

Министерство образования Республики Беларусь
Белорусский государственный университет
Факультет географии и геоинформатики
Кафедра геодезии и космоаэрокартографии

СОГЛАСОВАНО

Заведующий кафедрой

_____ А.А. Топаз

«31» _____ мая _____ 2024 г.

СОГЛАСОВАНО

Декан факультета

_____ Е.Г. Кольмакова

«26» _____ июня _____ 2024 г.

Современные системы дистанционного зондирования Земли

Электронный учебно-методический комплекс
для специальности 6-05-0532-05 «Космоаэрокартография и геодезия»

Регистрационный № 2.4.2-24 / 552

Автор:

Жумарь Павел Владимирович, кандидат географических наук

Рассмотрено и утверждено на заседании Научно-методического совета БГУ
28.11.2024 г., протокол № 4.

Минск 2024

УДК 528.8(075.8)
Ж 88

Утверждено на заседании Научно-методического совета БГУ.
Протокол № 4 от 28.11.2024 г.

Решение о депонировании вынес
Совет факультета географии и геоинформатики.
Протокол № 11 от 26 июня 2024 г.

А в т о р :

Жумарь Павел Владимирович, кандидат географических наук, кафедра геодезии и космоаэрокартографии, факультет географии и геоинформатики БГУ

Рецензенты:

кафедра «Геодезия и аэрокосмические геотехнологии» Белорусского национального технического университета (заведующий кафедрой Рак И.Н., кандидат технических наук наук, доцент);

Беляев Б.И., заведующий отделом аэрокосмических исследований НИИПФП БГУ, д.ф.-м.н., профессор

Жумарь, П.В. Современные системы дистанционного зондирования Земли : электронный учебно-методический комплекс для специальности 6-05-0532-05 «Космоаэрокартография и геодезия»/ П.В. Жумарь ; БГУ, Фак. географии и геоинформатики, Каф. геодезии и космоаэрокартографии. – Минск : БГУ, 2024. – 184 с. : ил. – Библиогр.: с. 179 – 181.

Электронный учебно-методический комплекс (ЭУМК) «Современные системы дистанционного зондирования Земли» предназначен для студентов специальности 6-05-0532-05 «Космоаэрокартография и геодезия». Содержание ЭУМК предполагает изучение устройства и базовых принципов работы технических средств дистанционного зондирования Земли, а также технологий получения данных с их помощью.

СОДЕРЖАНИЕ

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА.....	6
1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ РАЗДЕЛ.....	8
1.1. Введение.....	8
1.2. История систем дистанционного зондирования земли.....	10
1.2.1. Возникновение и развитие воздухоплавания (XVIII – XIX вв.)	10
1.2.2. Зарождение фотографии в XIX в.....	12
1.2.3. Развитие и становление воздухоплавания и аэрофотосъемки в конце 19 – начале 20 вв.	16
1.3. ОБЩИЕ ПОНЯТИЯ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ.....	17
1.3.1. Физические основы дистанционного зондирования Земли	17
1.4. Летательные аппараты для воздушной съемки	25
1.4.1. Общая характеристика летательных аппаратов для воздушной съемки	25
1.5. Летательные аппараты для воздушной съемки	29
1.5.1. Самолеты	29
1.5.2. Вертолеты	31
1.6. Оборудование аэросъемочного самолета.....	32
1.7. Аэрофотоаппараты.....	35
1.7.1. Устройство АФА.....	35
1.7.2. Классификация аэрофотоаппаратов.....	38
1.7.3. Характеристика основных типов топографических аэрофотоаппаратов.....	40
1.8. Характеристика основных типов аэрофотоаппаратов нетопографического назначения.....	42
1.8.1. Кадровые нетопографические аэрофотоаппараты с постоянным направлением оптической оси в момент экспонирования.....	42
1.8.2. Щелевые аэрофотоаппараты (АЩАФА)	42
1.8.3. Панорамные аэрофотоаппараты (ПАФА)	43
1.9. Организация пространства аэрофотосъемочных летательных аппаратов и размещение оборудования на их борту	45
1.10. Характеристика фотографических материалов	51
1.10.1. Электронные светочувствительные материалы.....	54
1.10.2. Основные характеристики ПЗС-матриц	56
1.11. Беспилотные летательные аппараты для нужд дистанционного зондирования Земли.....	58
1.11.1. Преимущества БЛА	62
1.11.2. Устройство БЛА.....	62
1.12. Искусственные спутники Земли.....	65
1.12.1. Классификация ИСЗ	65
1.13. Космические корабли	75
1.13.1. Космические корабли серии «Союз»	75
1.14. Многообразные космические аппараты.....	78
1.14.1. «Спейс шаттл».....	78

1.15.	«Буран».....	81
1.16.	Космические фотоаппараты.....	83
1.16.1.	Камеры, установленные на МКС	84
1.16.2.	Космические съемочные системы высокого разрешения	86
1.16.3.	Обзор космических съемочных систем высокого и среднего разрешения	96
1.17.	Фотоаппараты для космической съемки	110
1.18.	Телевизионные системы дистанционного зондирования Земли	111
1.19.	Системы сканирования земной поверхности.....	113
1.20.	Аппаратура для инфракрасной съемки земной поверхности.....	116
1.20.1.	Способы регистрации инфракрасного излучения	118
1.20.2.	Характеристики приемников излучения	122
1.20.3.	Характеристики инфракрасной аппаратуры дистанционного зондирования	123
1.21.	Лазерные сканирующие системы.....	125
1.21.1.	Атрибуты точек лидара	129
1.22.	Радиолокационная аппаратура	131
1.22.1.	Схема работы радара	132
1.22.2.	Особенности радиолокационных данных	133
1.22.3.	Сравнительный обзор современных радиолокационных систем	139
1.22.4.	Режимы обзора космических РСА	141
1.22.5.	Применение радиолокационных данных	142
1.23.	Спутниковая радарная интерферометрия.....	144
1.23.1.	Явление интерференции. Интерферометрия.....	144
1.23.2.	Принцип действия интерферометра.....	146
1.23.3.	Спутниковая радарная съемка. Измерение фазы.....	148
1.23.4.	Этапы интерферометрической обработки данных	149
1.23.5.	Области применения.....	152
1.24.	Скаттерометры	152
1.25.	СВЧ-радиометры космического базирования.....	154
1.25.1.	Принцип работы.....	155
1.25.2.	Техническая конфигурация.....	156
1.25.3.	Расчет вертикальных профилей температуры и влажности.....	157
1.25.4.	Измеряемые параметры.....	158
1.26.	Наземная инфраструктура дистанционного зондирования Земли	160
1.26.1.	Аэродромы и их классификация	160
1.26.2.	Современное состояние наземной инфраструктуры космодромов СНГ	162
1.26.3.	Общие принципы построения наземного комплекса управления	164
1.26.4.	Общие принципы построения наземного комплекса управления	166
1.26.5.	Общие принципы построения наземного комплекса управления	168
2.	ПРАКТИЧЕСКИЙ РАЗДЕЛ	174
2.1.	Лабораторные работы.....	174

2.1.1. Основные типы АФА, используемые для аэрофотосъемки	174
2.1.2. Устройство самолетов, используемых для аэрофотосъемки	174
2.1.3. Устройство вертолетов, используемых для аэрофотосъемки	174
2.1.4. Основные типы БЛА, используемые для аэрофотосъемки	175
2.1.5. Основные типы и классы ИСЗ, используемые для дистанционного зондирования Земли.....	175
2.1.6. Основные типы пилотируемых космических кораблей	175
2.1.7. Орбитальные космические станции, их устройство и принципы работы	175
2.1.8. Датчики дистанционного зондирования, их устройство и принципы работы	175
2.1.9. Система организации и принципы работы ЦУП»	176
3. РАЗДЕЛ КОНТРОЛЯ ЗНАНИЙ	177
Вопросы к зачету по дисциплине	177
4. ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЙ РАЗДЕЛ	179
4.1. Перечень основной литературы	179
4.2. Перечень дополнительной литературы	179
4.3. Электронные ресурсы.....	180
4.4. УЧЕБНО-МЕТОДИЧЕСКАЯ КАРТА ДИСЦИПЛИНЫ	182

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА

Электронный учебно-методический комплекс (ЭУМК) по учебной дисциплине «Современные системы дистанционного зондирования Земли» предназначен для реализации требований образовательных программ, образовательного стандарта ОСВО 1-31 02 03-2013 и учебного плана № G31-149/уч. 2013 г. по специальности 6-05-0532-05 «Космоаэрокартография и геодезия».

Настоящий ЭУМК предназначен для обеспечения выполнения требований упомянутых образовательного стандарта и учебной программы. Целью ЭУМК является улучшение систематизации знаний студентов по учебной дисциплине «Современные системы дистанционного зондирования Земли», совершенствование контроля учебного процесса, расширение базы знаний по техническим аспектам выполнения процесса дистанционного зондирования и их систематизация, обеспечение доступа студентов к учебным материалам и их ориентация по пути их освоения, что в конечном итоге повысит уровень качество подготовки высококвалифицированных специалистов-картографов.

Основное назначение ЭУМК предполагается в подготовке студентов к изучению таких учебных курсов, как «Методы дистанционных исследований», «Фотограмметрия», «Цифровая обработка космических снимков» и других, связанных с дистанционным зондированием Земли. Второе его назначение – подготовка к выполнению лабораторных работ по дисциплине «Современные системы дистанционного зондирования Земли» и использование в ходе выполнения самостоятельных работ, а также в ходе подготовки к текущему и итоговому контролю знаний по дисциплине. Может быть использован также при подготовке курсовых работ. Функциональные возможности ЭУМК заключаются в качестве средства навигации по содержанию изучаемой дисциплины и алгоритму освоения учебного материала, подготовки к проведению контрольных мероприятий.

Весь материал ЭУМК организован по разделам таким образом, чтобы знаниями по учебной дисциплине «Современные системы дистанционного зондирования Земли» студент мог овладеть самостоятельно. Он включает четыре основных раздела: теоретический, практический, контроля знаний и вспомогательный. Теоретический раздел ЭУМК содержит основное содержание вопросов, необходимых для теоретического усвоения учебной дисциплины.

Практический раздел ЭУМК включает задания к выполнению лабораторных работ.

Раздел контроля знаний ЭУМК содержит материалы к контролю знаний и к аттестации, позволяющие определить соответствие результатов учебной деятельности обучающихся требованиям образовательного стандарта и учебно-программной документации по специальности. Данный раздел включает вопросы к зачету по предмету.

Вспомогательный раздел ЭУМК содержит учебно-методическую карту программы по учебной дисциплине «Современные системы дистанционного зондирования», списки основной и дополнительной литературы.

ЭУМК по учебной дисциплине «Современные системы дистанционного зондирования Земли» предназначен для преподавателей, студентов, аспирантов, магистрантов, изучающих географические науки.

1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ РАЗДЕЛ

1.1. Введение

Предметом изучения дисциплины является устройство, принципы действия аппаратуры, предназначенной для дистанционного зондирования Земли, а также способы, методы и технологии получения аэрокосмической информации.

В задачи дисциплины входит:

- усвоение основных терминов;
- изучение теории, методики и технологии дистанционного зондирования Земли,
- процессов получения аэрокосмической информации от различных датчиков,
- ее передачи и обработки с целью получения тематических данных для создания геоизображений различного назначения.

Дистанционное зондирование в целом охватывает все способы получения информации об объекте на расстоянии без непосредственного контакта с ним. К данным методам относятся все методы бесконтактного получения информации. Сюда включаются и гравиметрические, и магнитометрические и сейсмологические методы, однако аэрокосмические среди них занимают особое место.

Таким образом, под дистанционным зондированием Земли понимается наблюдение и измерение оптических и энергетических параметров электромагнитного излучения географической оболочки в различных спектральных зонах с целью идентификации ее объектов, определения их местоположения, выяснения их свойств и изучения их динамики без непосредственного контакта с ним измерительной аппаратуры. Регистрация указанных характеристик осуществляется с помощью современной оптико-электронной аппаратуры и визуализируется в виде снимка. Регистрируемое излучение выявляет свойства, пространственные отношения и пространственно-временную динамику природных и социально-экономических объектов. Оно может быть как собственным, так и отраженным. Между указанными характеристиками географических объектов и параметрами их излучения существует устойчивая функциональная зависимость, позволяющая правильно их интерпретировать.

Благодаря этим свойствам методы дистанционного зондирования нашли широкое применение в различных направлениях исследования географической оболочки и в разнообразных сферах прикладной человеческой деятельности. Можно выделить следующие основные отрасли, где данные дистанционного зондирования нашли широкое применение: сельское хозяйство, климатология и контроль глобальных атмосферных изменений, разведка и добыча полезных ископаемых, землеустройство, исследования Мирового океана, лесное хозяйство, контроль состояния водных ресурсов, мониторинг чрезвычайных ситуаций, военная разведка и корректировка боевых действий. В каждой из них решается свой спектр научных и прикладных задач, которые мы рассмотрим.

1. Сельское хозяйство.
 - Инвентаризация сельскохозяйственных угодий
 - Идентификация различных типов сельскохозяйственных культур
 - Агропосоведение и мелиоративное устройство территорий
 - Агрометеорология
 - Предотвращения неблагоприятных для сельского хозяйства явлений
 - Прогнозирование урожаев и продукционного потенциала сельскохозяйственных земель.
2. Климатология и контроль глобальных атмосферных изменений.
 - Мониторинг газового и аэрозольного состава атмосферы, включая парниковые газы.
 - Контроль состояния озоносферы.
 - Изучение радиационного и теплового балансов земной поверхности.
 - Измерения значений метеорологических величин на земной поверхности.
 - Контроль загрязнения атмосферного воздуха.
 - Наблюдение за состоянием облачности.
 - Прогноз и мониторинг неблагоприятных атмосферных явлений.
3. Разведка и добыча полезных ископаемых.
 - Выполнение геолого-разведочных работ общего и регионального масштабов.
 - Получение информации, необходимой для строительства инженерных сооружений.
4. Землеустройство.
 - Мониторинг состояния земель.
 - Ведение земельного кадастра.
 - Топографическое картографирование.
5. Исследования Мирового океана.
 - Контроль динамики фитопланктона.
 - Исследования морских и океанических течений.
 - Изучение ресурсов Мирового океана.
 - Выявление источников загрязнения морей и океанов.
6. Лесное хозяйство.
 - Контроль за сведением лесов.
 - Идентификация типов леса и контроль за состоянием древесных насаждений.
 - Оценка запасов древесины.
 - Картографирование и бонитировка лесов.
 - Лесоводство.
 - Изучение водного и газового режимов лесов.
 - Контроль развития фитопатологий.
7. Контроль состояния водных ресурсов.
 - Изучение ледового режима.

- Исследования теплообмена между водной поверхностью и атмосферой.
- Определение характеристик снежного покрова.
- Обнаружение грунтовых вод.
- Мониторинг неблагоприятных ситуаций на водных объектах.
- Контроль качества воды.

8. Мониторинг чрезвычайных ситуаций

- Предупреждение, контроль и оценка последствий чрезвычайных ситуаций.
- Организация информирования населения в экстренных случаях.

9. Военная разведка и корректировка боевых действий.

- Контроль военных баз потенциального противника.
- Выявление целей для нанесения ударов.
- Выявление мест скопления и дислокации потенциального противника.
- Выявление мест расположения стратегического оружия.

1.2. История систем дистанционного зондирования земли

1.2.1. Возникновение и развитие воздухоплавания (XVIII – XIX вв.)

Современная история относит возникновение аэронавтики к началу 18 столетия и связывает данное событие с именем выдающегося португальского ученого бразильского происхождения Бартоломеу Лоренцо де Гузмана.

Бартоломеу де Гузман осуществил удачный запуск второй модели 5 августа 1709 года. Полет длился несколько минут, за которые модель поднялась на высоту около 4 метров, после чего была уничтожена придворными, опасавшимися пожара во дворце.

Окрыленный успехом, ученый произвел повторный публичный запуск 8 августа 1709 года в патио Дома Индии. Мероприятие снискало всеобщее одобрение, а король, впечатленный увиденным, предоставил Бартоломеу де Гузману монополию на постройку и усовершенствование летательных аппаратов, изображенных на рисунке 1.

Братья Жак-Этьен и Жозеф-Мишель Монгольфье, знакомые с работами Бартоломеу Лоренцо де Гузмана, усовершенствовали его модель и 5 июня 1783 года на базарной площади г. Аннон совершили запуск теплового аэростата собственной конструкции. Позже названный «монгольфьером», аппарат представлял собой тканевую оболочку диаметром 11,4 м, оклеенную изнутри специальной бумагой. Внизу находилось отверстие диаметром 1,5 м, окантованное деревянным обручем. При запуске под отверстие установили жаровню, на которой производили сжигание. За 10 минут воздушный шар поднялся на высоту около 500 метров, полетел по ветру и опустился на землю в 2 км от места подъема. Впоследствии братья неоднократно повторяли запуск своего изобретения.

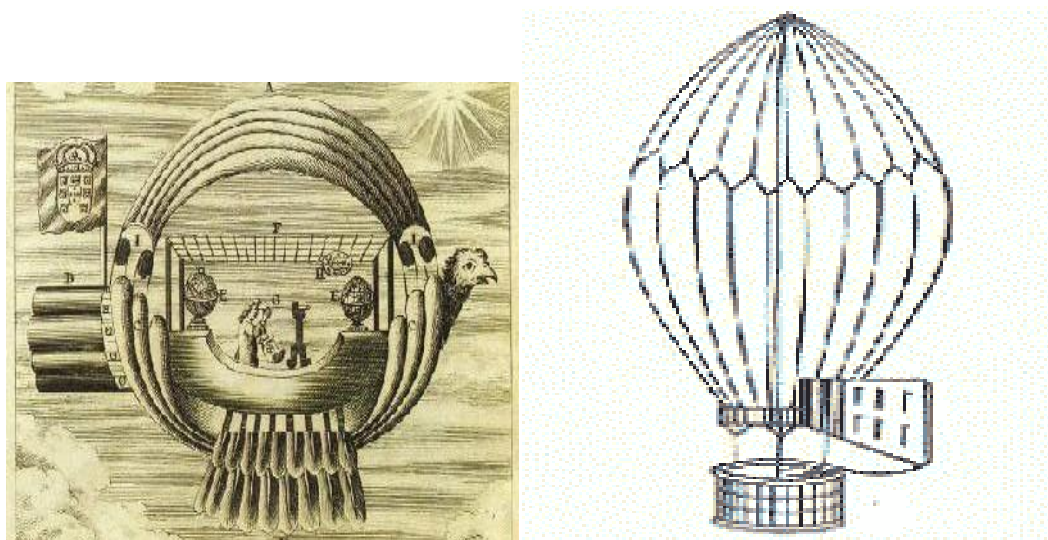


Рисунок 1 – «Пассарола» Бартоломеу де Гузмана.

I – форма, приписываемая фантазиями современников;

II – наиболее вероятная форма аппарата по современным представлениям

Первыми живыми существами, поднятыми в воздух при помощи аэростата, были овца, утка и петух. В час дня 19 сентября 1783 года аэростат, принявший их на борт, поднялся в воздух с лужайки близ Версальского дворца и на глазах короля и изумленных придворных совершил полет продолжительностью 10 минут, завершив его на расстоянии около 4 километров от места запуска. Этот день можно считать днем первого применения воздухоплавания в научных целях.

Первый управляемый полет был совершен 21 ноября 1783 года близ Парижа. Аэростатом управляли физик Жан Франсуа Пилатр де Розье и маркиз Франсуа д'Арланд. Воздухоплаватели поднялись из сада дворца Ла-Мюэт, в течение 20-25 минут пролетели 9 километров и благополучно приземлились на другом берегу Сены. Эту дату принято считать началом эры воздухоплавания. Об этом полете в Парижской Академии наук был составлен протокол, удостоверяющий первый полет людей в воздухе. Изобретение братьев Монгольфье было по достоинству оценено Академией наук: им было присвоено ученое звание членов-корреспондентов и присуждена премия для поощрения наук и искусств. Были избраны в Академию и первые воздухоплаватели Жан Франсуа Пилатр де Розье и маркиз Франсуа д'Арланд.

После трагической гибели 17 июня 1785 года Жана Франсуа Пилатра де Розье и его механика Ромена при попытке пересечь по воздуху Ла-Манш, вызванной ошибками в конструкции розьера – летательного аппарата, совмещавшего в себе черты монгольфьера и шарльера: открытый огонь и значительное количество газообразного водорода, конструкторы по-новому взглянули на конструкцию аэростата.

Нововведения, последовавшие вслед за этой трагедией и сделавшие конструкцию более безопасной, позволили использовать на театре военных действий. В битве при Флерюсе 12 июля 1794 года аэростат «l'Entreprenant»

использовался французскими войсками для разведки и корректировки артиллерийского огня. Победа французских войск была во многом определена именно этим обстоятельством. Позже «l'Entreprenant» был изображен на гравюре (рисунок 2), посвященной развитию воздухоплавания во Франции.

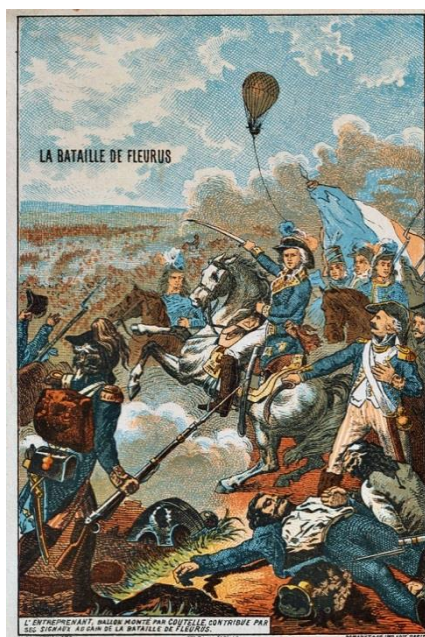


Рисунок 2 – Гравюра с изображением аэростата «l'Entreprenant»

Дебют аэростатов как средства наблюдения в битве при Флерюсе позволил им широко распространиться и получить использование в различных целях, в том числе и научных.

Первым ученым, применившим аэростат для научных исследований, был Этьен-Гаспар Робертсон. Исследуя магнитное поле Земли с 1803 по 1804 гг. он неоднократно поднимался на высоту более 7000 м, а максимальная высота подъема, измеренная барометром, составила 7400 м.

Исследованием атмосферы и атмосферных явлений при помощи аэростата занимался французский химик и физик Жозеф Луи Гей Люсак. Его аэростат поднялся на высоту 6000 м 16 сентября 1804 г.

1.2.2. Зарождение фотографии в XIX в.

Параллельно с развитием воздухоплавания шло развитие методов фиксации изображения, позже заложивших основу фотографии.

В 1802 г. англичанин Томас Веджвуд при длительном экспонировании получил на бумаге, пропитанной раствором азотнокислого серебра, а затем в растворе поваренной соли, отпечатки листьев растений и рисунков. Английский физик и химик Хэмфри Дэйви обратил внимание на то, что азотнокислое серебро менее светочувствительно, чем хлористое, и с помощью микроскопа получил на хлорсеребряной бумаге изображения мелких предметов.

Однако они проблема, как сократить длительность экспонирования, а также как зафиксировать изображение в неизменном виде при дальнейшем воздействии на него света, не была решена. Лишь в 1822 году француз Жозефу Нисефору Ньепсу удалось создать первое изображение, обладавшее устойчивостью к свету. К сожалению, до наших дней оно не сохранилось, поэтому первой фотографией считается снимок, сделанный им же спустя 4 года – «Вид из окна», репродукция которого приведена на рисунке 3.



Рисунок 3 – Снимок Ж.Н. Ниепса «Вид из окна» 1826 г.

Метод, использованный Ниепсом, был назван гелиографией. Его суть заключается в длительном экспонировании тонкой металлической пластинки с асфальтовым покрытием в камере-обскуре. Репродукция гравюры, иллюстрирующей строение камеры-обскуры и процесс экспонирования, приведена на рисунке 4. По своей сути камера-обскура является прообразом современных фотоаппаратов.

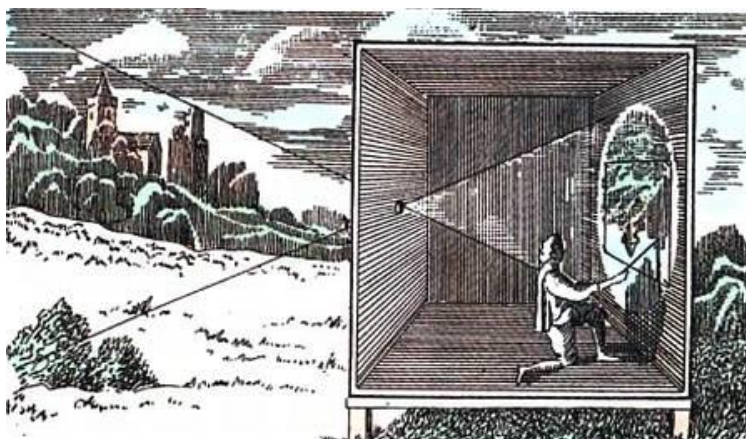


Рисунок 4 – Получение изображения с помощью камеры-обскуры

Результаты, полученные Жозефом Нисефором Ниепсом, после его смерти были использованы его компаньоном Луи Жаком Дагером в его исследованиях. Продолжив опыты с йодистым серебром, он 7 января 1839 г. была запатентована

дагерротипия – закрепление изображения, на посеребренной медной пластинке, покрытой светочувствительным слоем. В данном открытии Жак Луи Дагер широко использовал светочувствительность галоидных солей серебра и камеру-обскуру.

Но лишь спустя 20 лет после изобретения фотографии французский журналист Феликс Турнашон, более известный как Надар, сумел получить первое изображение земной поверхности с воздушного шара. Впоследствии он фотографировал Париж и его окрестности с разных высот. В 1855 г. он пришел к идее создания планов местности по фотографиям с воздуха.

В 1858-1859 гг. Э. Лосседа с учетом накопленного опыта работы с фотокамерой на местности разработал конструкцию первого в мире фототеодолита. Основной частью фототеодолита являлась фотокамера, представлявшая собой деревянный ящик шириной 41 см и высотой 33 см. В передней стенке был закреплен обычный видовой объектив с полем зрения 30° и фокусным расстоянием 22 см. Фотокамера устанавливалась на горизонтальный круг с ценой делений $15''$. На левой боковой стенке фотокамеры была закреплена зрительная труба с вертикальным сектором, позволяющим отсчитывать угол наклона трубы в пределах $\pm 15^\circ$, и цилиндрическим уровнем. Для уравнивания значительного веса зрительной трубы с вертикальным сектором и уровнем на правой стенке был укреплен противовес. Изображение фототеодолита представлено на рисунке 5.

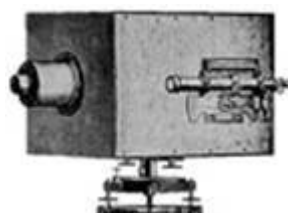


Рисунок 5 – Фототеодолит Э. Лосседы.

В период с 1859 по 1864 гг. француз Э. Лосседа провел множество фототопографических съемок в различных частях Франции, по которым позже составил планы, точность которых соответствовала полевой топографической.

В 1861 г. по фотоснимкам, полученным с крыши Политехнического училища и церковной колокольни, он составил план части Парижа, который по точности соответствовал плану, полученному в 1839 г. в ходе полевых работ. После этого по поручению французского военного министерства Лосседа составил карту г. Гренобля с окрестностями в масштабе 1:5000 и сечением рельефа горизонталями через 30 м.

Результаты своих съемок, а также фототеодолит, использованный им, он представил в 1867 году на Парижской выставке.

Удобство и практичность аэрофотографии способствовали все более широкому ее применению. Так в 1862 году во время гражданской войны

аэростаты широко применялись армией «северян» при рекогносцировках в боях за г. Ричмонд.

Первая экспериментальная разведывательная съемка с воздушного шара была предпринята во время австро-итальянской войны Дж. Порро в 1859 г.

С 1874 г. в Австрии начали широко использовать фототопографические съемки, направленные на обеспечение точными данными строительных работ различного рода. Венский и Пражский университеты осуществляли подготовку специалистов соответствующего профиля.

В 1878 г. Ф. Штольц произвел на территории Персии съемки города Шираза и развалин древнего города Персеполиса.

В этом же году в Кьюской обсерватории в Англии были выполнены измерения высот и скорости движения облаков по фотоснимкам.

В 1878 г. инженер-географ Л. П. Паганини выполнил экспериментальные фототопографические съемки, для которых использовал фототеодолит собственной конструкции, в которой конструктивно соединил фотокамеру и теодолит. В 1878-1880 гг. Военно-географический институт провел фототопографические съемки в Альпах, показавшие их превосходство над геодезическими. В связи с их успешным проведением фототопография была официально утверждена для съемок горных районов.

Важным шагом на пути уменьшения размеров съемочных приборов и повышении удобства их использования стало создание И. В. Болдыревым в 1879 г. гибкой фотопленки.

В 1884 г. в России, учитывая важность использования воздушных шаров в военном деле, в Санкт-Петербурге была организована «Кадровая команда военных аэронавтов», которую возглавил поручик А. М. Кованько. Первые фотографии с воздушного шара были получены им 18 мая 1886 г. с высот 800, 1000, 1200 м. На них были запечатлены река Нева, Васильевский остров, Петропавловская крепость. На рисунке 6. изображена репродукция фотографии, выполненной А.М. Кованько с высоты 800 метров.

В 1886 г. француз А. Батю, воспользовавшись опытом метеорологов, применявших с 1836 г. воздушных змеев для подъема своих приборов, впервые выполнил фотосъемку фотокамерой, поднятой с помощью воздушного змея. Позднее подобную фотосъемку выполнил Э. Венц.

В 1898 году русский конструктор Р. Ю. Тилле разработал и применил паномограф, позволивший получать панорамные снимки без необходимости поворачивать фотографирующее устройство. Панарамограф Р. Ю. Тилле, изображенный на рисунке 7. состоял из шести боковых камер, расположенных вокруг седьмой центральной и располагался под летательным аппаратом.

В 1900 г. в Германии граф Фердинанд Адольф Хайнрих Август фон Цеппелин построил первый управляемый дирижабль, использовавшийся в качестве носителя съемочной аппаратуры.



Рисунок 6 – Изображение дельты
Невы на аэрофотоснимке
А. М. Кованько

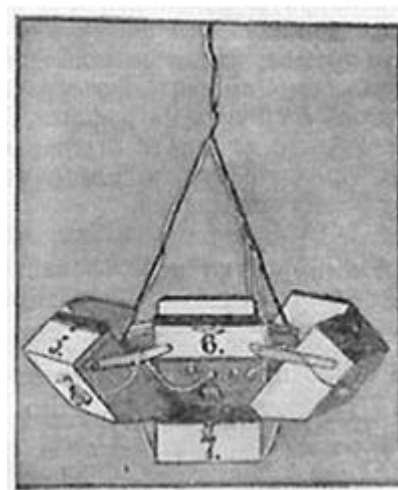


Рисунок 7 – Панорамограф
Р.Ю. Тилле

1.2.3. Развитие и становление воздухоплавания и аэрофотосъемки в конце 19 – начале 20 вв.

В начале 20 в. немецкий инженер Альфред Мауль построил и опробовал первую ракетную систему для подъема фотоаппарата с форматом кадра 18x24 см. За счет работы двигателя ракета с фотоаппаратом поднималась примерно на половину высоты подъема, а далее она двигалась по инерции. При этом из поля зрения фотоаппарата уходило облако выхлопных газов. Срабатывание затвора фотокамеры в нужный момент достигалось при помощи специального пружинного механизма, установленного на носу ракеты: небольшая пластинка, прижимающая пружину напором воздуха при движении вверх. В высшей точки траектории ракета на долю секунды «останавливалась», из-за чего давление набегающего воздушного потока падало и пружина освобождалась, приводя в действие затвор фотокамеры. Фотографировать местность с хорошей детализацией можно было при подъеме ракеты на высоту до 800 м. После нескольких запусков полученные кадры состыковывались, давая довольно подробный план местности на удалении до 80 км. Для спуска ракеты на землю использовался посадочный парашют. Непосредственно на стропах парашюта висел головной конус со спрятанной в нем фотокамерой. Ниже на десятиметровой ленте висела сама ракетная гильза со стабилизатором. Эта система обеспечивала подъем фотоаппарата на высоту 500-1000 м.

1.3. ОБЩИЕ ПОНЯТИЯ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

1.3.1. Физические основы дистанционного зондирования Земли

Принцип дистанционных методов основан на интерпретации результатов измерения электромагнитного излучения, которое отражается либо излучается объектом и регистрируется в некоторой удаленной от него точке пространства. Электромагнитное излучение – это распространяющееся в пространстве возмущение электрических и магнитных полей.

Электромагнитное излучение проявляется и как свет, который мы видим, и как тепло, которое мы ощущаем, и как радиоволны, которые принимают наши радио- и телевизионные приемники. Скорость распространения электромагнитного излучения равна скорости света $c_0 = 2,998 \cdot 10^8$ м/с. Электромагнитное излучение характеризуется двумя взаимосвязанными величинами – длиной волны и частотой (рисунок 8).

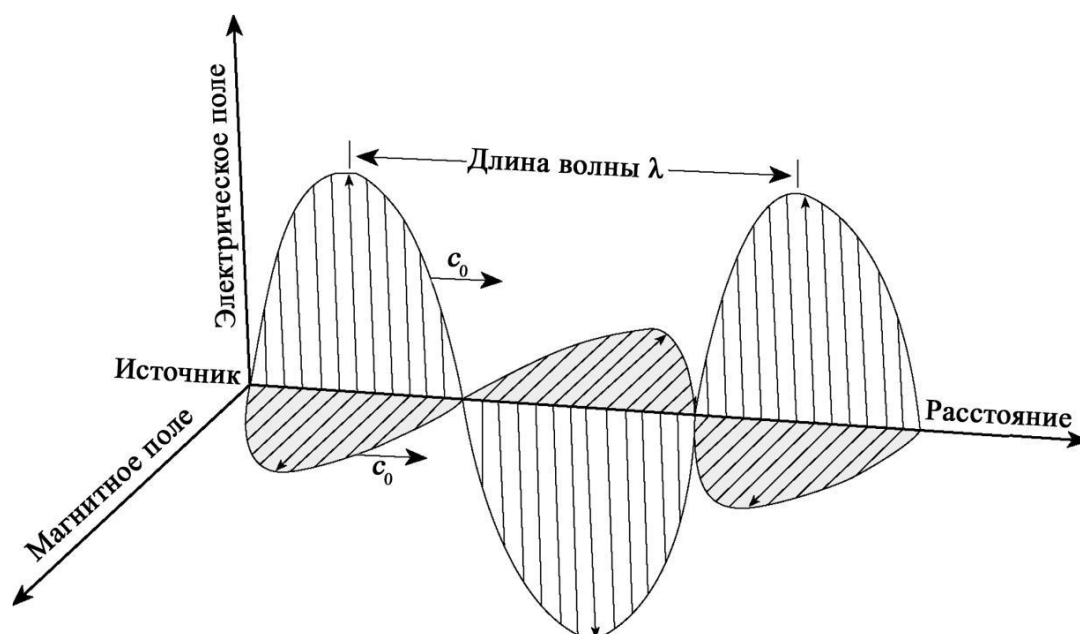


Рисунок 8 – Составные части и характеристики электромагнитного излучения

Длина волны – это расстояние между двумя последовательными волновыми гребнями. Длины волны в диапазоне, используемом для дистанционного зондирования, обычно измеряются в нанометрах (нм, 10^{-9} м), в микрометрах (мкм, 10^{-6} м) или в сантиметрах (см, 10^{-2} м). Частота измеряется в герцах (Гц). Обычно сравнительно короткие длины волн (меньше сантиметра) характеризуют длиной волны, а более длинные – частотой. Связь между длиной волны и частотой определяется формулой:

$$\lambda = c_0/\nu$$

Таким образом, чем короче длина волны, тем больше частота, и наоборот, чем меньше частота, тем больше длина волны. Сочетание всех возможных длин волн принято называть **электромагнитным спектром**. В спектре электромагнитного излучения выделяются следующие диапазоны: γ -диапазон, рентгеновский, ультрафиолетовый, видимый, инфракрасный, радиодиапазон (рисунок 9). Некоторые из этих диапазонов в свою очередь подразделяются на поддиапазоны.

