

А.В. Владимиров, Р.С. Салихов, Н.А. Сеник
ФГУП «НПП ВНИИЭМ»

С.А. Золотой

ИИЦ «Геоинформационные системы» НАН Республики Беларусь

КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ОПЕРАТИВНОГО МОНИТОРИНГА ТЕХНОГЕННЫХ И ПРИРОДНЫХ ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ НА БАЗЕ КА «КАНОПУС-В» И БЕЛОРУССКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Успехи современной цивилизации в борьбе со стихийными бедствиями не столь впечатляющи, как иногда представляют. Периодически происходят катастрофы, приносящие колоссальный ущерб цивилизации. Исторически среди всех природных катастроф человечество уделяло наибольшее внимание наводнениям, затем землетрясениям, и, наконец, бедствиям иного рода. Такая градация в выделении природных событий отражает относительную силу их воздействия на людей. Ведь в XX в. наводнения занимают первое место по числу вызываемых ими человеческих жертв (9 млн.), за ними следуют землетрясения (около 2 млн.) и лишь потом – другие виды природных катаклизмов [1].

Катастрофы принято подразделять на природные, техногенные и военные. Градация достаточно банальная, но точная. Первые предопределены самой природой и не зависят от воли человека: наводнения, землетрясения, пожары, сели, ураганы, извержения вулканов, цунами... Техногенные, в отличие от природных катастроф, происходят в результате несознательной деятельности человека [2]. А вот военные катастрофы – это когда человек сознательно творит зло, примерно представляя себе последствия и масштабы ущерба.

Поэтому очень важно осуществлять наднациональный оперативный мониторинг природных и

техногенных чрезвычайных ситуаций, что могут обеспечить только многоспутниковые космические системы.

Федеральной космической программой России на 2006 – 2015 гг. (ФКП-2015), утвержденной Постановлением Правительства от 22 октября 2005 г. №653, предусмотрено создание космического комплекса оперативного мониторинга техногенных и природных чрезвычайных ситуаций и космической системы на его основе в составе двух космических аппаратов (шифр ОКР: «Канопус-В»).

В рамках указа Президента Республики Беларусь о создании национальной космической системы дистанционного зондирования будет запущен специальный Белорусский космический аппарат дистанционного зондирования, созданный на базе платформы КА «Канопус-В». Планируется вывести на орбиту первые два КА одной ракетой-носителем с последующим разведением. Поэтому уже сейчас можно говорить о создании международной космической системы дистанционного зондирования Земли. В результате будет обеспечено решение следующих задач оперативного мониторинга:

- мониторинг техногенных и природных чрезвычайных ситуаций по результатам оперативных наблюдений поверхности Земли;
- регистрацию аномальных физических явлений в атмосфере, ионосфере, магнитосфере и на поверхности Земли для прогнозирования землетрясений;
- обнаружение лесных пожаров;
- обнаружение крупных выбросов загрязняющих веществ в природную среду;
- мониторинг стихийных гидрометеорологических явлений;
- мониторинг сельскохозяйственной деятельности, природных (в том числе водных и прибрежных) ресурсов, землепользования;
- оперативное наблюдение заданных районов земной поверхности.

Космические аппараты, входящие в космическую систему должны эксплуатироваться на солнечно-синхронной орбите высотой 510 – 600 км в течении 5 – 7 лет.

В основу космических аппаратов данной систе-

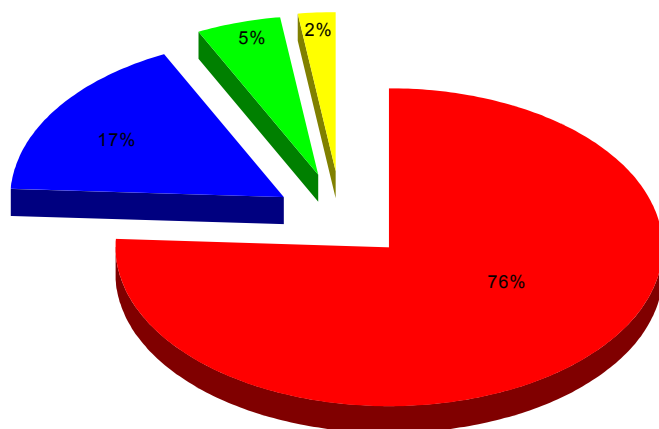


Рис. 1. Катастрофы XX века: ■ - наводнения; ■ - землетрясения; ■ - другие природные; ■ - техногенные.

мы легли многолетние научные работы, проводимые в Российской академии наук и в учреждениях Роскосмоса [3, 4]. Заказчиками космической системы (КС) являются МЧС России, Росгидромет,

МПР России, Российская академия наук и НАН Беларуси. Головной разработчик космического комплекса (КК) «Канопус-В» – ФГУП «НПП ВНИИЭМ».

