевыми новациями в этой системе являются:

- переход от прямого к матричному способу выдачи управляющих команд и матричному способу контроля состояния управляемых агрегатов,

- создание комбинированного (многофункционального) электронного индикатора на основе ЭЛТ для отображения большого числа аналоговых параметров,
- создание электролюминесцентных многофункциональных индикаторов и светосигнализаторов,
- решение задачи отображения ТВ-информации, параметров движения и параметров систем на одном экране,
- создание компактных пальчиковых ручек управления движением корабля,

---

<sup>1</sup>Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П.Королева. 1996.

<sup>2</sup>С. Шамсутдинов. Легендарный корабль «Союз». Новости космонавтики. №4, 2002 г. и продолжение

<sup>3</sup>Командная рубка "Союза"/Авиация и космонавтика № 10// М., 1970 г., стр. 34-36

<sup>4</sup>В.П. Легостаев (СССР), Б.П. Скотников (СССР). Некоторые вопросы совместимости и надежности системы управления корабля "Союз" в совместном полете космических кораблей "Союз"-"Аполлон"/Сборник дополнительных докладов на 6-ом симпозиуме ИФАК "Управление в пространстве". 26-31 августа 1974 Цахкадзор. Армянская ССР. //Ереван 1974, стр. 40-62.

<sup>5</sup>Ю.А. Тяпченко. Разработка и исследование компактных систем отображения информации пилотируемых космических объектов/ кандидатская диссертация// г. Жуковский, 1981 г.

<sup>6</sup>Ю. Тяпченко. О возможности переноса технологий пилотируемой космонавтики в области систем отображения информации в других областях/ сборник докл. 1-ой международной конференции- выставки "Малые спутники. Новые технологии, достижения, проблемы и перспективы международного сотрудничества в новом тысячелетии. Секция 2"// 16-20 ноября 1998 г. г. Королев Московской области, на 12-ти страницах.