

ПРИЕМ РЕЗУЛЬТАТОВ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ НА ЭТАПЕ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© С. В. Малевинский, В. Н. Мироненко, В. В. Савченко, Г. Д. Коваленко

Національний центр управління та випробувань космічних засобів

Жизненный цикл космической системы, под которой понимается совокупность одного или нескольких КА, средств подготовки, вывода, управления на орбите и получения специнформации, включает в себя этапы разработки и изготовления, хранения, подготовки и запуска на орбиту, функционирования в штатном режиме, восполнения (по мере выхода из строя отдельных элементов), посадки, уничтожения или прекращения активного существования. В соответствии с этим различают радиотехнические комплексы подготовки и испытаний бортовой аппаратуры КА и ракеты-носителя на заводах-изготовителях, на базах-хранилищах и полигонах запуска; полигонные измерительные комплексы (ПИК), обеспечивающие управление КА при запуске вплоть до выхода на заданную орбиту; командно-измерительный комплекс (КИК), управляющий КА в орбитальном полете, специализированные комплексы (СПК), работающие, как и КИК, на основном (наиболее длительном) этапе жизненного цикла КА; радиотехнические комплексы посадки и поиска спускаемых аппаратов и капсул. Ввиду того, что элементы космических систем рассредоточены в пространстве, являются динамическими объектами и должны функционировать строго согласованно, для их успешной работы потребовалось создать еще один специфический радиотехнический комплекс — систему единого времени высокой точности (СЕВ ВТ).

Кратко рассмотрим задачи, решаемые различными типами РТК, и их взаимодействие.

В силу специфики задач управления на этапах вывода на орбиту, полета и посадки РТКУ подразделяются на полигонные измерительные комплексы (ПИК), количество которых соответствует числу полигонов запуска, на командно-измерительный комплекс, единый в организационном отношении для всех типов КА, на радиотехнические комплексы посадки и поиска (по числу таких полигонов) спускаемых аппаратов.

На этапе вывода наиболее важной задачей РТКУ

является не собственно управление КА, а слежение за траекторией КА (проведение измерений навигационных параметров), оперативное определение параметров орбиты объекта на конце активного участка (обработка результатов измерений) и контроль технического состояния КА и установленной на нем аппаратуры (прием результатов телеметрических измерений и обработка наиболее важных экспресс параметров). Указанные особенности ведут к тому, что в составе ПИК имеется большое количество радиотехнических систем для навигационных и телеметрических измерений, в том числе и специализированных. В частности, в составе ПИК имеются шесть параметрические РТК измерения параметров движения КА, оптические средства и радиотелеметрические системы измерения большого числа параметров, в том числе и быстроменяющихся. Эти особенности ПИК определяются также и необходимостью обеспечения испытательных запусков КА, когда требуется и особо высокая точность навигационных измерений, и большая глубина контроля технического состояния конструкции, узлов и аппаратуры КА. В составе КИК преобладают совмещенные радиотехнические системы, обеспечивающие выполнение всех функций по управлению КА в объеме, достаточном для полета (число измеряемых навигационных параметров обычно не превышает 2-3 и в штатных ситуациях достаточно использовать телесигнализационную информацию, а не телеметрическую).

Командно-измерительный комплекс предназначен для управления КА всех типов на этапе их орбитального полета. Помимо задач контроля траекторий КА и технического состояния аппаратуры для него важными становятся функции по выработке и передаче управляющих воздействий, которые бы обеспечили применение КА по назначению (для ПИК функции собственно управления ограничены оценкой аварийных ситуаций на этапе вывода и выдачей соответствующих аварийных команд на подрыв или отстрел отдельных элементов конструк-

ции КА (например, спускаемого аппарата при наличии на борту экипажа).

Радиотехнический комплекс СЕВ ВТ можно отнести к специализированным РТК, однако в силу специфики стоящей перед ними задачи (создание и согласование шкал времени, хранение, воспроизведение и распространение единиц времени и частоты) он выделен в отдельный класс РТК. Элементы РТК СЕВ имеются как в наземной, так и в бортовой аппаратуре всех РТК.

Без РТК СЕВ невозможны совместная обработка навигационной информации от территориально рассредоточенной системы пунктов, прогнозирование движения и планирование работы аппаратуры, выполнение динамических операций, точное выполнение программ полета, а следовательно, и выполнение целевых задач.

