

12, декабрь 2015

УДК 62-1/-9

Компоновочные особенности спутников, предназначенных для фоторазведки

Грачева К.М., студент

*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
Аэрокосмический факультет, кафедра «Аэрокосмические системы»*

Научный руководитель: Журавлев Е.И., к.т.н., доцент

*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Аэрокосмические системы»*

bauman@bmstu.ru

Космические разведывательные комплексы

Успехи первых космических полетов открыли дорогу к созданию долговременных орбитальных пилотируемых станций. Вывод на орбиту и эксплуатация пилотируемых аппаратов позволили создать условия для непрерывной работы человека в космическом пространстве. Проверка принципиальной возможности проведения фотографирования в целях разведки была осуществлена при отработочных полётах пилотируемых кораблей серии «Восток». На их базе и были созданы первые советские разведывательные спутники КА серии «Зенит».

Термин дистанционное зондирование (ДЗ) означает зондирование поверхности Земли из космоса с использованием свойств электромагнитных волн, излучаемых, отражаемых или рассеиваемых зондируемыми объектами, в целях улучшения использования природных ресурсов, совершенствования землепользования и охраны окружающей среды.

Первым отечественным КА дистанционного зондирования (фоторазведчиком) стал Космос-4, выведенный на орбиту 26 апреля 1962 года.

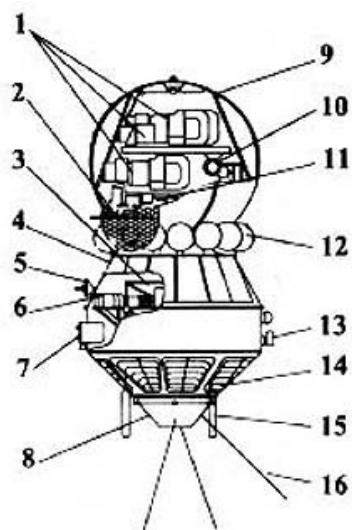


Рис. 1. Компонентная схема КА Космос-4: 1 - фотоаппаратура; 2 - антенна специальной радиоаппаратуры; 3 - система электропитания; 4 - приборный отсек; 5 - антенна программной радиопеленгации; 6 - аппаратура системы управления радиотехнических и других систем; 7 - «Инфракрасная вертикаль»; 8 - тормозная двигательная установка; 10 - спускаемый аппарат; 11 - разрывной заряд системы аварийного подрыва (ликвидации) объекта; 12 - аппаратура системы управления, приземления, радиотехнических и других систем; 13 - баллоны системы ориентации; 14 - датчик ориентации на Солнце; 15 - жалюзи системы терморегулирования; 16 - антенна телеметрических систем; 17 - передающая антенна

Выделяют *три* основных варианта фоторазведчиков восточного *типа*, называемых *поколениями*.

КА *первого поколения* запускались РН Восток, на орбиты с наклонами 51.2-51.3° с космодрома Байконур и 64.6° с Плесецка. Типичная продолжительность полетов равна 8 суткам, частота запусков - до 9 в год (с 1962 по 1969 г.).

Второе поколение КА фоторазведки связывается с началом эксплуатации в 1963 году РН Союз позволившего увеличить массу выводимого груза, что дало возможность установить более совершенную фотоаппаратуру. Аппараты второго поколения использовали ту же 8-суточную схему, что и аппараты первого поколения. При этом высота орбиты подбиралась так, чтобы каждый спутник, совершая по 16 витков в сутки, на 8-ой день полета проходил вдоль той же наземной трассы, что и в первый, обеспечивая равномерное покрытие всей охватываемой полосы широт за время полета.

С 1968г. КА стали оснащаться дополнительным двигательным отсеком, установленным на спускаемом аппарате (СА) с противоположной стороны от приборного отсека (ПО) и использовавшимся для коррекции орбиты.

Типичная продолжительность полета спутников *третьего поколения* - 12 суток, а с 1976 года - 14 суток. С 1971г. один - два раза в год стали запускаться аппараты, подобные по телеметрии маневрирующим спутникам третьего поколения, но не маневрирующие, носовые двигательные установки которых заменялись отсеком вспомогательной полезной нагрузки.

С 1975 г. спутники *третьего поколения* стали запускаться на приполярные орбиты с наклоном 81.3° (с 1980г. - 82.3°). Эти аппараты, носившие название «Фрам», были доработаны для ведения многозональной, спектральной и цветной съемок в целях изучения природных ресурсов. Средняя высота полета составляла обычно 265 - 275 км либо 220-230 км (отдельные спутники выводились на более высокие орбиты - 340-390 км).