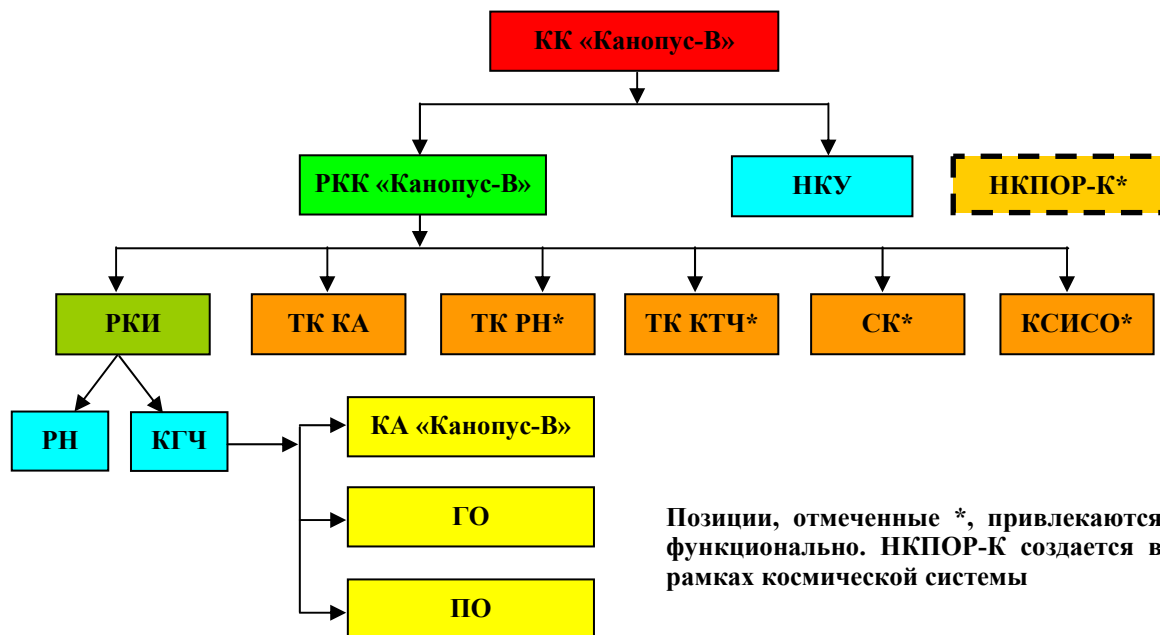


Рис.2. Структурная схема космического комплекса

Структурные схемы космического комплекса и космического аппарата «Канопус-В» приведены на рис. 2 и 3 соответственно, где приняты следующие сокращения: КК – космический комплекс; РКК – ракетно-космический комплекс; НКУ – наземный комплекс управления; НКПОР – наземный комплекс приема, обработки и распространения информации; РКН – ракета космического назначения; ТК КА (РН), (КГЧ) – технический комплекс космического аппарата ((ракеты-носителя), (космической головной части); СК – стартовый комплекс; КСИСО

- комплекс средств измерений, сбора и обработки информации РКН при пуске и выведении КА на заданную орбиту; ГО - головной обтекатель; ПО – переходной отсек; КЦА - комплекс целевой аппаратуры; ПСС - панхроматическая съемочная система; МСС – мультиспектральная съемочная система; БИС – бортовая информационная система; РЛЦИ - радиолиния передачи целевой информации; СП – служебная платформа; БКУ – бортовой комплекс управления в составе БВС – бортовой вычислительной системы, СУДН – системы управления движением и навигацией, ТКС – телекомандной системы в составе БА КИС - бортовой аппаратуры командно-измерительной системы и СТИ – системы телеметрических наблюдений; СС – служебные системы в составе СЭС – системы энергоснабжения, СОТР – системы обеспечения теплового режима и ДУ – двигательной установки.

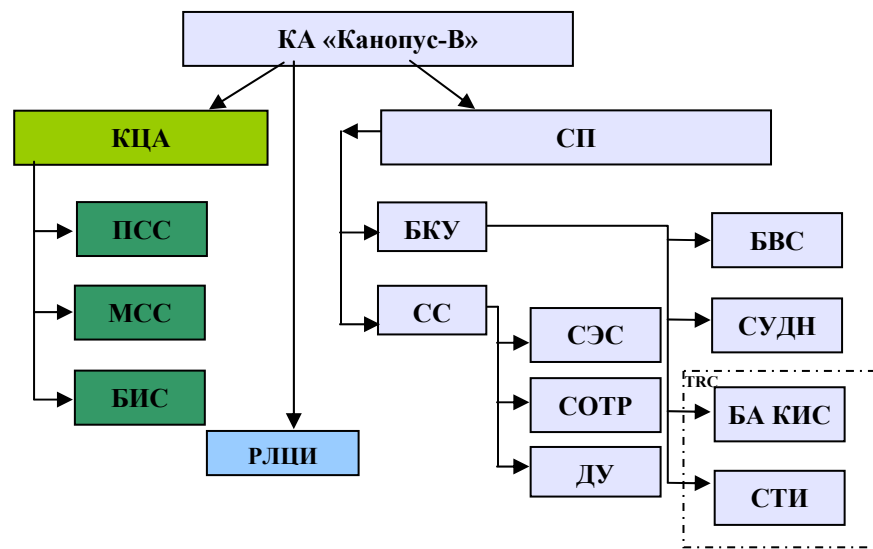


Рис.3. Структурная схема космического аппарата «Канопус-В»

Бортовой целевой комплекс (БЦК) КА «Канопус-В» обеспечивает сбор и передачу в РЛЦИ информации для решения перечисленных выше задач космической системы. БЦК предназначен для съемки участков поверхности Земли в видимом

диапазоне спектра, формирования полученной видеоинформации совместно с необходимой служебной и телеметрической информацией в кадры, а также для хранения и передачи сформированной информации с помощью радиолинии целевой информации (РЛЦИ) на наземные пункты приема ин-

формации (НППИ). В состав БЦК входят:
 – панхроматическая съёмочная система (ПСС);
 – многозональная съёмочная система (МСС);
 – бортовая информационная система (БИС).