ОСОБЕННОСТИ РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПОВ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ТРЕБОВАНИЯ К РАДИОТЕХНИЧЕСКИМ КОМПЛЕКСАМ УПРАВЛЕНИЯ

Управление КА при выведении на основную или промежуточную орбиту характерно тем, что практически осуществляется только управление движением, так как необходимая для контроля этого этапа бортовая аппаратура включается еще до старта РН, а выполнение целевых задач не планируется. Из теории полета [1, 2] известно, что при выведении на объект действуют три основные силы — сила тяги P , сила тяготения G и сила аэродинамического сопротивления R (рис. 1). Управление движением центра масс обеспечивается изменением величины и направления (угла ν) силы тяги в плоскости выведения. При этом требуется стабилизация по углам крена и рыскания γ и ψ программное уменьшение тангажа ν . Последнее связано с

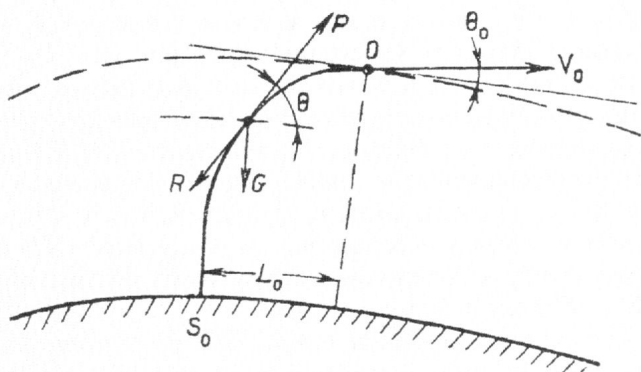


Рис. 1.

тем, что с целью сокращения потерь на преодоление сопротивления атмосферы начальный подъем, когда скорости еще малы, производится вертикально (на старте $\nu = 90^\circ$). При непрерывной работе двигателей, что характерно для вывода на низкие орбиты, параметры конца активного участка (точка 0 на рис. 1) — его координаты (L_0 — в плоскости запуска), модуль и направление вектора скорости (V_0 и ν_0) определяют внутри плоскостные параметры орбиты. Таким образом, система программного или радиоуправления должна обеспечить на конце активного участка требуемые V_0 и ν_0 , отсечку (выключение) двигателя в момент, соответствующий L_0 .

Поскольку оптимальным с точки зрения аэродинамических и гравитационных потерь (минимальное значение 1.5—2 км/с) является вывод в точку с $H = 250\ldots 300$ км с вертикальным подъемом и переходным участком 800...2500 км, то высокоорбитальные КА запускают с промежуточной орбиты (осуществляют необходимый переход на более высокую орбиту). Аналогично поступают, если полигон выведения не может обеспечить требуемое наклонение i плоскости орбиты к экватору, так как его географическая широта меньше i . Такие операции называются переходами или маневрами и применяются также для предварительного согласования орбит при сближении двух КА. Частным случаем маневра является коррекция траектории, необходимость в которой возникает из-за ошибок выведения или вследствие отклонения параметров орбиты в процессе полета КА из-за действия возмущающих сил. В указанных случаях, как правило, этап выведения на основную орбиту содержит несколько активных участков, причем первый из них обычно идентичен для многих типов КА.

Расположение и длительность остальных активных участков, которые мы будем относить к маневрам, будет зависеть как от требуемых параметров орбиты, так и от координат точки запуска и средств КИК (возможности передачи управляющих воздействий).

Отметим, что при выводе КА на высокие орбиты без изменения их плоскости используются варианты и непрерывного активного участка, но с переключением от основного двигателя (после точки 0) к двигателю малой тяги (рис. 2). При этом переходный участок имеет вид спирали (части, одного или нескольких витков).

Рассмотрим факторы, влияющие на точность выведения, и связанные с этим требования к комплексу управления. Возмущающие воздействия могут иметь внутреннее, связанное с РН и КА, и внешнее происхождение [1, 9].