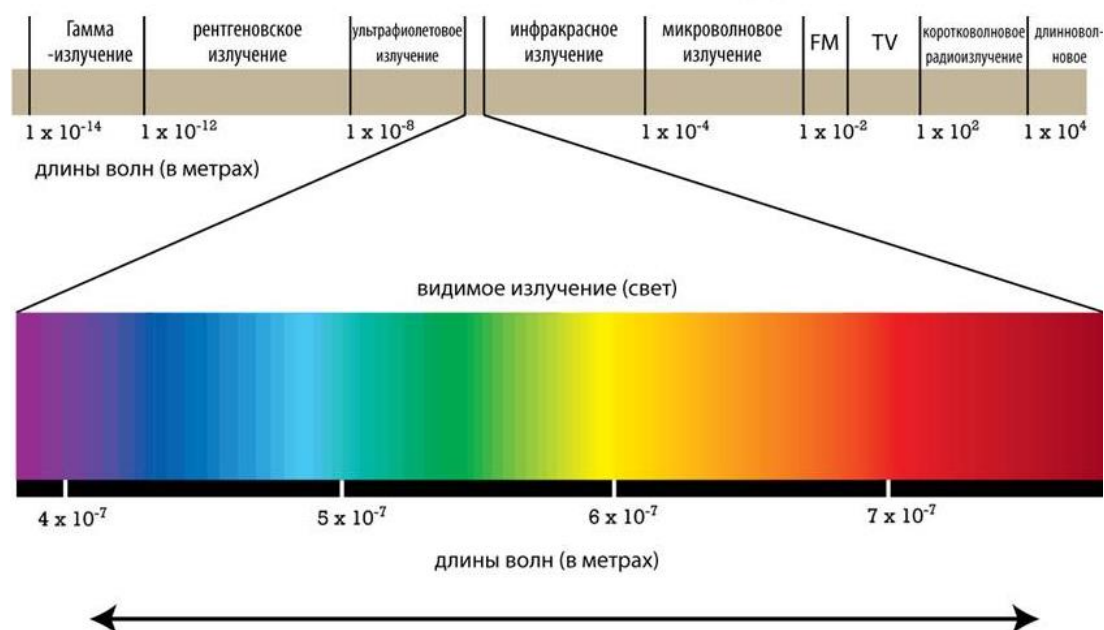


Рисунок 9 – Электромагнитный спектр

Человеческий глаз может воспринимать очень малую часть электромагнитного излучения, которую принято называть видимым диапазоном электромагнитного спектра, который находится в интервале от 0,38 до 0,73 мкм. Большая часть электромагнитного спектра человеческим глазом не воспринимается, но иногда излучение, не видимое глазом, может ощущаться другими органами чувств человека. Например, инфракрасное излучение воспринимается кожей человека как тепло.

Приборы дистанционного зондирования, сенсоры, могут принимать излучение в существенно более широком диапазоне электромагнитного спектра и, таким образом, предоставлять колоссальные объемы информации о состоянии окружающей среды. Основная проблема в этой связи состоит в создании таких алгоритмов обработки спутниковых данных, которые позволили бы извлечь из данных заложенную в них информацию.

По отношению к источнику энергии все дистанционные методы можно разделить на **пассивные** и **активные**. При использовании **активных** методов спутник посылает на Землю сигнал собственного источника энергии (лазера, радиолокационного передатчика и т. д.) и регистрирует его отражение.

Чаще используются **пассивные** методы дистанционного зондирования, которые основаны на регистрации отраженной от поверхности объектов солнечной энергии или на регистрации собственного электромагнитного излучения участков поверхности рисунок 10.

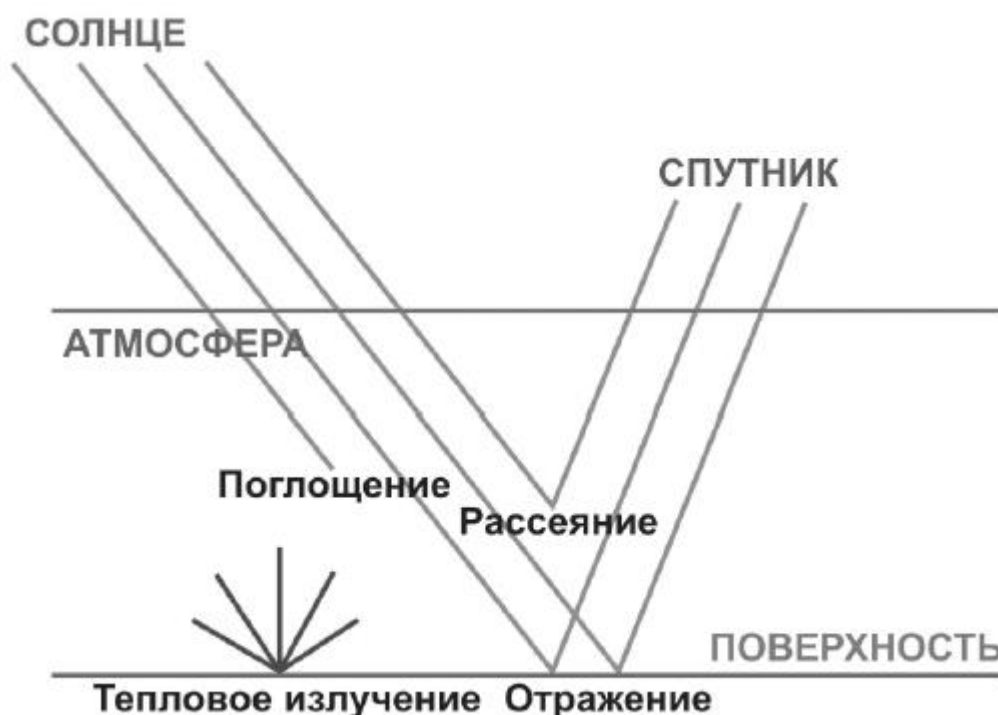


Рисунок 10 – Трансформации электромагнитного излучения в дистанционном зондировании

Отраженное излучение несет информацию о свойствах участка подстилающей поверхности, на котором

произошло отражение. Это излучение собирается приемной системой спутника, трансформируется в электрический сигнал и передается на Землю для дальнейшей обработки. Отраженный сигнал на пути к приемной системе спутника поглощается и рассеивается атмосферой, а рассеянное излучение собирается приемной системой вместе с отраженным. Это существенно затрудняет интерпретацию полученной информации. Вместе с тем следует учитывать, кроме Солнца, другие источники излучения – подстилающую поверхность и атмосферу. В видимой области спектра вклад этих источников излучения незначителен, но уже в инфракрасной (ИК) области спектра его приходится учитывать.

На волнах длиной более 4 мкм собственное тепловое излучение Земли превосходит излучение Солнца. Регистрируя интенсивность теплового излучения Земли из космоса, можно достаточно точно оценить температуру суши и водной поверхности, которая является важнейшей экологической характеристикой. Измерив температуру верхней границы облачности, можно

определить ее высоту, если учесть, что в тропосфере с высотой температура уменьшается в среднем на 6,5 К/км.

При пассивном дистанционном зондировании Земли (ДЗЗ) из космоса используется участок электромагнитного спектра в диапазоне длин волн от 0,25 мкм до 1 м. Этот широкий участок спектра принято подразделять на ряд диапазонов:

0,25–0,4 мкм – ультрафиолетовый диапазон;

0,4–0,7 мкм – видимый диапазон;

0,7–1,3 мкм – ближний инфракрасный диапазон;

1,3–3 мкм – средний инфракрасный диапазон;

3–1 000 мкм – дальний, или тепловой инфракрасный диапазон;

1 000 мкм – 1 м – миллиметровый и микроволновый участки радиодиапазона.

Последний диапазон используют в пассивных СВЧ (сверхвысокочастотных) системах дистанционного контроля, остальные – в пассивных оптико-электронных и оптико-механических системах.

1.3.1.1. Взаимодействие электромагнитного излучения с атмосферой

Основной проблемой количественной интерпретации данных дистанционного зондирования, полученных в оптическом диапазоне, является или так называемой атмосферной коррекции. При прохождении через атмосферу электромагнитные волны поглощаются и рассеиваются.

Поглощение – основной механизм взаимодействия электромагнитного излучения с атмосферой. Установлено, что лишь 13 % энергии, излучаемой поверхностью Земли в инфракрасном диапазоне, достигает верхней границы атмосферы, остальная энергия поглощается в атмосфере.

Спектр солнечного излучения до и после его прохождения через атмосферу Земли показаны на рисунке 11. Из рисунка видно, что кривая интенсивности солнечного излучения до его прохождения через атмосферу в достаточной степени соответствует кривой интенсивности излучения абсолютно черного тела при температуре 5900 К. Сравнивая первую кривую с кривой, полученной вблизи поверхности Земли, можно выделить области относительно низких значений, соответствующие окнам поглощения различных атмосферных газов.

Поглощение полностью обусловлено присутствием в атмосфере молекул, способных поглощать энергию в различных диапазонах спектра. Озон, кислород, углекислый газ и водяной пар – четыре компонента атмосферы, которые в основном ответственны за поглощение излучения. В некоторых случаях поглощающие молекулы остаются практически неизменными после взаимодействия с излучением, но в других случаях молекулы меняются, теряя, например, часть своих атомов.

Молекулы **кислорода** в верхних слоях атмосферы поглощают излучение в рентгеновской области спектра и коротковолновое (до 0,3 мкм) ультрафиолетовое излучение. Такое излучение является чрезвычайно вредным для жизни на планете, так как может воздействовать на клетки живых

организмов, вызывая мутации и тому подобные нежелательные явления. Молекулы кислорода в этом процессе распадаются на отдельные атомы кислорода. Этот процесс происходит в самых высоких слоях, которые при этом обогащаются активными атомами кислорода.

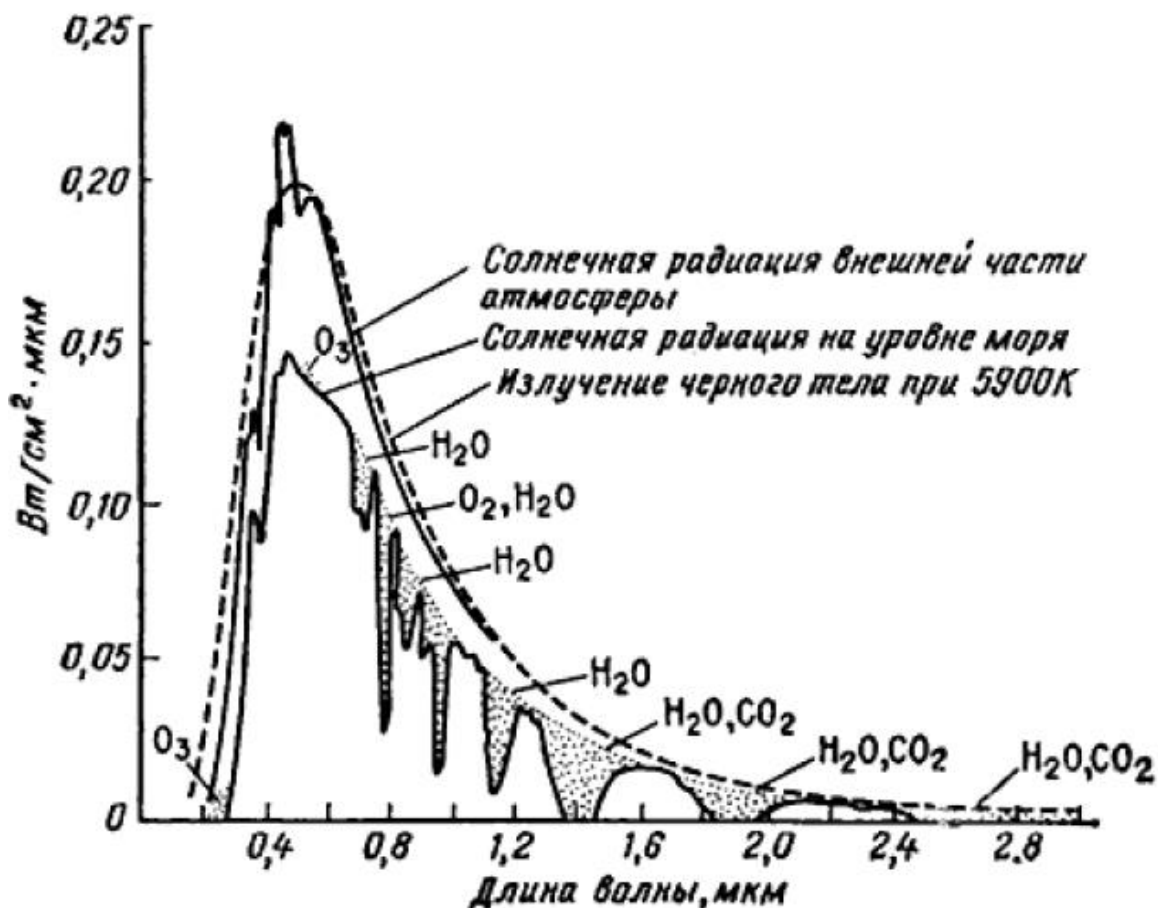


Рисунок 11 – Спектр солнечного излучения

Молекулы **кислорода** в верхних слоях атмосферы поглощают излучение в рентгеновской области спектра и коротковолновое (до 0,3 мкм) ультрафиолетовое излучение. Такое излучение является чрезвычайно вредным для жизни на планете, так как может воздействовать на клетки живых организмов, вызывая мутации и тому подобные нежелательные явления. Молекулы кислорода в этом процессе распадаются на отдельные атомы кислорода. Этот процесс происходит в самых высоких слоях, которые при этом обогащаются активными атомами кислорода.

В более низких слоях атмосферы, до которых жесткое коротковолновое излучение доходит уже сильно ослабленным, отдельные атомы кислорода могут объединяться с молекулами кислорода и формировать, таким образом, молекулы озона.

Озон поглощает излучение в средней части ультрафиолетовой области спектра, защищая нас от того вредного излучения, которое осталось не

поглощенным молекулами кислорода в более высоких слоях атмосферы. После поглощения излучения молекула озона распадается на атом кислорода и молекулу кислорода, но атом кислорода обычно повторно объединяется с другой молекулой кислорода, создавая при этом новую молекулу озона.

Углекислый газ часто упоминается как один из парниковых газов. Парниковые газы пропускают электромагнитное излучение в видимой области спектра, но интенсивно поглощают излучение в инфракрасной области, что, во-первых, приводит к некоторому повышению температуры атмосферы, а во-вторых, к возвращению части поглощенного излучения обратно к поверхности Земли.

Водяной пар – атмосферный газ, который сильно поглощает излучение в инфракрасной области электромагнитного спектра (между 1,0 и 22,0 мкм). Наиболее высокая концентрация водяного пара наблюдается в нижних слоях атмосферы, причем эта концентрация сильно меняется от места к месту и от одного времени года к другому. Например, воздушная масса над пустыней содержит очень небольшое количество водяного пара, в то время как в тропиках наблюдаются достаточно высокие его концентрации.

Все упомянутые атмосферные газы поглощают электромагнитную энергию в определенных областях спектра, и это определяет, какие части электромагнитного спектра мы можем использовать для целей дистанционного зондирования, а какие нет.

Например, атмосфера почти непрозрачна к электромагнитному излучению в большей части инфракрасной области спектра. Те области, в которых поглощение не столь существенно, называются «окнами прозрачности». Большинство инструментов дистанционного зондирования принимают излучение в одном или в нескольких окнах прозрачности. Такие инструменты ориентированы на исследование подстилающей поверхности.

В инфракрасном диапазоне спектра пропускания можно выделить два «окна прозрачности», где коэффициент пропускания близок к 90 % (3,4–4,2 мкм) или 60–80 % (8,0–12,5 мкм).

Именно в этих спектральных зонах расположены рабочие каналы инфракрасных радиометров. Диапазон 3,4–4,2 мкм имеет ограниченную применимость по сравнению с другими диапазонами (используется в основном в ночное время), так как в этой спектральной зоне большое влияние на информационный сигнал оказывает отраженное солнечное излучение. Причем даже при использовании «окон прозрачности» атмосфера значительно трансформирует инфракрасное излучение подстилающей поверхности. Важным является и то обстоятельство, что различные модели атмосферы обладают различным значением пропускания, что приходится иметь в виду при учете атмосферного влияния.

Рассеивание излучения. Причиной рассеивания является изменение направления распространения электромагнитных волн из-за их взаимодействия с молекулами газов и присутствующих в атмосфере частиц. Величина рассеивания зависит от длины волны электромагнитного излучения, количества

частиц и концентрации атмосферных газов, а также от пути распространения через атмосферу. В диапазоне видимого света доля рассеянного излучения при регистрации сенсором составляет от 100 при сплошной облачности до 5 % при абсолютно ясном небе.

Выделяют три типа рассеивания в атмосфере: рассеивание Релея, рассеивание Ми и неселективное рассеивание.

Рассеивание Релея. Преобладает при взаимодействии электромагнитного излучения с частицами, размер которых меньше длины волны падающего света. Примеры таких объектов: частицы пыли, молекулы азота (N₂) и кислорода (O₂). Величина рассеивания Релея обратно пропорциональна длине волны (чем меньше длина волны, тем сильнее рассеивание).

$$I = 1/\lambda^4$$

При дистанционном зондировании с помощью спутников основным видом рассеивания является рассеивания Релея. В отсутствие рассеивания небо было бы черным. В дневное время солнечные лучи проходят через атмосферу по кратчайшему пути. Благодаря рассеиванию Релея человек видит синее небо, поскольку синий свет обладает наименьшей длиной волны, которую может наблюдать человеческий глаз. На закате и восходе солнечные лучи проходят более длинный путь через атмосферу. Коротковолновая часть излучения успевает рассеяться, и поверхности Земли достигают только волны относительно большой длины. В результате небо окрашивается в оранжевый или красный цвет.

Вызванное им искажение спектральных характеристик отраженного света по сравнению с измерениями вблизи земной поверхности приводит к тому, что интенсивность коротковолнового излучения оказывается завышенной.

Рассеивание Релея является причиной снижения контрастности снимков. Оно отрицательно влияет на возможность дешифрирования цифровых снимков, полученных с помощью сканирующих систем спутников, а также ограничивает возможности классификации объектов.

Рассеивание Ми. Возникает, если длина волны падающего излучения сравнима с размерами частиц. Наиболее важной причиной рассеивания Ми являются аэрозоли, представляющие собой смесь газов, паров воды и частиц пыли. Как правило, рассеивание Ми возникает в нижних слоях атмосферы, где крупные частицы встречаются чаще, и доминирует в условиях сплошной облачности. Рассеивание проявляется в нескольких спектральных диапазонах: от ближнего ультрафиолетового диапазона до ближнего инфракрасного диапазона.

Неселективное рассеивание. Возникает при условии, что размер частиц существенно больше длины волны излучения. К таким частицам относятся капли воды и крупные частицы пыли. Неселективное рассеивание не зависит от длины волны и наиболее отчетливо проявляется при наличии облаков, содержащих водные капли. Поскольку излучение с разной длиной волны рассеивается одинаково, облака выглядят белыми. В условиях сплошной облачности излучение в оптическом диапазоне не проникает через атмосферу.

Влияние облачности. Облачность является наибольшей помехой при съемке в оптическом диапазоне. Как правило, в каждый момент времени она закрывает более 50 % поверхности земного шара. При планировании съемок важно располагать данными об условиях облачности. Для этого составляют карты, характеризующие глобальное распределение зон устойчивой облачности и дающие оценку условий съемки. Кроме того, по статистическим исследованиям известно, что облачность обычно сохраняется над каждой точкой земной поверхности на протяжении не более 3–5 дней.

1.3.1.2. Взаимодействие излучения с поверхностью Земли

Различают три основных типа взаимодействия падающего электромагнитного излучения с объектами на поверхности Земли: отражение, поглощение и пропускание. Соотношение, связывающее между собой три компонента излучения после его взаимодействия с поверхностью, можно получить из закона сохранения энергии. Учитывая, что все компоненты являются функциями длины волны λ , запишем это соотношение в следующем виде:

$$I_{\lambda} = R_{\lambda} + A_{\lambda} + T_{\lambda}$$

где I – энергия падающего излучения, R – энергия отраженного излучения, A – поглощенная энергия, T – энергия излучения, прошедшего через вещество.

Свойства отраженного, поглощенного и пропущенного излучения отличаются для разных объектов на поверхности Земли и зависят от вещества объекта и физических условий, в которых он находится. Эти различия и позволяют идентифицировать объекты на снимке. Даже у объектов одного типа соотношение между поглощенным, отраженным и пропущенным излучением зависит от длины волны. В результате два объекта могут оказаться неразличимыми в одном спектральном диапазоне, но хорошо различимыми в другом. В видимой части спектра эти различия воспринимаются как изменения *цвета*. Объекты кажутся синими, когда они отражают большую часть излучения в синей части спектра, и зелеными, когда максимум их отражательной способности приходится на зеленый спектральный диапазон. То же самое относится и к любому другому цвету. Амплитудные вариации спектра отраженного излучения используют для дешифрирования различных объектов на снимке.

Поскольку множество систем дистанционного зондирования работает в тех спектральных диапазонах, где доминирует отраженное излучение, отражательные свойства различных объектов играют очень важную роль при их идентификации. Также важно учитывать геометрические характеристики отражения, которые в основном зависят от неровности поверхности. На плоской поверхности наблюдается зеркальное отражение, при котором угол отражения равен углу падения. На неровной поверхности возникает диффузное (или

ламбертово) отражение, при котором падающее излучение отражается равномерно во всех направлениях. В реальной ситуации отражение носит смешанный характер.

На рисунке 12 представлены различные виды отражения. Категория поверхности зависит от отношения размеров ее неровностей к длине волны падающего излучения. Так, например, в видимом диапазоне песчаный пляж является неровной поверхностью, но в более длинноволновой части электромагнитного спектра он ведет себя как плоская поверхность. Иными словами, если длина волны падающего излучения много меньше вариаций высоты поверхности или размеров слагающих ее частиц, то отражение будет диффузным.

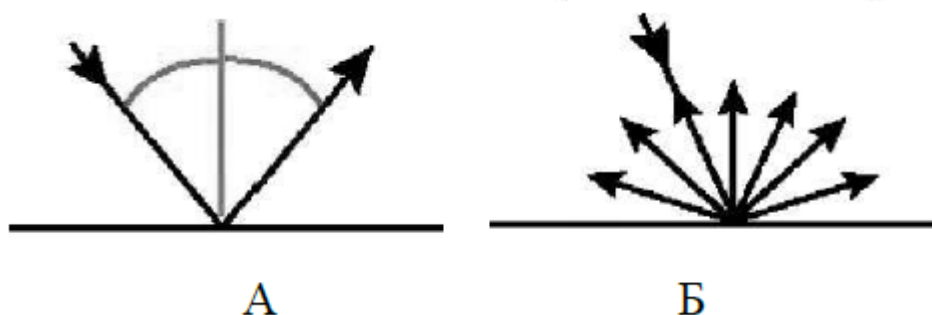


Рисунок 12 – Виды отражения: А – зеркальное, Б – диффузное

В отличие от зеркального отражения (А) спектр излучения, образованного при диффузном отражении (Б), содержит информацию о цвете поверхности. Именно поэтому измерение диффузных отражательных характеристик различных территорий является важной составляющей дистанционного зондирования.

1.4. Летательные аппараты для воздушной съемки

1.4.1. Общая характеристика летательных аппаратов для воздушной съемки

1.4.1.1. Основные принципы аэрофотосъемки

Аэрофотографическая съемка используется при топографическом и тематическом картографировании местности в масштабах от 1: 100 000 до 1: 500. Фотографирование в этом случае производится аэрофотоаппаратом (АФА), установленным на самолете, вертолете или другом носителе.

АФС можно классифицировать по количеству и расположению аэрофотоснимков (одинарная, маршрутная и площадная), положению оптической оси аэрофотоаппарата (плановая и перспективная) и масштабу фотографирования (крупномасштабная - 1: 10 000 и крупнее, среднемасштабная и мелкомасштабная - 1: 35 000 и мельче).

Одинарная АФС – фотографирование отдельных сравнительно небольших участков земной поверхности, когда аэрофотоснимки не перекрываются.

Маршрутная АФС – такое фотографирование полосы местности, при котором смежные аэрофотоснимки взаимно связаны заданным продольным перекрытием P (рисунок 13). Причем величина его достигает 60 и более процентов, поэтому возникают и зоны тройного перекрытия, что очень важно при фотограмметрической обработке снимков. Маршрутная АФС может быть прямолинейной, ломаной и криволинейной.

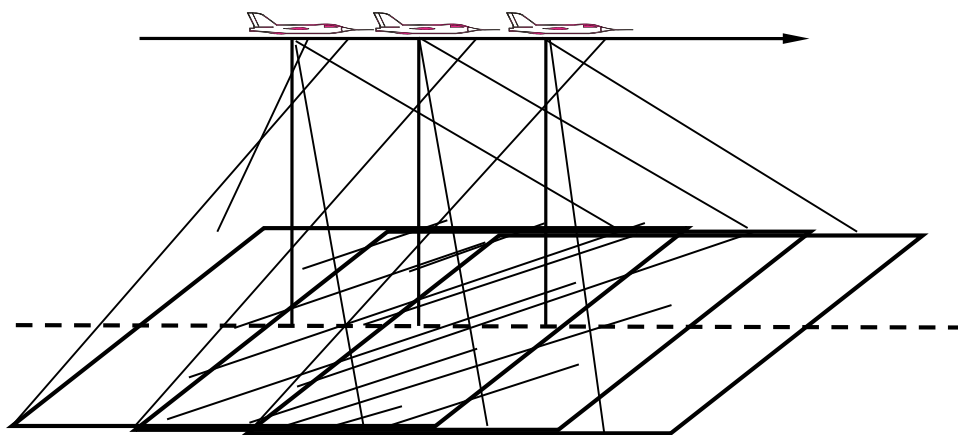


Рисунок 13 – Маршрутная аэрофотосъемка

Площадная (многомаршрутная) АФС – фотографирование участка земной поверхности, который не захватить одним маршрутом. В этом случае прокладываются несколько параллельных между собой аэрофотосъемочных маршрутов (рисунок 14). При этом смежные маршруты перекрываются. Называют общую часть изображений на снимках поперечным перекрытием Q .

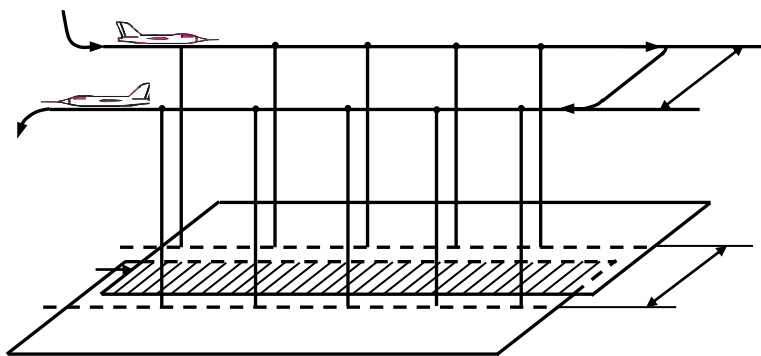


Рисунок 14. – Площадная аэрофотосъемка

Плановой называют аэрофотосъемку, при которой стараются получать горизонтальные снимки, но получают наклонные с отклонением оптической оси

АФА от вертикали не более 3° . Перспективной считают АФС при наклоне оптической оси на заданный и сравнительно больший угол.

Основным видом аэрофотосъемки является плановая АФС. Она производится в различных масштабах, которые зависят от высоты фотографирования H и фокусного расстояния f АФА, в частности:

$$\frac{1}{m} = \frac{f}{H}$$

При получении снимков с поверхности земли в топографических целях местность фотографируют с разных точек пространства, но так, чтобы смежные снимки перекрывали друг друга. Оптические оси фототеодолита устанавливают при этом, как правило, горизонтально.

1.4.1.2. Порядок организации и выполнения аэрофотосъемочных работ.

Основным документом, определяющим порядок и содержание аэрофотосъемочных работ, является договор на их выполнение. Этим договором должны быть определены:

Масштабы аэрофотосъемки и составляемого плана.

- Тип и фокусное расстояние АФА.

- Необходимость применения специальных приборов (статоскопа, радиовысотомера и др.).

- Сроки производства аэрофотосъемки и сдачи продукции.

Состояние местности.

Какие-то особенности аэрофотосъемки могут устанавливаться заказчиком по согласованию с исполнителем.

В основных положениях определены требования к проложению аэрофотосъемочных маршрутов, фотограмметрическому и фотографическому качеству материалов аэрофотосъемки, аэрофотоаппаратуре, оформлению и сдаче материалов заказчику, правила приемки и оценки их качества, а также приведены основные технические характеристики рекомендуемых АФА и аэропленок.

При аэрофотосъемке застроенных территорий фокусное расстояние АФА выбирают в зависимости от высоты и плотности застройки.

Разбивка объекта на съемочные участки начинается с его деления на трапеции масштаба съемки. С топографической карты на кальку переносятся их границы и подписываются прямоугольные и географические координаты углов их рамок. Аэрофотосъемку на съемочных участках выполняют непрерывными маршрутами в один-два полета.

В договоре также прописываются высоты фотографирования, параметры рельефа снимаемой территории, выполняется расчет продольных и поперечных перекрытий, базисов фотографирования, интервал фотографирования, максимально допустимой выдержки (времени экспозиции) АФА.

На основе выполненных расчетов составляется проект аэрофотосъемочных работ.

Основным его документом является полетная карта на кальке, которая требуется для прокладки курса и производства аэрофотосъемки. Это основной навигационный документ для штурмана-аэрофотосъемщика. На полетную карту наносят красной тушью границы объекта и синей тушью – границы залета с учетом областей перекрытий со смежными трапециями.

Северный маршрут прокладывается по границе объекта и далее на расчетном межмаршрутном расстоянии наносится ось смежного маршрута и всех последующих. Оси маршрутов продолжают за границы участка на один-полтора базиса, таким образом главная точка первого снимка маршрута наносится на расстоянии базиса фотографирования к западу от границы объекта, тогда главная точка второго снимка будет располагаться на границе объекта. Это обеспечит последующую сводку результатов по границам смежных съемочных участков.

1.4.1.3. Основные технические требования к летательным аппаратам для воздушной съемки

Воздушную съемку производят, как правило, с самолетов, хотя возможно применение других летательных аппаратов: воздушных «змеев» большой грузоподъемности, воздушных шаров, дирижаблей, привязных аэростатов. Для крупномасштабной съемки используются двухмоторные самолеты — ИЛ-14, АН-24; самолет АН-2 — одномоторный самолет, отличающийся большой маневренностью. Однако в последнее время для этих целей широко начала использоваться так называемая малая авиация. Например, во Франции выпускаются авиамотоциклы одноместные (114 кг) и двухместные (175 кг). Для разбега авиамотоцикла требуется дорожка длиной 45 м и для посадки — 30 м. Максимальная скорость 100 км/ч, запас горючего на 2 ч, радиус разворота 20 м, высота полета — 450.

Производительность составляет 3000 га/ч. В собранном виде составляет 5 м в длину и 1,2 м в ширину, можно перевозить на крыше автомобиля. В России для этих целей НПП «Альфа-М» выпускается специально оборудованный легкий самолет СЛ-А (Ф). Выполненные аэрофотосъемочные работы в масштабе 1:3000 и 1:5000 данным самолетом показали, что стоимость этих работ в 2 раза ниже, чем при использовании самолета АН-2.

Для визуальных наблюдений, а также выборочных съемок в крупных масштабах небольших участков широкое применение находят вертолеты МИ-4, Ка-18 и др. Для средней и мелкомасштабной съемок используются самолеты ИЛ-18, АН-30, ТУ-134, обладающие большой грузоподъемностью и высотой полета.

В последнее время в мире растет производство беспилотных летательных аппаратов, которые на порядок дешевле пилотируемых самолетов, так как их не нужно оснащать системами жизнеобеспечения и защиты и они себя хорошо зарекомендовали себя при выполнении крупномасштабных аэрофотосъемок небольших по площади территорий.

1.5. Летательные аппараты для воздушной съемки

1.5.1. Самолеты

Существует несколько типов летательных аппаратов для дистанционного зондирования: легкий, средний и тяжелый. Их летно-технические характеристики приведены в таблице 1

Легкий предназначен для крупномасштабной АФС на ограниченных участках в целях лесоустройства, экологического картографирования, выполнения поисково-разведочных полетов.

Средний тип предназначен для выполнения полетов на средних и относительно малых высотах с применением, в основном, оптических и частично радиофизических методов и средств ДЗЗ на ограниченных по площади или протяженности тестовых участках для решения опытно-производственных задач.

Тяжелый тип – (самолет-лаборатория) рассчитан на практическое решение основных научно-технических задач в общем комплексе аэрокосмических исследований. Оборудуется для выполнения съемок в широком спектральном диапазоне.

Высотный тип – (самолет-лаборатория) обеспечивает проведение дистанционных измерений и съемок практически через всю толщу атмосферы и зондирование ее верхних слоев.

Таблица 1

Летно-технические характеристики самолетов

Летно-технические характеристики самолета	Классы самолетов			
	Легкий	Средний	Тяжелый	Высотный
Практический потолок, км	До 4	До 8	10–14	20–25
Длительность полета, час	5 – 7	5–6	8–10	4–6
Полезная нагрузка, кг	До 2000	До 3000	До 10000	1000
Энергопотребление, кВт	1–2	4–5	8–10	2–4

Легкие самолеты не выпускаются промышленностью в модифицированных вариантах и поэтому используются в аэрофотосъемочном производстве эпизодически. На них отсутствует специальное пилотажно-навигационное оборудование, ограничены возможности размещения и эксплуатации требуемого комплекта съемочной аппаратуры

Достоинствами являются относительно низкая стоимость летного часа, возможность взлета и посадки на ограниченную по длине полосу.

Самолет АН-2. По назначению многоцелевой. Экипаж – 5 чел., включая штурмана и бортоператора. Комплект съемочной аппаратуры минимален: АФА в плановой установке, оптический визир ОПБ-1 и электронный командный прибор ЭКП-2М

Самолет АН-28 существует в двух вариантах: АН-28ФК (фотокартограф), АН-28ГФ (геофизик). Комплект съемочной аппаратуры: АФА в плановой установке, оптический визир ОПБ-1 и электронный командный прибор ЭКП-2М. Для навигационного обеспечения дополнительно устанавливается:

- Система автоматического управления САСАУ-28 с автоматом разворота.
- Доплеровский измеритель типа ДИСС-013.
- Метеолокатор А-813
- Курсовая система «Гребень-2»
- Штурманские коллиматорные визиры МКВ, ОКВ
- Радиовысотомер А-035
- Навигационный вычислитель

Самолет АН-30. Аэрофотосъемочная модификация АН24 и АН26. Обеспечивает 90% АФС стран СНГ. Оснащен пятью фотолюками (3 плановых и 2 перспективных). Комплекс пилотажного и навигационного оборудования включает в себя:

- Автопилот АП 28 Л 1Ф с автоматом программного разворота АР67.
- Курсовая система КС6 с астрокомпасом ДАК-ДБ-5В
- Доплеровский измеритель ДИСС 013 24ФК
- Радиовысотомер больших высот РВ-18Ж
- Штурманский визир типа ОКВ

• В варианте «фотокартограф» самолет АН30 оснащен комплектом аэрофотосъемочной аппаратуры разного назначения.

• Топографический АФА с форматом кадра 18х18 и с фокусными расстояниями от 50 до 350 мм типа АФА-ТЭ, АФА-ТЭС, ТЭА, ТАФА.

• Нетопографические АФА с форматом кадра 30х30 и с фокусными расстояниями 200, 500, 750 мм.

- Электронным командным прибором и статоскопом.

Самолет ТУ-134СХ. Создан на базе пассажирского ТУ134. В конструкции внесены следующие изменения:

• Под средней частью установлены две съемочные гондолы для антенны РЛС БО.

• В нижней части среднего отсека фюзеляжа установлены три герметичные застекленные шахты и одной негерметичной без остекления.

- В верхней части салона установлены два люка со стеклами.

• Организованы рабочие места для 10 бортоператоров с установкой специальной аппаратурой, пультов управления и приборов.

- В задней части оборудованы две темные комнаты-фотолаборатории.

Тяжелый самолет-лаборатория необходим для замены существующих машин на ИЛ 114, включающий следующий спектр оборудования:

- АФА с $f=70 - 350$ мм.

• Многочастотную поляризационную РЛС бокового обзора с высоким пространственным разрешением

- Оптико-электронную аппаратуру дневного видения

- Оптический спектрометр
- Сканирующий многочастотный СВЧ-радиометр
- ИК-аппаратура
- Аппаратура однострочного и кадрового телевидения
- Лазерно-телевизионная аппаратура
- Гамма-радиометр
- Анализатор состава воздуха
- Лазерный профилометр

Для проведения на борту обработки информации, ее оперативной индикации, регистрации и передачи на наземные пункты приема в состав бортового комплекса включены ИВЦ, система оперативной индикации информации, устройства магнитной записи, принтеры и плоттеры.