Основные характеристики и внешние виды ПСС, МСС и БИС приведены на рис. 4-6.



Рис. 4. Панхроматическая съёмочная система



Рис. 5. Мультиспектральная съёмочная система

Основные характеристики ПСС	
Фокусное расстояние, мм	1797,5
Апертура, м	0,2
Относительное отверстие	1:10,3
Спектральный диапазон (по уровню 0,5)	0,52...0,85
Светопропускание	0,7
Поле зрения, град	2° 45'
Полоса захвата (H=510км), км	23,3
Геометрическое разрешение (GSD), м	2,1
Линейное разрешение на местности в зачетных условиях, м	2,7
Площадь, снимаемая одномоментно, кмI	6 фрагментов кадра

Основные характеристики МСС	
Фокусное расстояние, мм	359,5
Апертура, м	0,065
Относительное отверстие	1:5,6
Спектральный диапазон (по уровню 0,5)	0,54...0,6; 0,63...0,69; 0,69...0,72; 0,75...0,86
Поле зрения, град	8
Полоса захвата (H=510км), км	20,1
Геометрическое разрешение (GSD), м	10,5
Линейное разрешение на местности в зачетных условиях, м	12
Площадь, снимаемая одномоментно на один кадр, кмI	195

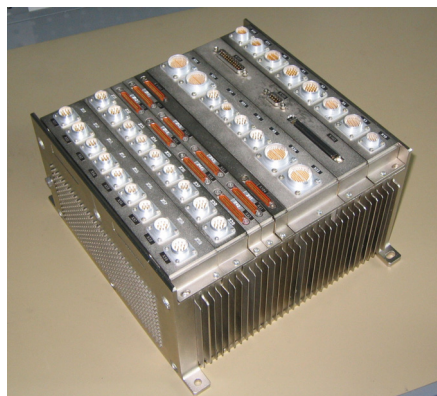


Рис. 6. Бортовая информационная система

Основные характеристики БИС ЦА	
Вычислительное устройство:	
тактовая частота, МГц	100
разрядность	32
Эквивалентное количество вентилей программируемых логических схем (без учета ОЗУ)	10 млн.
Тактовая частота работы, МГц	100
Интерфейсы связи:	
с БА РЛЦИ, Мбит/с	2x61,44 или 122,88
с БКУ	MIL-STD-1553B
со съёмочными системами	LVDS интерфейс или 2x480 Мбит/с
телеметрии	40 каналов
командный	42 релейные команды
Объем ОЗУ (EOL), Гбайт	64
Объем ОЗУ, Мбайт	256
Резервирование	Все узлы резервированы

Бортовой комплекс управления (БКУ) во взаимодействии с НКУ в автономном режиме обеспечивает управление бортовой аппаратурой КА. В состав БКУ входят:

- бортовая вычислительная система БВС (два компьютера ОВС-695);
- система управления движением (система ориентации и стабилизации СОС);
- бортовая навигационная система АСН;
- телекомандная система ТКС;
- антенно-фидерные устройства АФУ ТКС;
- блок разовых команд БРК;
- мультиплексный канал информационного обмена МКО;
- шина CAN;
- программно-математическое обеспечение ПМО.

На рис. 7 приведена структурно-функциональная схема БКУ.

Основные технические характеристики БКУ и его составных частей

БВС на базе ОВС-695 (два дублированных комплекта)	
Производительность	11 MIPS (млн.оп./с)
Нестабильность внутреннего источника опорной частоты	10-6
ТМ/ТС и скорость слежения	1Гц
ОЗУ	8 Мбайт
ППЗУ	512 Кбайт
ПЗУ	64 Кбайт
Программа загрузки	программа загрузки SSTL
ТМ/ТС режимы	асинхронный синхронный
Асинхронный режим	
ТМ/ТС формат	пакет SSTL
Синхронный режим	
ТМ/ТС формат	HDLS
Интерфейсы	CAN, RS422, LVDS TTL, 1553B
Масса	1,5 кг
Потребляемая мощность	6,4 Вт

Для выполнения требований по необходимой ориентации КА при съемке, в дежурном режиме, при калибровке ЦА и коррекции орбиты в СО предусматриваются следующие основные режимы ориентации:

- режим ориентации в ОСК (базовая ориентация);
- режим ориентации в ОСК (при съемке);
- режим ориентации на Солнце (дежурный энергетический режим);
- режим ориентации в ИСК (калибровка ЦА по звездам);
- режим ориентации на Луну (калибровка ЦА по Луне);
- режим ориентации в ОСК при коррекции наклона орбиты (бинормальная ориентация).

Вспомогательными режимами ориентации являются динамические режимы:

- первоначальное успокоение КА (демпфирование);

- перенацеливание;
- восстановление базовой ориентации.

В режиме базовой ориентации КА ориентирован в ОСК и поддерживает малые отклонения его строительных осей от ОСК по углам и угловым скоростям. В режиме ориентации при съемке КА ориентирован также в ОСК, по крену и тангажу поддерживается заданное угловое отклонение, по рысканию выполняется путевой доворот.

Режим ориентации на Солнце является дежурным энергетическим режимом, причем предполагается, что в этом режиме КА ориентирован таким образом, чтобы оптическая ось ЦА располагалась в направлении противоположном направлению на Солнце. Допустимая погрешность $1 \div 2$ градуса. По двум другим осям допускается произвольная ориентация. Угловая скорость по всем осям поддерживается на уровне $0,003 \div 0,005$ /с.