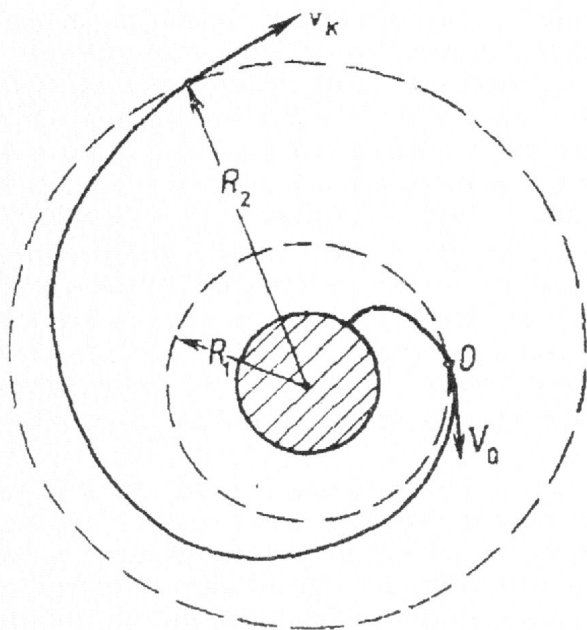


Рис. 2.

К внутренним факторам относятся:

- отклонение общей и оставшейся массы РН с топливом от расчетной;
- погрешности исполнительных органов системы управления;
- неточное знание характеристик топлива и отклонения в работе двигательной установки.

Внешние факторы проявляются за счет:

- неточного учета отклонений гравитационного поля от центрального;
- вариации плоскости атмосферы, ее вращения и циркуляции;
- влияния притяжения Луны, Солнца и других планет Солнечной системы;
- наличия давления светового излучения («солнечного» ветра) и др.

С учетом требований к точности соблюдения расчетных значений параметров орбит, вытекающих из назначения КА, и факторов, влияющих на РН и КА при выводе, исполнительные органы и бортовая автоматика системы управления должны обеспечивать погрешности по L_0 не более 0.5 км, по νO — до 0.5° , по $|VO|$ — до 0.5 м/с. При этом допустимо, чтобы измерительные средства РТКУ на этапе вывода (средства ПИК) имели среднеквадратические погрешности, на порядок меньшие, чем указанные величины (единицы и десятки метров, угловые минуты, единицы сантиметров в секунду). Если с точки зрения нахождения точки конца

активного участка и дальнейшего прогноза полета КА этого достаточно, то для контроля работы системы программного управления и системы стабилизации требования еще выше. Это приводит к созданию большой избыточности навигационной информации (за счет одновременного измерения нескольких параметров с нескольких пунктов и с высокой дискретностью). Совместная обработка результатов измерений статистическими методами позволяет существенно снизить случайные ошибки, выявить и исключить или уменьшить влияние систематических и аномальных погрешностей отдельных измерителей.

Требования к телеметрическим средствам ПИК для этапа выведения также специфичны: необходимо контролировать большое число параметров с высокой скоростью их изменения (вибрацию, температуру, перегрузки, расход топлива, окислителя и др.), а также состояние элементов конструкции и аппаратуры, что характерно для всех этапов полета КА.

Предельным случаем регионального принципа построения РИСУ [1] является однопунктная система (реализованная в Украине), когда каждому ИП предоставляются права регионального Центра, т. е. он приобретает почти полную автономность, и связь с единым Центром сохраняется для координации программ полетов различных классов КА и планирования эксплуатационных мероприятий для организации деятельности личного состава. Тем самым до минимума сокращаются потоки информации (остается та, что имеет распорядительный характер) между Центром и ИП. Достичь требуемого качества управления КА при сокращении числа ИП до одного возможно за счет усложнения аппаратуры, устанавливаемой на ИП (например, нужны многопараметрические измерительные системы, высокопроизводительные ЭВМ, автоматизация самих КИС и современные средства отображения), и использования спутника-ретранслятора (СР), чтобы иметь возможность связаться с КА в заданных областях пространства и времени.

Ограниченность территории не представляет возможным обеспечить требуемую оперативность, непрерывность и глобальность управления КА. Из-за общего ограниченного количества ИП (по экономическим и географическим ограничениям) в большинстве случаев перекрытие зон видимости ИП не происходит, и расстояния между ними составляют 700—1500 км и более.