Спутники, запускаемые с 1979г. на более круглые орбиты с высотой от 250 км в перигее до 280 км в апогее, с 1989г. стали официально именоваться «Ресурс-Ф».

Кратковременность полетов спутников, созданных на основе Востока, вынуждала запускать их в огромных количествах. К середине 70-х годов осуществлялось по 30 - 35 запусков ежегодно. Другим недостатком аппаратов востоковского типа является то, что получить и проанализировать изображения можно только после завершения полета и возвращения фотоаппаратуры с отснятой пленкой на Землю. С этой точки зрения даже двухнедельный срок полета спутника в критических условиях оказывается неприемлемо долгим.

Созданные на базе кораблей Восток автоматические аппараты на несколько десятилетий стали основой систем космической фоторазведки. Поскольку первым среди них был КА Зенит, все последующие модификации этого аппарата относят к серии Зенит.

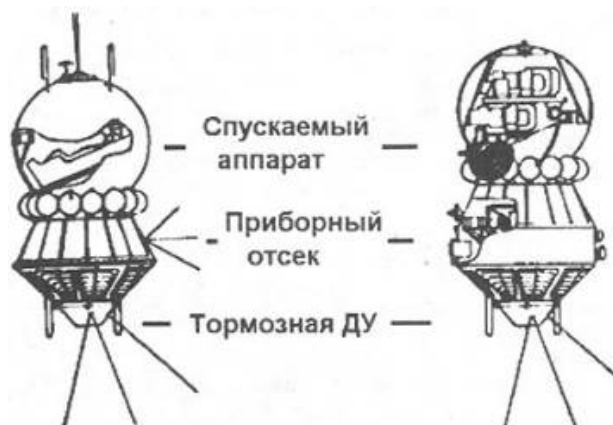


Рис. 2. Различия в конструкции КК «Восток» (слева) и КА «Зенит-2» (справа)

Спускаемые аппараты

Спускаемый аппарат — это часть КА, предназначенная для размещения полезной нагрузки, создания условий нормального ее функционирования и доставки на Землю.

Спускаемый аппарат сочетает в себе функции отсека КА и в то же время самостоятельного атмосферного летательного аппарата.

При возвращении на Землю необходимо обеспечить торможение, посадку и тепловой режим внутри СА. Способы спуска и приземления выбираются в зависимости от аэродинамического качества СА. Спускаемые аппараты, имеющие малое аэродинамическое качество, осуществляют спуск в атмосфере и приземление с использованием парашютов, двигателей мягкой посадки; СА с достаточно высоким аэродинамическим качеством могут совершать горизонтальную посадку.

Особый тип СА составляют спускаемые капсулы, предназначенные для доставки на Землю полезной нагрузки малой массы и объема, например фото- и киноплёнки.

Спускаемый аппарат и капсулы могут иметь различную форму.

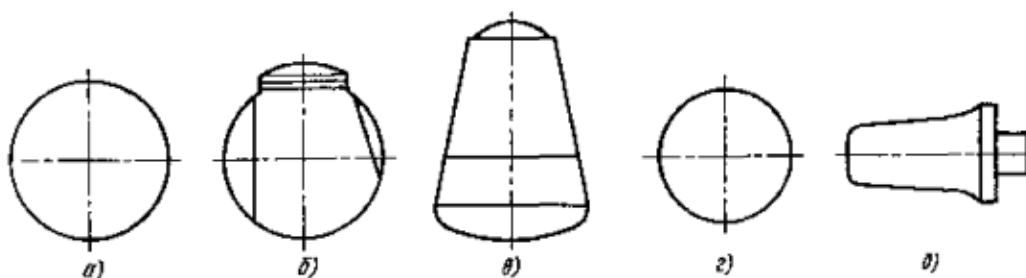


Рис. 3. Формы СА и капсул: а) сферический СА б) сферическая с гаргротом в) коническая г) сферическая капсула д) клиновидная капсула

Особенностью сферической формы является максимальный внутренний объем при минимальной внешней поверхности. Центр давления сферы находится в ее геометрическом центре. Для обеспечения устойчивости СА и спускаемых капсул при спуске необходимо сместить центр масс на 4...6 % длины радиуса в направлении лобового теплозащитного покрытия, от центра сферы для сферического СА, что достигается компоновкой.