В калибровочных режимах ориентация КА осуществляется таким образом, чтобы оптическая ось целевой аппаратуры была направлена в заданную область звездного неба, либо в район нахождения Луны. Максимальная погрешность ориентации ЦА относительно заданной должна быть не более 5 угл. мин по каждому из направлений по крену, тангажу и рысканию. При этом осуществляется разворот КА в согласованном направлении со скоростью 4 угл. мин/с. В двух других ортогональных направлениях КА должен стабилизироваться по угловой скорости, которая должна быть не более 0,001 угл.град/с.

Основные параметры системы ориентации

Масса (с двумя группами маховиков) не более 50 кг
 Средневитковое энергопотребление не более 65 Вт
 Максимальное энергопотребление (в течение времени не более 3 мин) не более 200 Вт
 Время начального демпфирования не более 10000 с
 Время готовности к съемке не более 90 с
 Точность ориентации:
 по углу не хуже 5 угл.мин
 по угловой скорости не хуже 0,001 град/с
 Точность определения ориентации:
 по углу не хуже 30 угл.с
 по угловой скорости не хуже 0,5 угл.с/с

Бортовая автономная система навигации АСН осуществляет:

- прием навигационных сигналов со спутников КС ГЛОНАСС и GPS;
- проведение навигационных определений положения и движения КА на орбите и передачу навигационной информации в БВС (ОВС 695);
- формирование и выдачу секундных меток в БВС;
- формирование и выдачу импульсов секундных меток.

Состав АСН

Приёмник GPS/ГЛОНАСС	3 шт.
Антенны GPS/ГЛОНАСС	3 шт.
Модули интерфейса секундных меток (PIM)	2 шт.

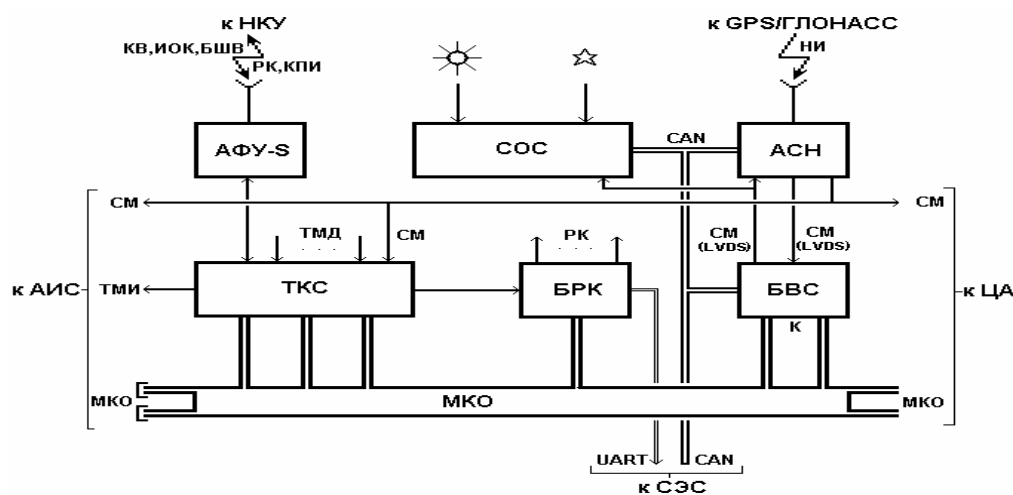


Рис. 7. Структурно-функциональная схема БКУ

Основные характеристики АСН

Точность определения местоположения	10 м (95%)
Точность определения скорости	0,15 м/с (95%)
Точность определения времени	1 мс
Среднее время до первого определения (холодный пуск), не более	5 мин
Время определения местоположения	~1 мин
Максимальная измеряемая скорость объекта, не менее	8 км/с
Интерфейсы приёмника	CAN, RS422, LVDS

Телекомандная система ТКС по радиоканалам Земля-Борт и Борт-Земля осуществляет информационный обмен БКУ КА с НКУ телекомандной и телеметрической информацией.

ТКС (рис.8) обеспечивает:

- поиск и обнаружение запросного радиосигнала, вхождение в связь и поддержание канала связи с наземной командно-измерительной системой (НКИС);
- прием по запросной радиолинии, выделение, обработку и выдачу бортовым потребителям следующих видов цифровой информации:

- разовых функциональных команд (ФК в терминологии ТКС или РК в терминологии КА) для передачи в БРК;
- служебных команд внутреннего пользования (СК) для управления режимами работы и переключения резервов ТКС,
- командно-программной информации (КПИ) для БВС;

- формирование массива диагностической информации (ДИ);
- передачу собственного массива ДИ по требованию БВС, прием от БВС и исполнение команд управления режимами работы ТКС (приоритет исполнения – ФК и СК, полученные от НКИС);
- формирование оперативного отчета (контрольного слова) о состоянии запросной радиолинии (наличие захвата по несущей, наличие символьной син-

- хронизации);
- передачу по ответной радиолинии следующей цифровой информации бортовых источников:

- квитанций КПИ от БВС;
- информации оперативного контроля (ИОК) от БВС;
- ТМИ от системы телеметрических измерений (СТИ);
- собственного массива ДИ для организации и поддержания канала

связи с КА средствами НКУ аппаратуры ТКС;

- оперативного отчета о состоянии запросной радиолинии для организации и поддержания канала связи с КА средствами НКУ;
- секундных меток (СМ) и кодов оцифровки СМ (КСМ) в режиме сверки времени (СВ);

- приём и передачу сигналов для измерения дальности и радиальной скорости КА.