Сверхлегкие самолеты. Этот класс самолетов решает задачи крупномасштабной аэрофотосъемки небольших площадей и объектов, экологическому патрулированию, телевизионным съемкам, оптическому спектрометрированию. Они отличаются низкой стоимостью эксплуатации, низким расходом топлива, до 20 л/ч. Примером машин данного класса является СЛ-90, разработан КБ «Интеравиа» и выпускается Луховицким заводом. Машина имеет следующие технические характеристики:

• Размах крыла, м	11,6
• Длина, м	6,4
• Максимальная взлетная масса, кг	770
• Максимальная нагрузка, кг	180
• Дальность полета, км	700
• Крейсерская скорость, км/ч	150
• Максимальная скорость, км/ч	230
• Длина ВПП, м	300

В РБ проектированием таких аппаратов занимается КБ «Мир» НПП «Орион-Дельта»

1.5.2. Вертолеты

Вертолет МИ-8Т. Обеспечен пилотажно-навигационным и радиооборудованием, позволяющим вести полеты как визуально, так и по приборам. Автопилот обеспечивает стабилизацию всех его осей. Имеется курсовая система КС-3 и радиокompас АРК-9. Рабочее место аэрофотосъемщика оборудуется в носовой части кабины между правым и левым летчиками.

Вертолет КА-26 имеет кабину со штатным люком. Размеры подвесной кабины позволяют разместить минимальный комплект съемочной аппаратуры и рабочее место бортоператора. Достоинствами машины, делающих ее незаменимой при выполнении работ в крупных масштабах 1:500 – 1:2000 или с близких расстояний (50-200 м) являются следующие:

- Невысокая крейсерская скорость в сочетании с малым диапазоном рабочих скоростей (60–140 км/ч)

- Место штурмана-аэрофотосъемщика имеет хороший обзор.
- Высокая маневренность и способность посадок на территории объекта съемки.
- Устойчивость полета в турбулентной атмосфере.
- Низкий уровень вибрационных нагрузок на аппаратуру ДЗЗ.

1.6. Оборудование аэросъемочного самолета

Основной единицей аэрофотосъемочного оборудования является **аэрофотоаппарат (АФА)**. Он служит для получения аэрофотоснимков земной поверхности. АФА представляет собой сложную оптико-механическую или оптико-электронную фотографическую систему, отфокусированную на бесконечность и способную работать автоматически в сложных условиях вибраций, толчков и перегрузок.

Аэрофотоустановка (АФУ) служит для крепления АФА к носителю съемочной аппаратуры. Она обеспечивает получение плановых снимков и позволяет: осуществлять разворот АФА вокруг его оси; изменять положения оптической оси камеры в пространстве; предохранять АФА от ударных нагрузок при взлете и посадке самолета или вертолета; уменьшать вибрации.

Для автоматического горизонтирования и ориентирования камеры применяют **гиростабилизирующую установку**, обеспечивающую получение аэрофотоснимков с углом наклона, не более 1° . Она служит для автоматического горизонтирования и ориентирования АФА. Стабилизация заданного положения АФА достигается с помощью трехстепенного гироскопа¹ за счет свойства сохранять в пространстве положение оси ротора². Для обеспечения неизменного положения оси ротора относительно истинной вертикали, которая изменяет свое положение в пространстве вследствие вращения Земли, гироскоп снабжается корректором, которым является тот или иной тип маятника. Корректор реагирует на изменение положения истинной вертикали и воздействует на гироскоп таким образом, что положение оси его ротора сохраняется неизменным по отношению к истинной вертикали.

Оптический визир предназначен для определения в полете интервала воздушного фотографирования и угла отклонения (угла сноса) летательного аппарата от намеченного маршрута.

¹ Имеется в виду гироскоп с тремя степенями свободы, т.е. способный вращаться вокруг трех взаимно-перпендикулярных осей X, Y и Z, каждая из которых соответствует одной степени свободы.

² Речь идет о свойствах трехосевого гироскопа, которые обеспечивают стабильность АФА: 1) ось гироскопа стремится устойчиво сохранять в мировом пространстве приданное ей первоначальное положение; 2) под действием случайных толчков, ударов и других импульсов сил, главная ось не изменяет своего положения в пространстве, т.е. устойчива к кратковременным возмущениям; 3) если на ось гироскопа начинает действовать сила, стремящаяся привести ее в движение, то под действием этой силы ось гироскопа будет отклоняться в направлении, перпендикулярном вектору этой силы.

Командный прибор (КП) служит для дистанционного управления всеми механизмами АФА в процессе фотографирования. С его помощью также устанавливается интервал между экспозициями, выдержка затвора, ведется счет кадров.

Спуск затвора фотокамеры осуществляется электрическим импульсом, посылаемым КП. Используют два их типа. Один выдерживает постоянным интервал фотографирования, другой – заданный процент продольного перекрытия. Первый тип КП применяют при аэрофотосъемке равнинной и всхолмленной местности, второй – при аэрофотосъемке горной местности. Он позволяет изменять интервал фотографирования пропорционально изменению высоты фотографирования. Более совершенным является электронный командный прибор (ЭКП), позволяющий по данным изменения путевой скорости и высоты полета с учетом заданного продольного перекрытия изменять величину интервала фотографирования. Вычисляется также угол сноса и обрабатывается сигнал на разворот АФА на этот угол.

Статоскоп представляет собой дифференциальный жидкостной барометр, измеряющий изменение давления воздуха, при изменении высоты полета. В них положения уровней жидкости фиксируются фоторегистратором с помощью подсветки в момент срабатывания затвора АФА. По данным измерения давления в точках фотографирования вычисляют изменение высоты фотографирования относительно изобарической поверхности. Точность определения разности высот фотографирования зависит главным образом от состояния этой поверхности. На высотах ниже 1 км увеличиваются ошибки за счет неустойчивости атмосферы, а на высотах свыше 3 км чувствительность прибора уменьшается из-за разреженности атмосферы. Средние квадратические ошибки определения превышений точек фотографирования по показаниям статоскопа колеблются в пределах 0,6–1,5 м.

Радиовысотомер (РВ) служит для определения высот точек фотографирования относительно земной поверхности. Принцип его работы основан на измерении времени t прохождения радиоволны расстояния D от передатчика до ближайшей точки местности и обратно к приемнику. Расстояние D вычисляется по формуле:

$$D = 0,5 \nu t,$$

где ν – скорость распространения радиоволны.

Значение D высвечивается либо на круговой шкале, расположенной на мониторе и автоматически фиксируются фоторегистратором на пленку, либо в цифровом виде с помощью индикаторных ламп. В случае плоской местности расстояние, измеренное радиовысотомером, равно высоте фотографирования H .

Точность определения высот фотографирования существенно зависит от характера местности. При съемке водной и открытой равнинной поверхности она равна 1,2 м. В горной местности возникают сложности в нахождении точек

отраженного импульса, что приводит к погрешности определения высот до 5 и более метров.

От этого недостатка свободны **лазерные высотомеры**. Они бывают непрерывного и импульсного действия. Точность определения им высот фотографирования выше, чем у радиовысотомера. Лазерные высотомеры непрерывного действия входят в состав аэропрофилографов, которые позволяют определять высоты точек местности с точностью до 1 м.

Радиодальномерная станция (РДС) используется для определения плановых геодезических координат центров проекций аэрофотоснимков. Комплект состоит из двух-трех наземных и одной самолетной станций. Наземные станции устанавливают в районе аэрофотосъемки и привязывают к пунктам геодезической сети. Во время фотосъемки самолетная станция непрерывно находится в радиосвязи с наземными станциями, и в момент срабатывания затвора АФА фоторегистратор фиксирует ее показания. Расстояние от задающей радиостанции, расположенной на самолете, до наземных находят по разности фаз. Точность определения координат равна 5–8 м при расстояниях до 350 км.

В последние годы в аэрофототопографии все более широко применяют спутниковые методы определения координат, как точек полевой подготовки, так и точек фотографирования.

Углы наклона аэрофотоснимка определяются по фотографиям линии горизонта, Солнца и звезд, полученным с помощью камеры горизонта и солнечного перископа. Однако из-за невысокой точности их определения и усложнения конструкции съемочной аппаратуры эти приборы не получили широкого применения при аэрофотосъемке.

С 80-х годов в АФА начала применяться цифровая электроника. С появлением портативных компьютеров, мобильных средств связи и глобальных навигационных систем создавалась уже не просто аэрофотоаппаратура, а целые аппаратно-программные комплексы.

Комплекс позволяет значительно сократить затраты на проведение аэрофотосъемки, особенно в части первичной обработки результатов съемки. Непосредственная регистрация данных исключает процессы химической обработки и последующей оцифровки фотоматериалов.

Съемка осуществляется цифровой среднеформатной фотокамерой. Изменяемая передаточная характеристика и широкий динамический диапазон позволяют получать снимки высокого качества, что облегчает дальнейшее их дешифрование.

Камера имеет сменные объективы, что позволяет выбрать оптимальный масштаб изображения. В комплексе предусмотрена оперативная регулировка чувствительности, величины диафрагмы и выдержки.

Фотокамера оснащена центральным затвором с генератором сигнала полного открытия шторок. Сигнал от затвора камеры в момент ее открытия поступает в GPS приемник, который регистрирует это событие, сохраняя время и координаты.

Качество снимков контролируется в реальном масштабе времени по выводимому на экран контрольному изображению. Оператор имеет возможность в реальном масштабе времени управлять процессом съемки.

Камера устанавливается на гиropлатформе, которая позволяет компенсировать углы крена, тангажа и сноса самолета. Система состоит из кинематического аналога трехстепенного карданова подвеса. Компенсация углов крена и тангажа самолета осуществляется в диапазоне ± 20 угловых градусов, угла рыскания (сноса) в диапазоне ± 30 угловых градусов. В момент съемки данные с датчиков крена тангажа и сноса записываются в навигационный компьютер и используются в постобработке.

Управление комплексом осуществляется с помощью навигационного устройства (компьютера, планшета, смартфона и др.). В него вводятся заранее подготовленные программой планирования маршруты с координатами центров фотографирования.

1.7. Аэрофотоаппараты

АФА представляет собой оптико-электромеханическое устройство, предназначенное для фотографирования земной поверхности с воздушного судна в целях фотограмметрических измерений или для дешифрирования объектов съемки.

1.7.1. Устройство АФА

Несмотря на большое разнообразие, все топографические АФА имеют ряд общих частей и элементов. Схема его устройства показана на рисунке 15. Он имеет фотокамеру 1 и кассету 2, как правило, съемную.

Фотокамера состоит из корпуса 5, объективного блока 6 и прикладной рамки 7, к которой в момент экспонирования должен прижиматься эмульсионный слой фотоматериала. В нижней части объективного блока вмонтирован объектив 8. Расстояние от задней узловой точки S_2 объектива до плоскости прикладной рамки 7 постоянно и равно фокусному расстоянию АФА. Между компонентами объектива установлены диафрагма 9 и центральный многодисковый затвор. Конструкции затворов рассчитаны на диапазон выдержек от 1/50 до 1/1000 сек. и меньше.

Для надежного выравнивания аэрофотопленьки в плоскость прикладной рамки устанавливается выравнивающие плоскопараллельное стекло 10. На нем выгравированы координатные метки, контрольные линии или координатная сетка в виде крестов, с промежутками в 1 или 2 см. В нижней части фотокамеры под объективом устанавливается защитное стекло 11, а между защитным стеклом и объективом – светофильтры 12.

Кассета служит для размещения аэрофотопленьки и предохранения ее от воздействия света. В ней есть механизмы для выравнивания пленки в плоскость и ее перемотки (направляющие валики, сматывающая 13 и наматывающая 14 катушки).

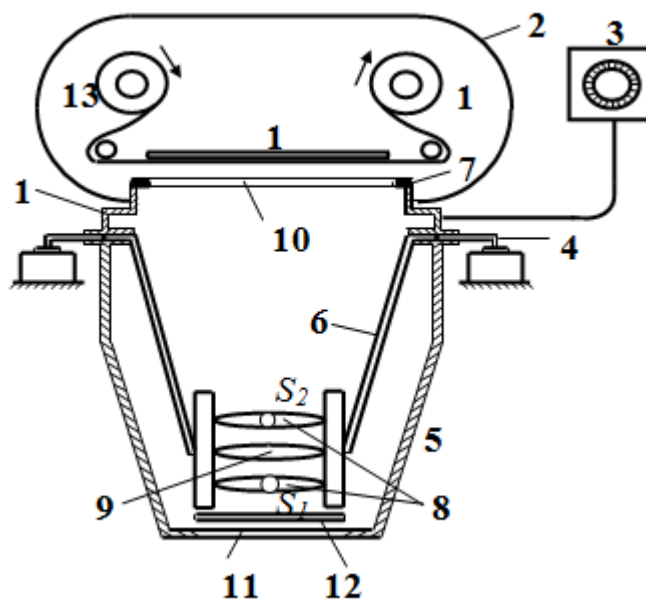


Рисунок 15 – Устройство АФА

Выравнивание осуществляется пружинным столом кассеты 15 путем прижима пленки к плоскости выравнивающего стекла. Если его нет, то создается дополнительное давление в фотокамере или вакуум в кассете, и пленка прижимается к рабочей поверхности прижимного стола. В этом случае система координат снимка (плоскости изображения) и положение его главной точки определяются координатными метками прикладной рамки 7.

Для удобства перезарядки и эксплуатации у большинства АФА кассеты легко отделяются от корпуса. На катушке кассеты размещается до 120 м аэрофотопленки, что позволяет при формате кадра 18×18 см получить до 560 фотоснимков.

АФА представляет собой оптико-электромеханическое устройство, предназначенное для фотографирования земной поверхности с воздушного судна в целях фотограмметрических измерений или для дешифрирования объектов съемки.

Основные технические характеристики отечественных аэрофотоаппаратов АФА-ТЭ, АФА-ТЭС, ТАФА-10 приведены в табл. 8. Особенностью АФА-ТЭ является большой ряд фокусных расстояний. В этих АФА применены вакуумный способ выравнивания аэрофотопленки, центральный затвор ЗВ-1 или ЗВМ с коэффициентом полезного действия 0,8 – 0,9.

АФА-ТЭС обладают высококачественной оптикой, снабжены роторными затворами с диапазоном выдержек от 1/100 до 1/700 с и системой автоматического регулирования экспозиции (кроме ТЭС-5М). Выравнивание аэрофотопленки производится прижимом ее к стеклу (кроме ТЭ-35, у которого вакуумное выравнивание).

ТАФА-10 обеспечивает на практике разрешающую способность снимка не менее 20 м и дисторсию не более 0,01 мм, диапазон выдержек фотозатвора составляет 1/75 – 1/1000. ТАФА-10 имеет систему автоматического

регулирования экспозиции (АРЭ), которая предназначена для стабилизации интегральной плотности аэронегативов как в пределах одного аэрофильма, так и от аэрофильма к аэрофильму.

Светоприемное устройство ТАФА-10 выполнено отдельным блоком, в котором размещены: чувствительный элемент – фоторезистор (фотодиод в последних выпусках ТАФА-10), устройство введения величины светочувствительности аэрофотопленки и установки цветных светофильтров в поле зрения чувствительного элемента.

Спектральная характеристика чувствительного элемента со светофильтрами соответствует спектральной характеристике аэрофотопленки «Изопанхром» с такими же светофильтрами, что дает возможность более точно учитывать кратность светофильтров в различных условиях полета.

Точность стабилизации интегральной оптической плотности системой АРЭ ТАФА-10 с отклонением $\pm 15\%$ от заданной.

АФА, находящиеся в эксплуатации, раз в два года проходят лабораторные исследования основных оптических и механических параметров. В формуляре АФА должны быть записи о результатах лабораторных исследований и заключение ОТК о пригодности АФА к аэрофотосъемочным работам.

В формуляре АФА должны быть указаны:

- фокусное расстояние аэрофотокамеры с точностью до 0,001 мм;
- отклонение главной точки от начала координат аэрофотоснимка, которое не должно превышать 0,2 мм;
- дисторсия объектива до 110 мм от центра аэрофотоснимка с точностью до 0,001 мм;
- расстояния между координатными метками X-X и Y-Y с точностью до 0,01 мм;
- выдержки фотозатвора при установке фиксированных значений по шкале выдержек.

Выравнивание аэрофотопленки в АФА должно проверяться со всеми кассетами, с которыми он будет использоваться в процессе эксплуатации.

В АФА с выравнивающими стеклами погрешность выравнивания определяется по отклонению координат изображений крестов на аэронегативах от паспортных координат крестов стекла на кадре размером 160 x 160 мм.

С учетом деформации аэрофотопленки средняя квадратичная погрешность выравнивания не должна превышать 0,01 мм, предельная погрешность координат отдельных крестов не должна превышать 0,03 мм.

В кассетах с вакуумным выравниванием проверяется отклонение поверхности выравнивающих столов от плоскости с помощью индикаторов. Отклонение от плоскости не должно быть более 0,01 мм.

При приемке АФА нужно убедиться в его исправности, проверить его работу на стенде, уделив особое внимание качеству устранения дефектов, обнаруженных в процессе эксплуатации.

1.7.2. Классификация аэрофотоаппаратов

Классификация аэрофотоаппаратов возможна по различным признакам. В зависимости от способа экспонирования аэрофотоплёнки различают кадровые, щелевые и панорамные аэрофотоаппараты.

В кадровых аэрофотоаппаратах экспонирование происходит прерывисто, отдельными кадрами; при этом направление оптической оси не меняется относительно плоскости предметов.

В щелевых аэрофотоаппаратах экспонирование происходит непрерывно; при этом направление оптической оси также не меняется относительно плоскости предметов.

В панорамных аэрофотоаппаратах оптическая ось непрерывно изменяет свое направление.

Аэрофотоаппараты классифицируются по их техническим характеристикам, которые являются следствием рассмотренных в главах III - V (III - Основные узлы аэрофотоаппарата, IV - Оптическая система аэрофотоаппарата и метрологическое качество оптического изображения, V - Влияние на качество изображения неплоскостности аэрофотоплёнки и перемещений аэрофотокамеры при аэрофотографировании) особенностей устройства основных узлов аэрофотоаппарата.

В зависимости от величины угла поля зрения и фокусного расстояния аэрофотообъективов различают узкоугольные (длиннофокусные), нормальноугольные (нормальные), широкоугольные (короткофокусные) и сверхширокоугольные (сверхкороткофокусные) аэрофотоаппараты.

По степени автоматизации различают аэрофотоаппараты автоматические и полуавтоматические и т. д.

Наибольший интерес имеет классификация аэрофотоаппаратов по назначению. В этом случае все аэрофотоаппараты принято делить на два больших класса: топографические аэрофотоаппараты и аэрофотоаппараты нетопографического назначения.

Топографические аэрофотоаппараты предназначены для получения ортоскопических аэроснимков земной поверхности, поверхности Луны и других небесных тел с целью их картографирования. Использование аэроснимков, полученных топографическими аэрофотоаппаратами, для составления топографических карт предопределяет требования к их конструкции и характеристикам.

Топографические аэрофотоаппараты обеспечивают получение аэроснимков, обладающих высокими как измерительными, так и изобразительными свойствами. Так как фотограмметрические методы, применяемые в настоящее время при составлении топографических карт по аэроснимкам, основаны на предпосылке, что аэроснимок является центральной проекцией точек местности на плоскость, то конструкция топографических аэрофотоаппаратов должна обеспечивать получение ортоскопических аэроснимков. Поэтому топографические аэрофотоаппараты являются кадровыми, в них не применяются штормо-щелевые аэрофотоаппараты. Для

обеспечения высоких измерительных и изобразительных свойств получаемых аэроснимков топографические аэрофотоаппараты снабжаются ортоскопическими аэрофотообъективами с хорошей контрастно-частотной характеристикой; конструкция этих аэрофотоаппаратов обеспечивает высокоточное выравнивание аэрофотопленки в плоскость при экспонировании, возможность получения аэроснимков с заданным продольным перекрытием. Непременное условие, выполнение которого предусматривается в топографических аэрофотоаппаратах, - неизменяемость элементов внутреннего ориентирования аэрофотокамеры и остаточной дисторсии, а также постоянство других характеристик аэрофотоаппаратов в любых условиях их эксплуатации: на малых и больших высотах, при низких и высоких скоростях полета, при использовании пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов.

Так как решение измерительных задач по аэроснимкам требует точного знания элементов внутреннего ориентирования аэрофотокамеры и дисторсии изображения, то топографические аэрофотоаппараты периодически калибруются. Кроме того, в топографических аэрофотоаппаратах дополнительная информация регистрируется наиболее полно.

Аэрофотоаппараты нетопографического назначения применяются для получения аэроснимков с целью их топографического, геологического, ландшафтного и других видов дешифрирования, т. е. опознавания и определения качественной и количественной характеристик изображенных на них объектов. В этом случае решение измерительных задач по аэроснимкам ограничивается определением цифровых характеристик отдешифрированных объектов (глубины оврагов, высоты деревьев и пр.). На этом основании требования к ортоскопии аэроснимков, получаемых этими аэрофотоаппаратами, значительно снижаются.

Общим свойством топографических и нетопографических аэрофотоаппаратов являются одинаково высокие требования к изобразительным свойствам получаемых аэроснимков.

Для увеличения разрешения на местности, улучшения дешифрируемости аэроснимков, что зависит не только от их изобразительных свойств, но и от масштаба аэроснимков, последние в целях детального дешифрирования получают в более крупном масштабе, поэтому аэрофотоаппараты нетопографического назначения для получения крупномасштабных аэроснимков снабжаются более длиннофокусными объективами, чем топографические.

Топографические аэрофотоаппараты для обеспечения более высокой экономической эффективности аэрофототопографического метода создания карт имеют, как правило, широкоугольные, а в ряде случаев даже сверхширокоугольные объективы. Нормальноугольные объективы используются реже.

Как видно, топографические и нетопографические аэрофотоаппараты дополняют друг друга, поэтому аэрофотосъемочный комплекс включает те и другие аэрофотоаппараты. При аэрофотосъемке в картографических целях фотографирование выполняется, как правило, одновременно топографическим и

нетопографическим длиннофокусными аэрофотоаппаратами. В этом случае первый считается основным, а второй - дополнительным. Аэроснимки, полученные топографическим аэрофотоаппаратом, используются для фотограмметрических работ, а аэроснимки, полученные нетопографическим длиннофокусным аэрофотоаппаратом, - для топографического дешифрирования.

К аэрофотоаппаратам нетопографического назначения относится также небольшая группа аэрофотоаппаратов, применяемых для обзорной или рекогносцировочной аэрофотосъемки. Это, как правило, сверхширокоугольные аэрофотоаппараты, часто малоформатные.

1.7.3. Характеристика основных типов топографических аэрофотоаппаратов

Современные топографические АФА дают возможность получать изображение с малыми искажениями ортоскопии; средние значения дисторсии изображения лучших аэрофотоаппаратов - 5 - 10 мкм, причем получение лучшей ортоскопичности во многих случаях использования сверхширокоугольных аэрофотоаппаратов лимитируется короткопериодическими ошибками невыравнивания аэрофотоплёнки при ее экспонировании, что обуславливает целесообразность уменьшения интервала между контрольными метками (крестами) до 1 см и меньше. Топографические аэрофотоаппараты АФА-ТЭ и АФА-41 в большинстве своем соответствуют предъявляемым к ним требованиям.

Отличительная особенность широко применяемых аэрофотоаппаратов АФА-ТЭ - большое разнообразие фокусных расстояний: 55, 70, 100, 140, 200, 350 и 500 мм при размере кадра 18x18 см. В этих аэрофотоаппаратах в основном применен вакуумный способ выравнивания аэрофотоплёнки. Однако в отдельных моделях, например, АФА-ТЭС-10 ($f' = 100$ мм) и АФА-ТЭС-7 ($f' = 70$ мм), аэрофотоплёнка для выравнивания прижимается к стеклу, имеющему сетку контрольных меток. Разрешающая способность системы аэрофотообъектив - аэрофотоплёнка средней чувствительности - 60-30 мм⁻¹ в центре и 30-10 мм⁻¹ на краю поля изображения, дисторсия изображения не превышает 10-20 мкм. Аэрофотоаппараты АФА-41 имеют размер кадра 18x18 см, для выравнивания аэрофотоплёнки используется стекло.

АФА ТЭ. Семейство топографических, электрических (ТЭ) аэрофотокамер форматом 18x18 см., разработанных в конце 1940-х годов в ЦНИИГАиК под руководством С.П. Шокина и Г.Г. Гордона, а затем (АФА-ТЭС - усовершенствованная линейка камер с выравнивающим стеклом). На аэроснимок форматом 18x18 см впечатывались показания круглого уровня, часов и счетчика суммарного числа циклов, отработанных аэрофотоаппаратом в начале его эксплуатации. Для полной взаимозаменяемости все части камеры выделены в самостоятельные механизмы с собственным приводом, связанные между собой только общей электросхемой. В конструкцию АФА-ТЭ введен блок автомата регулирования экспозиции. Камеры изначально рассчитаны на работу с объективами разного фокусного расстояния для топографических съемок всех масштабов. В аэрофотоаппаратах с фокусными расстояниями до 200 мм

используется междулинзовый затвор МЗВ-1 с диапазоном выдержек до $1/300$ или затвор больших скоростей (ЗБС) с выдержками до $1/700$. Камеры АФА-ТЭС снабжены роторным затвором С.П. Шокина и Г.Г. Гордона, обеспечивающим выдержки от $1/70$ до $1/800$. Кассета аэрофотоаппарата снабжена механизмом перемотки фильма тянуще-измерительного типа с электродвигателем, размещенным в кассете. Выравнивание фильма (АФА-ТЭ) в плоскость осуществляется пневматическим вакуумным способом с прижимом пленки к поверхности прижимного стола. Для управления и контроля за работой АФА применяется командный прибор (КПТ-3) импульсного типа. Специально для АФА-ТЭ разработаны гиросtabilизирующие установки Н-55 и ГСУ-М. В камерах Камеры АФА-ТЭС в фокальной плоскости помещено выравнивающее стекло с сеткой крестов, расположенных через 10 мм, входящее в расчет объектива. В связи с этим выравнивание пленки в таких камерах происходит путем прижима пленки к стеклу.

АФА-41. Аэрофотоаппараты серии АФА-41 с форматом кадра 18x18 см. предназначены для выполнения воздушного фотографирования в картографических целях с высот до 20 км. В конструкции семейства камер «АФА-41» использованы основные конструктивные решения серии «АФА-ТЭ»: объективный блок, помещенный во внешний корпус; мерный механизм с двойной фрикционной муфтой на подающей катушке; отдельные приводы корпуса и кассеты. Объективный блок содержит объектив, выравнивающее стекло и затвор. Совмещение поверхности выравнивающего стекла с фокальной плоскостью осуществляется с большой точностью путем подрезки фокусирующего кольца, помещенного в средней части блока. Фокусировка выполняется независимо от камерной части, вследствие чего каждый объективный блок взаимозаменяем для любой камеры соответствующего варианта. В межлинзовом пространстве объектива установлены диафрагма и центральный затвор, обеспечивающий диапазон эффективных выдержек от $1/70$ до $1/700$ с. Срабатывание затвора происходит при освобождении (спуске) спиральной пружины специальным соленоидом, который управляется от импульса КП. Изменение величины выдержки производится дистанционно путем подключения инерционной массы груза. Взвод затвора выполняет электродвигатель камерной части, который через специальный толкатель в виде металлического стержня осуществляет подъем прижимного стола. Ход прижимного стола при установленной кассете на камерную часть составляет 1,5 мм, а при снятой — 3,5 мм. Поверхность стола покрыта противозарядным слоем. Транспорт фильма между экспозициями производится с помощью электродвигателя кассеты, передающего через редуктор вращательное движение на ось принимающей катушки.

Конструкцией камеры предусмотрена регистрация показаний часов, уровня, счетчика снимков и отметки каждого пятого снимка, впечатывающихся в межкадровом промежутке. Управляющий командный прибор позволяет устанавливать режим работы камеры в интервале от 3 до 90 с, при цикле 2,25 с, дистанционный перевод выдержек. В комплект аэрофотоаппарата входят

радиовысотомер РВТД-А, жидкостный статоскоп и гиросtabilизирующая установка ТАУ.

1.8. Характеристика основных типов аэрофотоаппаратов нетопографического назначения

1.8.1. Кадровые нетопографические аэрофотоаппараты с постоянным направлением оптической оси в момент экспонирования

К ним относятся отечественные аэрофотоаппараты АФА-42, имеющие фокусные расстояния 200, 500, 750 и 1000 мм при размере кадра 30x30 см, с выравниванием аэрофотоплёнки при помощи стекла, которое не входит в оптический расчёт объектива. Аэрофотоаппараты АФА-42 с фокусными расстояниями 500 мм и больше имеют оптические устройства для компенсации сдвига изображения; они применяются для планового, перспективного и планово-перспективного аэрофотографирования. К нетопографическим аэрофотоаппаратам относятся: АФА-ТЭ с фокусным расстоянием $f = 36$ мм при размере кадра 18x18 см, АФА-МИИГАиК, $f = 20$ мм, размер кадра 5,2x7 см и др.

1.8.2. . Щелевые аэрофотоаппараты (АЩАФА)

При щелевом фотографировании (метод щелевой аэрофотосъёмки разработан В. С. Семеновым в 1936 г.) изображение местности 1 получается в результате непрерывного экспонирования фотоплёнки 2, движущейся по направлению летательного аппарата; аэрофотоплёнка экспонируется при помощи объектива 4 через постоянно открытую щель 3, расположенную в фокальной плоскости объектива перпендикулярно направлению летательного аппарата (см. рисунок 16).

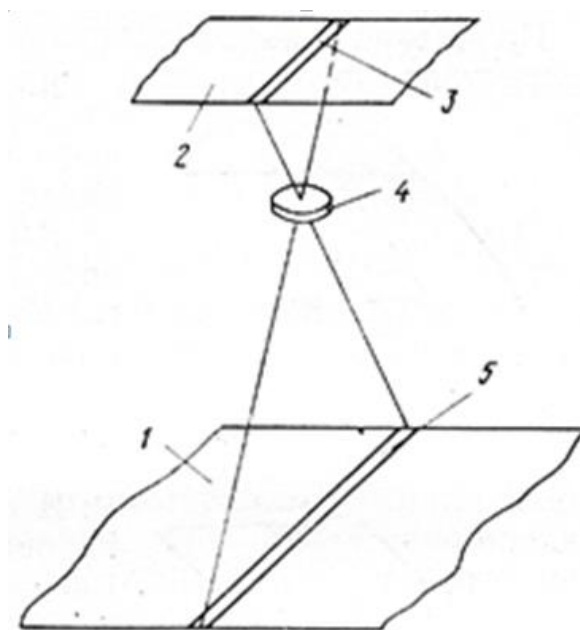


Рисунок 16. – Формирование изображения в щелевом АФА

Скорости перемещения аэрофотоплёнки и летательного аппарата согласованы. Результатом фотографирования местности в этом случае являются не отдельные кадры, а сплошная лента – фотографическое изображение маршрута полета летательного аппарата, причем в поперечном направлении (по ширине аэрофотоплёнки) щелевой снимок представляет центральную проекцию, а в продольном – ортогональную проекцию фотографируемой местности.

Таким образом, в щелевом аэрофотоаппарате светочувствительный материал непрерывно экспонируется через щель, расположенную в фокальной плоскости объектива перпендикулярно к линии полета.

Отсюда можно сделать выводы:

1. Перемещение аэрофотоплёнки с определенной скоростью в направлении полета летательного аппарата исключает сдвиг, вызывающий нерезкость изображения.

2. Для сохранения заданной выдержки t необходимо с изменением скорости движения аэрофотоплёнки пропорционально изменять ширину щели, которая обычно изменяется от 1,5 до 10 мм.

3. Допустимая выдержка в щелевом аэрофотоаппарате, определяемая допустимым сдвигом, значительно больше допустимой выдержки при использовании кадровых аэрофотоаппаратов в тех же условиях.

4. В щелевом аэрофотоаппарате затвор отсутствует, регулирование экспозиции производится изменением ширины щели и диафрагмированием.

5. Изображение местности получается в виде сплошной ленты.

Щелевые аэрофотоаппараты бывают однообъективные и двухобъективные; они имеют две основные системы механизмов: систему механизмов синхронизации движения аэроплёнки и систему механизмов регулирования экспозиции (регулирование ширины щели). Управление этими механизмами выполняется в полуавтоматическом или чаще всего в автоматическом режиме работы.

1.8.3. Панорамные аэрофотоаппараты (ПАФА)

При панорамном фотографировании (рисунок 16) участка местности 4 используется объектив 3, оптическая ось которого вращается вокруг оси, проходящей через заднюю узловую точку параллельно образующей цилиндра, на котором располагается фотоплёнка 1. При этом задняя узловая точка находится на оси цилиндра, которая обычно параллельна направлению полета; радиус цилиндра равен фокусному расстоянию объектива. Панорамный аэроснимок получается путем последовательного перемещения щели 2 по поверхности аэрофотоплёнки и ее экспонирования. По форме это обычно прямоугольный снимок в виде кадра, но экспонирование аэрофотоплёнки происходит не одновременно, а последовательно в соответствии со скоростью вращения объектива. Таким образом, панорамный аэроснимок представляет собой развертку местности на цилиндрическую поверхность.

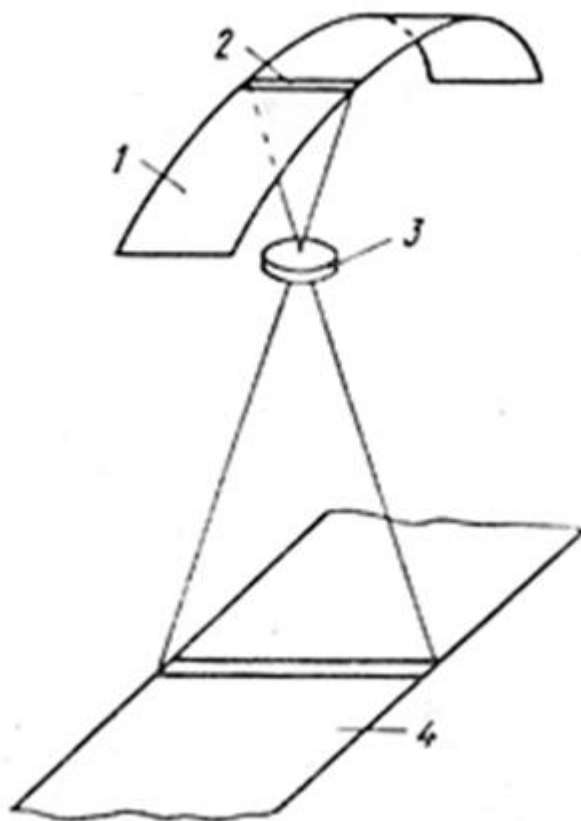


Рисунок 16 – Формирование изображения в панорамном АФА

Панорамные аэрофотоаппараты бывают прямого сканирования, осуществляемого качанием (вращением) объектива, и косвенного сканирования, осуществляемого вращением призм или зеркал, установленных перед объективом.

Выдержка $t_{\text{ск}}$, получаемая в ПАФА, определяется скоростью вращения объектива $v_{\text{об}}$ или скоростью сканирования $v_{\text{ск}}$ и шириной щели $l_{\text{щ}}$, т. е. $t_{\text{ск}} = l_{\text{щ}} / v_{\text{ск}}$.

В современных ПАФА скорость сканирования $v_{\text{ск}}$ изменяется от 30 до 700 см/с, а ширина щели $l_{\text{щ}}$ – от 1 до 10 мм; в соответствии с этим величина выдержки изменяется в очень широких пределах – от 1/30 до 1/15000 с.

Особенности панорамных аэрофотоаппаратов:

1. Используется только центральная часть поля зрения объектива, что способствует получению высоких изобразительных свойств панорамных снимков.

2. Скорость поворота проектирующего пучка при сканировании не зависит от путевой скорости W , что позволяет успешно использовать ПАФА для фотографирования с любого летательного аппарата.

3. Большая ширина снимаемой полосы местности (угол панорамирования составляет 140–180°).

4. Необходима точная синхронизация поворота проектирующего пучка с движением аэрофотопленки мимо щели при косвенном способе сканирования.

5. Сравнение ПАФА с многокамерными АФА и АФА в качающихся аэрофотоустановках показывает, что трехобъективная система гораздо проще размещается в самолете, чем ПАФА, для вращения объектива или призмы которого необходим люк больших размеров, но аэрофильм, полученный ПАФА, гораздо удобнее для рассматривания, хотя менее удобен для определения координат.

6. Применение ПАФА для картографических целей ограничивается сложностью их калибровки (определение элементов внутреннего ориентирования) и недостаточной геометрической определенностью получаемых аэроснимков, что является следствием механических перемещений частей АФА во время экспонирования (неодновременностью экспонирования всего снимка), однако эти трудности не являются непреодолимыми.