Появление обитаемых КА (с 1961 г.) и расширение космических исследований с помощью орбитальных станций с экипажем на борту привели к необходимости структурных изменений с РТИУ к

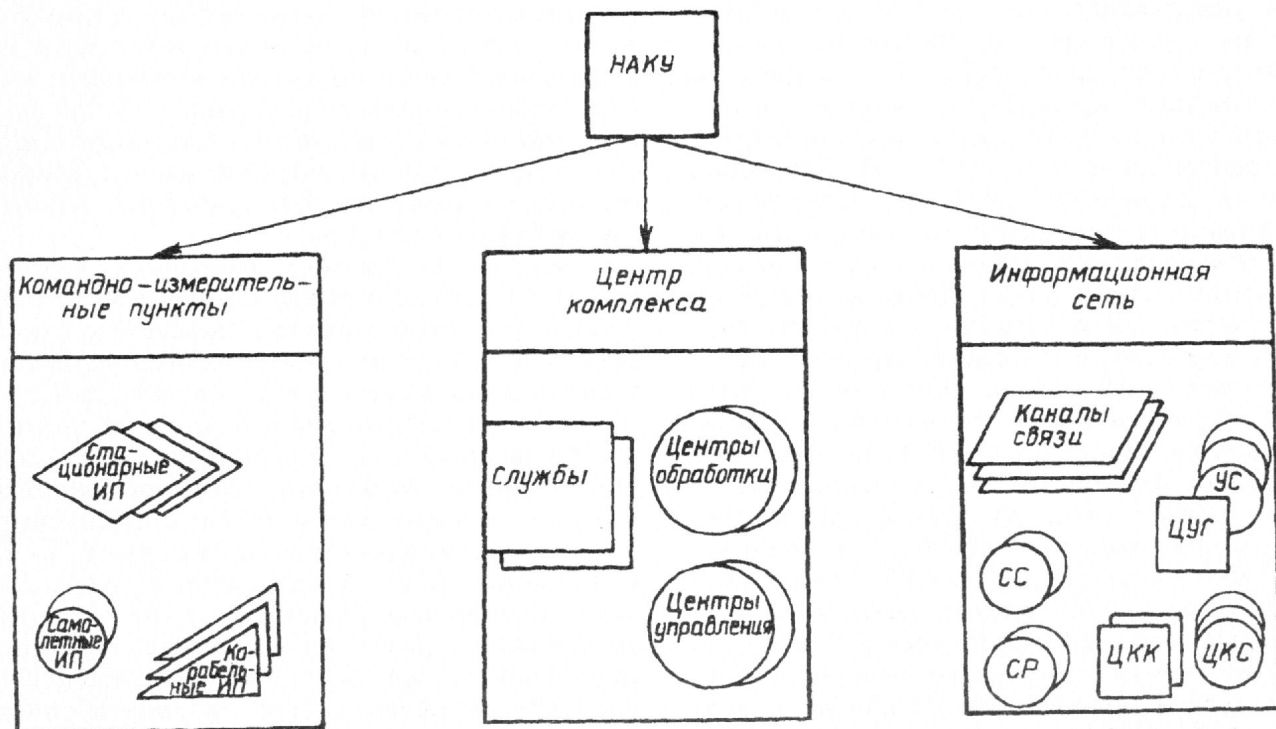


Рис. 3. Функциональная структура наземного автоматизированного комплекса управления

введению новых структурных элементов и усложнению связей между ними. Так, уже к первому полету КА с человеком на борту, НАКУ пополнился корабельными измерительными пунктами, с которых осуществлялись переговоры с космонавтами, производился контроль состояния аппаратуры и экипажа, а также выполнения динамических операций полета в районах Тихого, Индийского и Атлантического океанов. Результаты оперативно передавались в Центр НАКУ через спутник связи. По аналогичной схеме достигалась непрерывность связи с объектами и экипажами по программе «Союз — Аполлон», но дополнительно имелась возможность выдачи РК с корабельных ИП и проведения навигационных измерений. Таким образом, наметились тенденции совершенствования структуры КИК такие, как использование подвижных ИП, применение спутников для ретрансляции информации, а также развитие бортовых комплексов управления. Отметим, что за счет автономизации повышается не только пропускная способность РТКУ, но и оперативность, и надежность управления КА в связи с резким сокращением информационных потоков.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МОБИЛЬНЫХ (КОРАБЕЛЬНЫХ И САМОЛЕТНЫХ) ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ПУНКТОВ

Широкое использование кораблей слежения и самолетных пунктов приема информации с КА обусловлено, в первую очередь, возможностью их расположения и передислокации в определенные точки (области) морской (водной) поверхности или воздушного пространства, в которых обеспечиваются наилучшие условия наблюдения за объектом.