Назначение и эксплуатация спускаемых аппаратов

Назначение СА. В условиях околоземного полета спускаемый аппарат предназначен для доставки материалов исследований в виде фото- и киноплёнок, результатов технологических экспериментов и т. д. Первая посадка спускаемого аппарата

на Землю осуществлена в мае 1960 г. Это был беспилотный корабль-спутник, предназначенный для отработки всех этапов полета человека в космос.

Торможение в атмосфере. Свободный спуск с орбиты за счет торможения в разреженной атмосфере нельзя считать приемлемым, так как при этом возникают трудности при прогнозировании времени и места приземления. Двигательная установка создает тормозной импульс с целью преобразования орбиты с таким расчетом, чтобы перигейная ее часть оказалась именно в плотных слоях атмосферы. В этом случае, чем больше тормозной импульс, тем круче вход космического аппарата в плотные слои атмосферы и тем интенсивнее его торможение.

Однако интенсивность торможения должна быть ограничена перегрузками, допустимыми для экипажа и приборов, а также конструкции спускаемого аппарата. По этим соображениям крутизну входа в атмосферу необходимо создавать меньшую. Большая часть кинетической энергии спускаемого аппарата, перешедшей в тепловую при торможении в атмосфере, должна рассеиваться во внешней среде, и лишь небольшая часть ее может быть поглощена массой конструкции или воспринята теплозащитными системами аппарата. При пологих траекториях спуска в атмосфере уровень перегрузок и интенсивность нагрева ниже, однако из-за увеличения длительности снижения возрастает общая доля тепловой энергии, подводимой к поверхности аппарата.

На характер и интенсивность взаимодействия спускаемого аппарата с воздушной средой при снижении торможении влияют параметры атмосферы, такие, как плотность, давление, температура, длина свободного пробега молекул, скорость распространения возмущений (скорость звука), молекулярная масса и т. п. Но и эти параметры не постоянны, а испытывают колебания, зависящие от времени года и суток, от изменения солнечной активности, от климатических факторов, изменения ветра и т. д.

Огромная скорость входа спускаемого аппарата в атмосферу вызывает большие в ней возмущения. Впереди по направлению полета газ атмосферы начинает сжиматься, но не постепенно, а ударом, и возникает уплотнение - так называемая ударная волна. Последняя движется несколько впереди спускаемого аппарата при той же скорости движения. Температура во фронте ударной волны достигает нескольких тысяч Кельвинов. Потоки тепла идут во все стороны, в том числе и на спускаемый аппарат. При этом поток тепла, приходящийся на спускаемый аппарат, зависит от состава атмосферы и ее термодинамических характеристик.

При больших углах входа нарастание потока и спад его в результате резкого торможения происходит пикообразно. Получается мощный тепловой и динамический удар и быстрый унос солидного количества теплозащиты. При малых углах входа кривая

нарастания теплового потока положе, а время его воздействия продолжительнее и унос покрытия меньше, но, безусловно, при этом имеется большой прогрев всей системы теплозащиты.

Тепловая энергия при торможении космического аппарата поступает в атмосферу с его поверхности двумя основными путями - за счет конвективной теплопередачи в пограничном слое и за счет излучения фронта ударной волны. При больших скоростях полета процесс конвективного переноса тепла усложняется ионизацией газа, неравновесностью пограничного слоя, а при уносе массы с поверхности обшивки (обгорание обмазки, испарение теплозащиты и т. п.) - массообменом и химическими реакциями в пограничном слое. Излучение ударной волны - лучистая теплопередача - становится существенным при скоростях полета 6-8 км/с, а при больших скоростях приобретает решающее значение.

Тепловая энергия, подведенная извне к обшивке спускаемого аппарата, частично рассеивается за счет излучения от нагретой поверхности, частично поглощается или уносится (при охлаждении с уносом массы) системами теплозащиты, частично аккумулируется за счет теплоемкости конструкции спускаемого аппарата, вызывая повышение температуры силовых элементов. Полное исследование тепловых режимов в различных точках обшивки спускаемого аппарата реальной конфигурации, требующее достаточно подробного рассмотрения тепло- и массообмена вблизи охлаждаемой поверхности и изучения температурных полей в конструкции, представляет собой весьма сложную задачу. Обычно используются приближенные соотношения, позволяющие оценить интенсивность нагрева для некоторых типичных участков поверхности спускаемого аппарата. Затем эти оценки уточняются на основе экспериментальных исследований. Таким образом, создание спускаемых аппаратов задача трудоемкая и очень сложная, даже только в части теплозащиты, но она успешно решается в конструкторских бюро.