1.9. Организация пространства аэрофотосъемочных летательных аппаратов и размещение оборудования на их борту

Аэрофотосъемка для различных целей производится как со специализированных аэрофотосъемочных самолетов, так и со специально оборудованных самолетов и вертолетов, находящихся на эксплуатации в гражданской авиации.

К аэрофотосъемочному самолету предъявляются специальные требования:

1. Самолет должен обладать хорошей продольной, поперечной и путевой устойчивостью. В режиме установившегося горизонтального полета углы крена и тангажа не должны превышать $1-2^\circ$, выдерживание курса самолета должно быть с точностью $\pm 1^\circ$, колебания по высоте $0,01-0,02$ км.

2. Самолет должен иметь хорошую управляемость – быстрый вход и выход из определенного режима полета.

3. В самолете необходимо обеспечить хороший обзор для штурмана, пилота, бортоператора (от горизонта до надира, а также по горизонту).

4. Посадочная скорость самолета, длина разбега и пробега должны быть возможно меньшими. Самолет должен садиться на временные полевые аэродромы.

5. Самолет должен иметь достаточный диапазон скоростей, небольшой радиус разворота, высокую скороподъемность, большой запас горючего, обладать необходимой дальностью полета.

6. Самолет должен быть оснащен высокоточным навигационным радиооборудованием.

7. В самолете должно быть обеспечено удобное размещение аэрофотосъемочного оборудования в местах с наименьшей вибрацией и хорошим обзором.

Применение того или иного типа самолета зависит от масштаба съемки, размеров снимаемого участка, требований к аэрофотосъемочному материалу.

При выборе самолета для аэрофотосъемки необходимо учитывать диапазон эксплуатационных скоростей и высот, продолжительность полета и наличие пилотажно-навигационного оборудования.

В настоящее время для выполнения воздушного фотографирования в крупных масштабах применяют самолеты Ан-2, в средних и мелких масштабах ИЛ-14 ФК (фотокартографический) и Ан-30.

Основными воздушными судами для выполнения аэрофотосъемочных работ являются: специализированный аэрофотосъемочный самолет Ан-30, самолет Ту-134СХ и самолет Ил-14 в аэрофотосъемочном варианте (Ил-14ФК, Ил-14ФКМ, Ил-14ФКП). Эпизодически для аэрофотосъемочных работ могут использоваться самолет Ан-2 и вертолеты Ми-8Т и Ка-26.

Установка аэрофотосъемочной аппаратуры на воздушные суда производится согласно «Основным условиям установки и эксплуатации нетабельной и съемной специальной аппаратуры на самолеты и вертолеты ГА»

Самолет Ан-2 в аэрофотосъемочном варианте предназначен для выполнения аэрофотосъемочных работ в крупных масштабах. Навигационное оборудование самолета включает только штатные навигационные приборы. Для осуществления визуального контроля проложения аэросъемочных маршрутов самолет оборудуется двумя коллиматорными штурманскими визирами, которые устанавливаются в блистерах на правом и левом бортах.

В салоне самолета большой люк устанавливается между шпангоутами, справа или слева относительно продольной оси самолета, диаметр его 420 мм. Предназначен для установки над ним АФА в плановой универсальной аэрофотоустановке.

Второй АФА с фокусным расстоянием 100 мм и более может быть установлен над штатным сельскохозяйственным люком диаметром 350 мм. Оба люка с наружной стороны защищены специальными крышками, открытие и закрытие которых осуществляется механически из салона самолета.

Оба фотолюка закрываются наружными шторками, управляемыми из кабины. За большим фотолюком, у места бортоператора — люк для установки визира ОПБ-1.

Для улучшения обзора устанавливаются блистера диаметром 500 мм. Один блистер — в пассажирской двери, а второй — справа между шпангоутами. В грузовой кабине могут быть установлены статоскоп С-51 и топографический радиовысотомер РВД.

Экипаж самолета Ан-2 в аэрофотосъемочном варианте состоит из пяти человек: командира ВС, второго пилота, штурмана-аэрофотосъемщика, бортмеханика, бортоператора.

В зависимости от варианта оборудования самолета рабочее место штурмана-аэрофотосъемщика может быть размещено:

- в кабине экипажа на месте второго пилота;
- в общей кабине у блистера, установленного на месте первого иллюминатора по левому борту;

- в общей кабине у блистера, установленного по правому борту между шпангоутами N 12 - 14.

Рабочее место бортоператора оборудовано за основным люком.

Для перезарядки кассет АФА и фоторегистраторов на борту самолета необходимо иметь специальный мешок из светонепроницаемой ткани.

Самолет Ан-30 предназначен для выполнения аэрофотосъемок а средних и мелких масштабах для создания и обновления топографических карт, тематического картирования, изучения природных ресурсов Земли и для других целей.

На самолете дополнительно к штатному установлено специальное пилотажно-навигационное оборудование, удовлетворяющее специфические требования самолетовождения по всей траектории полета как при выполнении аэрофотосъемки площади, так и при маршрутной съемке.

Для установки АФА и приборов аэрофотосъемочного комплекта в салоне самолета оборудованы три шахты с остекленными люками (табл. 2).

В кабине самолета штурман-аэросъемщик может, не вставая с кресла, наблюдать ориентиры смежных маршрутов и управлять самолетом с помощью приборов навигационного комплекса.

Над люками шахт N 1 и 3 устанавливаются АФА для плановой аэрофотосъемки, над люком шахты N 2 - оптический блок электронного командного прибора. Для перспективной аэрофотосъемки оборудованы два люка (N 4 и 5), расположенные по правому и левому бортам симметрично оси самолета. Стекла этих люков установлены под углом 28° к плоскости пола салона самолета. Остекление всех люков выполнено плоскопараллельным силикатным стеклом.

С наружной стороны все люки закрываются защитными шторками, управление которыми осуществляется дистанционно с рабочего места первого бортоператора. Все стекла люков во избежание запотевания и обмерзания обдуваются теплым воздухом из системы кондиционирования самолета.

Экипаж самолета Ан-30 при выполнении аэрофотосъемочных работ состоит из семи человек: командира ВС, второго пилота, штурмана-аэрофотосъемщика, бортмеханика, бортрадиста, первого бортоператора, второго бортоператора.

Рабочее место штурмана-аэрофотосъемщика размещено в остекленной кабине, расположенной в передней части фюзеляжа. Проход из кабины штурмана-аэрофотосъемщика в салон самолета оборудован по правому борту под кабиной экипажа.

Рабочее место первого бортоператора размещено в салоне самолета за люком N 2. С этого места он обслуживает аппаратуру, размещенную над люками N 1 и 2, статоскоп, радиовысотомер с фоторегистратором, а также осуществляет управление защитными шторками люков.

Рабочее место второго бортоператора размещено за люком N 3.

По правому борту у шахт N 1 и 2 установлена съемная этажерка, на которой размещаются: пульта управления АФА; пульта управления гиросtabilизирующей и универсальной плановой аэрофотоустановками; -

электронный блок ЭКП; индикатор радиовысотомера с фоторегистратором; - панель электропитания; приборная доска бортоператора; щиток с выключателями открытия и закрытия защитных шторок люков.

Статоскоп ТАУ-М установлен на полу салона впереди люка N 1 у правого борта.

Все приборы аэрофотосъемочного комплекта устанавливаются в салоне самолета в соответствии с техническими условиями на размещение и правилами эксплуатации на воздушных судах, изложенными в технических описаниях приборов.

Для перезарядки кассет АФА и фоторегистраторов в салоне самолета оборудовано темное помещение размером 1,0 x 1,2 м, в котором установлен стол для перезарядки кассет и шкаф для хранения запаса аэрофотопленки. В помещении имеется плафон освещения, приточно-вытяжная вентиляция, самолетное переговорное устройство и щиток кислородного оборудования.

Над шахтами в верхней части салона укреплена балка транспортирующего устройства с лебедкой грузоподъемностью до 250 кгс, предназначенного для монтажа и демонтажа аэрофотооборудования.

Самолет Ту-134СХ предназначен для выполнения комплексных исследований земной поверхности, аэросъемочных и аэрофотосъемочных работ.

Самолет оборудован навигационным комплексом «Мак», который совместно с автоматической бортовой системой управления (АБСУ-134А) обеспечивает автоматическое самолетовождение по всей траектории аэрофотосъемочного (аэросъемочного) полета, а также выдачу сигналов в аэрофотосъемочную аппаратуру и информации о навигационных параметрах.

Визуальный контроль проложения аэросъемочных маршрутов и заходов на очередные маршруты осуществляется штурманом-аэрофотосъемщиком с помощью штурманского коллиматорного визира.

Для установки специальной съемочной аппаратуры и АФА в салоне самолета оборудованы четыре шахты одного размера 1000 x 1000 мм. В первых двух шахтах прорезаны люки круглой формы диаметром в свету 640 мм, в третьей шахте - прямоугольный люк размером 830 x 805 мм. Все три люка имеют остекление из плоскопараллельного оптического силикатного стекла.

В четвертой шахте люк остекления не имеет и при отсутствии предназначенной для установки над ним аппаратуры в гермоконтейнере он закрывается специальной герметичной заглушкой.

Все люки с наружной стороны закрываются дистанционно управляемыми створками.

Экипаж самолета Ту-134СХ при выполнении аэрофотосъемочных работ состоит из семи человек: командира ВС, второго пилота, штурмана-аэрофотосъемщика, борттехника (бортинженера), бортрадиста (бортэлектрика), первого бортоператора, второго бортоператора.

Рабочее место штурмана-аэрофотосъемщика размещено в носовой остекленной кабине, где сосредоточены органы управления навигационным комплексом «Мак» и установлен коллиматорный штурманский визир.

Рабочие места первого и второго бортоператоров размещены у шахт с установленной в них аэрофотосъемочной аппаратурой.

В хвостовой части салона размещены два темных помещения: одно для перезарядки кассет АФА и фоторегистраторов, во втором оборудуется фотолаборатория для проявления фильмов РЛС.

Для установки и снятия в наземных условиях аэрофотоаппаратуры и других блоков аэрофотооборудования, а также стекол, расположенных в шахтах N 1, 2 и 3, на самолете установлена специальная система подъема блоков аппаратуры.

Эта система состоит из двух рельсов (неподвижного и подвижного), кареток с лебедками и комплекта приспособлений для подъема.

В потолке салона над шахтами N 1 и 4 оборудованы два астролюка, закрытых иллюминаторами со стеклами круглой формы, диаметр в свету 330 мм.

Аэрофотосъемочный самолет Ил-14ФК предназначен для выполнения аэрофотосъемочных работ в средних и крупных масштабах.

Для осуществления самолетовождения при проложении аэросъемочных маршрутов и выполнении заходов на маршруты на самолетах Ил-14ФК установлено специальное пилотажно-навигационное оборудование, включающее:

- автопилот с автоматом программного разворота;
- курсовую систему;
- астрономический компас;
- два коллиматорных штурманских визира.

АФА и специальные приборы аэрофотосъемочного комплекта размещены в салоне самолета, где оборудованы три шахты, в которых прорезаны четыре люка. Три люка - для установки над ними АФА и четвертый - для оптического блока электронного командного прибора.

Самолет Ту-134СХ предназначен для выполнения комплексных исследований земной поверхности, аэросъемочных и аэрофотосъемочных работ.

Самолет оборудован навигационным комплексом «Мак», который совместно с автоматической бортовой системой управления (АБСУ-134А) обеспечивает автоматическое самолетовождение по всей траектории аэрофотосъемочного (аэросъемочного) полета, а также выдачу сигналов в аэрофотосъемочную аппаратуру и информации о навигационных параметрах.

Визуальный контроль проложения аэросъемочных маршрутов и заходов на очередные маршруты осуществляется штурманом-аэрофотосъемщиком с помощью штурманского коллиматорного визира.

Для установки специальной съемочной аппаратуры и АФА в салоне самолета оборудованы четыре шахты одного размера 1000 x 1000 мм. В первых двух шахтах прорезаны люки круглой формы диаметром в свету 640 мм, в третьей шахте - прямоугольный люк размером 830 x 805 мм. Все три люка имеют остекление из плоскопараллельного оптического силикатного стекла.

В четвертой шахте люк остекления не имеет и при отсутствии предназначенной для установки над ним аппаратуры в гермоконтейнере он закрывается специальной герметичной заглушкой.

Все люки с наружной стороны закрываются дистанционно управляемыми створками.

Экипаж самолета Ту-134СХ при выполнении аэрофотосъемочных работ состоит из семи человек: командира ВС, второго пилота, штурмана-аэрофотосъемщика, борттехника (бортинженера), бортрадиста (бортэлектрика), первого бортоператора, второго бортоператора.

Рабочее место штурмана-аэрофотосъемщика размещено в носовой остекленной кабине, где сосредоточены органы управления навигационным комплексом «Мак» и установлен коллиматорный штурманский визир.

Рабочие места первого и второго бортоператоров размещены у шахт с установленной в них аэрофотосъемочной аппаратурой.

В хвостовой части салона размещены два темных помещения: одно для перезарядки кассет АФА и фоторегистраторов, во втором оборудуется фотолаборатория для проявления фильмов РЛС.

Для установки и снятия в наземных условиях аэрофотоаппаратуры и других блоков аэрофотооборудования, а также стекол, расположенных в шахтах N 1, 2 и 3, на самолете установлена специальная система подъема блоков аппаратуры.

Эта система состоит из двух рельсов (неподвижного и подвижного), кареток с лебедками и комплекта приспособлений для подъема.

В потолке салона над шахтами N 1 и 4 оборудованы два астролюка, закрытых иллюминаторами со стеклами круглой формы, диаметр в свету 330 мм.

Вертолет Ми-8 в аэрофотосъемочном варианте предназначен для выполнения воздушного фотографирования в крупных и средних масштабах. В аэрофотосъемочный вариант переоборудуется вертолет, имеющий в полу грузопассажирской кабины люк для внешней подвески и снабженный виброгасителями. Пилотажно-навигационное оборудование вертолета включает только штатные системы и приборы базового варианта вертолета. Дополнительно устанавливается лишь штурманский коллиматорный визир.

В комплект аэрофотосъемочного оборудования входят:

- АФА;
- универсальная плановая аэрофотоустановка либо гиросtabilизирующая аэрофотоустановка;
- электронный командный прибор;
- вакуум-помпа.

В грузопассажирской кабине вертолета над люком для внешней подвески устанавливается рама с кронштейном, на которой закрепляются оптический блок электронного командного прибора и светоприемное устройство автомата регулирования экспозиции АФА.

Гиросtabilизирующая (плановая универсальная) аэрофотоустановка с АФА размещается на косынке створки грузового люка, в которой прорезано отверстие диаметром 560 мм.

Экипаж вертолета при выполнении аэрофотосъемочных работ состоит из пяти человек: командира ВС, второго пилота, штурмана-аэрофотосъемщика, бортмеханика, бортоператора.

Рабочее место штурмана-аэрофотосъемщика размещено между приборными досками первого и второго пилотов. Сиденье с кронштейном для штурманского коллиматорного визира устанавливается над пультом управления автопилотом.

Рабочее место бортоператора в грузопассажирской кабине размещено около люка для внешней подвески. Справа от кресла бортоператора устанавливается этажерка, на которой размещаются пульта управления АФА, гиросtabilизирующей (плановой универсальной) аэрофотоустановки, электронного командного прибора.

Вертолет Ка-26 в аэрофотосъемочном варианте предназначен для выполнения аэрофотосъемки в крупных масштабах небольших участков местности.

В аэрофотосъемочный вариант переоборудуется вертолет с грузопассажирской кабиной, имеющий в полу штатный люк.

Навигационное оборудование вертолета, обеспечивающее выполнение аэрофотосъемочных работ, включает штатные системы и приборы: курсовую систему, высотомер (барометрический), авиагоризонт, указатель скорости, вариометр.

Дополнительно для контроля проложения съемочных маршрутов устанавливается штурманский коллиматорный визир.

В комплект аэрофотосъемочного и специального оборудования вертолета входят:

- АФА;
- универсальная плановая аэрофотоустановка;
- электронный командный прибор;
- вакуум-помпа.

Для обеспечения электроэнергией комплекта аэрофотосъемочной аппаратуры на вертолете устанавливаются два дополнительных преобразователя ПО-250 и ПТ-200Ц. Постоянное напряжение 27 В для работы этих преобразователей и аэрофотосъемочной аппаратуры берется от бортового генератора.

Штурман-аэрофотосъемщик на вертолете размещается в кабине экипажа на правом сиденье. Рабочее место бортоператора размещено в пассажирской кабине около люка.

Для перезарядки кассет АФА на борту вертолета необходимо иметь специальный мешок из светонепроницаемой ткани.

1.10. Характеристика фотографических материалов

Фотографические материалы (фотоматериалы) классифицируют:

- по назначению (аэрофото пленки, фототехнические пленки и др.);
- по цвету получаемого фотографического изображения (черно-белые, спектрзональные и цветные);
- по строению (фото пленки, фото пластинки, фото бумага).

Все фотоматериалы имеют подложку (основу) и светочувствительный или эмульсионный слой. В аэрофотографии применяются подложки из прозрачных (триацетатных или лавсановых) пленок.

Светочувствительный слой фотографических материалов представляет собой тонкую прозрачную пленку, покрытую эмульсией, содержащей во взвешенном состоянии галоидные соли серебра (AgBr , AgI , AgCl и др.) в виде отдельных кристалликов-зерен. Под воздействием света протекает следующая фотохимическая реакция: $2\text{AgBr} + h\nu \rightarrow 2\text{Ag} + \text{Br}_2$. В ходе нее серебро освобождается, что приводит к почернению эмульсионного слоя, тем больше, чем интенсивнее было световое облучение.

С помощью органических красителей регулируется спектральная чувствительность эмульсии. Пленки бывают черно-белые и цветные.

В черно-белых пленках представлен один эмульсионный слой, как правило, состоящий из двух полуслоев с различной светочувствительностью. Такое строение позволяет более яркие участки изображения фиксировать мелкозернистым низкочувствительным полуслоем, а тени — более высокочувствительным. В аэрофотосъемочных работах применяются следующие черно-белые фотопленки: панхроматическая, изопанхроматическая и инфрахроматическая. **Панхроматическая пленка** чувствительна ко всему диапазону видимого спектра, а так же к ультрафиолетовому (УФ) цвету. В результате съемки на панхроматическую пленку получаем **фотографии с более серыми оттенками**, и большой выразительностью оригинального цвета. Она относится к пленкам с низкой светочувствительностью. На ней хорошо передаются тона изображения. Работа с ней требует хорошего освещения. **Изопанхроматические** пленки от панхроматических отличаются более высокой чувствительностью в зеленой области спектра. **Инфрахроматические** пленки высоко чувствительны к сине-фиолетовой и ультрафиолетовой зонам спектра.

Цветные пленки применяются для условной цветопередачи (спектрозональные) и для натурального воспроизведения объектов местности. Цветные и спектрозональные пленки отличаются от черно-белых строением эмульсии. У цветных пленок эмульсия состоит из трех светочувствительных слоев, как показано на рисунке 17. Верхний светочувствительный слой содержит несенсибилизированные микрокристаллы AgBr (или другого галогенида серебра), которые регистрируют излучение в диапазоне 400 – 500 нм (синяя зона спектра). В эмульсии также распределен «желтый» цветообразующий компонент, дающий в случае проявления желтое цветоделенное изображение.

Ниже располагается фильтровый слой, который окрашен в желтым красителем и содержит также частицы коллоидного серебра. Эти вещества полностью задерживают фиолетово-синие и УФ-лучи, что предотвращает их воздействие на нижерасположенные светочувствительные слои.

Третий эмульсионный слой содержит AgBr сенсibilизированное к лучам с длинами волн 500 – 600 нм (зеленая зона спектра) и «пурпурный» компонент,

который в случае восстановления создает пурпурное цветоделенное изображение.

Четвертый эмульсионный слой сенсibilизирован к лучам с длинами волн от 600 до 740 нм (красная зона спектра) и содержит «голубой» компонент, образующий в случае проявления голубое цветоделенное изображение.

Пятый противоореольный слой окрашен в синевато-серый цвет коллоидным серебром. Он прочно скрепляет светочувствительные слои с подложкой и поглощает отраженные подложкой световые лучи, которые могут исказить изображение в верхних слоях.

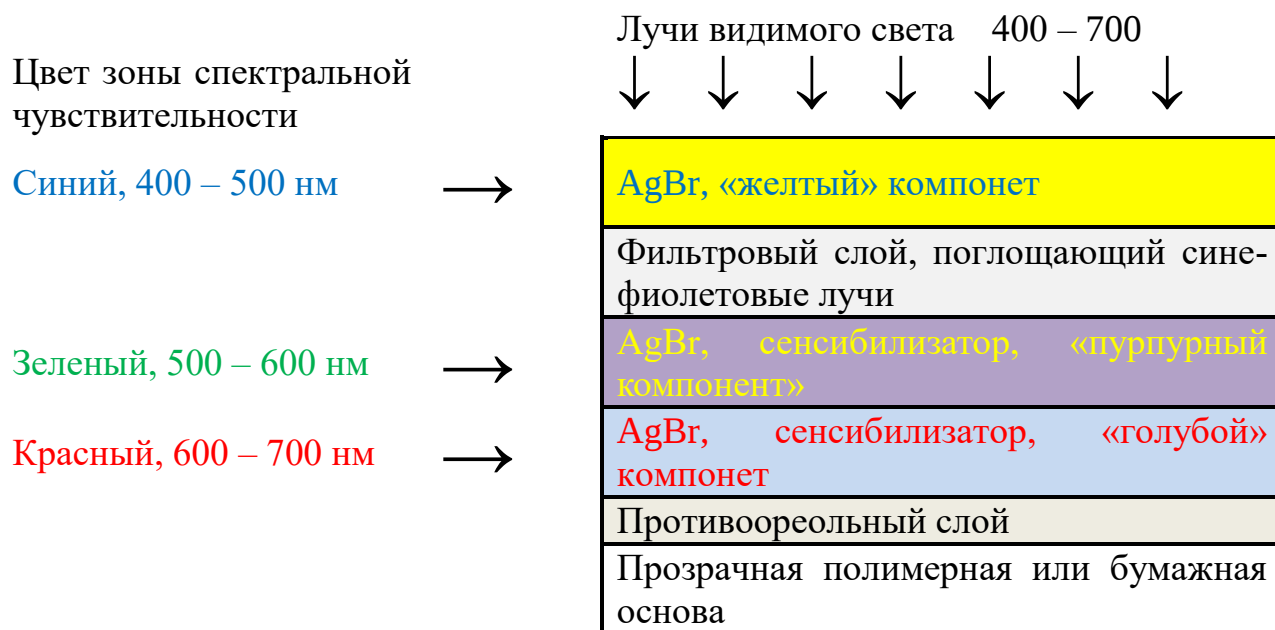


Рисунок 17 – Схема строения цветной фотопленки

Суммарная толщина всех эмульсионных слоев не превышает 30 мкм. Сверху фотоматериалы покрывают защитным полимерно-желатиновым слоем толщиной около 2 мкм. В фотобумаге на обратную сторону наносят противоскручивающий слой из пленкообразующего полимера, который предотвращает коробление фотографии при мокрых обработках и сушке.

Спектрзональная пленка в отличие от цветной содержит эмульсию, состоящую из двух слоев, как правило, инфрахроматического и панхроматического. Цветопередача на этой пленке искажена, но она позволяет получать многие детали изображения, теряющиеся на черно-белой и цветной аэропленках.

Для правильного использования фотографических материалов необходимо знать их фотографические характеристики: светочувствительность, контрастность, фотографическую широту, вуаль, цветочувствительность, разрешающую способность и др.

Для правильного использования фотографических материалов необходимо знать их фотографические характеристики: светочувствительность, контрастность, фотографическую широту, вуаль, цветочувствительность,

разрешающую способность и др. Они определяются по данным сенситометрических испытаний фотоматериала.

Светочувствительность S – величина, обратно пропорциональная экспозиции, вызывающей после фотообработки заданную оптическую плотность D .

Контрастность – способность эмульсии пленки передавать различие в яркости отдельных частей снимаемых объектов: характеризуется коэффициентом контрастности g . При съемке контрастных объектов используют мягкие фотоматериалы, для сверхконтрастных объектов – нормальные, а для малоконтрастных – контрастные и особоконтрастные.

Фотографическая широта L фотопленки определяет диапазон количества света, под воздействием которого получается нормальный негатив.

Величина вуали характеризует степень почернения фотоматериала, не подвергавшегося действию света. Для фотопленок она должна находиться в пределах 0,2–0,3.

Цветочувствительность (спектральная чувствительность) фотопленки – чувствительность эмульсии к определенным участкам спектра и ее способность передавать цвета снимаемых объектов с различной степенью почернения.

Разрешающая способность R – число раздельно фотографически воспроизводимых на отрезке в 1 мм черно-белых штрихов равной ширины.

1.10.1. Электронные светочувствительные материалы

В настоящее время цифровые изображения (снимки) в основном получают либо при фотографировании объектов цифровыми камерами. Изображение сформированное посредством объектива, попадает не на пленку, а на светочувствительный сенсор (матрицу).

Свет улавливается множеством крошечных элементов сенсора (пикселей), каждый из которых формирует электрический заряд, в соответствии с количеством попавшего на него света, а затем заряд преобразуется в код и запоминается в цифровой форме.

В производстве сенсоров применяются две технологии: ПЗС (прибор с зарядовой связью, английский вариант названия - CCD — charge-coupled device) и КМОП (комплементарный металлоксидный полупроводниковый прибор, английский вариант - CMOS).

ПЗС представляют собой сложную электронную микросхему. Под действием фотонов в пикселях возникают свободные электроны и каждый пиксел работает как их накопитель. Количество свободных электронов пропорционально количеству падающих фотонов (силе света). После экспозиции накопленные заряды измеряются и запоминаются.

Рассмотрим устройство ПЗС-элемента, схема которого показана на рисунке 18. На кремниевую подложку р-типа наносятся каналы из полупроводника n-типа. Следует помнить, что основными носителями заряда в полупроводнике р-типа являются дырки, а для n-типа – электроны. Над каналами

устанавливается полисиликоновый (из поликристаллического кремния) электрод, изолированный от них прокладкой из SiO_2 , служащей диэлектриком.

Если на такой электрод подать положительный потенциал, электрическое поле, проникая через диэлектрик, отталкивает подвижные дырки и возникает обедненная область – некоторый слой кремния, свободный от основных носителей. Напротив, электроны, если они каким либо образом окажутся вблизи (например, в результате фотогенерации), притянутся к электроду, и будут накапливаться на границе раздела – полупроводника и диэлектрика непосредственно под электродом, то есть сваливаться в зарядовую яму, которая называется «потенциальной». Чем ярче свет, тем больше электронов накапливается в потенциальной яме и тем больше величина заряда. Электроны частично нейтрализуют электрическое поле, задаваемое в полупроводнике электродом, и возникающий в потенциальной яме заряд будет равен количеству света.

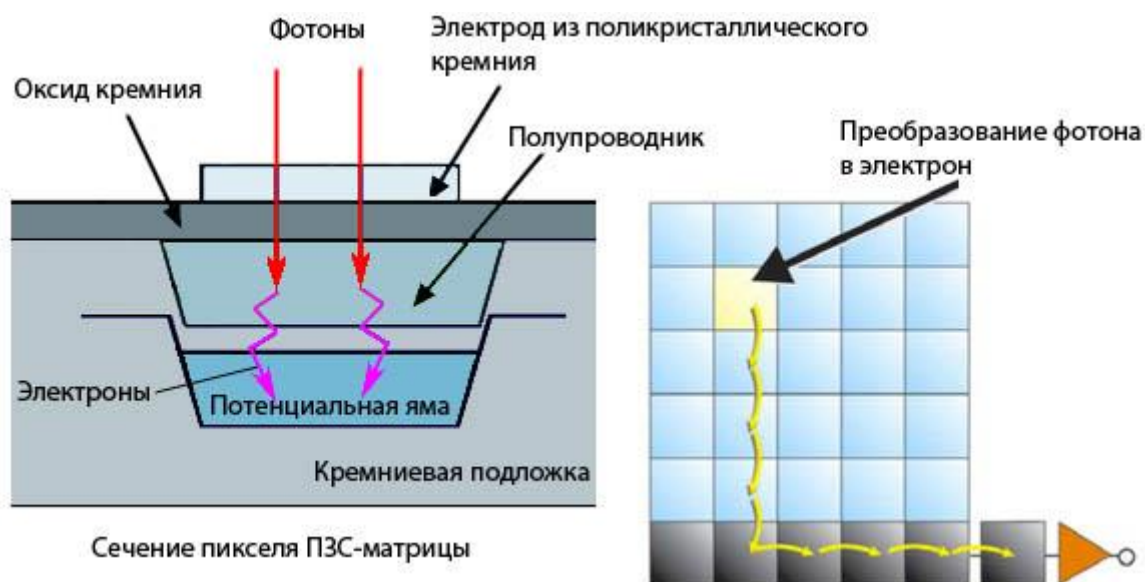


Рисунок 18 – Устройство ПЗС элемента

Пусть теперь рядом с электродом расположен еще один, и на него тоже подан положительный потенциал, причем больший, чем на первый. Когда электроды расположены достаточно близко, их потенциальные ямы объединяются, и электроны, находящиеся в первой потенциальной яме, перемещаются в соседнюю, т.к. ее потенциал выше. Если имеется цепочка электродов, то можно, подавая на них соответствующие управляющие напряжения, передавать локализованный зарядовый пакет вдоль такой структуры.

Для передачи зарядовых пакетов необходимо и достаточно трех электродов: одного передающего (где сформировался заряд), одного принимающего и одного изолирующего, разделяющего пары передающих и принимающих друг от друга. Одноименные электроды таких троек могут быть соединены друг с другом в единую тактовую шину, требующую лишь одного внешнего вывода. Это

простейший трехфазный регистр сдвига. Благодаря таким регистрам ряд зарядов может последовательно перемещаться и на выходе превращаться в серию последовательных импульсов. Перемещение всех зарядов происходит одновременно.

Двумерный массив пикселей создается так называемыми стоп-каналами, которые разделяют электродную структуру ПЗС на столбцы (вертикальные ПЗС-регистры). Стоп-каналы представляют собой узкие полосы с повышенной концентрацией основной легирующей примеси, идущие вдоль канала переноса. Повышенная концентрация дырок препятствует возникновению потенциальных ям в каналах переноса, поэтому электроны там не накапливаются. Стоп-каналы не дают таким образом возможности перетекания заряда в соседние столбцы.

Итак, перемещаясь синхронно по вертикальному регистру от одного ПЗС-элемента к другому, заряды попадают на канал-накопитель зарядовых пакетов, расположенный перпендикулярно их потоку. Это, так называемый, последовательный регистр сдвига, который формирует строки. Оттуда заряды поэлементно смещаются на выход, где происходит их считывание и перекодирование их значений в яркости изображения в соответствии с адресами пикселей матрицы (их положением в строке и в столбце). Чем выше величина заряда, тем больше яркость соответствующего пикселя изображения. После того как все строки зарядовых пакетов будут считаны, возможен перенос их следующего двумерного массива.

Однако, существует проблема полноты использования светового потока, прошедшего через объектив. Далеко не все фотоны попадают на светочувствительную поверхность. Одни из них поглощаются подложкой матрицы, другие отражаются от нее. Эти части светового потока являются потерянными. Для минимизации потерь была реализована технология перекрытия пикселей собирающими микролинзами. Каждая такая микролинза собирает световой поток, падающий на не чувствительные к свету элементы матрицы.

Сегодня массовое производство ПЗС-матриц осуществляется многими фирмами: «Sony», «Texas Instruments», «Sharp», «Samsung», «Hitachi», «Toshiba», «Kodak» и др. В Беларуси ПЗС-матрицы выпускаются в основном ОАО «Интеграл».

1.10.2. Основные характеристики ПЗС-матриц

Основными характеристиками матрицы являются светочувствительность, порог чувствительности, динамический диапазон, блюминг, физический размер и др.

Светочувствительность матрицы складывается из светочувствительности каждого из ее элементов. Даная характеристика определяет способность ПЗС-элементов реагировать на свет и генерировать соответствующий заряд. Чем выше светочувствительность, тем меньше света требуется для генерации заряда. Светочувствительность складывается из трех составляющих: интегральной, монохроматической и спектральной.

Интегральная светочувствительность характеризует матрицу в целом. Она зависит от отношения выработанного фототока (мА) и интенсивности освещения (лм).

Монохроматическая светочувствительность характеризует чувствительность матрицы в той или иной области спектра. Она определяется как отношение выработанного фототока к световой энергии излучения для определенной длины волны.

Спектральная светочувствительность определяет способность матрицы корректно передавать цветовые оттенки.

Порог чувствительности характеризует минимальную величину светового сигнала, способного вызвать фототок. Чем слабее этот сигнал, тем этот порог выше.

Динамический диапазон – это интервал между точно воспроизводимым матрицей самым темным и самым светлым тоном сформированного объективом изображения. Каждый элемент матрицы должен сохранять как самые незначительные заряды, которые возникают при слабом освещении, так и максимальные, который создаются ярким светом. Чем шире динамический диапазон матрицы, тем больше градаций яркости и, соответственно, плавнее полутона полученного изображения. Таким образом, данная характеристика определяется числом градаций яркости от самого светлого до самого темного.

Блюминг (от англ. Blooming – размывание) – явление, проявляющееся во время съемки ярких источников света, либо во время съемки на длинных выдержках. В таких случаях появляется избыточное количество электронов, которое превышает глубину потенциальной ямы, которая переполняется зарядами и они в свою очередь «растекаются» по соседним пикселям, вызывая эффект засветки. Так как данные считываются методом сдвига в вертикальном направлении, то сильней всего перетекание заметно в вертикальном направлении. На снимках это проявляется в пятнах белого цвета и правильной формы, размер которых зависит от количества зарядов. С этим должна справляться функция электронного дренажа (overflow drain).

Физический размер матрицы определяются длиной ее диагонали, и измеряются в дюймах. Стандартный ряд типоразмеров светочувствительных матриц – 1/3, 1/2, 2/3 дюйма, есть и больше, например 5/3. При одинаковом разрешении (количестве ячеек) матрица большего размера лучше, чем матрица меньшего размера.

Разрешение матрицы определяется количеством светочувствительных ячеек, расположенных на матрице. Стандартный ряд начинается с 350 тыс. пикселей, что соответствует экранному изображению стандарта VGA – 640 x 480 пикселей. Среднее разрешение матриц, используемых в АФА, составляет 1,3 млн. – 2,5 млн. пикселей.

1.11. Беспилотные летательные аппараты для нужд дистанционного зондирования Земли

Под беспилотным летательным аппаратом (БЛА) понимается воздушное судно, которое работает без человека-пилота и экипажа на борту, способное к длительному полету при использовании аэродинамических средств; отдаленно ведется или автоматически управляется предварительно запрограммированным профилем полета; может повторно использоваться. Под системой БЛА (БАС, UAVS – Unmanned Air Vehicle System), подразумевается система, содержащая отдельные системные элементы, состоящие из БЛА, станции управления и любые другие системные элементы беспилотника, необходимые для выполнения полета, такие как каналы передачи данных контроля и управления, система связи и элементов взлета и посадки. БЛА могут быть многократного или однократного применения для взлета и посадки в составе БАС.

На сегодняшний день на рынке представлено множество моделей БЛА различающие по своей конструкции, по техническим характеристикам, по назначению, а также по цене. Большинство из них используется так или иначе для любительской и профессиональной аэрофотосъемки. Однако, для нужд дистанционного зондирования пригодно весьма ограниченное их количество. Для этого важно понимание конструктивных особенностей и технических решений, заложенных в той или иной модели.

БЛА отдаленно ведется или автоматически управляется предварительно запрограммированным профилем полета; может повторно использоваться. БЛА могут быть многократного или однократного применения для взлета и посадки в составе БАС.

Под БАС понимается комплекс, включающий одну или более БАС.

Предлагается классифицировать БЛА по 16 базовым признакам: 1) использование; 2) тип системы управления; 3) класс ВП; 4) тип ЛА; 5) тип крыла; 6) направление взлета/посадки; 7) тип взлета/посадки; 8) тип двигателя; 9) топливная система; 10) тип топливного бака; 11) количество использований; 12) категория (с учетом массы и максимальной); 13) дальности действия; 14) радиус действия; 15) высота; 16) функциональное назначение.

1) **По использованию** БЛА делятся на: военные (ВА), гражданские (ГА) и антитеррористические (АА). В свою очередь гражданские (соответственно лицензиям для пилотов, указанных в скобках) могут быть: государственными; частными, коммерческими, транспортными.

2) **По типу системы управления** (для одного БЛА) можно классифицировать как: дистанционно пилотируемые (тип 0); дистанционно управляемые (тип 1); автоматические (тип 2); дистанционно управляемые авиационной системой (тип 3); беспилотно-автоматические (тип 4).