За счет мобильности ИП повышаются также системные характеристики комплекса, такие, как оперативность, глобальность и надежность управления КА, становится возможным реализовать оптимальные программы взаимодействия с объектом. Однако достигаемые преимущества сопряжены с усложнением условий работы аппаратуры и личного состава подвижных ИП: на подвижном основании возникают вибрации при движении; постоянно воздействует агрессивная внешняя среда; затруднено техническое обслуживание и ремонт; велико взаимное электромагнитное влияние средств и агрегатов самого носителя и радиотехнических

средств размещенного на нем ИП. Кроме того, возникают ограничения по габаритам, массе и энергопотреблению аппаратуры, по квалификации обслуживающего персонала, что ведет к увеличению затрат как на производство, так и эксплуатацию корабельных и самолетных ИП. Приходится принимать специальные меры для герметизации узлов и создания приемлемых условий работы личного состава, для стабилизации антенн и снижения действия вибрации и качки, предусматривать резервные источники энергоснабжения и средства обеспечения безопасности (спасения) персонала ИП.

Оснащение корабельных и самолетных ИП (КИП и СИП) функционально в основных чертах сходно с оснащением стационарных ИП: имеются либо совмещенные радиотехнические системы, либо отдельные средства передачи команд, приема телеметрии, проведения навигационных измерений и связи с космонавтами, средства СЕВ. Кроме того, в составе подвижных ИП имеются радиолинии передачи полученной с КА информации в Центр через спутники связи (спутники-ретрансляторы) или наземные пункты ретрансляции. По ним же из Центра на КИП (СИП) поступают распоряжения о передислокации, режимах и программах работы с КА.

Процессы подготовки и проведения сеансов связи, предварительной обработки получаемой информации в значительной степени автоматизированы, что позволяет увеличить пропускную способность и качество выполняемых работ, несколько снизить количество обслуживающего персонала.

К специфическим системам КИП (СИП) следует отнести аппаратуру стабилизации и программного наведения антенн, которая позволяет учитывать влияние волн, ветра, изменения курса, а также системы для место определения судна. К последним (в случае проведения навигационных измерений по КА в движении) предъявляются весьма высокие требования по точности, которым сложно удовлетворить даже вблизи имеющихся наземных радиомаяков, работающих в ДВ — и КВ-диапазонах. Приемлемых характеристик для выполнения этой функции управления КА можно достичь, используя перспективные космические навигационные системы либо работая у причала или на аэродроме — с любой позиции, предварительно подготовленной в геодезическом отношении. Все остальные функции — передача команд и программ управления, прием телеметрической информации, связь с космонавтами — могут осуществляться как в движении, так и с заранее выбранной позиции.

Опыт применения корабельных и самолетных пунктов в СССР и за рубежом показал, что они с

успехом могут быть использованы как при отработке (полигонные и другие испытания), так и при эксплуатации радиотехнических комплексов и самих космических систем с целью:

- повышения надежности выполнения отдельных, наиболее важных операций (запуск, посадка, коррекция орбиты) за счет совместной работы с другими типами пунктов;

- выполнения основных функций на участках полета КА, расположенных над труднодоступными и малонаселенными районами (гористая местность, районы со сложными климатическими условиями) и над морской поверхностью в случаях, когда это необходимо в соответствии с технологией управления КА (например, при переводе объекта на околоземную орбиту, включении тормозной двигательной установки для схода с орбиты и других операциях, осуществляемых вне зон видимости наземных пунктов СССР); временного выполнения функций стационарных пунктов в период их ввода в эксплуатацию, либо в другие периоды, когда необходимо исключение их из работы (например, когда проводится модернизация средств, либо ремонт инженерных или энергосетей пункта); увеличения гибкости и оперативности формирования требуемой структуры комплекса в целом при изменении состава и объема решаемых задач за счет направления подвижных ИП в соответствующие районы и выполнения ими своих функций совместно с другими ИП или автономно;

- снижения затрат на создание и эксплуатацию РТКУ путем замены стационарных ИП подвижными там, где строительство и применение первых является экономически нецелесообразным (например, в районах Крайнего Севера), а также в случаях, когда использование ИП в некотором регионе является эпизодическим (например, при некоторых видах испытаний).

В зависимости от задач и характеристик местности, в которой предстоит их выполнение, подвижные ИП могут устанавливаться на различные основания. Наиболее широкие возможности по полному использованию соответствующей аппаратуры возникают при ее унификации и контейнерном исполнении. Оперативные и эксплуатационные характеристики подвижных ИП в значительной степени определяются типом используемого основания. Кроме самолета и корабля носителем аппаратуры подвижного ИП может быть вертолет, автомобиль, гусеничная или железнодорожная платформа, дирижабль, экранолет и суда на воздушной подушке.