Формы спускаемых аппаратов. СА могут создаваться либо для спуска без управления - по баллистической траектории, либо для спуска с системой управления движением, способной обеспечивать совершение маневра в атмосфере. Естественно, и более совершенные спускаемые аппараты, снабженные системой управления, могут совершать также спуск по баллистической траектории.

Первые спускаемые аппараты, примененные для искусственных спутников Земли, выполнялись в форме шара (рис. 4). Это спускаемые аппараты кораблей-спутников, космических кораблей "Восток" и "Восход", а также биоспутников. Их спуск проходил по

баллистической траектории. Форма шара самая простая и широко распространена в природе.

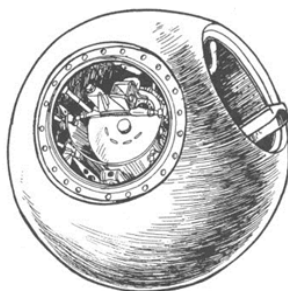


Рис. 4. Спускаемый аппарат в форме шара

Шаровая конструкция, кроме лобового сопротивления, не подвержена действию никаких других сил, не считая силы притяжения. Аэродинамики говорят - шар обладает нулевым качеством, т. е. подъемная сила при обтекании шара атмосферой равна нулю. Для шаровой конструкции величина перегрузки зависит от скорости полета и угла входа в атмосферу. Для уменьшения величины перегрузки необходимо осуществлять спуск не по баллистической траектории, а с использованием подъемной силы, в этом случае необходимо применять спускаемый аппарат, обладающий аэродинамическим качеством. Кроме того, главной задачей наземного комплекса является обнаружение спускаемого аппарата. Эту задачу решает поисково-спасательный комплекс (ПСК). ПСК предназначен для поиска, обнаружения места посадки СА, его послеполетного обслуживания, а также для доставки СА в места, где с ними производятся дальнейшие работы. ПСК включает в себя авиационные, наземные и морские поисково-спасательные средства.

Основными подвижными средствами поиска СА являются самолеты и вертолеты. Они оборудуются радиопеленгаторами, которые регистрируют радиосигналы передатчиков КА (СА). По трассе спуска и в районе посадки патрулируют самолеты и вертолеты.

Координаты точки посадки СА определяются с использованием данных прогноза о районе посадки, выдаваемых Центральным пунктом управления, а затем на основании измерений радиопеленгационных средств на участке спуска СА. Непосредственно поиск и визуальное обнаружение СА на месте посадки производятся авиационными средствами (самолетами, вертолетами), оборудованными поисковыми радиокomплексами УКВ диапазона. В случае неблагоприятных метеоусловий или в темное время суток поиск и обнаружение приземлившихся СА производятся силами и средствами поисково-эвакуационных отрядов. Поисковая группа производит на месте посадки вскрытие

технологических люков СА, извлечение кассет с информацией для последующей доставки их по назначению, деактивацию СА, демонтаж некоторых устройств и подготовку их и СА к эвакуации. При посадке СА в акватории Мирового океана для их поиска, обнаружения, спасения и эвакуации используются специально оборудованные средства поисково-спасательной службы флотов.

Таким образом, приходим к выводу, что спускаемый аппарат должен обладать не только аэродинамическим качеством, но и возможностью осуществлять управляемый спуск. Такие характеристики в себе содержит спускаемый аппарат в виде «фары».

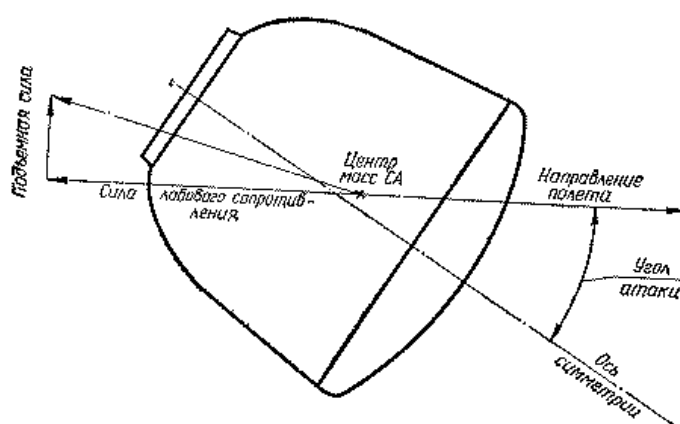


Рис. 5. Спускаемый аппарат в форме «фары»

Такая конструкция обладает аэродинамическим качеством до 0,35 или, иначе говоря, в движении при определенном наклоне передней стенки фары возникает подъемная сила, достигающая величины 35% от силы лобового сопротивления.