Дистанционно пилотируемые (ДПЛА) (Direct) – управляются непосредственно оператором в зоне видимости через наземную станцию. Дистанционно управляемые (ДУЛА) (Monitored) работают автономно, но могут потенциально управляться пилотом или оператором, использующим только обратную связь, через другие подсистемы контроля. Автоматические (БАЛА)

(Autonomous & Non-Adaptive) – выполняют предварительно запрограммированные действия без управления пилотом и не имеют возможности изменять план действий во время полета или адаптироваться к внешним изменениям, но многоразовые могут перепрограммироваться перед каждым вылетом с учетом изменения окружающей среды и собранного материала на предыдущих вылетах.

Дистанционно управляемые авиационной системой (ДУАС) (Supervisory) выполняют низкоуровневое управление встроенными системами или наземной станцией, а высокоуровневое управление траекторией полета и/или состояния контролируется оператором.

Беспилотно-автоматические-I (БПАЛА-I) (Autonomous & Adaptive полетом управляют полностью встроенные системы БАС без вмешательства оператора или использования наземной станции, которые могут быть перепрограммированы с учетом изменений в среде или новых целях. БЛА имеет возможность связи с другими подсистемами контроля.

Такая классификация на типы согласно режиму управления полетом разрешает степени автоматизации или автономии БЛА и рассматривается при разработке требований к действиям пилота и оператора БАС. Временные категории режима управления полетом по классам расположены в порядке увеличивающейся автоматизации или автономии, и уменьшающейся традиционной возможности влияния на управление пилотом или оператором.

3) **По используемому классу воздушного пространства** БЛА можно разделить на сегрегированные и несегрегированные. В свою очередь, несегрегированные бывают класса А, В и С. Сегрегированные – выполняют полеты в сегрегированном ВП (запретных зонах, зонах ограничения полетов, а также специальных зонах полетов для БЛА (если это предусмотрено авиационными стандартами), а несегрегированные – соответственно в несегрегированном ВП классов А, В, С, где необходимо соответствующие бортовое оборудование, лицензии и разрешения служб организации и обслуживания воздушного движения

4) **По типу ЛА** БЛА делятся на: самолетные, вертолетные и конвертоплановые. Самолетный и вертолетный тип имеют соответствующие внешний вид и характеристики самолета и вертолета, а конвертоплановый – объединяет эти два типа.

5) **По типу крыла БЛА** бывают фиксированные и плавающие (меняющие форму (Ф), положение (П), размер (Р) во время взлета/посадки и выполнения полета). Фиксированные – как правило, самолетного и вертолетного типов, использующие фиксированное крыло, а плавающие – используются в конвертопланах, имеющих плавающее крыло. Например, ФР–плавающий – обозначает плавающее крыло, меняющее форму и размер во время полета.

6) **По направлению взлета/посадки** БЛА можно разделить по направлению взлета и направлению посадки. По направлению взлета БЛА бывают:

горизонтальные (Г), вертикальные (В), мультиподъемные.

По направлению посадки БЛА делятся на: горизонтальные, вертикальные, парашютные (П), мачтовые (М), беспосадочные (Б), мультиспусковые.

Направление и подъемная сила зависит от типа крыла, также от возможности взлетать и садиться как самостоятельно, так и с помощью вспомогательной техники и/или механизмов (что классифицируется дальше). Например: Г-подъемный/ ГП-мультиспусковой – горизонтальный взлет и горизонтальный или парашютный спуск; ГВ-мультиподъемный/беспосадочный – взлет горизонтальный или вертикальный (с помощью пусковой установки), без посадки (БЛА одноразового использования); ГВ-мультиподъемный/ГМ-мультиспусковой – горизонтальный или вертикальный взлет, посадка горизонтальная или с мачтовой; В-подъемный/ПБ-мультиспусковой – вертикальный взлет с помощью пусковой установки, посадка парашютная или беспосадочная.

7) По типу взлета/посадки БЛА рассматриваются по взлету и по посадке. По взлету БЛА бывают: аэродромные (А), запускаемые (З), палубные (П), водные (В), ручные (Р), нетипичновзлетные (Нв), мультивзлетные. По посадке БЛА делятся на: аэродромные, точечные (Т), палубные, водные, беспосадочные; нетипичнопосадочные (Нп); мультипосадочные. Для взлета: аэродромные – выполняющие взлет с ВПП по самолетному; запускаемые – использующие системы запуска (установки запуска; платформы; шаттл; пилотируемый ЛА (самолет, вертолет, конвертоплан), ракету-носитель, нетипичную установку); палубные – взлетающие с палубы (с использованием кормового крюка (К_к) или троса (К_т), нетипичная система (НС)); водные – БЛА-амфибии; ручные – взлетающие с руки; мультивзлетные – в зависимости от модификации могут использовать несколько вариантов взлета. К нетипичным системам и установкам систем запуска относятся те, которые не имеют вышеупомянутых особенностей запуска, однако необходимо учитывать, что технологии БАС развиваются и данные признаки могут быть расширены. Например, в зависимости от модификации взлет с поверхности воды (водный), или с помощью системы запуска (платформы) – мультивзлетный. Для посадки: аэродромные – выполняют посадку на ВПП по самолетному; точечные – выполняют посадку с помощью парашюта; палубные – садящиеся на палубу с использованием мачты, кормового крюка или троса; водные – БЛА-амфибии; беспосадочные – одноразового использования, в которых не предусмотрена разработчиком система посадки; нетипичнопосадочные – не имеющие вышеупомянутых особенностей посадки, однако необходимо учитывать, что развитие БЛА и данные признаки могут быть расширены; мультипосадочные – в зависимости от модификации используют несколько типов посадки. Например: посадка с помощью троса или парашюта – мультипосадочная. А-взлетный/АТ-мультипосадочный взлет с ВПП, посадка на ВПП или точечная с помощью парашюта. АП-мультивзлетный/АТ-мультипосадочный – взлет с ВПП или палубы, посадка на ВПП или точечная с парашютом. ЗНв-мультивзлетный/ПКт-мультипосадочный – например для Scan Eagle Compressed Carriage, взлет с

пневматической установки катапультного типа или нетипичной установки (в данном случае с подводной лодки в подводном положении).

8) По типу двигателя БЛА могут быть электрические (ЭД), поршневые (ПД), роторно-поршневые (РПД), турбовальные (ТВаД), турбовинтовые (ТВиД), воздушно-реактивные (ВРД), турбореактивные (ТРД), турбореактивные двухконтурные (ТРДД), турбореактивные с форсажной камерой (ТРДФ), турбореактивные двухконтурные с форсажной камерой (ТРДДФ), гиперзвуковые прямопоточные воздушно-реактивные (ГПВРД), сверхзвуковые прямопоточные воздушно-реактивные (СПВРД), газотурбинные (ГТД), подъемно-маршевые (ПМД), прямопоточные воздушно-реактивные (ПВРД), турбовинтовентиляторные (ТВиВД), пульсирующие воздушно реактивные (ПуВРД), вентильные (ВД), твердо-реактивные ракетные (ТРРД), жидко-реактивные ракетные (РРРД).

9) По топливной системе БЛА делятся на монозаправочные (одноразовые) и полизаправочные (многоразовые). Монозаправочная – одноразовая заправка топливной системы выполняется в производственных условиях производителем на заводе, а полизаправочная – многоразовая заправка [28], которая может в свою очередь быть: наземной (выполняется на земле), платформенной (морская (на борту морского судна), бортовая (на борту пилотируемого ЛА, предназначенного для перевозки, запуска и заправки БЛА)), полетной (заправка в воздухе во время полета ЛА-заправщиком). Например, Scan Eagle, полизаправочный наземный или платформенно-морской многоразовый, заправка поводится на земле или на борту морского судна.

10) По типу топливного бака бывают базовыми и базово-резервными. Базовые БЛА имеют основной топливный бак, а базово-резервные – имеют основной и резервные топливные баки.

11) По количеству использований, в зависимости от топливной системы, могут быть одноразовые(беспосадочные; посадочные) и многоразовые. Например, если не предусмотрена система посадки – то он является одноразовым беспосадочным БЛА. Если используется одноразовая топливная система и есть система посадки – то это одноразовый посадочный. Многоразовые БЛА используются не один раз и могут решать разные задачи.

12) По массе (взлетной и полезной нагрузки)

в зависимости от категории, БЛА делятся на: нано (Nano) с массой менее, 0.025 кг; микро (Micro (μ)) с максимальной взлетной массой – до 5 кг; мини (Mini) менее 20 – 150 кг; сверхлегкие (CR) 25 – 150 кг; легкие (SR) 50 – 250 кг; средние (MR) 150 – 500 кг; среднетяжелые (MRE) 500-1500 кг; тяжелые низковысотные (LADP) 250- 2500 кг; легкие (низковысотные большой продолжительности полета/LALE) 150 – 250 кг; тяжелые средневисотные (средневисотные большой продолжительности полета (MALE) 1000 – 1500 кг; тяжелые висотные (висотные большой продолжительности полета/HALE) 2500-5000 кг; , стратосферные (STRATO), экзостратосферные (EXO), космические(SPACE) более 1000 кг.

13) По максимальной дальности действия зависимо от категории:

Nano – менее 1км; Micro – менее 10км; Mini – менее 30км; CR – 10-30 км; SR – 30-80 км; MR – 80-200 км; MRE – 200-500 км; LADP – 250-800 км; LALE – 500 – более 800 км; MALE – 500 – более 800 км; HALE – более 2000 км; UCAV, Lethal (LETH),

Также в зависимости от дальности действия с учетом взлетной и полезной нагрузки БЛА называются: ближнего действия, малой дальности, средней дальности, большой продолжительности полета, стратегические, специальные. БЛА ближнего действия – до 80 км, 1 – 6 ч полета; малой дальности до 300 км, 8 – 12 ч; средней дальности – до 800 км, до 24 ч; большой продолжительности полета – более 800 км, более 24 ч; специальные – не менее 1500 км.

14) По радиусу действия БЛА бывают: ближнего, малого, среднего и дальнего радиуса, большой продолжительности полета. Ближнего радиуса действия до 40 км, малого – до 70 км, среднего – до 300 км, дальний – до 1500км, большой продолжительности – не менее 1500 км.

15) По высоте можно разделить на низковысотные, средневысотные, высотные.

1.11.1. Преимущества БЛА

Превосходством БЛА перед пилотируемыми воздушными судами является, прежде всего, стоимость производства работ, а также значительное уменьшение количества регламентных операций. Само отсутствие человека на борту самолета значительно упрощает подготовительные мероприятия для проведения аэрофотосъемочных работ.

Во-первых, не нужен аэродром, даже самый примитивный. Беспилотные летательные аппараты запускаются или с руки, или с помощью специального взлетного устройства — катапульты.

Во-вторых, особенно при использовании электрической двигательной схемы, отсутствует необходимость в квалифицированной технической помощи для обслуживания летательного аппарата, не так сложны мероприятия по обеспечению безопасности на объекте работ.

В-третьих, отсутствует или намного увеличен межрегламентный период эксплуатации БЛА по сравнению с пилотируемым воздушным судном. Данное обстоятельство имеет большое значение при эксплуатации аэрофотосъемочного комплекса в удаленных районах нашей страны. Как правило, полевой сезон аэрофотосъемочных работ короток, каждый погожий день необходимо использовать для производства съемки.

1.11.2. Устройство БЛА

В настоящее время сложились две основные схемы компоновки БЛА: классическая (по схеме «фюзеляж+крылья+хвост»), к которой относится, например БЛА «Орлан-10», Mavinci SIRIUS и др., и «летающее крыло», к которой относятся Geoscan 101, Gatewing X100 и др.

Основными частями беспилотного аэрофотосъемочного комплекса являются: корпус, двигатель, бортовая система управления (автопилот), наземная система управления (НСУ) и аэрофотосъемочное оборудование.

Корпус БЛА изготавливают из легкого пластика (например, углепластика или кевлара), чтобы защитить дорогостоящую фотоаппаратуру и средства управления и навигации, а его крылья — из пластика или экструдированного пенополистирола (ЕРР). Этот материал легкий, достаточно прочен и не ломается при ударе.

Деформированную деталь из ЕРР зачастую можно восстановить подручными средствами.

Легкий БЛА с посадкой на парашюте может выдержать несколько сотен полетов без ремонта, который, как правило, включает замену крыльев, элементов фюзеляжа и др. Производители стараются удешевить части корпуса, подверженные износу, чтобы расходы пользователя на поддержание БЛА в рабочем состоянии были минимальными.

Надо отметить, что наиболее дорогостоящие элементы аэрофотосъемочного комплекса, наземная система управления, авионика, программное обеспечение, — вообще не подвержены износу.

Силовая установка БЛА может быть бензиновой или электрической.

Причем, бензиновый двигатель обеспечит намного более продолжительный полет, так как в бензине, в расчете на килограмм, запасено в 10–15 раз больше энергии, чем можно сохранить в самом лучшем аккумуляторе. Однако такая силовая установка сложна, менее надежна и требует значительного времени для подготовки БЛА к старту. Кроме того, беспилотный летательный аппарат с бензиновым двигателем крайне сложно перевозить к месту работ на самолете. Наконец, он требует от оператора высокой квалификации.

Поэтому бензиновый БЛА имеет смысл применять только в тех случаях, когда необходима очень большая продолжительность полета для непрерывного мониторинга, для обследования особо удаленных объектов.

Электрическая двигательная установка, напротив, очень нетребовательна к уровню квалификации обслуживающего персонала. Современные аккумуляторные батареи могут обеспечить длительность непрерывного полета свыше четырех часов. Обслуживание электрического двигателя совсем несложно. Преимущественно это только защита от влаги и грязи, а также проверка напряжения бортовой сети, что осуществляется с наземной системы управления. Зарядка аккумуляторов производится от бортовой сети сопровождающего автомобиля или от автономного электрогенератора. Бесколлекторный электрический двигатель БЛА практически не изнашивается.

Автопилот — с инерциальной системой — наиболее важный элемент управления БЛА. Автопилот весит всего 20–30 граммов. Но это очень сложное изделие.

В автопилоте, кроме мощного процессора, установлено множество датчиков — трехосевые гироскоп и акселерометр (а иногда и магнитометр), ГЛОНАСС/GPS-приемник, датчик давления, датчик воздушной скорости. С

этими приборами беспилотный летательный аппарат сможет летать строго по заданному курсу.

В БЛА имеется *радиомодем*, необходимый для загрузки полетного задания, передачи в наземную систему управления телеметрических данных о полете и текущем местоположении на участке работ.

Наземная система управления (НСУ) — это планшетный компьютер или ноутбук, оснащенный модемом для связи с БЛА. Важная часть НСУ — программное обеспечение для планирования полетного задания и отображения хода его выполнения.

Как правило, полетное задание составляется автоматически, по заданному контуру площадного объекта или узловым точкам линейного объекта. Кроме того, существует возможность проектирования полетных маршрутов, исходя из необходимой высоты полета и требуемого разрешения фотоснимков на местности.

Для автоматического выдерживания заданной высоты полета есть возможность учесть в полетном задании цифровую модель местности в распространенных форматах.

Во время полета на картографической подложке монитора НСУ отображается положение БЛА и контуры снимаемых фотографий. Оператор имеет возможность во время выполнения полета оперативно перенацелить БЛА на другой район посадки и даже оперативно посадить беспилотник с «красной» кнопки наземной системы управления. По команде с НСУ могут быть запланированы и другие вспомогательные операции, например — выброс парашюта.

Кроме обеспечения навигации и обеспечения полета автопилот должен управлять фотоаппаратом, чтобы получать снимки с заданным межкадровым интервалом (как только БЛА пролетит нужное расстояние от предыдущего центра фотографирования).

Если заранее рассчитанный межкадровый интервал не выдерживается стабильно, приходится настраивать время срабатывания затвора с таким расчетом, чтобы даже при попутном ветре продольное перекрытие было достаточным.

Автопилот должен регистрировать координаты центров фотографирования геодезического спутникового приемника ГЛОНАСС/GPS, чтобы программа автоматической обработки снимков смогла построить модель быстро и привязать ее к местности. Требуемая точность определения координат центров фотографирования зависит от технического задания к выполнению аэрофотосъемочных работ.

Аэрофотосъемочное оборудование на БЛА устанавливается в зависимости от его класса и цели использования.

На микро- и мини-БЛА устанавливаются компактные цифровые фотокамеры, комплектуемые сменными объективами с постоянным фокусным расстоянием (без трансфокатора или зум-устройства) весом 300–500 граммов.

В качестве таких камер в настоящее время используются фотоаппараты SONY NEX-7 с матрицей 24,3 МП, CANON 600D с матрицей 18,5 МП и подобные им.

Управление срабатыванием затвора и передача сигнала от затвора в спутниковый приемник производится с помощью штатных или незначительно доработанных электрических разъемов фотоаппарата.

На легкие БЛА малого радиуса действия устанавливаются зеркальные фотокамеры с большим размером светочувствительного элемента, например Canon EOS 5D (размер сенсора 36×24 мм), Nikon D800 (матрица 36,8 МП (размер сенсора 35,9×24 мм)), Pentax 645D (CCD-сенсор 44×33 мм, матрица 40 МП) и им подобные, весом 1,0–1,5 килограмма.

Согласно требованиям документа «Основные положения по аэрофотосъемке, выполняемой для создания и обновления топографических карт и планов» ГКИНП-09-32-80 носитель аэрофотосъемочной аппаратуры должен предельно точно следовать проектному положению маршрутов аэрофотосъемки, выдерживать заданный эшелон (высоту фотографирования), обеспечивать требования по соблюдению предельных отклонений по углам ориентирования фотокамеры — наклон, крен, тангаж.

1.12. Искусственные спутники Земли

К ИСЗ принято относить главным образом автоматические беспилотные космические аппараты, не предназначенные для работы на них человека-космонавта.

Искусственные спутники Земли различаются по своему назначению: исследовательские, спутники связи, метеорологические, навигационные (GPS, Глонасс), спутники для мониторинга поверхности и разведки - это может быть оптическое наблюдение, фотографирование, контроль за стартом ракет, большими взрывами, массовыми загрязнениями, пожарами, температурными потоками в морях и океанах, и проч.

1.12.1. Классификация ИСЗ

1.12.1.1. Классификация по наклону орбиты к Земле

Каждый ИСЗ движется по своей орбите.

В общем случае наклонение орбита ИСЗ лежит в диапазоне $0^\circ < i < 90^\circ$. В зависимости от значения наклонения и высоты ИСЗ над поверхностью Земли, положение областей его видимости имеют различные границы широты, а в зависимости от высоты над поверхностью - и различный радиус этих областей. Чем больше наклонение, тем на более северных широтах может быть виден спутник, а чем он выше - тем шире область видимости. Таким образом, наклонение i и большая полуось a определяют перемещение по поверхности Земли полосы видимости ИСЗ и ее ширину.

В общем случае параметры орбиты будут эволюционировать в зависимости от наклонения i , большой полуоси a и эксцентриситета e экваториальные орбиты

Экваториальная орбита – крайний случай орбиты, когда наклонение ($i = 0$). В этом случае прецессия и поворот орбиты будут максимальны – до $10^\circ/\text{сутки}$ и до $20^\circ/\text{сутки}$ соответственно. Ширина полосы видимости спутника, которая расположена вдоль экватора, определяется его высотой над поверхностью Земли. Орбиты с малым наклонением i часто называют околоэкваториальными.

Полярная орбита - второй крайний случай орбиты, когда наклонение $i = 90^\circ$. В этом случае прецессия орбиты отсутствует, а поворот орбиты происходит в сторону, обратную относительно вращения ИСЗ, и не превышает $5^\circ/\text{сутки}$. Подобный полярный ИСЗ последовательно проходит над всеми участками поверхности Земли. Ширина полосы видимости спутника определяется его высотой над поверхностью Земли, но спутник рано или поздно можно увидеть из любой точки. Орбиты с наклонением i , близким к 90° , называют приполярными.

Солнечно-синхронная орбита (ССО) – особый вид орбиты, часто используемый спутникам, которые производят съемку поверхности Земли. Представляет собой орбиту с такими параметрами, что спутник проходит над любой точкой земной поверхности приблизительно в одно и то же местное солнечное время. Движение такого спутника синхронизировано с движением линии терминатора по поверхности Земли – за счет этого спутник может лететь всегда над границей освещенной и неосвещенной солнцем территории, или всегда в освещенной области, или наоборот – всегда в ночной, причем условия освещенности при пролете над одной и той же точкой Земли всегда одинаковые. Для достижения этого эффекта орбита должна прецессировать в сторону, обратную вращения Земли (т.е. на восток) на 360° в год, чтобы компенсировать вращение Земли вокруг Солнца. Такие условия соблюдаются только для определенного диапазона высот орбит и наклонений – как правило, это высоты 600–800 км и наклонение i должно быть порядка 98° , т.е. ИСЗ на солнечно-синхронных орбитах имеют обратное движение. При увеличении высоты полета ИСЗ наклонение должно увеличиваться, из-за чего он не будет пролетать над полярными районами. Как правило, солнечно-синхронные орбиты близки к круговым, но могут быть и заметно эллиптическими.

На рис.19 показан график необходимого наклонения орбиты ИСЗ, чтобы она была солнечно-синхронной -- для разных значений эксцентриситета e и перигейной высоты h ИСЗ над поверхностью Земли.

Из-за влияния возмущений спутник постепенно выходит из режима синхронизации, в связи с чем он периодически нуждается в коррекции своей орбиты при помощи двигателей.

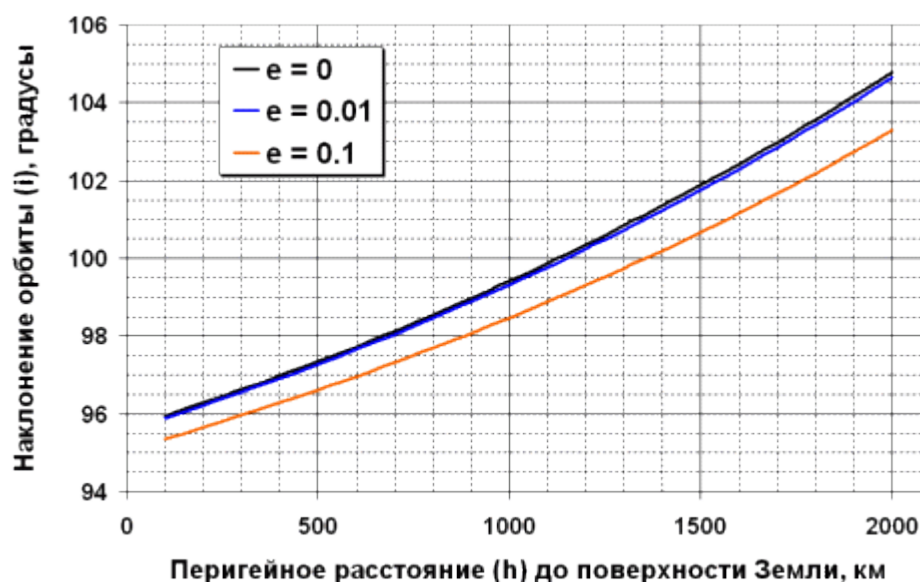


Рисунок 19 – Необходимое наклонение орбиты ИСЗ для солнечно-синхронной орбиты в зависимости от величины перигейного расстояния h до поверхности Земли; e – эксцентриситет орбиты ИСЗ.

1.12.1.2. Классификация орбит ИСЗ по величине большой полуоси

Вторая классификация - по величине большой полуоси, и точнее, по высоте над поверхностью Земли.

Низкоорбитальные ИСЗ (LEO). Низкоорбитальными ИСЗ обычно считаются спутники с высотами от 160 км до 2000 км над поверхностью Земли. Такие орбиты (и спутники) в англоязычной литературе называют LEO (от англ. «Low Earth Orbit»). Орбиты LEO подвержены максимальным возмущениям со стороны гравитационного поля Земли и ее верхней атмосферы. Угловая скорость спутников LEO максимальна – от $0,2^\circ/\text{с}$ до $2,8^\circ/\text{с}$, периоды обращения от 87,6 минут до 127 минут.

Среднеорбитальные ИСЗ (МЕО). Среднеорбитальными ИСЗ (СОС (рус.), или МЕО - от англ. «Medium Earth Orbit») обычно считаются спутники с высотами от 2000 км до 35786 км над поверхностью Земли. Нижний предел определяется границей LEO, а верхний – орбитой геостационарных спутников (см. ниже). Эту зону в основном занимают спутники навигации (ИСЗ NAVSTAR системы GPS летают на высоте 20200 км, ИСЗ системы ГЛОНАСС – на высоте 19100 км. Период обращения – от 127 минут до 24 часов. Угловая скорость – единицы и доли угловой минуты в секунду.

1.12.1.3. Геостационарные и геосинхронные орбиты ИСЗ

Геостационарные ИСЗ (ГСС (рус.), или «GSO» - от англ. «Geosynchronous Orbit») считаются спутники, имеющие период обращения вокруг Земли, равный звездным (сидерическим) суткам – 23ч 56м 4,09с. Если наклонение i орбиты нулевое, то такие орбиты называют геостационарными. Геостационарные ИСЗ летают на высоте 35786 км над поверхностью Земли.

Поскольку их период обращения совпадает с периодом обращения Земли вокруг своей оси, то такие ИСЗ «висят» в небе на одном месте. Если наклонение i не равно нулю, то такие ИСЗ называются геосинхронными. В реальности многие геостационарные спутники имеют небольшое наклонение и подвержены возмущениям со стороны Луны и Солнца, в связи с чем они описывают на небе фигуры в виде «восьмерок», вытянутых в направлении север–юг.

Если говорить о виде траектории ГСС, то он определяется значением наклонения i , эксцентриситета e и аргумента перигея W_p орбиты спутника. Если эксцентриситет и наклонение орбиты нулевые, то подспутниковая точка неподвижна и проецируется в конкретную точку поверхности Земли. При ненулевом эксцентриситете и нулевом наклонении ГСС «рисует» на поверхности отрезок, перемещаясь с востока на запад и обратно, смещаясь от нулевого положения не более чем на $\Delta L_{\max} = 114.6^\circ \cdot e$, т.е. при эксцентриситете $e=0.01$ смещение будет не более чем на 1.2° . Если наклонение ненулевое, а эксцентриситет нулевой, то ГСС «рисует» классические «восьмерки» -- угловая высота 2θ фигуры равна удвоенному значению наклонения i орбиты, максимальная ширина $\Delta L_{\max}$ вычисляется по формуле $0.044 \cdot i^2$ (наклонение i задается в градусной мере). В самом общем случае при ненулевых i и « e » трек ГСС на поверхности Земли представляет собой «наклоненную восьмерку», угловая высота $2\theta = i$, максимальная ширина $\Delta L_{\max} = 114.6e$, причем «восьмерка» получается только в том случае, если аргумент перигея W_p орбиты равен 0° и 180° , в остальных случаях получается более сложная фигура – что-то среднее между овалом и «восьмеркой».

Как уже становится понятным, вопреки расхожему мнению, ГСС не «висят» на небе точно в одной точке – наклонение, эксцентриситет и аргумент перигея орбиты спутника определяют вид и размер довольно замысловатых фигур траектории ГСС на небе. Более того – если спутник не активный, т.е. не корректирует свою орбиту, он начинает смещаться на фоне звезд с довольно значительной скоростью. Следовательно, необходимость в корректирующей двигательной установке на борту стационарных ИСЗ вызвана как задачами выведения на стационарную орбиту, так и тем, что, находясь на ней, он постоянно претерпевает ряд возмущений. К последним относятся возмущения за счет неоднородности гравитационного поля Земли, возмущающее действие гравитационных полей Луны и Солнца и даже давление света. Например, давление света вызывает долгопериодические движения ИСЗ вдоль орбиты до 100 км и по высоте до нескольких десятков километров для сравнительно легких, но крупных ИСЗ (чем больше масса ИСЗ и меньше его размеры, тем меньше воздействие давления света на его орбиту). Сжатие Земли у полюсов вызывает перемещение ИСЗ вдоль стационарной орбиты почти до 9,8 в год, приводит к периодическим возмущениям по высоте и наклонению с амплитудой до 3 км и к изменению других параметров орбиты. В результате отклонений земного экватора от идеальной окружности стационарный ИСЗ лишь за 2 месяца смещается примерно на 3,3 вдоль орбиты, а его положение по высоте колеблется более чем на 8 км. Причем максимальное возмущение вследствие

экваториального сжатия достигается вблизи точек «стояния» 30 и 20 в. д., 60 и 150 з. д. И наоборот, наиболее устойчивыми точками «стояния» стационарных ИСЗ являются 75 в д. и 105 з. д.

Получается, что без обязательной коррекции орбиты ГСС не сможет оставаться на геостационарной орбите - требуется периодическая коррекция. Поэтому на каждом ГСС есть запас горючего для коррекции, а когда он подходит к концу, ГСС переводится на орбиту захоронения и отключается, чтобы освободить тесную орбиту для нового спутника, и не создавать опасность столкновения с действующими ГСС при дрейфе.

Спутники отличаются орбитами: есть спутники с круговой орбитой, с вытянутой эллиптической и геостационарные, последние кружатся строго над экватором на высоте 36 000 км. и на такой высоте период обращения равен ровно одним суткам, благодаря чему, такой спутник наблюдателю с Земли кажется неподвижным. Такие спутники очень удобны как ретрансляторы ТВ сигнала, потому как антенны направленные на такой спутник не надо регулярно ориентировать, один раз настроившись, антенна будет постоянно принимать сигнал.

На круговой орбите проходящей через полюса Земли спутник может постепенно «увидеть» всю поверхность Земли, со сравнительно небольшой высоты. Такие орбиты выгодны для разведки и фотографирования.

Вытянутые эллиптические орбиты позволяют сразу увидеть практически целое полушарие Земли, такие орбиты хороши для метеорологических спутников.

По высоте орбит спутники называются низкими и высокими, на низких орбитах спутники могут работать от нескольких суток до нескольких лет, потом входят в атмосферу и сгорают. Спутники на высоких орбитах могут кружиться вокруг Земли много-много лет.

1.12.1.4. Классификация по массо-габаритным характеристикам

Мини-спутники (minisatellite; Small satellite), имеют полную массу (вместе с топливом) от 100 кг до 500 кг. Также к мини-спутникам иногда относят т. н. «легкие спутники» массой от 500 кг до 1000 кг. Такие спутники могут использовать платформы, компоненты, технологии обычных «больших» спутников. Именно мини-спутники часто понимаются под общим определением «малые спутники».

Микроспутники (microsatellite, microsat) имеют полную массу от 10 до 100 кг (иногда термин применяется и к немного более тяжелым аппаратам).

Наноспутники (nanosatellite, nanosat) имеют массу от 1 кг до 10 кг. Часто проектируются для работы в группе («swarm» — рой), некоторые группы требуют наличия более крупного спутника для связи с Землей.

Современные наноспутники отличаются относительно большой функциональностью, несмотря на свой малый размер. Их область применения широка — от попыток дистанционного зондирования Земли до космических наблюдений:

- Обработка новейших технологий, методов и программно-аппаратных решений;

- Образовательные программы;
- Экологический мониторинг;
- Исследования геофизических полей;
- Астрономические наблюдения.

Пикоспутниками (picosatellite, picosat) называют спутники с массой от 100 г до 1 кг. Обычно проектируются для работы в группе, иногда с наличием более крупного спутника. Спутники формата CubeSat (кубсат) имеет объем в 1 литр и массу около 1 кг и могут считаться либо крупными пикоспутниками, либо легкими наноспутниками. Кубсаты запускаются по несколько единиц за раз и имеют стоимость выведения несколько десятков тысяч долларов.

Фемтоспутники (femtosatellite, femtosat) имеют массу до 100 г. Как и пикоспутники относятся к сверхмалым космическим аппаратам. Спутники формата покетсат (буквально карманный) имеют массу размерность в несколько сотен или десятков грамм и несколько сантиметров и могут считаться либо фемтоспутниками, либо легкими пикоспутниками. Несколько покетсатов могут компоноваться и запускаться в контейнерном месте и по цене одного кубсата, то есть за несколько тысяч долларов каждый.

Столь низкая стоимость и унификация платформ и комплектующих позволяет разрабатывать и запускать кубсаты университетам и даже школам, небольшим частным компаниям и любительским объединениям, а покетсаты — частным лицам.

Также для вывода кубсатов и покетсатов разрабатываются сверхмалые ракета-носители — наноносители.

Малые космические аппараты могут применяться для:

- Исследования систем связи
- Калибровки РЛС и оптических систем контроля космического пространства (в том числе пассивные КА)
- Дистанционного Зондирования Земли (ДЗЗ)
- Исследования тросовых систем
- В образовательных целях.

Малые спутники — тип искусственных спутников Земли, имеющих малый вес и размеры. Обычно малыми считают спутники с массой менее 0.5–1 тонны. Существует более подробная классификация типов в зависимости от массы. Запуск малых спутников на орбиту может производиться более простыми ракетами (например, РН на базе МБР) или в качестве дополнительной нагрузки к обычным спутникам.

1.12.1.5. CubeSat

Кубсат, CubeSat — формат малых (сверхмалых) ИСЗ для исследования космоса, имеющих объем 1 литр и массу не более 1.33 кг или несколько (кратно) более. Создание кубсатов стало возможным благодаря

развитию микроминиатюризации и нано-технологий и стало массовым явлением в XXI веке. После появления формата кубсат появился еще более малый формат покетсат (буквально карманный) в несколько сотен или десятков грамм и несколько сантиметров.

Кубсаты обычно используют шасси-каркас спецификации CubeSat и покупные стандартные комплектующие — COTS-электронику и прочие узлы. Спецификации CubeSat были разработаны в 1999 году Калифорнийским политехническим и Стэнфордским университетами, чтобы упростить создание сверхмалых спутников. Большую часть спутников CubeSat разработали университеты, но крупные компании, например, Boeing, также спроектировали спутники типа CubeSat. Также формат CubeSat используется для создания частных и радиолюбительских спутников, а формат покетсат сделал возможным запуск спутников даже отдельными частными лицами.

Кубсаты имеют стоимость выведения до нескольких десятков тысяч долларов, а покетсаты — до нескольких тысяч долларов.

Кубсаты выводятся, как правило, сразу по несколько (и даже до трех десятков) единиц либо посредством ракет-носителей, либо с борта пилотируемых и автоматических грузовых космических кораблей и орбитальных станций. Несколько компаний предоставляет услуги по выводу кубсатов на орбиту, в частности ISC Kosmotras и Eurokot. Для размещения на ракете-носителе, космическом корабле или орбитальной станции, запуска и разведения кубсатов американские, итальянские, японские компании разработали многоместные контейнеры-платформы, в том числе с револьверным выводом на орбиту. Также для вывода кубсатов разрабатываются сверхмалые ракеты-носители — наноносители.

Некоторые кубсаты стали первыми национальными спутниками своих стран.

Термином «CubeSat» обозначаются наноспутники (Nano-satellite), удовлетворяющие спецификациям стандарта, созданному под руководством профессора Боба Твиггса (факультет аэронавтики и астронавтики, Стэнфорд). Спутники имеют размер 10x10x10 см и запускаются при помощи Poly-PicoSatellite Orbital Deployer (P-POD). Стандарт допускает объединение 2 или 3 стандартных кубов в составе одного спутника (обозначаются 2U и 3U и имеют размер 10x10x20 или 10x10x30 см). Один P-POD имеет размеры, достаточные для запуска трех спутников 10x10x10 см или меньшего количества, общим размером не более 3U.

Большинство CubeSat имеют один или два научных прибора, некоторые имеют небольшие выдвижные антенны и поверхностные или распаивающиеся солнечные батареи.

1.12.1.6. Классификация ИСЗ по назначению

Исследовательские спутники. Информация, поставляемая исследовательскими спутниками, дает информацию: а) о Земле как планете; б) о Солнце; в) о звездах и галактиках; г) о межпланетной и даже о межзвездной

среде. В значительно меньшей степени спутники Земли могут изучать планеты солнечной системы. Пункты б, в, г возможны потому, что аппаратура спутников может быть вынесена за пределы мешающих наземным обсерваториям преград — атмосферы и земного магнитного поля.

Из огромного числа исследовательских спутников можно условно выделить две большие группы — геофизические спутники, предназначенные для исследования Земли, верхней атмосферы и околоземного космического пространства (в частности возмущений, производимых движущейся Землей в межпланетной среде), и астрономические и астрофизические спутники, задача которых — изучение далеких объектов: Солнца, звезд, галактик, межпланетной и межзвездной среды. Одни из спутников представляют собой универсальные орбитальные лаборатории, другие бывают узко специализированы.

Первым универсальным геофизическим спутником был третий советский спутник (1958 г.). К подобным же спутникам относятся часть советских спутников серии «Космос» и спутников Интеркосмос», американские — серий «Explorer» и другие.