Подсистема СТИ осуществляет:

- непрерывный программный сбор, обработку, запись с привязкой к БШВ и хранение в СЗУ телеметрической информации (ТМИ);
- в режимах воспроизведения и непосредственной передачи формирование информации для передачи на Землю через радиолинию ТКС;
- допусковый контроль с регистрацией выхода телеметрических параметров из допуска;
- информирование БВС об обнаружении выхода определённых телеметрических параметров из допуска;
- выдачу информации датчиков в БВС по её запросам;
- привязку информации датчиков СТИ осуществляет к собственной шкале времени.

Состав телекомандной системы

Приемо-передающее устройство ШПУ-S CA401	2 шт.
Устройство цифровой обработки сигналов УЦО CA400	2 шт.

Подсистема сбора телеметрической информации:

Локальный коммутатор аналоговых сигналов ЛКА ТА286	1 шт.
Локальный коммутатор цифровых сигналов ЛКЦ ТА316	3 шт.
Локальный коммутатор термодатчиков ЛКТ ТА325	1 шт.
Блок обработки информации БОИ ТА53	1 шт.
Блок системной автоматики БСИ	1 шт.
Системный блок питания СБП ТА848	1 шт.

Антенно-фидерное устройство (АФУ) ТКС осуществляет приём и передачу высокочастотных радиосигналов S-диапазона радиоволн в запросном (ЗК) и ответном (ОК) радиоканалах ТКС.

Состав АФУ ТКС

Приемный канал	
антенна ПРМ	2 шт.
делитель ПРМ	1 шт.
ВЧ- кабели	1 к-т
Передающий канал	
антенны ПРД	2шт.
делитель ПРД	1шт.
ВЧ- кабели	1 к-т

Состав СТИ

Локальный коммутатор аналоговых сигналов ЛКА	1 шт.
Локальный коммутатор цифровых сигналов ЛКЦ	3 шт.
Локальный коммутатор термодатчиков ЛКТ	1 шт.
Блок обработки информации БОИ	1 шт.
Блок системной автоматики БСИ	1 шт.
Системный блок питания СБП	1 шт.

Ядром СТИ является блок обработки информации (БОИ), предназначенный для управления системой в целом, первичной обработки информации датчиков БА, формирования программ сбора, запоминания и выдачи ТМИ в соответствии с заданными внешними командами управления режимами работы.

Основные характеристики ТКС

Частотный диапазон радиолиний	
запросный канал	2025÷2110 МГц
ответный канал	22002÷290 МГц
Скорость приёма информации по каналу управления I	1÷8 Кбит/с
Скорость передачи информации по каналу контроля I	8÷64 Кбит/с
по синхронному каналу Q	16÷256 Кбит/с
Точность измерения текущих навигационных параметров	
$\Delta R=3\sigma R+\delta R$	≤ 10 м
$\Delta V=3\sigma V+\delta V$	≤ 1 мм/с
Количество ТМ-датчиков	

дискретных	192
аналоговых	128
температурных	64
Напряжение питания	24-34 В
Энергопотребление дежурный режим	46 000 ч
Масса	25 кг

Основные характеристики БРК

Количество выдаваемых РК:	
импульсными сигналами из них	192
плюсом бортсети	172
минусом бортсети	20
UART сообщениями	64
Параметры РК, выдаваемых импульсами	
длительность	фиксированная в диапазоне 0,1÷0,8 с
амплитуда импульса	не более 29 В
ток в нагрузке	10÷700 мА
нагрузка	активная или реле, шунтированное диодом
длительность фронтов	не более 100мкс
рассогласование между каналами	не более 1мс
Темп выдачи РК	1÷5 РК в секунду
Режим работы	непрерывный
Рабочий ресурс	46000 ч
Энергопотребление:	
в дежурном режиме	не более 10 Вт
при исполнении РК	не более 34 Вт
Масса	не более 5 кг

Состав СЭС

Первичный источник питания – солнечная батарея (БС)на основе трехкаскадного арсенида галлия
 Вторичный источник питания – литий-ионная аккумуляторная батарея
 Блоки заряда батареи (BCR)
 Модуль контроля и распределения мощности (PCM/PDM)
 Переключатели для распределения питания (в составе BCR и PCM/PDM)
 Реле включения СЭС (AR)
 Механические прерыватели цепей (Plug)
 Отрывной разъем КА

БС содержит 18 генераторов мощностью 80 Вт, объединенных на выходе по отрицательному выводу.