Вертолетные ИП по сравнению с самолетными требуют более простого аэродромного оборудования, могут садиться на весьма ограниченные участ-

ки местности, более экономичны по расходу топлива, но обладают меньшей грузоподъемностью, скоростью передвижения и радиусом отрыва от базы.

Автомобильные ИП обладают средней грузоподъемностью, низкой скоростью передислокации, ограниченной проходимостью и привязкой к существующей сети дорог, но просты и экономичны в эксплуатации, радиус их действия при наличии соответствующих баз может быть весьма значительным. Лучшей проходимостью по сравнению с ними являются ИП на гусеничной тяге, суда на воздушной подушке, экранолеты, но последние в настоящее время малоэкономичны. Более высокая скорость перемещения по сравнению с автомобильными может быть достигнута при использовании железнодорожных платформ и дирижаблей, имеющих, кроме того, большую грузоподъемность, однако привязанность первых к сети железных дорог и недостаточное развитие техники дирижаблестроения для вторых ограничивают их применение. В каждом конкретном случае решение об установке аппаратуры ИП на то или иное подвижное основание принимается с учетом требований к оперативности изменения местоположения, развертывания и свертывания ИП, к энергопотреблению, массе и габаритам, к условиям перемещения, к оборудованию позиций, к допустимым затратам, а также с учетом характеристик местности в районах работ и их удаленности от баз.

С точки зрения тактики применения подвижных ИП более целесообразно работать с некоторыми заранее подготовленными позициями в этом случае снижаются требования к энергетическим возможностям носителя (можно подключаться к аэродромной, портовой и другим энергосетям), расход топлива производится только при передислокации, упрощаются условия работы аппаратуры и личного состава. Кроме того, появляется возможность с требуемым качеством выполнять и функции по контролю траектории КА (проводить высокоточные измерения текущих навигационных параметров). Работа в движении, если в этом имеется необходимость, может выполняться несколько с более низким качеством и только теми из подвижных ИП, для которых не требуется развертывание и свертывание (к ним, в частности, относятся и наиболее широко используемые самолетные и корабельные ИП).

Применение подвижных ИП связано с отрывом личного состава от мест базирования, поэтому при

проектировании таких ИП и планировании их использования должны учитываться эргономические, психофизиологические и другие факторы, характерные для эргатических систем и особо остро проявляющиеся в условиях относительной изоляции.

Украина располагает космическими аппаратами и средствами выведения КА, но не имеет полигонов запуска и структур обеспечивающих решения вышеназванной задачи.

Задача приема телеметрической информации с РН на активном участке полета может быть решена, может быть решена:

- 1) заключением договора со страной осуществляющей запуск КА (где расположен полигон запуска) о приеме телеметрической информации полигонными измерительными пунктами (ПИК);
- 2) созданием своего мобильного измерительного пункта.

В условиях ограниченного финансирования, при значительной стоимости выполнения данных работ иностранными средствами, актуальна задача приема результатов телеметрических измерений и обработка наиболее важных экспресс параметров отечественными (украинскими) средствами. Наиболее целесообразно и экономически обоснованно создание мобильного измерительного пункта на базе автомобиля, либо переносной вариант. Данная возможность появилась в связи с развитием технических средств и вычислительной техники. В качестве телеметрической станции как один из вариантов может быть применена Малогабаритная телеметрическая станция (разработки НПО им. С. А. Лавочкина) — полная масса 37 кг.

Вопросы навигации и точного времени решаются с помощью портативного приемника GPS.

1. Инженерный справочник по космической технике. // Под ред. А. В. Солодова. — М.: Воениздат, 1977.
2. Разыграев А. П. Основы управления полетом КА и кораблей. — М.: Машиностроение.
3. Движение искусственных спутников в гравитационном поле Земли // Мат. методы в динамике космич. аппаратов. — 1967.—Вып. 2.
4. Космические радиотехнические комплексы // Под ред. Г. В. Стогова. — М.: МО СССР, 1986.

RESULTS-SIGNAL OF TELEMETERING MEASUREMENTS AT THE STAGE OF SPACECRAFTS LAUNCH

S. V. Malevins'kyi, V. N. Mironenko, V. V. Savchenko