Большая часть геофизических спутников занята исследованием земной магнитосферы — области межпланетного пространства, в которой движение заряженных частиц подчиняется не магнитному полю Солнца, а магнитному полю Земли

Магнитосферу Земли исследовали многие спутники серии «Космос». Прохождение радиоволн в ионосфере исследовалось на спутниках «Космос-2, -142, -259, -378». Магнитную съемку проводили «Космос-26, -49, -321». Полярные сияния изучались спутниками «Космос-261, -348, -900», спутниками серии «Ореол» (аппаратура СССР и Франции) и другими. Такие спутники запускаются на низкие орбиты с большим наклоном.

Спутники зондируют магнитосферу в различных направлениях и на различных высотах. При этом одни дают разрез магнитосферы по высоте (вытянутые эллиптические орбиты), а другие детально исследуют ситуацию на заданной высоте (окбкруговые орбиты).

Переходя к спутникам для изучения далеких областей Вселенной, заметим, что ценную информацию могут дать орбитальные лаборатории, предназначенных для изучения взаимодействия космических лучей и частиц высоких энергий

Собственно астрономическими называются спутники, которые снабжены телескопами для наблюдения электромагнитных излучений небесных объектов в различных диапазонах: коротковолновом (ультрафиолетовом, рентгеновском, гамма-лучах), оптическом и длинноволновом (инфракрасном и радиодиапазоне). Рентгеновское и гамма-излучения дают информацию о пульсарах, квазарах, черных дырах, межзвездной среде. Все астрономические спутники стабилизируются или по трем осям, или, по крайней мере, вращаются вокруг одной оси, неизменно ориентированной в пространстве.

К астрономическим спутникам примыкают, так сказать, по ведомственной принадлежности метеороидные спутники. Их представителями служат

советские спутники «Космос-135, -163», американские Explorer-16, -23, -46 и Pegasus-1, -2, -3», английский Prospero.

Особо следует сказать о спутниках, предназначенных для проверки общей теории относительности. По крайней мере, в некоторых случаях они могут представлять собой просто радиомаяки без каких-либо приборов. Дело в том, что, как вытекает из теории, плоскость орбиты спутника должна бы была совершать медленное прецессионное движение, даже если бы Земля обладала точной сферической симметрией. В США предполагалось запустить на близкие полярные орбиты в противоположных направлениях два спутника: эффект бы удвоился и расхождение плоскостей удалось бы наблюдать. А влияние во много раз большей «обычной» прецессии было бы исключено: орбиты — полярные!

К числу исследовательских спутников принадлежат также биоспутники, служащие для изучения воздействий условий космического полета на живые организмы — животные и растения. Главным фактором, интересующим при этом науку, является невесомость, но представляет интерес и воздействие радиации. Продолжительность воздействия невесомости при орбитальном полете неограничена. С этой точки зрения на орбите спутника Земли может быть промоделирован полет до любой планеты. Помимо значения таких испытаний для будущих полетов людей, они имеют и большое теоретическое значение, так как помогают выявить роль силы тяжести в развитии живых организмов.

Специально биологическими были второй советский спутник (1957 г.) со знаменитой Лайкой на борту (первый биоспутник в истории). Подопытные животные помещались на кораблях-спутниках при испытательных полетах, предшествовавших полету человеку (собаки и кролики в СССР, обезьяны в США).

Спутники дистанционного зондирования Земли. Эти спутники осуществляют дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) в различных спектральных диапазонах. Диапазон длин волн, принимаемых съемочной аппаратурой, составляет от УФ до ИК и радиоволн. Спутники служат для слежения за состоянием флоры и фауны, климата, морских и воздушных течений, разведки полезных ископаемых и т.д. Примером таких аппаратов могут служить спутники серии Landsat, Sentinel, AQUA, AURA и т.д. Обычно подобные ИСЗ запускают на солнечно-синхронные орбиты.

Навигационные спутники служат для точного определения географических координат судов и самолетов. Радиотехническими методами определяется положение корабля относительно спутника в нескольких точках его орбиты. Орбита спутника и «расписание» его движения по ней известны с очень большой точностью. Соответствующие данные хранятся в бортовом запоминающем устройстве, и они регулярно обновляются и уточняются специальными наблюдательными станциями, входящими в навигационную систему. После того как относительное расположение корабля (или самолета) и спутника определено, компьютер вычисляет географические координаты объекта.

Навигационные эксперименты проводились на советских спутниках серии «Космос», навигационным был «юбилейный» «Космос-1000»). Навигационными были американские спутники серии Navstar.

Геодезические спутники во многом подобны навигационным (бывали случаи в прошлом, когда навигационные служили в роли геодезических), только они позволяют точно измерять расстояния между наземными пунктами. Сначала определяется орбита спутника по его наблюдениям на фоне небесной сферы из пунктов земной поверхности, координаты которых известны. Затем находят координаты постороннего пункта по наблюдениям того же спутника. Впоследствии как на американских, так и на советских спутниках стали устанавливаться лазерные уголкового отражатели (они отражают лазерный луч в ту сторону, откуда он послан). Специально геодезическими были американские спутники Geos, Explorer-22, Lageos, Starlett. Геодезические измерения производились с помощью спутников «Интеркосмос».

По американским данным измерения с помощью лазерных лучей, отражаемых от спутников, должны уточнить расстояния между наземными пунктами до 2 см.

Ресурсные спутники. Фотографии делаются в разных участках оптического спектра, используется информация в инфракрасном и радиодиапазонах. Становятся различимыми детали наземного и подводного рельефа, типы горных пород, детали растительного покрова и его изменение (олиствение, листопад, подсыхание трав, заражение насекомыми-вредителями). Делаются возможными определение влажности почвы, прогнозы урожаев и их определение «на корню», наблюдение рельефа морского дна, загрязнения океана и многое, многое другое. В США были запущены для таких исследований спутники серии Landsat, давшие огромное количество ценной информации. Они выводились на около круговые (высота 900 км), кратнопериодические (период 18 суток), солнечно-синхронные орбиты.

Метеорологические спутники предназначены для оперативного обеспечения службы погоды информацией об облачности и состоянии нижнего слоя атмосферы (температура, скорость ветра), а также для оповещения о грозах, штормах, ураганах и т. п. Они снабжаются телевизионными камерами и инфракрасными датчиками для наблюдения облачности на ночной стороне Земли и измерения теплового баланса Земли. Орбиты таких спутников должны быть достаточно высокими, чтобы был обеспечен широкий обзор, и круговыми, чтобы легче можно было компоновать метеокарты в одном масштабе. Желательны кратнопериодические орбиты, чтобы один спутник многократно проходил над одними и теми же районами.

Система из многих: спутников должна обеспечить обзор всей земной поверхности. Ясно, что это невозможно без полярных спутников. В зависимости от высоты орбит, определяющейся прогрессом оптической и телевизионной аппаратур, система должна теоретически содержать то или иное число спутников.

На первоначальном этапе как в СССР, так и в США запускались экспериментальные метеоспутники или необходимая аппаратура отрабатывалась на спутниках, предназначенных для других целей. В Советском Союзе для этого использовались спутники «Космос-4, -45» и другие этой же серии, а также спутники связи «Молния». Наконец, была создана система «Метеор», в которую постепенно включались, заменяя одних других, спутники «Космос-122, -144, -15В, -184, -206, -226» и многочисленные спутники серий «Метеор» и «Метеор-2». В США, начиная с 1960 г., метеорологические спутники в своем развитии прошли серии «Тирос», ESSA, ITOS (начиная со второго назывались также NOAA), несколько модификаций экспериментальных спутников Nimbus. Был запущен первый из восьми эксплуатационных спутников серии «Тирос-N». Все эти спутники выводились на круговые солнечно-синхронные орбиты («Тирос-N»- высотой 1000 км). Эпизодически в роли метеорологических выступали спутники серии ATS. Впоследствии стали выводиться стационарные метеорологические спутники серии GOES .

Разновидностью метеорологических спутников служат океанографические, предназначенные для наблюдения за океанами: скоростью ветра в приповерхностном слое, волнением, зонами зарождения ураганов, ледовой обстановкой в Арктике и Антарктике, местными температурными аномалиями, позволяющими подозревать наличие в них косяков рыб, и т. д. Сюда относятся спутники серии «Космос» (например, «Космос-243», «Космос-1076», американский спутник SeaSat. Последний способен определять свою высоту над океаном (с орбиты 710- 850 км), высоту волн, скорость и направление ветра.

Тысячи морских судов, рыболовецких, торговых, грузовых, многие сельскохозяйственные органы во всем мире уже пользуются информацией метеорологических и океанографических спутников.

Большинство действующих метеорологических спутников способно выполнять функции спутников связи, собирая для передачи на Землю информацию с автоматических станций, находящихся на суше, дрейфующих на льдах, на аэростатах

1.13. Космические корабли

Космический корабль – пилотируемый космический летательный аппарат для доставки людей и грузов в заданную точку космического пространства.

Ввиду высочайшей сложности создания ПКК, их имеют только три страны — Россия, США и Китай. При этом китайские космические корабли во многом повторяют советский космический корабль «Союз».

1.13.1. Космические корабли серии «Союз»

«Союз» - наименование серии советских многоместных КК, которые пришли на смену самым первым космическим аппаратам – «Востокам» и «Восходам».

КК «Союз» характеризует новый этап в развитии пилотируемых кораблей. В отличие от своих предшественников этот корабль – аппарат многоцелевого

назначения. Отличается наличием двух жилых отсеков: орбитального отсека, предназначенного для проведения научных исследований, а также используемого в качестве шлюза для выхода в открытый космос и размещения грузов, доставляемых на орбитальные станции, и спускаемого аппарата, где космонавты находятся во время выведения на орбиту и при возвращении на Землю. Надежные бортовые системы, экономичные двигательные установки, системы сближения и стыковки, разнообразное научное оборудование и широкие возможности маневра в полете обеспечивают выполнение кораблями «Союз» разносторонней программы комплексных исследований.

Работы по программе «Союз» были направлены на дальнейшее изучение околоземного космического пространства и совершенствование космической техники. Они предусматривают проведение широкой программы научных и технических исследований, а также создание и обслуживание долговременных обитаемых орбитальных станций на околоземных орбитах.

К научным и техническим задачам, которые выполнялись и выполняются с помощью кораблей «Союз» относятся:

- всестороннее исследование Земли и ее атмосферы с целью более успешного решения вопросов радиофизики, геофизики, геологии, космической навигации;
- изучение вопросов, связанных с использованием для научных и практических целей условий околоземного космического пространства (глубокий вакуум, невесомость, радиация и др.);
- изучение Солнца, звезд, планет и их спутников.

Способность кораблей «Союз» совершать управляемое движение в космическом пространстве, сближаться с другим космическим аппаратом и проводить маневры в непосредственной близости от него имело большое значение при создании на орбите научных станций из нескольких автономных частей, доставляемых на орбиту.

При разработке корабля «Союз» особое внимание обращалось на создание благоприятных условий для работы и жизни космонавтов в условиях выведения, полета и при спуске с орбиты. Совершенная конструкция и оборудование корабля, высокие маневренные свойства создают широкие возможности для использования его в качестве научной лаборатории в длительном полете.

Корабль «Союз» состоит из трех отсеков: кабины космонавтов, которую также называют спускаемым аппаратом; орбитального отсека и приборно-агрегатного отсека. Он имеет стартовую массу 6800 кг, длину более 7 м, размах солнечных батарей около 8,4 м. СА расположен в середине корабля «Союз» таким образом, чтобы на участках активного и пассивного полета вектор перегрузки был ориентирован относительно тела космонавтов в направлении грудь - спина.

Орбитальный отсек расположен в передней части корабля непосредственно перед СА и сообщается с ним с помощью герметического люка. С противоположной стороны к кабине космонавтов примыкает приборно-агрегатный отсек, на котором установлены солнечные батареи.

На участке выведения на орбиту корабль защищен от воздействия аэродинамических, силовых и тепловых нагрузок специальным аэродинамическим экраном (головным обтекателем) цилиндрикоконической формы, сбрасываемым после прохождения плотных слоев атмосферы. На головном обтекателе установлены мощные пороховые двигатели системы аварийного спасения экипажа и складные решетчатые стабилизаторы. В случае аварии РН на старте они должны поднять переднюю часть головного обтекателя вместе с кораблем на высоту, необходимую для ввода парашюта. При аварийных ситуациях на участке выведения корабля на орбиту двигатели системы аварийного спасения должны преодолеть силу аэродинамического сопротивления и удалить СА на безопасное расстояние от места аварии.

СА является основой космического корабля. В нем находятся космонавты во время управляемого полета, а также во время выполнения некоторых операций в полете.

Только СА возвращается из космоса обратно на Землю. Аппарат представляет собой герметический отсек сегментально-конической формы. Геометрическая форма СА является одной из важнейших его характеристик. Главная особенность этой формы заключается в том, что при несимметричном обтекании обеспечивается аэродинамическое качество, позволяющее создавать маневр и управляемый спуск в атмосфере и существенно снизить максимальные перегрузки при возвращении и в аварийных ситуациях.

Системы радиосвязи корабля включают командную радиолинию, систему радиотелефонной и радиотелеграфной связи, радиотелеметрическую, телевизионную и систему радионаведения. Командная радиолиния позволяет принимать передаваемые с наземных командно-измерительных комплексов на борт команды с выдачей сигналов о правильности приема, а также выполняет траекторные измерения на участке выведения и при полете по орбите.

Система радиотелефонной и радиотелеграфной связи обеспечивает двусторонний контакт между экипажами кораблей, находящихся в полете, и наземными станциями, а также передает с борта сигналы оперативной информации (телеметрии). Она работает и в режиме пеленга для быстрого обнаружения и поиска СА на участке парашютирования и после его посадки на Землю.

После стыковки кораблей связь осуществляется по внутренней проводной системе связи.

Радиотелеметрическая система позволяет передавать в автоматическом режиме и по командам с Земли телеметрическую информацию о состоянии систем и агрегатов корабля и медицинскую информацию о состоянии здоровья экипажа.

Многоканальные телеметрические системы корабля обеспечивают передачу большого объема научной и служебной информации. При полете корабля вне «видимости» наземных приемных пунктов измерительная информация сохраняется в бортовых запоминающих устройствах и передается на Землю в очередном сеансе радиосвязи.

Телевизионная система предназначена для контроля за процессом сближения и стыковки с другим аппаратом, телерепортажей и обзора окружающего пространства. Бортовая телевизионная система имеет четыре камеры (из них две - цветные). Две камеры установлены в отсеках корабля, а две снаружи. Телевизионное изображение нормального стандарта (625 строк при 25 кадрах в секунду) поступает на бортовое видеоканальное устройство или передается по радиолинии на Землю. Отсеки на борту корабля оборудованы светильниками.

Система радионаведения включает в себя радиостанцию, состоящую из УКВ-приемо-передатчика с переносчиком частот дальности. С помощью этой радиостанции обеспечивается не только голосовая связь, но и получение информации о расстоянии между кораблями при сближении.

Система управления бортовым комплексом аппаратуры состоит из коммутационных приборов, размещенных в отсеках корабля. Управление бортовыми системами корабля может проводиться космонавтами с пульта, а также автоматически - по командам с Земли.

Нормальные физиолого-гигиенические условия для экипажа создает комплекс систем жизнеобеспечения. Система регенерации атмосферы содержит запасы окислов щелочных металлов, поглощающих углекислый газ с одновременным выделением кислорода. Очистка воздуха и поглощение вредных примесей, выделяемых в атмосферу человеком, осуществляется с помощью активированного угля. Система работает автоматически и поддерживает в обитаемых отсеках газовый состав, подобный обычным земным условиям.

Температурный режим в отсеках корабля поддерживается системой терморегулирования, обеспечивающей также и необходимую влажность. Для этого теплообменные агрегаты наряду с регулированием температуры одновременно конденсируют избыток влаги, содержащейся в атмосфере отсеков, и собирают ее в специальные влагосборники. Уровень температуры и влажности в отсеках космонавт может регулировать по своему желанию.

Конструкция кораблей «Союз» обеспечивает защиту экипажа от космической радиации.

1.14. Многоцветные космические аппараты

1.14.1. «Спейс шаттл»

Многоцветный космический челнок «Колумбия», пилотируемый командиром корабля Дж. Янгом и астронавтом Р. Криппеном, 12 апреля 1981 г. стартовал в космос. Два дня спустя «Спейс шаттл» вошел в плотные слои атмосферы, покрыв расстояние 8150 км, коснулся посадочной полосы на высохшем озере Роджерс авиабазы Эдвардс (штат Калифорния). Так начиналась эра орбитальных космических кораблей.

Орбитальный корабль (воздушно-космический самолет, ВКС) представляет собой гиперзвуковой летательный аппарат с дельтовидным крылом, является носителем полезного груза со средствами его развертывания и обслуживания на орбите и обеспечивает необходимые условия для

жизнедеятельности и работы экипажа из четырех человек (командир, пилот, специалист по программе полета и специалист по полезной нагрузке). При наличии расширенной программы полета (или при выполнении спасательных операций) на борту ОК может находиться до десяти человек. ОК имеет длину 37.26 м, размах крыльев 23.8 м, высоту по килю 17.27 м, стартовую массу с полезной нагрузкой 85-114 т, сухую массу 68 т, посадочную массу с полезной нагрузкой 84.8 т.

Фюзеляж ОК состоит из носовой, средней и хвостовой частей. В носовой части расположены герметичная кабина экипажа и носовой блок системы реактивного управления, в средней части - негерметичный отсек полезного груза, в хвостовой - три основных двигателя и киль, а в двух внешних гондолах - двигательные установки орбитального маневрирования и системы реактивного управления.

Кабина экипажа состоит из верхней, средней и нижней секций. Верхняя и средняя секции (где находится экипаж) имеют общий герметизированный объем 75 куб.м, при этом номинальный свободный объем 30.6 куб.м при размещении шлюзовой камеры в средней секции и 341 куб.м при ее размещении в отсеке полезной нагрузки.

Отсек полезной нагрузки (ОПН) расположен в средней части фюзеляжа, имеет длину 18.3 м, диаметр 4.6 м, объем 339.8 куб.м, а также двухстворчатую крышку, внутри которой установлены створки радиационной поверхности системы терморегулирования. Полезная нагрузка, располагаемая в ОПН, подвержена сравнительно низким перегрузкам. Терморегулирование ОПН для поддержания постоянной температуры 23,8°C обеспечивается теплоизоляцией, а до старта - продувкой газом с помощью наземного оборудования. В нижней части ОПН (под полом) находится система электропитания. На левом борту ОПН установлен манипулятор, дистанционно управляемый из кабины экипажа; при необходимости предусмотрена установка второго манипулятора с правого борта ОПН. В сложенном положении манипулятор массой 450 кг имеет форму цилиндра диаметром 203 мм и длиной 15.3 м. Прожекторы, закрепленные внутри ОПН на шпангоутах, создают достаточные уровни освещенности для выполнения любых операций в грузовом отсеке. Для обеспечения операции стыковки орбитального корабля с другими космическими аппаратами предусмотрена установка внутри грузового отсека у задней, стенки отсека экипажа специального стыковочного модуля. В ОПН имеются элементы, обеспечивающие полезные нагрузки электроэнергией, рабочими жидкостями и газами, а также механизмы удержания для гарантированного сохранения полезной нагрузки на всех стадиях полета.

Для предохранения орбитального корабля, каркас и обшивка фюзеляжа которого выполнены из алюминиевого сплава (исключение составляет рама ЖРД основной двигательной установки в хвостовой части, изготовленная из титанового сплава, армированного борэпоксидной смолой) от аэродинамического нагрева на участке выведения и при входе в атмосферу используется теплозащита.

Основная двигательная установка ОК состоит из трех ЖРД SSME, работающих на жидких водороде и кислороде.

Двигательная установка маневрирования и ориентации включает два ЖРД маневрирования и 44 ЖРД ориентации (реактивного управления); из них 38 основных и 6 вспомогательных, которые работают на монометилгидразине и тетраоксиде азота. Конструктивно двигатели объединены в три двигательные установки: носовую и две кормовые, размещенные в двух боковых гондолах по обе стороны от киля.

Система жизнеобеспечения и терморегулирования включает: герметичный объем экипажа с двухгазовой (21% кислорода и 79% азота) искусственной атмосферой при давлении 760 мм рт.ст. и температуре 18,3-26,6°C. Кислород (51 кг) хранится в жидком виде в двух баках кислородно-водородных топливных элементов, азот в газообразном виде (78 кг) в четырех баллонах. Для удаления углекислого газа и дезодорации служат патроны с гидроксидом лития. Из патронов газовая смесь поступает в теплообменник для обеспечения заданных параметров по температуре и влажности. Запас сжатых газов (25 кг кислорода) хранится в баллоне ОПН и рассчитан на наполнение герметизированного объема кабины экипажа после одной его полной разгерметизации или на поддержание в этом объеме давления 42,5 мм рт. ст. в течение 165 мин при появлении небольшого отверстия в корпусе при старте или вскоре после него. Полезный запас расходуемых материалов (75,2 кг пищевых продуктов, 150 кг воды в трех переносных бачках, два из которых заполняются при старте, а также 1311 кг воды из водородно-кислородных топливных элементов) рассчитан на экипаж из четырех человек, совершающих орбитальный полет в течение 7 сут с учетом аварийного запаса на 4 сут.

Поддержание необходимого температурного режима всех внутренних отсеков ОК обеспечивается пассивными и активными элементами системы терморегулирования, включающими теплоизоляцию, термонагреватели, аммиачный испаритель и радиационные экраны.

Комплексная система навигации, наведения и управления ОК состоит из:

- трех инерциальных измерительных блоков,
- бортового комплекта микроволновой сканирующей системы обеспечения посадки,
- трех блоков скоростных гироскопов,
- бортового комплекта радионавигационной системы «Такан»,
- трех блоков акселерометров,
- двух радиовысотомеров,
- четырех датчиков воздушных параметров,
- двух блоков передачи усилий от педалей управления рулем направления,
- двух командных авиагоризонтов,
- двух плановых индикаторов обстановки,
- двух индикаторов положения поверхностей управления,

- двух барометрических высотомеров,
- двух приемопередатчиков системы УВД,
- высоты и вертикальной скорости (двух),
- ручек управления поступательным движением (двух),
- управления рулем направления (двух) при его работе в режиме аэродинамического тормоза, управления вращательным движением (трех).

Четыре БЦВМ, соединенные между собой, служат для обработки информации, поступающей от системы навигации, наведения и управления, и для передачи команд на систему управления полетом, пятая БЦВМ резервная.

Система связи и слежения включает:

- радиолокатор (или два) для обеспечения сближения с другими космическими объектами,
- комплект (или два комплекта) оборудования для обеспечения связи со спутниками,
- три звездных датчика,
- два односторонних доплеровских выделителя,
- программно-временные устройства,
- два усилителя ЛБВ диапазона S мощностью по 100 Вт каждый,
- два комплекта оборудования диапазона Р для использования в системе обеспечения посадки, а также для связи с членами экипажа, находящимися в открытом космосе,
- комплект оборудования диапазона К для обеспечения связи ОК с Землей и с полезной нагрузкой,
- комплект оборудования диапазона К для обеспечения связи ОК с Землей,
- антенны.
- К бортовым радиоэлектронным системам ОК также относятся:
- пульт системы управления полетом,
- три блока отображения информации,
- три клавишных устройства для связи с БЦВМ,
- четыре электронно-лучевых дисплея,
- девятнадцать мультиплексер-демультиплексеров,
- три блока передачи команд на ЖРД основной двигательной установки,
- система аварийной сигнализации,
- твердотельные регуляторы мощности и главное синхронизирующее устройство.

1.15. «Буран»

«Буран» - крылатый орбитальный корабль (ОК) многоцелевого использования, который предназначен для:

- выведения на орбиту вокруг Земли различных космических объектов;
- обслуживания космических аппаратов на орбите ИСЗ;
- доставки модулей и персонала для сборки на орбите крупногабаритных сооружений и межпланетных комплексов;

- возврата на Землю неисправных и выработавших свой ресурс спутников;
- освоения оборудования и технологий космического производства;
- доставки продукции на Землю;
- выполнения других грузопассажирских перевозок по маршруту Земля - Космос - Земля;
- решения ряда оборонных задач.

ОК «Буран» выполнен по самолетной схеме типа «бесхвостка» с низко расположенным треугольным крылом двойной стреловидности по передней кромке. Аэродинамические органы управления включают элевоны, балансировочный щиток в хвостовой части фюзеляжа и руль направления, который, раскрываясь по задней кромке, выполняет функции воздушного тормоза. Посадку «по-самолетному» обеспечивает трехопорное с носовым колесом выпускающееся шасси.

Объединенная двигательная установка предназначена для довыведения ОК на опорную орбиту, выполнение межорбитальных маневров

В носовой части «Бурана» расположены герметическая вставная кабина (объемом 73 м³) для экипажа (на двух-четырех человек) и пассажиров (до 6 человек), отсеки бортового оборудования и носовой блок двигателей управления. Среднюю часть занимает грузовой отсек с открывающимися наверх створками, где размещаются манипуляторы для выполнения погрузочно-разгрузочных и монтажно-сборочных работ и различных операций по обслуживанию космических объектов. Под грузовым отсеком расположены агрегаты систем энергоснабжения и обеспечения температурного режима. В хвостовом отсеке установлены агрегаты двигательной установки, топливные баки, агрегаты гидросистемы. В конструкции «Бурана» использованы алюминиевые сплавы, титан, сталь и другие материалы. На внешней поверхности ОК имеется теплозащитное покрытие, которое рассчитано на многоразовое использование. На менее подверженную нагреву верхнюю поверхность устанавливается гибкая теплозащита, а другие поверхности покрыты теплозащитными плитками, изготовленными на основе волокон кварца и выдерживающими температуру до 1300°С. В особо теплонапряженных зонах (в носках фюзеляжа и крыла, где температура достигает 1500... 1600 °С) применен композиционный материал типа углерод-углерод. Этап наиболее интенсивного нагревания ОК сопровождается образованием вокруг него слоя воздушной плазмы, однако, конструкция ОК не прогревается к концу полета более чем до 160 °С. Каждая из 36 000 плиток спроектирована под конкретное место установки, обусловленное теоретическими корпусом ОК. Для снижения тепловых нагрузок выбраны также большие значения радиусов закругления носков крыла и фюзеляжа. Расчетный ресурс конструкции – 100 орбитальных полетов.

Объединенная двигательная установка предназначена для довыведения ОК на опорную орбиту, выполнение межорбитальных маневров точного маневрирования вблизи обслуживаемых объектов, ориентацию и стабилизацию ОК и торможение для схода с орбиты. Она состоит из двух двигателей

орбитального маневрирования, работающих на углеводородном горючем и жидком кислороде, и 46 двигателей газодинамического управления, которые сгруппированы в три блока (один носовой блок и два хвостовых).

В единый бортовой комплекс на основе ЭВМ объединены более 50 бортовых систем, которые включают в себя радиотехнические, телевизионные и телеметрические комплексы, системы жизнеобеспечения, терморегулирования, навигации, электроснабжения и др. Он обеспечивает продолжительность пребывания «Бурана» на орбите до 30 суток. Тепло, выделяемое бортовым оборудованием, с помощью теплоносителя подводится к радиационным теплообменникам, установленным на внутренней стороне створок, которые открыты во время нахождения на орбите, и излучается в окружающее пространство.

Первый и единственный полет в автоматическом режиме состоялся 15 ноября 1988 года.

1.16. Космические фотоаппараты

Космические снимки получают с помощью специальной аппаратуры — съемочных систем многократного действия. Существуют десятки различных съемочных систем, отличающихся по принципу действия, конструкции, назначению; среди них выделяют основные — фотографические.

С помощью многозональных аэрофотокамер получают снимки в нескольких узких спектральных зонах. Многозональные фотоснимки предназначены прежде всего для дешифрирования; для фотограмметрических измерений они применяются реже. Космические фотоаппараты являются модификациями аэрофотоаппаратов.

Среди наиболее интересных отечественных фотоаппаратов для аэросъемки нельзя не отметить и многозональную камеру «МКФ-6», которая являлась совместной разработкой инженеров из СССР и ГДР. Эта камера изготавливалась на немецком предприятии Karl Zeiss. Модель МКФ-6» представляла собой фотоустановку из шести отдельных аппаратов с форматом кадра 55x81 мм.

Конструкцией фотоаппарата предусматривалась высокая синхронизация работы затворов и наличие специального устройства для компенсации сдвига изображения. Съемка осуществлялась в четырех зонах видимой части спектра шириной по 40 нм и двух ближних инфракрасных зонах шириной около 100 нм. Готовые снимки получались с отличными геометрическими и фотометрическими свойствами. Правда, из-за относительно малого формата кадра с высоты 280 километров при масштабе съемки порядка 1:2 000 000 обеспечивался сравнительно небольшой охват.

Продолжением развития вышеупомянутой фотокамеры «МКФ-6» стал фотоаппарат «МКФ-6М». Этот модифицированный вариант камеры «МКФ-6» работал практически в непрерывном режиме на космических станциях «Салют-6» и «Салют-7». «МКФ-6М» позволял получать фотоснимки, пригодные для всех типов прецизионной обработки изображений, включая возможность

фотометрического и фотограмметрического анализа с использованием цифровых и оптико-электронных способов обработки данных.

Различия в величине фокусных расстояний объективов одного аппарата «МКФ-6М» не превышало ± 5 мкм. Для визуальной обработки многозональных черно-белых снимков, снятых на эту камеру, применялся специальный многозональный проектор МСП-4, который имел четыре независимых друг от друга оптических канала. Через отклоняющееся зеркало можно было получить увеличенное в пять раз отображение четырех плоскостей фотопленок на наклонный проекционный экран форматом 350 x 455 мм.

Среди наиболее удачных моделей фотоаппаратов, использовавшихся в космосе, можно выделить камеру «КАТЭ-140», которая была установлена на пилотируемой орбитальной станции «Салют-4». Фотоаппарат состоял из следующих блоков: камерная часть с широкоугольным 140 мм объективом «Руссар-43», светофильтром и центральным апертурным затвором, кассета с устройством для перемотки фотопленки и пульт управления, с помощью которого осуществлялось ручное и автоматическое управление фотоаппаратом.

Также в конструкции аппарата имелась специальная вакуум-помпа, основное предназначение которой заключалось в осуществлении прижима и выравнивания пленки в момент экспонирования. Ключевая особенность камеры «КАТЭ-140» - применение минимального числа механических кинематических устройств. Отдельные блоки фотоаппарата (камерная часть, кассета, пульт управления) не были связаны друг с другом кинематически и даже имели независимые приводы. В «КАТЭ-140» использовалась превосходная широкоугольная оптика, которая обеспечивала полосу захвата в 450 километров с высоты 350 километров. При этом на каждом снимке регистрировалось изображение земной поверхности площадью более 200 000 квадратных километров. Помимо пилотируемой орбитальной станции «Салют-4», широкоформатная камера «КАТЭ-140» успешно применялась на станциях «Салют-5», «Салют-6», «Салют-7» и космической станции «Мир».

1.16.1. Камеры, установленные на МКС

Доподлинно неизвестно, сколько именно камер сейчас находится на Международной космической станции, но все они произведены Nikon. В разное время на МКС завозились разные камеры. Из цифровых камер сначала доставлялись Nikon D1 и D100, потом в распоряжение экипажа поступили Nikon D2Xs, затем D3x и D3s. Объективы имеют фокусные расстояния от 18 до 800 миллиметров. На станции работает пленочный Nikon F5. Проявляют пленку уже на Земле. С цифровыми камерами дело обстоит проще: часть снимков передается на землю по каналам связи, а все оригиналы возвращаются на картах памяти в специальных защитных боксах.

Nikon D1 вобрала в себя последние достижения в оптической и цифровой областях, такие как в целом улучшенное качество изображения, возможности непрерывной съемки плюс системная совместимость, все размещенное в прочном, легком корпусе из магниевого сплава.

В D1 установлена большая 2,74-мегапиксельная матрица ПЗС размером 23.7 x 15.6мм, позволяющая получать превосходные изображения размером 2,012 x 1,324 пикселей. Превосходные результаты обеспечиваются «отрезанием» инфракрасных лучей, сверхтонким фильтром из ниобата лития (LiNb), расположенным непосредственно перед матрицей ПЗС, и оптимальной обработкой информации, достигаемой при помощи оригинальных алгоритмов, разработанных самой компанией Nikon.

Несжатое изображение может быть записано в форматах RAW (12 бит) и TIFF RGB (8 бит). Режим сжатого изображения на основе JPEG-алгоритма позволяет получать сжатие 1/4, 1/8 и 1/16, а также получать монохромные (черно-белые) изображения. Кроме того, имеется 4х-ступенчатое управление чувствительностью (эквивалент ISO 200, 400, 800, 1600).

Nikon D100. Основными особенностями этой модели, отличающей ее от всех предыдущих являются: 3D цифровой матричный контроль изображения, 5-зонный динамический автофокус и возможность смены объективов.

Жидкокристаллический дисплей, расположенный сзади, позволяет делать съемку в режиме реального времени более удобной. Камера имеет разрешение в 6,1 мегапикселя, способна делать снимки в цветовом пространстве SRGB и Adobe RGB с различным разрешением.

Фотоаппарат Nikon D100 Body Kit имеет возможность серийной съемки со скоростью от 3 до 6 кадров/с. В цифровом зеркальном фотоаппарате Nikon D100 предусмотрены четыре режима экспозиции автоматический (P), с приоритетом диафрагмы (A), с приоритетом выдержки (S), ручной режим (M). Затвор модели способен делать выдержки от 30 до 1/4000 сек. Одно из основных усовершенствований – автобрекетинг – на 2 или 3 кадра с шагом 1/3, 1/2, 2/3 или 1 ступень.

Три вида фокусировки: одиночная, непрерывная и ручная. Камера имеет следующие основные технические характеристики:

- Светочувствительный элемент – Матрица ПЗС;
- Сенсор 23,7 x 15,5 мм;
- Количество пикселей – 6,31 млн;
- Максимальное разрешение 3008 x 2000.

Nikon D3x. Аналогична младшей модели D3, но в ней установлена CMOS-матрица с удвоенным разрешением (24,5 млн. эффективных пикселей), что обеспечивает съемку широчайшего круга сюжетов с самым высоким профессиональным качеством.

Матрица камеры способна записывать снимки в трех форматах: (35,9x24 мм), (24x16 мм) и 5:4 (30x24 мм).

Для измерения экспозиции в Nikon D3x применяется сенсор с 1005 точками, а сенсор системы автофокусировки Multi-CAM 3500FX состоит из 51 датчика, из которых 15 — крестообразные. Комбинированное использование информации с этих двух сенсоров обеспечивает работу интеллектуальной системы распознавания сюжетов и эффективную работу системы 3D-слежения за выбранным объектом.

Имеется два слота для карт памяти формата CompactFlash. Вторую карту можно использовать в трех вариантах: для продолжения записи, когда заполнилась первая карта; для дублирования кадров; для отдельного хранения снимков в формате JPEG, в то время как на первую пишется NEF (RAW).

Стандартный диапазон чувствительности составляет 100—1600 ISO, но в специальном режиме могут быть выставлены значения вплоть до 6400 ISO.

Помимо основного ЖК-экрана для отображения настроек имеются еще два небольших монохромных ЖК-экрана. Один расположен традиционно — сверху справа, а второй — на задней панели под основным ЖК-экраном. Конечно же, вся важная информация о настройках отображается и в оптическом видоискателе. Он вмещает 100% кадра по вертикали и горизонтали и обеспечивает увеличение 0.7х.

1.16.2. Космические съемочные системы высокого разрешения

1.16.2.1. Космическая съемочная система IKONOS

Спутник IKONOS запущен 24 сентября 1999 года на синхронно-солнечную орбиту с периодом обращения 98 минут на высоту приблизительно 680 километров. Время прохождения одной и той же территории 10:30 ежедневно. Спутник IKONOS может обеспечивать съемку заданной местности с периодом в 3 дня. Съемка ведется в следующих спектральных диапазонах:

- 1-метровый черно-белый (панхроматический) - 0.45 - 0.90 мм;
- 4-метровый мультиспектральный;
- голубой: 0.45 - 0.52 мм;
- зеленый: 0.51 - 0.60 мм;
- красный: 0.63 - 0.70 мм;
- ближний ИК: 0.76 - 0.85 мм.

Система IKONOS обеспечивает динамический диапазон данных 11 бит. Так как сенсоры системы могут обеспечивать 1-метровые панхроматические и 4-метровые мультиспектральные снимки с отклонением от надира до 60 градусов по любому азимуту, то стерео возможности обеспечиваются как вдоль, так и поперек траектории.