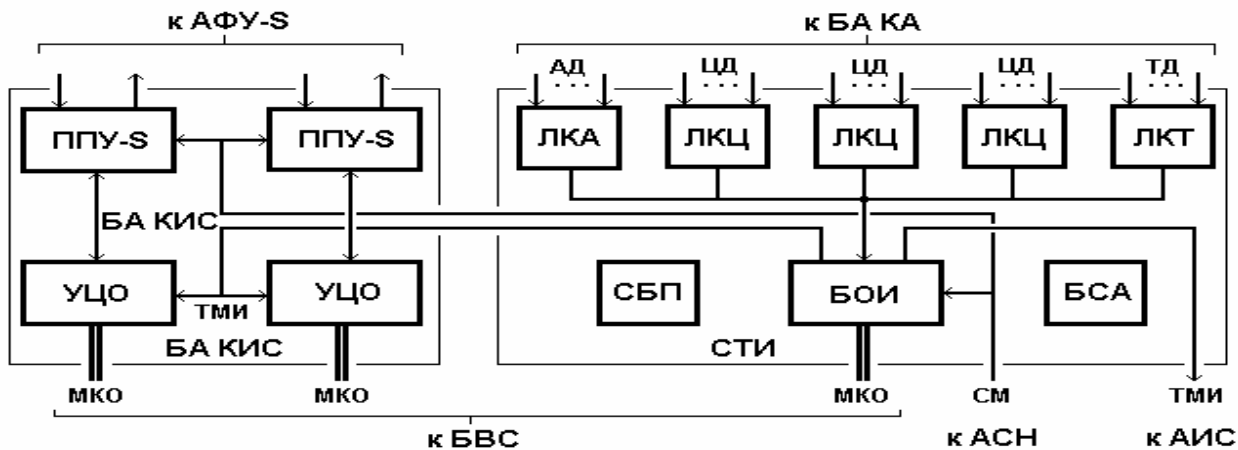
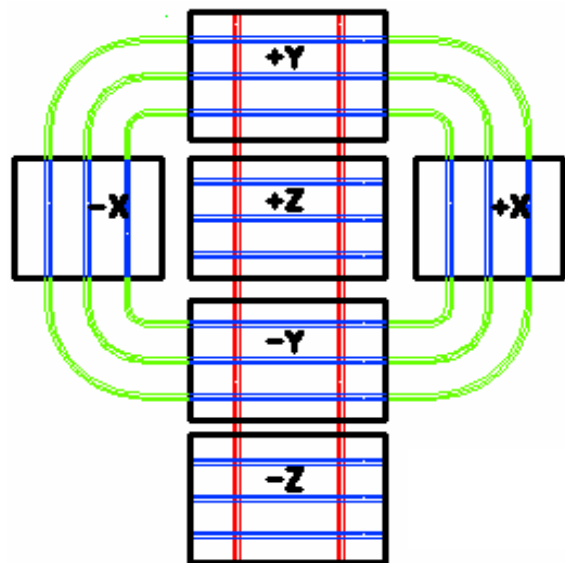


Рис. 8. Структурно-функциональная схема ТКС



- встроенные ТТ АГНР–17
- угловые ТТ АГНР–8
- коллекторные ТТ АГНР–12,5

Рис.9. Структурная схема СОТР

Масса БС и фотогенерирующей части БС составляет 26 кг и 14 кг соответственно.

Вероятность безотказной работы БС за гарантийный полетный ресурс 5 лет не менее 0,994.

Система обеспечения теплового режима (СОТР) КА предназначена для обеспечения требуемого теплового режима корпуса КА, служебных систем и научной аппаратуры, устанавливаемой на КА, пассивными и активными средствами терморегулирования. Диапазон температур, поддерживаемых на посадочных местах блоков БА, составляет (0...40)°С.

В состав СОТР входят (рис.9):

- маты экранно-вакуумной изоляции;
- терморегулирующие покрытия;
- температурные датчики пленочного типа;
- пленочные нагреватели;
- теплопроводящие прокладки;
- элементы конструкции в качестве радиаторов-излучателей;
- кондуктивная проводимость элементов конструкции КА;
- восьмиканальный блок управления нагревателями.

Приборный состав РЛЦИ и массо-энергетические характеристики приведены ниже в таблице.

Основные характеристики РЛЦИ

- частотный диапазон, МГц 8025÷8400
- скорость передачи данных, Мбит/с 61,44, 122,88

Наименование	Кол-во	Масса, кг	Энергопотребление, Вт
Радиопередатчик целевой информации 8,2ГГц (РЛЦИ)	1	33,32	235 (макс)
Формирователь информационных потоков (ФИП) ЭА234Б	1	3	20
Блок автоматики ЭА251	1	6,9	3
Передатчик ПРД1	1	9,16	86,02
Передатчик ПРД2	1	9,16	86,02
Антенно-фидерное устройство	2	1,6	-

Основные характеристики корректирующей двигательной установки

Суммарный импульс тяги, не менее 40 кН·с
 Тяга двигателя коррекции, не менее 14 мН
 Стабильность тяги, не хуже ±10%

Длительность работы двигателя
 в кратковременных режимах 1 – 2 мин
 в циклических режимах 15 – 20 мин
 в длительных режимах до 40 мин

Ресурс КДУ:
 по суммарному времени работы в тяговом режиме до 800 ч
 по суммарному числу включений до 2000

Максимальное энергопотребление:
 в тяговом режиме при работе одного двигателя коррекции, не более* 250 Вт
 Напряжение питания КДУ, постоянное от 24 до 34 В
 Масса КДУ в заправленном состоянии, не более 21,5 кг
 Срок активного существования 7 лет
 Общий гарантийный срок 10 лет

В основу конструкции служебной космической платформы для КА «Канопус-В» (рис.10–12) положен негерметичный корпус, представляющий собой параллелепипед высотой 900 мм и с основанием (750x750) мм. Корпус является силовой конструкцией КА, а также совместно с элементами системы обеспечения теплового режима, обеспечивает заданный температурный режим посадочных (установочных) мест бортовой служебной и целевой аппаратуры, размещенной на внутренних и наружных поверхностях панелей корпуса. Панели корпуса представляют собой трехслойную клееную конструкцию, состоящую из силового фрезерованного каркаса, двух несущих обшивок и сотового наполнителя, выполненных из алюминиевого сплава.