Аэродинамическое качество определяется следующим соотношением:

$$K(\alpha) = \frac{C_{ya}(\alpha)}{C_{xa}(\alpha)},$$

где α - угол атаки;

$C_{xa}(\alpha)$ – коэффициент лобового сопротивления;

$C_{ya}(\alpha)$ – коэффициент подъемной силы.

Подъемная сила дает возможность проводить спуск по более пологой траектории, с меньшими перегрузками. Такая форма характерна для спускаемых аппаратов космических кораблей «Союз». Что же необходимо создать для осуществления наклона передней стенки фары при обтекании ее потоком воздуха?

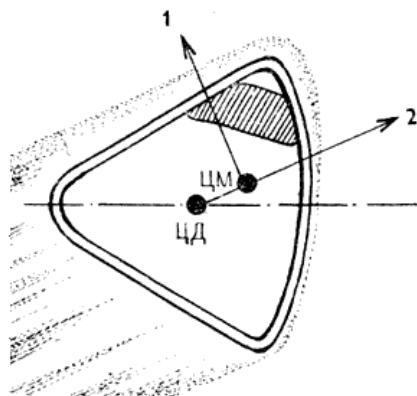


Рис. 6. Смещение центра масс спускаемого аппарата: 1 - подъемная сила; 2 - направление полета; ЦМ - центр масс; ЦД - центр давлений; заштриховано место наиболее массивного оборудования

В принципе это можно было сделать с помощью системы ориентации. Правда, расход топлива при этом достигал бы очень больших значений: ведь надо было создать значительные управляющие моменты для компенсации моментов, возникающих под действием аэродинамических сил. И с точки зрения затрат огромных масс топлива этот путь неприемлем.

Более простое решение - смещение центра масс относительно оси симметрии. У фары в качестве основной несущей поверхности используется передняя стенка - днище, имеющее форму сегмента сферы относительно небольшой кривизны. Боковая поверхность спускаемого аппарата выполняется либо в форме конуса, либо при сочетании конуса и части сферы. Спуск аппарата осуществляется днищем вперед. Поскольку по внешнему виду спускаемый аппарат является телом вращения, то его центр давления (результатирующей силы аэродинамического воздействия) находится на оси симметрии. Так что смещенный центр масс располагают между днищем и центром давления.

Такая центровка обеспечивает устойчивое положение спускаемого аппарата в воздушном потоке (днищем вперед), а также несимметричное обтекание спускаемого аппарата. Благодаря последнему появляется подъемная сила, перпендикулярная набегающему потоку.

Спуск с орбиты искусственного спутника Земли может успешно осуществляться в широком диапазоне начальных условий с приемлемыми перегрузочными и тепловыми нагрузками как при баллистическом спуске, так и при спуске с использованием аэродинамического качества спускаемого аппарата. При этом широко применяется система управления движением при спуске, основанная на методе управления

спускаемым аппаратом путем его программного разворота по углу крена (при постоянном угле атаки), что в процессе полета обеспечивает изменение эффективной силы - проекции подъемной силы на вертикальную плоскость. Такой метод требует достаточно малых управляющих моментов, благодаря так называемой статической нейтральности по углу крена и неизменности картины обтекания воздушным потоком в процессе управления.

Теплозащитное покрытие. Как уже говорилось, почти вся энергия, сообщенная ракетой-носителем космическому аппарату, должна рассеяться в атмосфере при его торможении. Однако определенная часть этой энергии ведет к нагреву спускаемого аппарата при его движении в атмосфере. Без достаточной защиты металлическая его конструкция сгорает при входе в атмосферу и аппарат прекращает свое существование. Тепловая защита должна быть хорошим изолятором тепловой энергии, т. е. обладать малой способностью к теплопередаче и быть жаростойкой. Таким требованиям отвечают отдельные сорта искусственных материалов - пластмасс. Спускаемый аппарат покрывают теплозащитным экраном, как правило, из этих искусственных материалов, состоящим из нескольких слоев. Причем внешний слой состоит обычно из относительно прочных пластмасс с графитовым наполнением как наиболее тугоплавким материалом, а следующий термоизоляционный слой - чаще всего из пластика со стекловолокнистым наполнением. Для снижения массы теплозащитного покрытия его максимальная толщина приходится только на места, подверженные наибольшему воздействию теплового потока. У спускаемых аппаратов типа фары это днище, а боковые поверхности, подверженные меньшему нагреву, имеют теплозащиту незначительной толщины. Причем у отдельных спускаемых аппаратов после прохождения наибольшего участка торможения и после прекращения действия тепловых нагрузок массивный теплозащитный экран с лобовой части (с днища) сбрасывается.