Стерео возможности системы IKONOS обеспечиваются тремя особенностями: возможность наклонной съемки по любому азимуту и высокое разрешение. Возможность наклонной съемки обеспечивает стереоскопическое изображение при съемке с различных орбит, как у системы SPOT-HRV, так же как и возможность стереосъемки вдоль траектории как у систем SPOT-HRS, JERS-1. Доступ к описанию точной геометрической модели сенсора затруднен, поэтому для обработки как одиночных снимков, так и стереопар используется модель рациональных полиномиальных коэффициентов (Rational polynomial coefficients - RPC). В настоящее время предложены различные алгоритмы получения ЦМР по данным системы IKONOS. Существующие методы обработки стереопар системы IKONOS позволяют получать угловую точность 1-2 °и позиционную точность до 1 пиксела.

1.16.2.2. Космическая съемочная система QuickBird

Спутник QuickBird-2 (рисунок 20) предназначен для съемки поверхности Земли с разрешением 60 см в черно-белом режиме и 2,5 м в мультиспектральном режиме что уже сравнимо с характеристиками снимков цифровых аэросъемочных комплексов. Спутник построен компанией Ball Aerospace & Technology, его владельцем является компания EarthWatch. Основные характеристики спутника приведены в таблице 2 .



Рисунок 20 – Внешний вид спутника QuickBird.

Для обработки как одиночных снимков, так и стереопар используется модель рациональных полиномиальных коэффициентов (Rational polynomial coefficients - RPC). Точность обработки одиночных снимков системой Photomod до 0.6м (СКО), система ENVI – до 1 м (СКО).

Таблица 2

Основные характеристики системы QuickBird.

Информация о запуске	18 октября 2001
Орбита	Высота: 450 км, наклонение 98 градусов, синхронно-солнечная орбита Частота повторных наблюдений: 1- 3.5 дней, зависит от широты при 70-сантиметровом разрешении Угол обзора: нацеливание вдоль и поперек траектории Период: 93.4 минуты
Объем данных за виток	~128 гигабайт (приблизительно 57 изображений отдельных территорий)
Полоса захвата и размер области	Номинальная ширина полосы захвата: 16.5-километров в надире Доступная полоса: 544-км центрированная по траектории (до ~30° от надире) Areas of interest: Единичная область - 16.5 км x 16.5 км Полоса - 16.5 км x 165 км

Метрическая точность	23-метровая круговая ошибка, 17-метровая линейная ошибка (без наземного обеспечения)	
Разрешение сенсора и спектральный диапазон	Панхроматический 61-сантиметр в надире Черно-белый 445 - 900 нанометров	Мультиспектральный 2.44-метра в надире Голубой: 450 - 520 нанометров Зеленый: 520 - 600 нанометров Красный: 630 - 690 нанометров Ближний ИК: 760 - 900 нанометров
Динамический диапазон	11-бит на пиксел	
Система связи	Данные с полезной нагрузки 320 Мб/с X-диапазон	Служебная X-диапазон с 4, 16, 256 Кб/с 2 Кб/с S-диапазон
Система стабилизации	Стабилизированная по 3 осям, звездный датчик/инерциальная система/GPS	
Точность указания	Точность: менее 0.5 миллирадиан на ось Стабильность: менее чем 10 микрорадиан/с	
Бортовая память	Емкость 128 Гигабайт	

1.16.2.3. 1.3. Космическая съемочная система EROS-A, EROS-B

EROS-B – это коммерческий спутник высокого разрешения компании ImageSat International N.V. штаб-квартира на Каймановых островах, с офисами в Лимасоле, Кипр и в Тель-Авиве, Израиль. Платформа EROS-B идентична платформе EROS-A и базируется на платформе Ofeq Израильского министерства обороны, разработана и построена фирмой Israel Aircraft Industries Ltd. (IAI/MBT). Размеры аппарата 2,3 м высота и 4,0 м ширина, схема аппарата приведена на рисунок 21. Аппарат стабилизирован по 3 осям и платформа обеспечивает большую подвижность аппарата. Возможность поворота на $\pm 45^\circ$ от надира по всем направлениям. У EROS-B есть дополнительные звездные датчики. Время жизни до 6 лет. Номинальная масса при запуске 290 кг, однако дополнительное топливо (до 60 кг) рассчитано на срок службы до 10 лет.

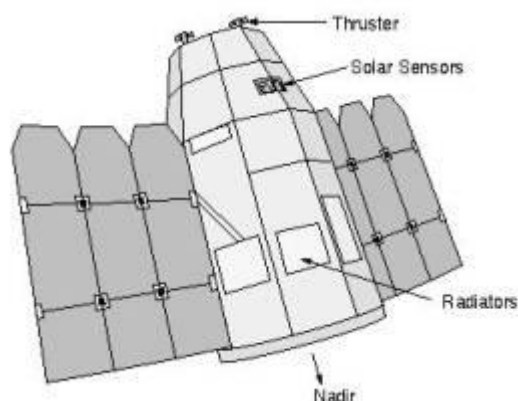


Рисунок 21 – Схема КА EROS-B

Солнечно-синхронная круговая орбита, средняя высота = 500 км, наклонение = 97.4° , местное время нисходящего узла 10:45. Примечание: Орбиты

EROS-Аи EROS-В фазированы в одной орбитальной плоскости для уменьшения времени повторного посещения.

КА EROS-В был запущен 25 апреля 20006 года ракетой-носителем Старт-1 с космодрома Свободный в Восточной Сибири (51,4° с.ш., 128,3° в.д.).

Изображения передаются в X-диапазоне на скорости 280 Мбит/с на наземную приемную станцию, используя передатчик мощностью 1.5 Вт и одну из двух направленных антенн. Спутники EROS управляются в S-диапазоне через одну станцию, расположенную в компании IAI/MBT в Израиле (от 3 до 4 проходов в день в видимости станции). Скорость канала S-диапазона либо 2.5 либо 15 кбит/с.

Фирма ImageSat имеет глобальную сеть наземной структуры для приема данных в реальном режиме времени. Эта сеть состоит из центральной приемной станции ImageSat, сети EROS-совместимых приемных станций на 5 континентах и EROS-совместимых приемных станций у эксклюзивных клиентов.

PIC-2 (Панхроматическая съемочная камера), разработана фирмой ElOp (Electro Optical Industries), Израиль, подразделением фирмы Elbit Systems Ltd. Камера EROS-В использует технологию CCD в комбинации со схемой TDI (Time Delay Integration) в фокальной плоскости, для увеличения экспозиции каждой линейки CCD детектора, для увеличения соотношения сигнал/шум. Инструмент построен на основе телескопа Кассегрена с апертурой 50 см в диаметре и фокусным расстоянием 5 м, угол обзора 1,5°. Камера PIC-2 смонтирована на КА и направлена в надир, использует ориентацию всего аппарата для нацеливания.

Камера КА EROS-В может работать в синхронном или асинхронном режимах. В синхронном режиме КА поддерживает постоянный курсовой угол к земной поверхности. В асинхронном режиме съемка выполняется в старт-стопном режиме, поворачивая платформу вдоль направления полета (в этом режиме возможна стереосъемка). Основные технические характеристики приведены в таблице 3.

Таблица 3

Технические характеристики КА EROS-A и EORS-B

	EROS-A	EROS-B
Круговая синхронно-солнечная орбита	~500 км	~ 500 км
Пространственное разрешение	1.9 м стандартное ~1.1 м гиперразрешение	0.70 м панхроматическое
Полоса захвата	14 км 9.5 км (гиперспектральное)	14 км
Схема сканирования	Асинхронное сканирование	Асинхронное сканирование или синхронное сканирование
Спектральный диапазон	0.5-0.9 мкм	0.5-0.9 мкм
Динамический диапазон	11 бит	10бит
Скорость передачи данных	70 Мбит/с	280 Мбит/с

CCD сканирующий детектор обеспечивает 10,000 пикселей на линию и всего 96 линий для поддержки TDI (2 CCD массива в линии). Сканирование в панхроматическом режиме обеспечивается в диапазоне 0,5 – 0,9 мкм. Разрешение на Земле составляет 0,70 м, полоса захвата 14 км в надире. Данные оцифрованы 10 бит/пиксел.

1.16.2.4. Космическая съемочная система OrbView-3

OrbView-3 – это мини-спутник, производящий съемку высокого разрешения принадлежит и управляется фирмой Orbital Imaging Corporation (ORBIMAGE) Dulles, VA, провайдера снимков земной поверхности с семейства спутников фирмы. КА имеет одну камеру OrbView High Resolution Imaging System способную получать панхроматические снимки разрешением 1 м и мультиспектральные снимки разрешением 4 м.

КА OrbView-3 использует зарекомендовавшую себя платформу OSC разработки фирмы LeoStar (рисунок 22). КА имеет размеры – цилиндр примерно 1.2 м в диаметре и 1.9 м в длину. Солнечные батареи смонтированы наверху цилиндра. КА OrbView-3 стабилизирован по 3 осям и обеспечивает точность углового позиционирования < 100 угловых секунд. Точность после обработки достигает ± 12 м. КА имеет возможность позиционироваться до 50° в направлениях вдоль и поперек полета увеличивая область слежения. Масса КА около 304 кг (стартовая масса 360 кг), время жизни КА 5 лет

Круговая синхронно-солнечная высота = 470 км, наклонение = 97.25° , период = 92.5 мин, пересечение экватора 10:30 в нисходящем узле. Период посещения 3 дня, зависит от широты.

Бортовое записывающее устройство емкостью 32 Гбит (бортовое ЗУ предназначено для потребителей, заказывающих области вне зоны действия приемных станций. Скорость передачи данных в реальном времени в X-диапазоне 150 Мбит/с.



Рисунок 22 – КА OrbView-3

OHRIS (OrbView High Resolution Imaging System) фирмы ORBIMAGE сконструирована и построена компанией Northrop Grumman, Балтимор (основные параметры камеры см. в таблице 4). Цель разработки – обеспечить

глобальную съемку высокого разрешения на коммерческой основе (1 м в панхроматическом режиме и 4 м в мультиспектральном). OHRIS – это оптико-механическая система на основе трехзеркального анастигматического телескопа с апертурой 45 см. Номинальный размер сцены – 8км x 8км с пространственным разрешением 1 м (Pan) и 4 м (MS) в надире. Исходные данные выдаются с диапазоном 11 бит и сжимаются до 2 бит/пиксел.

Камера может быть запрограммирована на скорости 5000 линий в секунду, 2500 л/с, 1000 л/с или 500 л/с. Дополнительно период накопления может быть установлен полным, половиной, одно четвертой или одной восьмой полного периода. Эти режимы позволяют контролировать динамический диапазон и отношение сигнал/шум.

Таблица 4.

Параметры камеры OHRIS

Режим съемки	Панхроматический	Мультиспектральный (MS)
Пространственное разрешение	1 м	4 м
Диапазоны съемки	1	4 MS
Спектральные диапазоны	Pan: 450 - 900 нм	MS1: 450-520 нм (голубой) MS2: 520-600 нм (зеленый) MS3: 625-695 нм (красный) MS4: 760-900 нм (ближний инфракрасный)
Размер линейки	8000 пикселей	2000 x 4
Размер пиксела линейки	6.0 мкм x 5.4 мкм (поперек и вдоль)	
Динамический диапазон	11 бит (сжатое для передачи до 2 бит/пиксел)	

Определение орбиты основано на системе GIPSY-OASIS (GPS-Inferred Positioning SYstem and Orbit Analysis SIMulation Software) лаборатории JPL (Jet Propulsion Laboratory), Пасадена.

Операционный центр фирмы ORBIMAGE расположен в Dulles, VA.. Центр генерирует команды КА, которые предаются двумя наземными станциями: PointBarrow, Аляска и Dulles, Вирджиния. Это же станции передают телеметрическую информацию и съемочные данные для обработки и распространения.

1.16.2.5. Космическая съемочная система IRS-P5 (Indian Remote Sensing Satellite-P5)/Cartosat-1

Космический аппарат IRS-P5 (CartoSat-1) создан Индийской Организации Космических Исследований (ISRO), Бангалор, Индия (см. рисунок 23). Цель миссии IRS-P5 состоит в обеспечении гео-инженерных (картографических) приложений, путем использования панхроматических снимков высокого разрешения позиционируемых с высокой точностью. Особенность аппарата состоит в наличии двух панхроматических камер высокого разрешения которые

могут быть использованы для получения стереоизображения на пролете. В этой миссии достигнут компромисс между высоким разрешением (2,5 м на местности), мультиспектральными возможностями и малой площадью покрытия с полосой захвата 30 км. Данные системы предназначены для генерации DTM (Digital Terrain Model) / DEM (Digital Elevation Model) и использования в таких приложениях, как кадастровое картографирование, землепользование и ГИС приложениях.

Космическая платформа общая для спутников IRS-1C/1D/P3 имеет размер 2,4 м х 2,7 м (высота). Платформа стабилизирована по 3 осям (в контуре звездный датчик, магнитные гироскопы, 16 сопловый двигатель малой тяги, 4-сопловый двигатель малой тяги). Точность позиционирования $\pm 0,05^\circ$ по всем осям, точность измерения $0,01^\circ$, стабильность (угловой дрейф) составляет $5 \times 10^{-5}^\circ/\text{с}$, и точность позиционирования на земле менее 220 м.

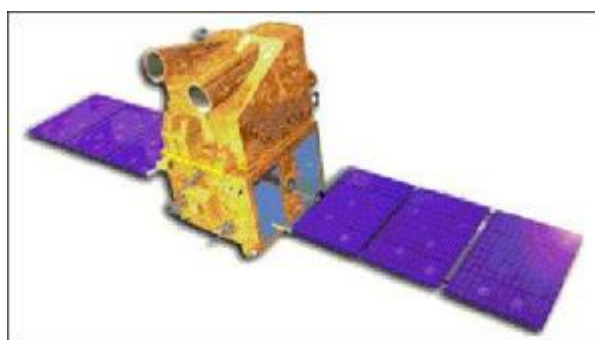


Рисунок 23 – Внешний вид спутника CartoSat-1

Мощность источников питания 1.1 кВт. Стартовая масса 1560 кг (включая топливо). Всего 131 кг гидразина используется для обеспечения минимального времени жизни 5 лет.

Спутник IRS-P5 был осуществлен 5 мая 2005. ракетой-носителем PSLV из SDSC (Satish Dhawan Space Centre), на восточном побережье Индии. Передача данных осуществляется в X-диапазоне (2 несущие, для каждой камеры) на скорости 105 Мбит/с. Для передачи данных используется новая электронно-управляемая антенная фазированная решетка. Бортовое твердотельное записывающее устройство емкостью 120 Гбит используется для записи данных (до 9,5 мин наблюдений). Космический аппарат управляется ISTRAC (ISRO Telemetry, Tracking and Command Network) командной сетью Бангалора с использованием сети станций в Бангалоре и в других точках планеты. Национальное агентство дистанционного зондирования NRSA (National Remote Sensing Agency) в Хайдерабаде принимает данные и является центром обработки для миссии CartoSat-1.

Солнечно-синхронная, круговая орбита высотой 618 км, с наклоном 97.87° , периодом 97 мин, время восходящего узла 10ч 30 мин. Время повторного посещения 116 дней. Однако возможность повторного посещения через 5 дней обеспечивается наклоном по крену на $\pm 26^\circ$.

Полезная нагрузка состоит из двух панхроматических камер аналогичных камерам на спутниках IRS-1C/D с целью обеспечить стерео снимки вперед и назад с помощью двух жестко смонтированных камер (двухлинейная стерео конфигурация). Определение разностей высот лучше, чем 5 м делает такие данные особенно пригодными для создания карт и моделирования рельефа.

PAN-F (панхроматическая вперед смотрящая камера), повернута вперед на 26°. PAN-A (панхроматическая назад смотрящая камера), повернута назад на – 5°. Характеристики камер приведены в таблице 5. Стерео изображения получаются с небольшим временным интервалом (около 50 с) благодаря небольшим углам зрения вперед и назад двух камер. Наибольшее изменение в условиях съемки за этот период возникает из-за вращения Земли. Для компенсации задержки съемки используется алгоритм учета вращения Земли.

Темп генерации данных двух камер на борту составляет 338 Мбит/с. Для уменьшения потока данных до 105 Мбит/с применяется алгоритм сжатия ADPCM/JPEG с коэффициентом сжатия 3.2 : 1.

Оптическая система каждой PAN камеры сконструирована как трехзеркальный телескоп для достижения требований по разрешению и полосе захвата. Общий вид электронно-оптического модуля камеры показан на рисунке . Каждая камера имеет CCD линейку из 12288 пикселей. Размер каждой PAN камеры 150 x 850 x 100 (см) и вес 200 кг.

Снимки 2-линейных стереокамер вдоль траектории могут быть использованы в большом количестве приложений, среди них создание ЦМР.

Таблица 5.

Ключевые параметры камер PAN

Параметр	Камера PAN-F	Камера PAN-A
Спектральный диапазон	500 - 850 нм	500 - 850 нм
Угол наклона вдоль траектории от надира	+26°	-5°
Пространственное разрешение (поперек траектории x вдоль траектории)	2.5 м x 2.78 м	2.22 м x 2.23 м
Радиометрическое разрешение		
а) динамический диапазон	10 бит	
б) сигнал/шум	345	
Полоса захвата	30 км	27 км
CCD линейка	1 x 12288	1 x 12288
Размер элемента	7 мкм x 7 мкм	7 мкм x 7 мкм
Оптика:		
Количество зеркал	3	
Эффективное фокусное расстояние	1980 мм	
F число	f/4.5	
Поле зрения	±1.08°	
Время накопления	0.336 мс	
Сжатие данных	JPEG алгоритм, сжатие 1/3.2 (макс)	
Скорость передачи данных	105 Мбит/с (исходная скорость 340 Мбит/с)	

1.16.2.6. Космическая съемочная система Монитор-Э

Монитор-Э создан Российским космическим агентством Роскосмос, на основе малых спутников, разработанных Государственным исследовательским центром имени Хруничева. Монитор-Э является первым спутником на основе модульной многоцелевой платформы «Яхта», предназначенной для использования в областях дистанционного зондирования, коммуникаций, космических исследований.

Космический аппарат стабилизирован по трем осям платформы «Яхта» со стартовой массой 750 кг (рисунок 24). Угловая точность позиционирования 0.1° , точность управления угловым дрейфом $0.001^\circ/\text{с}$. Две солнечные батареи вырабатывают до 1200 Вт. Космический аппарат способен перенацеливаться поперек траектории до $\pm 30^\circ$ от надира с использованием гироскопической системы, обеспечивая полосу обзора больше полосы захвата. Время жизни системы ориентации до 5 лет.

Солнечно-синхронная почти круговая орбита: средняя высота = 540 км, наклонение = 97.5° . Космический аппарат имеет две камеры сканерного типа конструкции С.А. Зверева, Красногорск, Россия. Общий вес 420 кг и электропотребление 450 Вт. Камеры созданы с целью использовать панхроматическое и мультиспектральное изображения для широкого спектра применений, таких как сельское хозяйство, лесное хозяйство, контроль окружающей среды, геологическое картографирование, исследование природных ресурсов, управление в чрезвычайных ситуациях. Основные характеристики камер приведены в таблице 6.



Рисунок 24 – Общий вид спутника Монитор-Э

PSA – панхроматическая камера для мониторинга поверхности Земли, кроме того имеет название Гамма - Л.

RDSA – мультиспектральная камера для мониторинга поверхности Земли, имеет название Гамма -Ц.

Оба инструмента работают одновременно. Возможно получение снимков в следующих режимах:

- Съемка вдоль траектории, снимки получаются в надир.
- Полосовая съемка – в этом режиме аппарат использует возможность нацеливания в поперечном направлении ($\pm 30^\circ$) для увеличения полосы обзора.

- В следующем режиме возможно получение стереоизображений путем быстрого перенацеливания вдоль траектории с углом до $\pm 30^\circ$.

Таблица 6

Общие характеристики камер PSA и RDSA.

Параметр	PSA (Pan Imager)	RDSA (MS Imager)
Спектральный диапазон	0,51-0,85 μm	0,54-0,59 мкм 0,63-0,68 мкм 0,79-0,90 мкм
Пространственное разрешение	8 м	20 м (40 м)
Полоса захвата	90 км	160 км
Полоса захвата поперек траектории	780 км	890 км
Скорость передачи данных	15,36 или 61,44 или 122,88 Мбит/с	

Выходная продукция – изображения со стандартной радиометрической и геометрической коррекцией, геокодированное изображение в географической проекции, ортотрансформированное изображение, мозаика или цифровые карты.

1.16.2.7. Космическая съемочная система Ресурс ДК

Ресурс-ДК1 – первый российский спутник дистанционного зондирования способный передавать снимки высокого разрешения (до 1 м) на наземные станции во время прохода над нами. Аппарат был разработан в ЦСКБ «Прогресс», Самара, Россия. Космический аппарат предназначен для мультиспектральной и спектрально-зональной съемки земной поверхности в видимом и ближнем инфракрасном диапазонах.

Аппарат стабилизирован по трем осям. Точность угловой ориентации 0,2 угловых минуты, точность стабилизации угловой скорости 0,005%/с. Время жизни до 3-х лет или более.

Космический аппарат имеет массу 6650 кг, высота 7.4 м, размах солнечных батарей 14 м. Ресурс-ДК1 может поворачиваться до $\pm 30^\circ$ поперек траектории.

Система коммуникации в X-диапазоне на частотах 8.2-8.4 ГГц (скорость передачи до 300 Мбит/с). Бортовое запоминающее устройство имеет емкость 768 Гбит.

Аппарат имеет эллиптическую полуполярную орбиту высотой 350-600 км с наклонением 70.0°.

На борту установлена оптико-электронная камера сканерного типа Геотон - 1. Цель создания – получение изображений Земли высокого разрешения для коммерческих и исследовательских приложений. Камера обеспечивает съемку панхроматического и мультиспектрального изображения в 4 диапазонах видимого и ближнего инфракрасного диапазонов. Обзорный режим обеспечивает сцены длиной до 2100 км (вдоль траектории). Камера может быть повернута до ($\pm 30^\circ$) поперек траектории поворотом всего КА. Основные характеристики приведены в таблице 7.

Общие параметры камеры Геотон-1

Параметр	Значение	Параметр	Значение
Панхроматический диапазон	0,58 - 0,8 мкм	Пространственное разрешение (PAN)	1 м
Мультиспектральный диапазон (мкм)	0,50 - 0,60, 0,60 - 0,70, 0,70 - 0,80	Пространственное разрешение (MS)	2,5-3,5 м
Скорость передачи данных	75, 150 or 300 Мбит/с	Емкость ЗУ	768 Гбит
Полоса захвата	28,3 км в надире (с высоты 350 км)	Полоса обзора	448 км

Камера Геотон-1 применяется для обзора состояния морской поверхности, ледовой ситуации, метеорологических условий в полярных регионах, изучения ресурсов Земли, экологических данных. Кроме того, на борту имеется PAMELA – это магнитный спектрометр для изучения изменений заряженных частиц и нестационарных явлений в космических лучах, а также ARINA – российский спектрометр и детектор частиц для исследования солнечно-магнитосферных изменений заряженных частиц.

1.16.3. Обзор космических съемочных систем высокого и среднего разрешения

1.16.3.1. Космическая съемочная система SPOT

Спутники системы SPOT производят съемку Земли с 1986 года. Современные спутники SPOT (рисунки 25, 26) отличаются автономной системой позиционирования и контроля высоты полета, которая обладает высокой точностью.



Рисунок 25 – Внешний вид спутника SPOT4



Рисунок 26 – Внешний вид спутника SPOT5

Спутники SPOT позиционированы на орбите таким образом, чтобы обеспечить получение снимков Земли, которые позволяют производить их

сравнение, несмотря на дату их получения. Это возможно только при выполнении следующих требований:

Орбита спутника является фазированной, что означает, что спутник проходит над одной и той же точкой Земли через целое число дней. Цикл спутника SPOT равен 26 дням, за это время он совершает 369 витков. Орбитальный период равен 101,5 минуты. Орбита является солнечно-синхронной, т.е. угол между плоскостью орбиты и направлением Земля-Солнце постоянен. Для спутников SPOT угол равен $22,5^\circ$, что означает, что локальное время нисходящего узла равно 10:33 (номинально от 10:15 до 10:30). Орбита спутника околополярная. Наклонение орбиты составляет $98,8^\circ$.

По форме орбита почти круговая. Это означает, что поддерживается постоянная высота над заданной точкой. Высота орбиты SPOT над точкой, расположенной на северной широте 45° составляет приблизительно 830 км.

Характеристики орбиты приведены в таблице 8, а камер – в таблице 9.

Таблица 8.

Номинальные характеристики орбиты SPOT

Тип	Синхронно-солнечная
Высота	832 км
Наклонение	98.7°
Период	101.4 минуты
Цикл	26 дней
Местное время	10 : 30

Таблица 9 .

Характеристики камер на борту спутника SPOT

Спутник	Камера	Диапазон длин волн (мкм)	Размер пиксела (м)	Пиксел (CCD) на линию
SPOT123	HRV1 или HRV2	0,50-0,59	20	3000
		0,61-0,68	20	3000
		0,78-0,89	20	3000
		0,50-0,73	10	6000
SPOT4	HRVIR1 илиHRVIR2	0,50-0,59	20	3000
		0,61-0,68	20	3000
		0,78-0,89	20	3000
		1,58-1,75	20	3000
		0,61-0,68	10	6000
SPOT5	HRG1 или HRG2	0,495-0,605	10	6000
		0,617-0,687	10	6000
		0,780-0,893	10	6000
		1,545-1,750	20	3000
		0,475-0,710	5	12000
		0,475-0,710	5	12000

	HRS	0,49-0,69	10 x 5	12000
		0,49-0,69	10 x 5	12000

1.16.3.2. SPOT5 – стереоскопическая камера высокого разрешения

В отличие от камеры High Geometric Resolution (HRG), телескоп HRS (Haute Résolution Stéréoscopique) не имеет зеркального механизма. Сцены HRS (рисунок 27) снимаются вдоль следа спутника с полосой 120 км (12000 пиксел с 10-метровым разрешением). Углы телескопа составляют $+20^\circ$ (вперед) и -20° (назад).

Съемка вперед и назад не могут быть выполнены одновременно. В результате максимальный стерео сегмент немного больше чем 600 км.

Снимки производятся в тех же спектральных диапазонах, что и для камеры HRG. Размер пиксела на земле – 10м x 10м. Однако камера HR была сконструирована для получения разрешения на земле в 5 метров вдоль полосы полета.

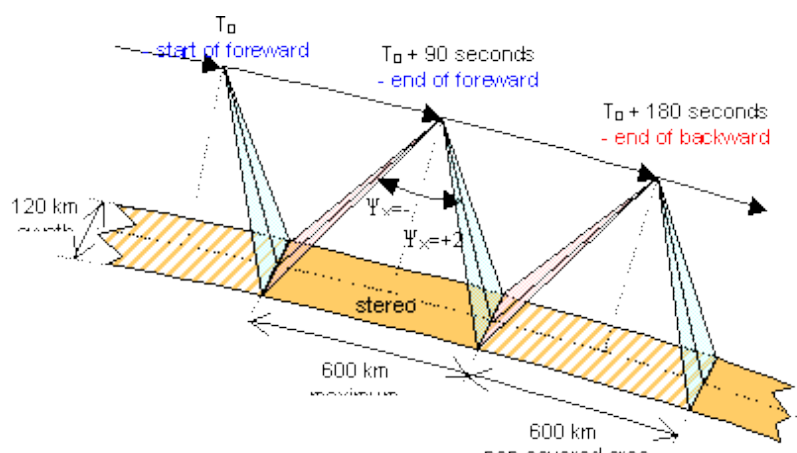


Рисунок 26 – Способ съемки камеры HRS (SPOT5)

Для спутников первого и второго поколения (SPOT 1,2,3,4) получение стереоизображения осуществляется при межвитковой съемке, что затрудняет использование процедур автоматизации построения ЦМР. Получение стереопары на одном витке возможно для спутника SPOT5. Геометрия камер спутников серии SPOT существенно отличается от геометрии камер центральной проекции, что затрудняет их высокоточную обработку.

1.16.3.3. Космическая съемочная система TERRA (платформа ASTER)

Платформа ASTER (рис 28) – результат сотрудничества между NASA и японским министерством экономики и торговли (METI), в сотрудничестве с научными и промышленными организациями двух стран. Платформа ASTER является следующим поколением инструментов дистанционного зондирования Земли сравнимых с инструментами Landsat Thematic Mapper, и японским сканером JERS-1. ASTER обеспечивает высокое спектральное разрешение в 14

диапазонах и обеспечивает стереоскопические возможности для создания ЦМР. Параметры орбиты приведены в таблице 10.



Рис. 28. Внешний вид спутника TERRA.

Таблица 10

Номинальные характеристики орбиты TERRA (ASTER)

Дата запуска:	Декабрь 1999
Орбита:	Высота 705 км, солнечно-синхронная.
Наклонение орбиты:	98.3 градусов от плоскости экватора
Период обращения:	98.88 минут
Пересечение экватора:	10:30 (с севера на юг)
Период повторения:	16 дней, (233 витка)
Фирма-производитель:	Lockheed Martin

Оборудование ASTER (см. рисунок 29) состоит из трех различных подсистем. Каждая подсистема работает в собственном спектральном диапазоне, имеет собственный телескоп(ы) и была построена различными японскими компаниями.

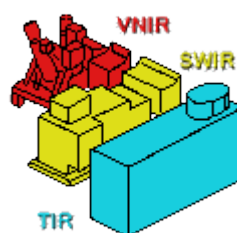


Рисунок 29 – Общий вид оборудования ASTER

ASTER имеет следующие подсистемы: видимого и ближнего ИК диапазона – Visible and Near Infrared (VNIR), коротковолнового ИК – Shortwave Infrared (SWIR), и теплового ИК – Thermal Infrared (TIR).

Подсистема VNIR (см. рисунок 30) работает в трех спектральных диапазонах в видимом и ближнем ИК, с разрешением 15 метров. Она состоит из двух телескопов – один надирный с детектором трех спектральных диапазонов и второй – смотрящий назад с однодиапазонным детектором. Телескоп, направленный назад обеспечивает обзор цели в диапазоне 3 для

стереонаблюдения. Поворот до 24° поперек траектории обеспечивается поворотом всего телескопа. Разделение диапазонов обеспечивает наблюдение во всех трех диапазонах одновременно. Скорость передачи данных до 62 Мб/с при использовании всех четырех диапазонов.

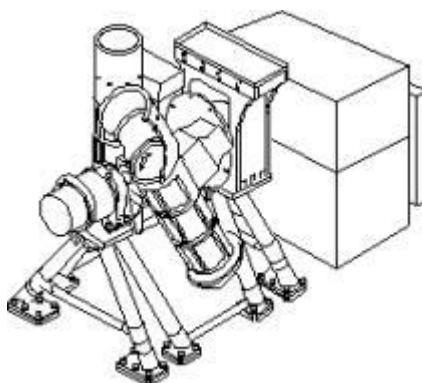


Рисунок 30 – Общий вид подсистемы VNIR.

Подсистема SWIR, изображенная на рисунке 31, работает в шести спектральных диапазонах в ближнем ИК-диапазоне через один телескоп, смотрящий в надир, и обеспечивающий разрешение 30 метров. Возможность наведения поперек траектории (до 8550 км) обеспечивается поворотным зеркалом. Из-за большого размера комбинации фильтров/детекторов детекторы сильно разнесены, вызывая ошибку параллакса примерно в 0.5 пиксела на 900 метров высоты. Эта ошибка может быть скорректирована, если есть данные о высоте, например, ЦМР. Скорость генерации данных до 23 Мб/с.

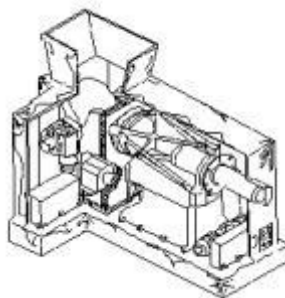


Рисунок 31 – Общий вид подсистемы SWIR.

Подсистема TIR, представленная на рисунке 3, работает в пяти диапазонах в тепловом инфракрасном диапазоне через один, жестко зафиксированный телескоп с разрешением 90 метров. Максимальная скорость генерации данных – 4,2 Мб/с. Сканирующее зеркало работает в режиме сканирования и обеспечивает отклонение поперек траектории (до $\pm 8,55^\circ$). В сканирующем режиме зеркало колеблется со скоростью примерно 7 Гц и данные собираются только в одном направлении.

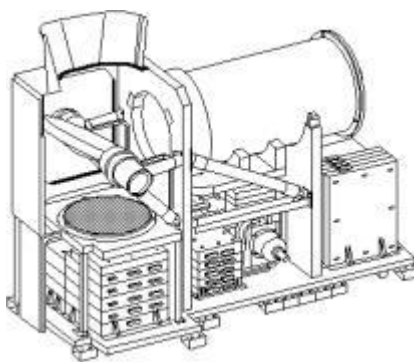


Рисунок 32 – Общий вид подсистемы TIR.

Для получения стереоперекрытия используется подсистема VNIR, имеющая два независимых телескопа с минимальной дисторсией, направленных вперед и назад. Они используются для получения стереоснимков вдоль направления полета с углом $27,7^\circ$. Два телескопа могут быть повернуты на 24° для обеспечения поперечного стереоперекрытия и 5-дневным периодом посещения. Однако по различным научным, технологическим и коммерческим причинам обычно используется стереоперекрытие вдоль направления полета. Точность обработки данных (СКО) может достигать 1 пиксел. При использовании опорных точек точность может составлять $СКО_{xy}=7$ м $СКО_z=13$ м.

1.16.3.4. Космическая съемочная система Landsat

Landsat - серия природно-ресурсных спутников, являющихся совместным проектом трех крупнейших американских правительственных организаций (NASA, NOAA, USGS). Первый аппарат этой серии был запущен в 1972 г. Миссия Landsat призвана обеспечивать национальных и зарубежных потребителей спутниковой информацией высокого разрешения.

Спутники Landsat выведены на солнечно-синхронную орбиту с временем нисходящего пересечения экватора 10:00. Основные параметры орбиты приведены в таблице 11.

Таблица 11
Основные параметры орбиты (на примере спутника Landsat 7).

Полоса захвата:	185 километров
Интервал повторения	16 дней (233 витка)
Высота	705 километров
Дискретизация [51]	Лучшие 8 из 9 бит
Бортовое запоминающее устройство	~375 Гб (твердотельное)
Наклонение	Синхронно-солнечная, 98.2 градусов
Пересечение экватора	Нисходящий узел; 10:00 +/- 15 мин.

Спутник спроектирован и создан компанией Lockheed Martin Missiles and Space (см. рисунок 33).

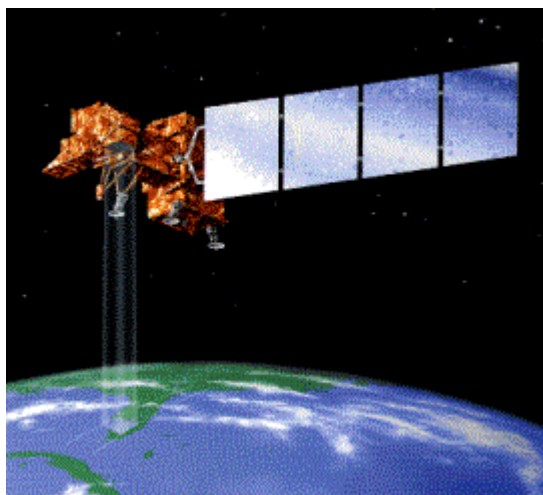


Рисунок 33 – Внешний вид спутника Landsat 7.

Установленная на спутнике съемочная аппаратура – сканирующий радиометр Enhanced Thematic Mapper Plus (ETM+), обеспечивает съемку земной поверхности в шести каналах с разрешением 30 м, в одном ИК канале – с разрешением 60 м и одновременную панхроматическую съемку с разрешением 15 м при ширине полосы обзора для всех каналов около 185 км. Характеристики радиометра, имеющего 8 спектральных каналов приведены в таблице 12.

Таблица 12.
Спектральные характеристики радиометра ETM+

№ канала	Спектральный диапазон (мкм)	Пространственное разрешение (м)
1	0,45 - 0,515	30
2	0,525 - 0,605	30
3	0,63 - 0,690	30
4	0,75 - 0,90	30
5	1,55 - 1,75	30
6	10,40 - 12,5	60
7	2,09 - 2,35	30
8	0,52 - 0,90 (панхром,)	15

Для спутника Landsat-7 возможно получение стереосъемки только поперек направления полета со смежных орбит, так как производится надирная съемка [184]. Стереоскопические возможности съемки со смежных орбит ограничены вследствие следующих причин:

1. съемка возможно только на широте более 45°;
2. доступны только области со средним или высотным рельефом.

Для всех перечисленных систем характерна геометрия, не совпадающая с геометрией центральной проекции, что осложняет получение высокоточных ЦМР.

Для систем, недавно принятых в эксплуатацию, таких как SPOT5, Ikonos, QuickBird, ASTER, Landsat-7 характерно относительно неполное покрытие земного шара.