В панели встроены, помимо низкотемпературных тепловых труб СОТР, закладные элементы, предназначенные для непосредственного или с помощью кронштейнов закрепления на панелях блоков и приборов бортовой аппаратуры, навесных элементов конструкции КА (БС, элементы зачехловок БС и др.), арматуры для жгутов кабельной сети, а также элементов конструкции системы отделения КА от ракеты-носителя.

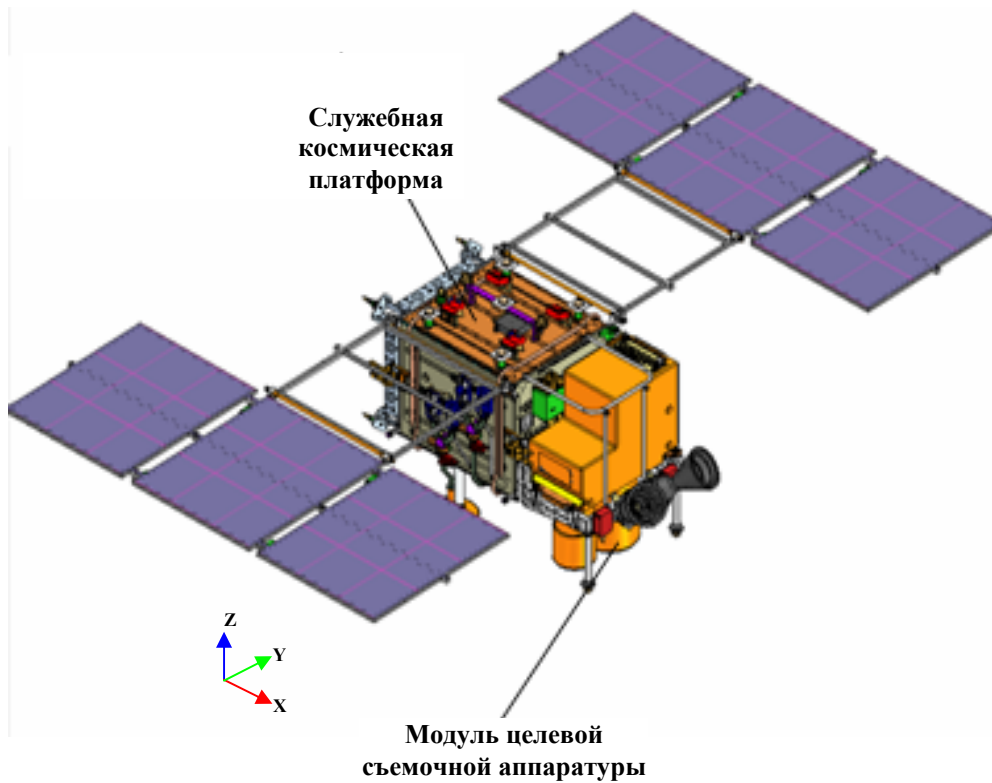


Рис.10. Общий вид КА в условиях орбитального полета

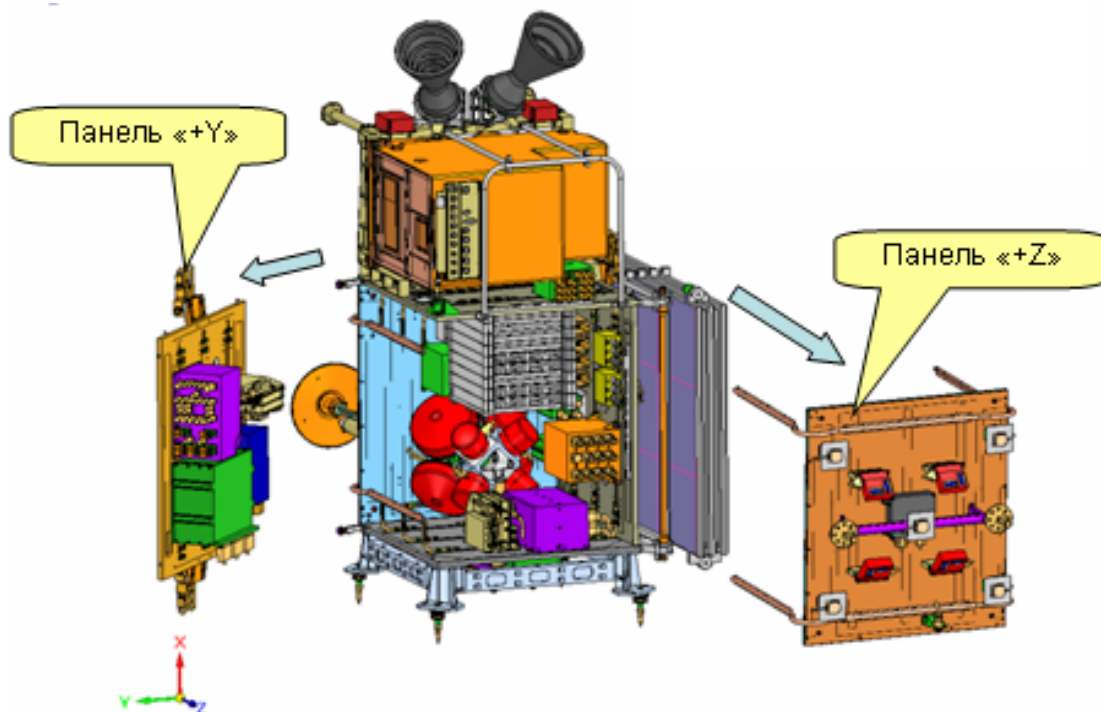


Рис.11. Общий вид компоновки блоков внутри модуля космической платформы КА

Группы закладных элементов, образующие посадочные места под конкретные блоки и приборы бортовой аппаратуры, в случае необходимости обрабатываются механически с необходимой точностью и шероховатостью, согласованными между разработчиками КА и аппаратуры. Конструкция закладных элементов зависит от вида конкретного закрепляемого элемента, уровня воспринимаемых нагрузок и выполняется из алюминиевого сплава.