Парашютная система. После окончания интенсивного аэродинамического торможения движение спускаемого аппарата становится относительно равномерным. Скорость его снижения для различных конструкций в атмосфере вблизи Земли устанавливается в диапазоне 50 - 150 м/с. Чтобы сохранить спускаемый аппарат скорости при посадке должны быть значительно меньшие. Так, например, скорость при посадке на воду не должна превышать 12- 15 м/с, на сушу (на твердый грунт) - 6-9 м/с. Чтобы уменьшить скорость падения спускаемого аппарата на Землю, и применяют различные парашютные системы.

Масса этих систем также составляет определенную часть массы спускаемого аппарата, и, как правило, при увеличении массы аппарата пропорционально возрастает и

масса парашютной системы. Введение парашютной системы в воздушный лоток и развертывание купола хотя и не является простой задачей, но она успешно решается в практической космонавтике. При относительно больших скоростях полета введение большого купола основного парашюта приводит к большим нагрузкам, которых материал парашюта может не выдержать. Вначале вместе с отстреливаемой крышкой парашютного отсека вытаскивается вытяжной парашют с небольшой рабочей площадью купола. Этот вытяжной парашют вводит в набегающий поток воздуха купол тормозного парашюта. В результате скорость снижения спускаемого аппарата уменьшается почти вдвое, и тогда с помощью тормозного парашюта вводится основной парашют. Причем чаще всего вводится не полный купол основного парашюта, а его часть. При дальнейшем снижении скорости спускаемого аппарата шнур, с помощью которого зарифовывается основной купол, перерезается и тогда уже купол основного парашюта раскрывается полностью.

Купол основного парашюта имеет большую рабочую площадь, что позволяет снизить скорость снижения до величин, безопасных для экипажа и самого спускаемого аппарата. Однако полностью затормозить спускаемый аппарат с помощью только одного такого парашюта принципиально невозможно. Поэтому основной парашют в, зависимости от массы спускаемого аппарата может быть с одним куполом или с несколькими. Иногда вместо каскада тормозного и основного парашютов применяется вначале зарифованный основной парашют, но с уменьшением скорости спуска зарифовка в один или два этапа снимается.

Заключительное торможение удобно осуществлять с использованием пороховых двигателей. Эти двигатели включаются непосредственно перед касанием земной поверхности, и они гасят скорость спуска до 2-4 м/с.

Выводы

Сравнивая сферический спускаемый аппарат и СА в форме «фары», можно сделать вывод, что, несмотря на максимальный объем, минимальную массу и минимальную стоимость в процессе изготовления сферического СА, предпочтение все же отдается «фаре». Не вся информация передается по телеметрии, поэтому основной задачей для разведывательных спутников является спуск аппарата в заданный район, который обеспечивается СА в виде «фары». На поиски СА, неуправляемого на участке спуска, уходит много времени и средств. А информация, находящаяся на борту СА является секретной и не должна попасть в руки предполагаемого противника.

Космическая разведка в настоящее время

В настоящее время космическая разведка - весьма эффективный инструмент политического анализа и военно-стратегического планирования. Есть все основания утверждать, что с начала космической эры разведывательное сообщество получило в свое распоряжение в полном смысле уникальные средства. Эти средства позволяют оповещать о запусках баллистических ракет, а также снабжать необходимой информацией о предполагаемом противнике. Данная работа освещает компоновочные особенности этих аппаратов, преимущества различных типов СА для достижения максимально выгодных результатов. «Тот, кто контролирует разведку, наблюдает за противником; тот, кто предвидит угрозу, определяет альтернативы, разрабатывает варианты ответных действий» (Х. Маккиндер).

Список литературы

1. Конструирование автоматических космических аппаратов / под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996. 11 с.
2. Попов Е.И. Спускаемые аппараты. Режим доступа: <http://epizodsspace.no-ip.org> (дата обращения 30.03.15).
3. Хозин Г.С. Великое противостояние в космосе. Режим доступа: www.oboznik.ru/?p=11705 (дата обращения 5.04.15)