Крепление блоков и приборов на панелях корпуса, а также самих панелей между собой осуществляется с помощью болтовых соединений и моментных ключей, которые обеспечивают расчетные усилия затяжки конкретных крепежных элементов.

На наружных боковых поверхностях панелей корпуса установлены четыре коллекторные тепловые трубы, которые совместно со встроенными в панели тепловыми трубами и размещенными внутри корпуса коллекторными угловыми тепловыми трубами являются элементами системы обеспечения теплового режима КА и обеспечивают изотермичность внутренних и наружных поверхностей панелей корпуса платформы.

Для прокладки жгутов между блоками и приборами, расположенными снаружи и внутри корпуса платформы, в панелях корпуса предусмотрены специальные отверстия.

Для обеспечения проведения наземных электрических испытаний бортовой аппаратуры в составе КА, на панелях корпуса платформы предусмотрены технологические электроразъемы для подключения жгутов контрольно-испытательной и поверочной аппаратуры, а также аппаратуры для подзарядки аккумуляторной батареи при наземной эксплуатации.

Основные характеристики КА

Тип орбиты, высота, км	ССО, 510÷540
Масса платформы, кг	261
Масса целевой аппаратуры, кг	110
Масса радиолинии передачи целевой информации, кг	33
Масса КА, кг	404

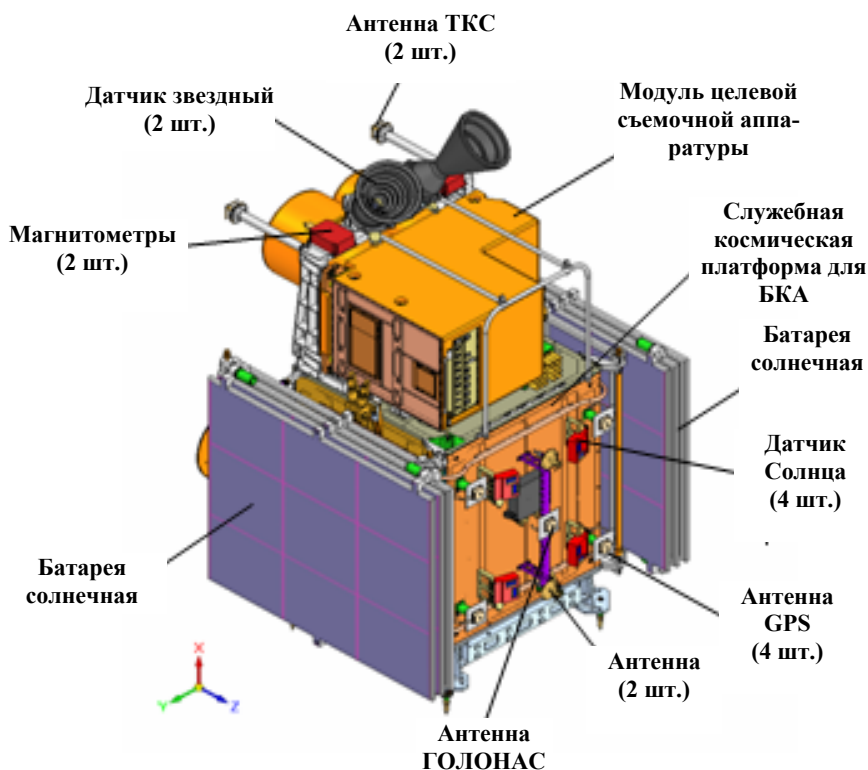


Рис.12. Общий вид Белорусского КА с зачекованным БС

Средневитковое энергопотребление платформы, Вт	197
Максимальное энергопотребление полезной нагрузки, Вт(в течение 12 мин)	200
Средневитковое энергопотребление КА, Вт	300
Срок активного существования, лет	5

Литература

1. Авакян А.Б. Наводнения: факты, причины, ущербы, концепция защиты // Наука в России. – 1998. – №2.
2. Боярчук К.А., Карелин А.В., Макриденко Л.А. Перспективы мониторинга из космоса радиоактивных загрязнений на поверхности Земли и в нижних слоях атмосферы // Труды НПП ВНИИЭМ «Вопросы электромеханики». – 2005. – Т. 102. – С. 183-209.
3. Boyarchuk K. A., Dokukin V.S., Oraevsky V. N., Salikhov R. S., Vladimirov A.V., Sennik N.A., Danilkin V.A., Sleta A.V. Small Satellites Constellation for Monitoring of Natural and Man-made Disasters // Proc. International Conference on Recent Advances in Space Technologies, RAST 2003. – 20 – 22 November 2003, Istanbul, Turkey.
4. Boyarchuk K.A., Makridenko L.A., Podlesniy A.F. Earthquake prediction satellite // Proc. of the 1-th Symposium “Global Space Activities and Potential in Turkey”. – 30 – 31 May, 2001, Sheraton Hotel Ankara, Dizayn-Basim: GRAFIKER Ofset, Ankara, 2001. – P. V-493 – V-496.