Разрешение снимков, превышающее 10 метров доступно только для систем Ikonos, QuickBird, однако стоимость таких данных весьма значительна.

1.16.3.5. Космическая съемочная система ALOS

ALOS – японский спутник дистанционного зондирования Земли разработан JAXA (Японское космическое агентство, Токио, бывшее NASDA) и создан корпорациями NEC, Toshiba, Mitsubishi Electric Corp (рисунок 34). Целью разработки было создание оптических и микроволновых сенсоров, данные высокого разрешения с которых могут использоваться в таких приложениях, как картографирование, мониторинг окружающей среды и чрезвычайных ситуаций. Кроме того, сообщество потребителей должно иметь данные с разрешением, достаточным для создания карт масштаба 1:25000. Для этого нужны данные с горизонтальным разрешением 2.5 м и вертикальным разрешением 3-5 м. Мультиспектральные данные с горизонтальным разрешением необходимы для классификации. Мониторинг реального времени требует иметь возможность оперативного перенацеливания КА.

Приблизительные размеры КА 6,4 м х 3,4 м х 4,0 м (х, у, z), размеры конфигурации на орбите 8.9 м х 27.4 м х 6.2 м (х, у, z, где х – в направлении движения, z – в надира).

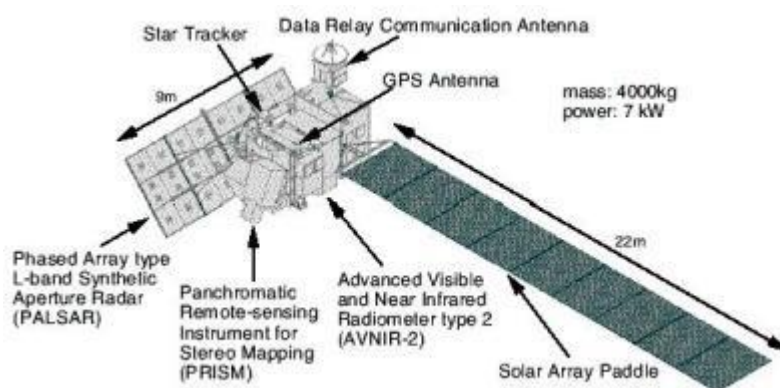


Рисунок 34 – Схематическое изображение КА ALOS

Масса КА около 4000 кг (180 кг гидразина), крупнейший спутник в Японии. Солнечные батареи (размер 22 м х 3 м) вырабатывают 7 кВт. КА ALOS имеет 5 комплектов NiCd батарей. Время жизни КА 3 года с возможностью продления до 5 лет.

На земле JAXA создало для КА ALOS систему PPDS (Precision Pointing and Geolocation Determination System) точного определения положения, которая

обеспечивает определение положения с точностью $2,0^\circ \times 10^{-4}$, углов с точностью $1,4^\circ \times 10^{-4}$, и местоположения с точностью $3 \sim 7,5$ м.

КА ALOS был запущен 24 января 2006 года японской ракетой-носителем Н-ПА из космического центра Танегасима, Япония.

Аппарат имеет солнечно-синхронную, почти круговую, орбиту высотой 691,65 км и наклоном $98,16^\circ$ с циклом 46 дней (с циклом 2 дня для мониторинга событий).

Первичный канал передачи данных DRTS (Data Relay and Test Satellite of Japan) в К-диапазоне на скорости 240 Мбит/с и S-диапазоне для телеметрии. Дополнительно есть канал в X-диапазоне со скоростью 120 Мбит/с только для данных AVNIR-2. Канал К-диапазона передается на скорости 120 Мбит/с через релейный спутник Artemis Европейского космического агентства. Бортовое записывающее устройство имеет емкость 768 Гбит. Скорость генерации данных около 1 Тбайт/день.

Сеть приема КА ALOS состоит из узлов, приведенных в таблице 13.

Таблица 13

Партнеры ALOS по приему информации.

Агентство	Зона покрытия
JAXA, RESTEC (Remote Sensing Technology Center) – первичный дистрибьютор	Азия
Терминал ESA ADEN (ALOS Data European Node)	Европа, Африка
NOAA/ASF (приемная станция на Аляске)	Северная и Южная Америки
Geoscience Австралия (GA)	Австралия, Океания
GISTA (Геоинформационное и космическое агентство)	Тайланд

PRISM (Panchromatic Remote-sensing Instrument for Stereo Mapping) – камера для получения стереоданных высокого разрешения (размер пиксела 2.5 м) для картографических приложений (получения ЦМР и т.п.). Инструмент является трехлинейным сканером с тремя независимыми оптическими системами для надира, вида вперед, вида назад для получения стерео перекрытия вдоль полета. Каждый из трех телескопов и имеет трехзеркальную оптику (30 см апертура и 2 м фокусное расстояние) и несколько CCD детекторов для сканирования. Шесть или восемь матриц CCD (5000 пикселей каждая) физически расположены в фокальной плоскости телескопов. Из 40,000 пикселей каждого телескопа, 14,000 пикселей выбираются и передаются на приемную станцию. Таким образом, триплет изображений содержит три раза по 14,000 пикселей/линию. Надирный телескоп обеспечивает полосу съемки 70 км (28000 выходных пикселей), каждый из вперед и назад смотрящих телескопов обеспечивает полосу 35 км (14,000 пикселей на диапазон). Передний и задний телескопы наклонены на $\pm 23,8^\circ$ от надира (рисунок 35). Параметры камеры PRISM приведены в таблице 14, схематическое изображение камеры на рисунке 36.

Параметры камеры PRISM

Параметр	Панхроматический сенсор
Спектральный диапазон (панхроматический)	0.52-0.77 мкм
Количество камер	3 (надир, вперед, назад)
Угол наклона вперед и назад	$\pm 23.8^\circ$
Сигнал/Шум, МТФ	$> 70, > 0.2$
Пространственное разрешение на Земле	2.5 м (3.61 мкрад)
Полоса съемки	35 км (стерео триплет) 70 км для надира, или надир+назад
Угол съемки	$\geq 7.6^\circ$
Стереосъемка	В/Н = 1.0
Количество пикселей	28,000 (полоса 70 км), 14,000 (полоса 35 км)
Угол отклонения	$\pm 1.5^\circ$ (поперек траектории, режим триплет)
Динамический диапазон	8 бит/пиксел
Скорость передачи данных	960 Мбит/с сырых данных, компрессия JPEG с потерями. Реальная скорость камеры PRISM уменьшена до 240 Мбит/с (уменьшение 1/4.5) или до 120 Мбит/с (уменьшение 1/9)

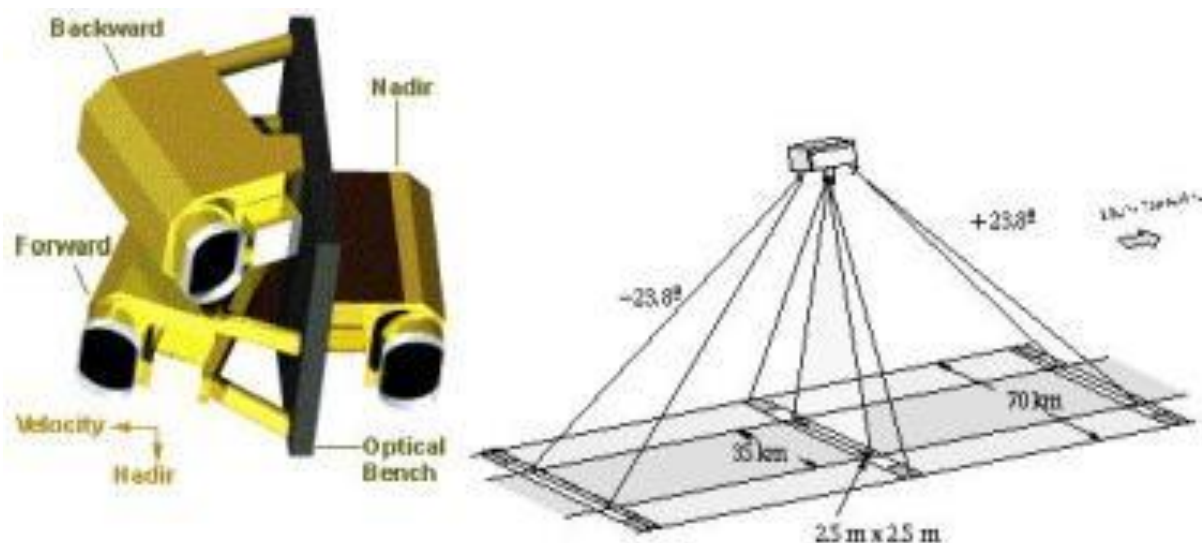


Рисунок 35 – Схема камеры PRISM и сканирование триплета

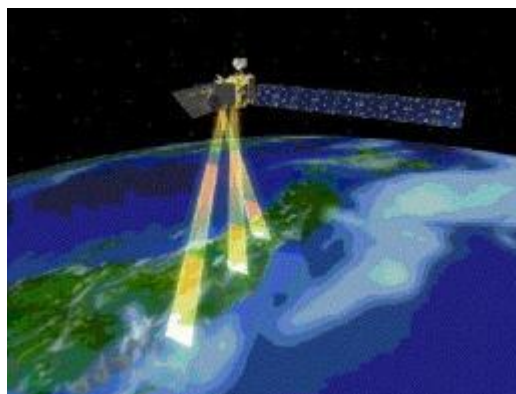


Рисунок 36 – Сканирование камерой PRISM

AVNIR-2 (Advanced Visible and Near-Infrared Radiometer) - камера, созданная фирмой Mitsubishi Electric Corporation.

Предназначена для получения мультиспектральных данных высокого разрешения (10 м). Телескоп имеет апертуру 24 см в диаметре и фокусное расстояние около 800 мм. Камера AVNIR-2 может быть отклонена на $\pm 44^\circ$ поперек полета для целей мониторинга чрезвычайных ситуаций (см. рис. 37). Матрица CCD детектора имеет 7000 пикселей в линейке. Камера может применяться для мониторинга региональной окружающей среды.

PALSAR (Phased Array L-band Synthetic Aperture Radar) – радар с синтезированной апертурой разработан JAXA, JAROS (Japan Resources Observation System Organization) и METI (министерство экономики, торговли и промышленности).

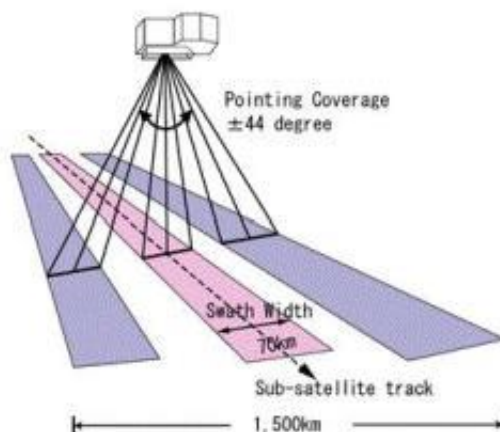


Рисунок 37 – Иллюстрация возможностей съемки камерой AVNIR-2

1.16.3.6. Космическая съемочная система «Комета»

Топографическая камера ТК-350 и панорамная камера высокого разрешения КВР-1000, вместе с датчиками для определения элементов внешнего ориентирования снимков в полете, образуют космическую картографическую систему, предназначенную для создания топографических и цифровых карт. При этом фотокамера ТК-350 позволяет получать высокоточные стереопары,

пригодные для построения фотограмметрических сетей и создания рельефа, а фотокамера КВР-1000 предназначена для получения снимков высокого разрешения, необходимых для дешифрирования объектов местности.

Топографическая камера ТК-350. Как известно, точность определения высот точек местности при стереофотограмметрической обработке снимков существенно зависит от отношения величины базиса фотографирования (В) к высоте съемки (Н). При использовании космической съемки, когда практически нельзя иметь Н менее 200 км, увеличить отношение В/Н можно только за счет увеличения формата кадра. Это привело к созданию камеры большого формата в США и камеры большого формата ТК-350 в России. Основные характеристики камеры ТК-350 приведены в таблице 15.

При создании камеры ТК -350 основное внимание было уделено увеличению базиса фотографирования и повышению точности снимков. В связи с этим был выбран прямоугольный формат, когда при съемке длинная сторона кадра располагается вдоль линии полета. Перекрытие 80% позволяет сделать отношение В/Н равным 1:1 (рисунок 38).

Выравнивание фотопленки осуществляется путем ее прижима к выравнивающему стеклу прокатывающимися валиками, в момент экспонирования пленка удерживается на стекле вакуумным способом по периферии кадра.

Таблица 15

Технические характеристики камеры ТК-350

Фокусное расстояние	350 мм
Формат кадра	300 x 450 мм
Относительное отверстие	1:5,6
Разрешающая способность	80 л/мм – в центре 35 л/мм – на раю
Дисторсия	20 мкм – максимальная 2.5 мкм – ср. кв.ошибка калибровки
Контрольные кресты	Через 10 мм
Компенсация сдвига изображения	Есть
продольное перекрытие	20%, 40%, 60% и 80%

По всему полю кадра с дискретностью 10 мм на выравнивающем стекле нанесены контрольные и координатные кресты (всего 1305 крестов), координаты которых калиброваны со средней квадратической ошибкой 2.0-2.5 мкм. Это позволяет с максимально возможной точностью учитывать деформацию фотопленки.

При установке камеры в КА калибруется также стекло иллюминатора, измеряется состав газовой среды внутри КА, а в полете измеряются фактические значения температуры и давления. Это позволяет учесть влияние иллюминатора, внутренней рефракции и внести поправки в фокусное расстояние камеры. В

результате всех наземных калибровок и измерений в полете суммарная средняя квадратическая ошибка снимков, полученных камерой ТК-350 составляет 5 мкм.

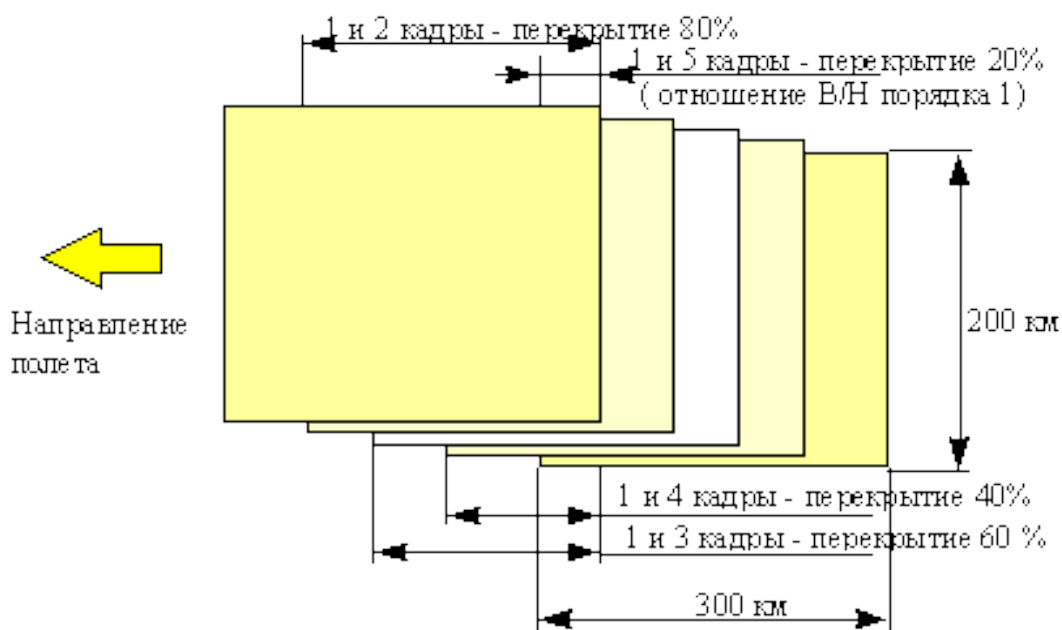


Рисунок 38 – Схема перекрытия снимков камеры ТК-350

Панорамная фотокамера КВР-1000. Обеспечивая высокую точность стереоснимков, что необходимо для определения планового положения и высот точек местности, топографическая камера ТК-350 позволяет получить разрешение на местности 10 м. Чтобы обеспечить высокое разрешение на местности при большой ширине захвата, в состав космической системы «Комета» входит камера высокого разрешения КВР-1000. При создании камеры КВР-1000 была выбрана конструктивная схема панорамного фотоаппарата, при которой высокий уровень разрешения, соответствующий центральной части поля зрения объектива, сохраняется по всему кадру и можно получить изображение широкой полосы местности. Основные характеристики панорамной камеры КВР-1000 приведены в таблице 16.

Таблица 16

Характеристики панорамной камеры КВР-1000

Фокусное расстояние	1000 мм
Формат кадра	180 x 720 мм
Угол поля зрения	11° 40'
Разрешающая способность	60 л/мм
Дисторсия вдоль щели	16 мкм - максимальная
Способ панорамирования	вращением зеркал
Угол панорамирования	±20° 40'
ширина щели	0,3-15 мм
продольное перекрытие	6-12%

Панорамная камера КВР-1000 обеспечивает разрешение на местности 2 м при высоте съемки 220 км и полосе захвата 160 км. Таким образом, площадь, покрываемую одним кадром ТК-350, покрывают 7 кадров КВР-1000 при совместном включении обеих камер, как показано на рис. 39.

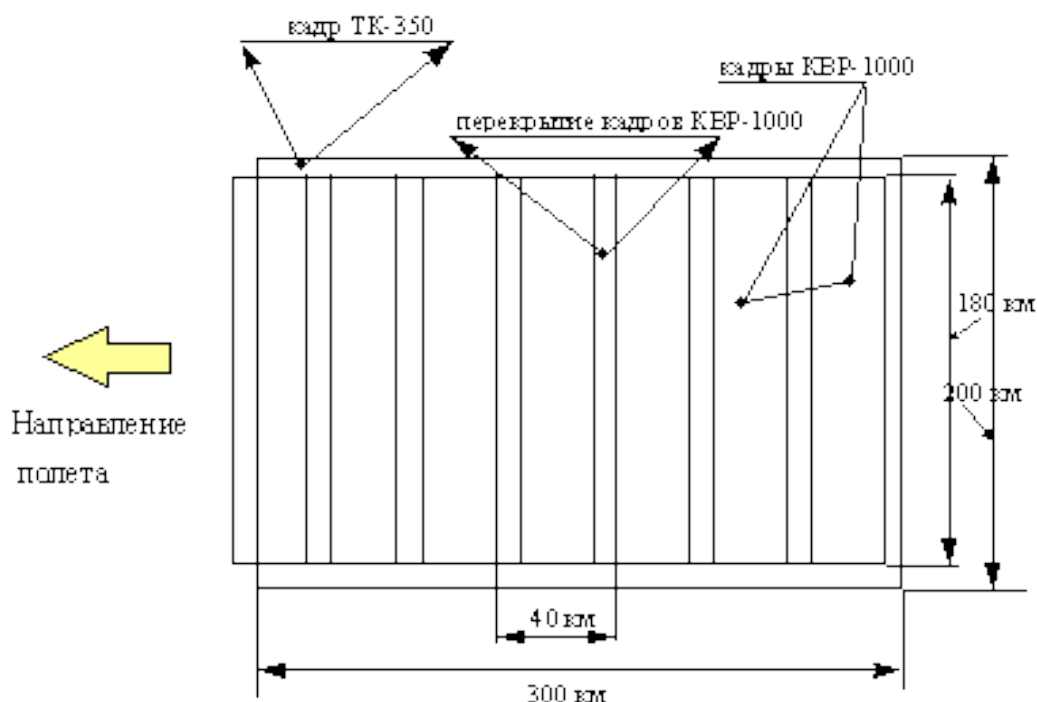


Рисунок 39 – Взаимное расположение кадров КВР-1000 и ТК-350

Панорамная камера КВР-1000 обеспечивает получение высококачественных панорамных снимков, пригодных для изготовления крупномасштабных фотопланов и ортофотопланов. При этом необходимо использовать геометрическую модель панорамного изображения, учитывающую перечисленные калибровочные параметры.

В целом космическая картографическая система, включающая топографическую камеру ТК-350, панорамную камеру КВР-1000 и бортовую аппаратуру для определения элементов внешнего ориентирования топографических снимков в полете предназначена для создания крупномасштабных топографических и цифровых карт. Бортовая аппаратура включает два звездных фотоаппарата, лазерный высотомер, навигационные датчики и приборы синхронизации. Картографические возможности системы приведены в таблице 17.

На настоящий момент накоплен огромный архив снимков, полученных в течение двадцати запусков системы «Комета». Данный архив покрывает большую часть земного шара.

Картографические возможности системы «Комета»

Тип фотокамеры	ТК-350	КВР-1000
Средняя высота фотографирования	220 км	220 км
Масштаб фотографирования	1:630 000	1:220 000
Площадь, покрываемая кадром	284x189 км	158x40 км
Точность картографирования без использования наземной опоры		
точность планового положения	20-25 м	-
Точность определения высот	10 м	-
Точность картографирования относительно наземной опоры		
Точность планового положения	15-20 м	7-10 м
Точность определения высот	5-7 м	-

Таким образом, использование снимков ТК-350 и КВР-1000 позволяет создавать топографические карты масштаба 1:50 000, а также цифровые и тематические карты с указанными точностями без использования наземных опорных точек на любой территории. Снимки КВР-1000 позволяют создавать фотопланы и ортофотопланы масштаба до 1:10 000.

1.17. Фотоаппараты для космической съемки

Среди наиболее интересных отечественных фотоаппаратов для аэросъемки нельзя не отметить и многозональную камеру «МКФ-6», которая являлась совместной разработкой инженеров из Советского Союза и ГДР. Эта камера изготавливалась на немецком предприятии «Карл Цейс». Модель МКФ-6 представляла собой фотоустановку из шести отдельных аппаратов с форматом кадра 55x81 мм.

Конструкцией фотоаппарата предусматривалась высокая синхронизация работы затворов и наличие специального устройства для компенсации сдвига изображения. Съемка осуществлялась в четырех зонах видимой части спектра шириной по 40 нм и двух ближних инфракрасных зонах шириной около 100 нм. Готовые снимки получались с отличными геометрическими и фотометрическими свойствами. Правда, из-за относительно малого формата кадра с высоты 280 километров при масштабе съемки порядка 1:2 000 000 обеспечивался сравнительно небольшой охват.

Продолжением развития вышеупомянутой фотокамеры «МКФ-6» стал фотоаппарат «МКФ-6М». Этот модифицированный вариант камеры «МКФ-6» работал практически в непрерывном режиме на космических станциях «Салют-6» и «Салют-7». «МКФ-6М» позволял получать фотоснимки, пригодные для всех типов прецизионной обработки изображений, включая возможность фотометрического и фотограмметрического анализа с использованием цифровых и оптико-электронных способов обработки данных.

Различия в величине фокусных расстояний объективов одного аппарата «МКФ-6М» не превышало ± 5 мкм. Для визуальной обработки многозональных черно-белых снимков, снятых на эту камеру, применялся специальный многозональный проектор МСП-4, который имел четыре независимых друг от друга оптических канала. Через отклоняющееся зеркало можно было получить увеличенное в пять раз отображение четырех плоскостей фотопленок на наклонный проекционный экран форматом 350 x 455 мм.

Среди наиболее удачных моделей фотоаппаратов, использовавшихся в космосе, можно выделить камеру «КАТЭ-140», которая была установлена на пилотируемой орбитальной станции «Салют-4». Фотоаппарат состоял из следующих блоков: камерная часть с широкоугольным 140 мм объективом «Руссар-43», светофильтром и центральным апертурным затвором, кассета с устройством для перемотки фотопленки и пульт управления, с помощью которого осуществлялось ручное и автоматическое управление фотоаппаратом.

Также в конструкции аппарата имелась специальная вакуум-помпа, основное предназначение которой заключалось в осуществлении прижима и выравнивания пленки в момент экспонирования. Ключевая особенность камеры «КАТЭ-140» - применение минимального числа механических кинематических устройств. Отдельные блоки фотоаппарата (камерная часть, кассета, пульт управления) не были связаны друг с другом кинематически и даже имели независимые приводы. В «КАТЭ-140» использовалась превосходная широкоугольная оптика, которая обеспечивала полосу захвата в 450 километров с высоты 350 километров. При этом на каждом снимке регистрировалось изображение земной поверхности площадью более 200 000 квадратных километров. Помимо пилотируемой орбитальной станции «Салют-4», широкоформатная камера «КАТЭ-140» успешно применялась на станциях «Салют-5», «Салют-6», «Салют-7» и космической станции «Мир».

1.18. Телевизионные системы дистанционного зондирования Земли

Телевизионная съемка ведется в оптическом диапазоне (0,4 – 1,1 мкм). Сущность телевизионной съемки заключается в том, что оптическое изображение местности преобразуется в электрический видеосигнал. Телевизионные приемники относятся к оптико-электронным системам дистанционного зондирования Земли. Телевизионные камеры состоят из объектива, фокусирующего изображение на светочувствительную поверхность (ПЗС-сенсор или электронно-лучевая трубка), блоков считывания информации и формирования сигнала для передачи на Землю. Радикальное отличие телевизионной камеры от фотографической заключается в том, что изображение проектируется на светочувствительный экран, на котором изображение преобразуется в электронный видеосигнал.

К достоинствам оптико-электронных приемников относится гораздо большая их светочувствительность по сравнению с фотоматериалами. Это важно при съемках в условиях малой освещенности и низкой отражательной способности снимаемых объектов. Однако, они имеют значительно меньшую

разрешающую способность, чем фотопленка, а также значительные геометрические искажения.

В телевизионных камерах используются два вида передающих устройств: диссекторные и видиконовые. Первые оснащены широкоугольным объективом, что позволяет охватить значительные по площади территории. Светочувствительным элементом в них служит фотокатод, работа которого основана на внешнем фотоэффекте (рисунок 40). Фотокатод диссектора, на который проектируется оптическое изображение, испускает электроны с плотностью, пропорциональной освещенности.

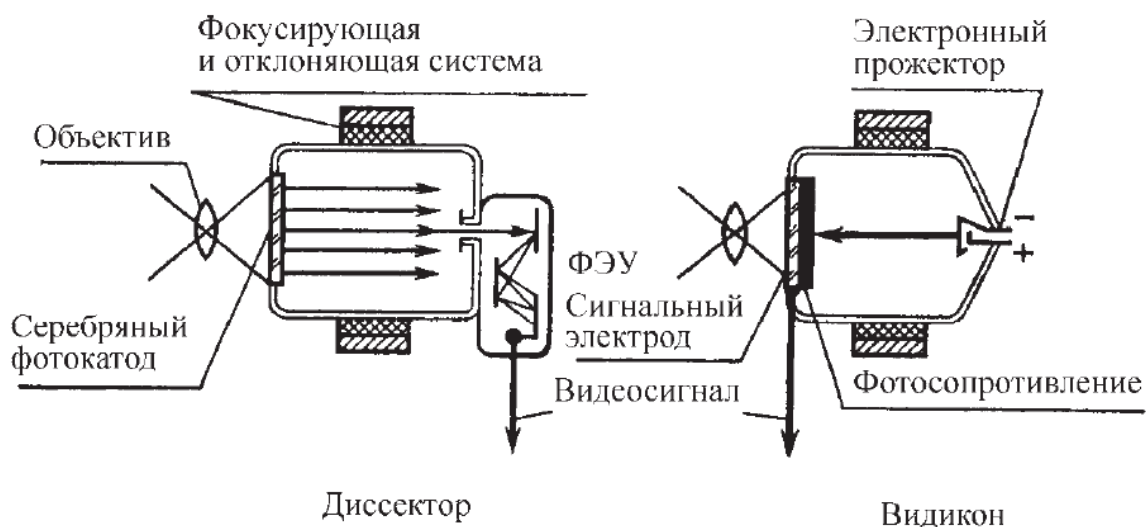


Рисунок 40 – Схема работы разных видов телевизионных приемников

Так создается электронное изображение, элементарные участки (элементы) которого с помощью отклоняющей системы последовательно подводятся к входному отверстию фотоэлектронного умножителя, вырабатывающего электрический видеосигнал. В результате развертки двумерное изображение, преобразованное в одномерную функцию изменения напряжения во времени, можно передать по одному каналу связи. Эти телевизионные камеры используются для глобальных съемок с геостационарных спутников. Впервые такая камера была установлена на спутнике «Молния-1». Недостатком таких телевизионных камер является невысокая разрешающая способность при широком угле зрения и громоздкость аппаратуры. Более широкое применение при дистанционном зондировании получили телевизионные камеры с видиконовыми передающими трубками, где в качестве светочувствительного экрана используется полупроводниковый фотоэлемент, работа которого основана на внутреннем фотоэффекте.

На плоскую поверхность прозрачного в требуемом спектральном интервале баллона трубки напыляется тончайшая пленка металла — сигнальный электрод, на которую наносится слой полупроводника (фотосопротивление). Если спроектировать изображение на светочувствительную мишень, то отдельные ее

участки вследствие внутреннего фотоэффекта изменяют электрическое сопротивление обратно пропорционально их освещенности. В результате оптическое изображение создает на светочувствительной мишени электрическое изображение (потенциальный рельеф) из положительных зарядов. Видеосигнал формируется на сигнальном электроде в процессе разряда мишени электронным лучом, быстро облетающим всю мишень. Движение луча по мишени обеспечивает отклоняющая система трубки, а образование узкого луча — фокусирующая. Чем меньше диаметр луча и, следовательно, больше строк сканирования, тем более мелкие детали различаются в телевизионном изображении. Современные трубки космических телевизионных систем обеспечивают 500 – 1000 строк развертки при размерах мишени 0,5 – 5 см. Высокая чувствительность мишеней с внутренним фотоэффектом, применяемых в видиконе, позволила упростить трубку и уменьшить ее размеры, что очень важно для орбитальной съемки. В видиконе, в отличие от диссектора, электрическое изображение в виде зарядов образуется (накапливается) в течение всего времени между очередными циклами считывания потенциального рельефа электронным лучом. Этот принцип повышает эффективность работы трубки и позволяет формировать телевизионное изображение в виде отдельных кадров.

1.19. Системы сканирования земной поверхности

Просмотр земной поверхности мгновенным полем зрения может осуществляться вращением всего космического аппарата или вращением корпуса всей оптической системы относительно космического аппарата. Однако наибольшее распространение в сканирующих радиометрах получили оптические схемы при неподвижных корпусах спутника и радиометра. В этом случае сканирование осуществляется движением головного зеркала, например плоского зеркала, расположенного под углом 45° к оси вращения двигателя (рисунок 41, а).

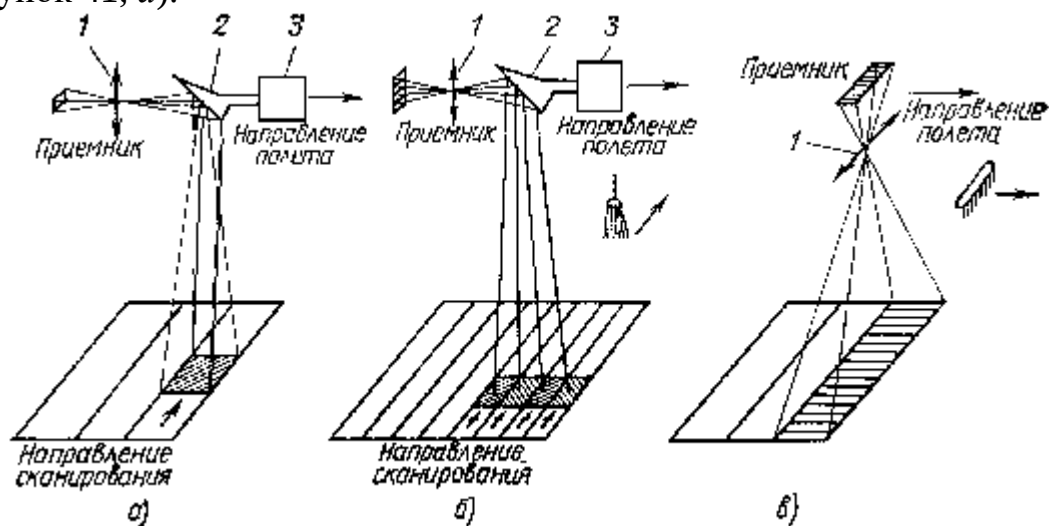


Рисунок 41 — Схемы сканирования земной поверхности: а — одноплощадочный приемник; б — сканирование «метелкой»; в — сканирование «щеткой»; 1 — оптическая система; 2 — сканирующее зеркало; 3 — привод

Если вернуться теперь к исходной схеме, предназначенной для регистрации излучения Земли, то становится очевидным, что, вращаясь, зеркало будет последовательно отражать на приемник излучение Земли и внутренней полости прибора.

Если совместить оптическую ось аппаратуры с направлением полета, то зеркало обеспечит вращение мгновенного поля зрения в плоскости, перпендикулярной направлению полета. В результате при каждом обороте зеркала будет просматриваться полоска на поверхности Земли, расположенная перпендикулярно направлению полета.

Пространственный угол с вершиной в центре входного отверстия аппаратуры, образуемый направлениями на крайние точки полосы, просматриваемой на поверхности Земли, определяет поле обзора и характеризует полосу захвата аппаратуры на местности.

По аналогии с телевизионной терминологией просмотр полосы местности путем механического сканирования называют строчной разверткой, а само изображение полосы – строкой.

При поступательном движении спутника строка, просматриваемая при следующем обороте зеркала, будет расположена на местности рядом с первой строкой. Получение изображения за счет сложения отдельных строк по мере перемещения спутника подобно формированию телевизионного изображения при кадровой развертке строк.

Частота вращения или колебания и мгновенный угол зрения выбираются с таким расчетом, чтобы обеспечить просмотр местности без пропусков между строками и без наложения строки на строку.

Приемник в аппаратуре преобразует излучение элементов ландшафтов в электрические сигналы строка за строкой непрерывно в процессе движения, т. е. изображение получается за счет комбинации двух движений во взаимно перпендикулярных направлениях – движения спутника по орбите и поперечного механического сканирования.

Отметим, что чувствительный элемент приемника может иметь как прямоугольную (см. рисунок 41, а), так и круглую форму. В последнее время широкое распространение получили приемники, состоящие из нескольких чувствительных элементов, размещенных на одной плоскости. Как правило, отдельные чувствительные площадки прямоугольной формы в таком приемнике располагают в ряд как можно ближе друг к другу.

Преимущества, которые может обеспечить линейка из приемников при создании сканирующей аппаратуры, обеспечиваются за счет размещения линейки из приемников излучения в фокальной плоскости объектива вместо одноплощадочного приемника существенно повышает пространственное разрешение аппаратуры.

На рисунке 41, б была показана линейка из чувствительных площадок, ориентированная параллельно плоскости главного вертикала и обеспечивающая просмотр сканирующим зеркалом одновременно нескольких полос поперек

трассы. Этот метод просмотра Земли можно назвать сканированием «метелкой», поскольку происходит как бы «подметание» земной поверхности группой строк при одном обороте сканирующего зеркала. За счет орбитального смещения спутника следующий взмах «метелки» будет расположен на поверхности Земли рядом с предыдущим.

Изложенные выше принципы развертки поверхности Земли с помощью головного сканирующего зеркала лежат в основе большинства космических радиометров и называются сканерами с разверткой в плоскости предмета или объекта съемки. При этом объектив системы собирает излучение на приемник малых размеров, расположенный в фокусе объектива.

Как известно, настоящим бичом для оптических приборов является абберрация, состоящая в том, что лучи, идущие из одной какой-нибудь точки предмета, после выхода из оптической системы собираются не строго в точку, а в небольшую фигуру рассеяния.

Абберрации увеличивают рассеяние лучей, происходящее по законам геометрической оптики, перераспределяют энергию в плоскости изображения, давая некоторое сгущение в центре с уменьшением освещенности на краю, т. е. образуют так называемые кружки рассеяния.

Пригодность оптических систем, формирующих изображение, для анализа малоразмерных деталей съемки ограничена размерами минимального кружка рассеяния. Площадь этого кружка определяет ту минимальную площадь, внутри которой могут быть замечены изменения в распределении потока излучения.

При этом величину мгновенного угла поля зрения отождествляли с разрешающей способностью аппаратуры. Представим себе теперь, что размер кружка рассеяния превышает размер приемника. Совершенно очевидно, что пространственное разрешение аппаратуры в этом случае будет определяться уже не размером приемника, а кружком рассеяния. Следовательно, оценку реальной разрешающей способности аппаратуры необходимо выполнять с учетом кружка рассеяния всей оптической системы.

Два любых точечных источника излучения могут быть разрешены только в том случае, когда расстояние между ними превышает размеры мгновенного угла зрения при условии, что размеры кружка рассеяния в плоскости изображения меньше размеров приемника излучения.

Для рассмотренных способов съемки с разверткой зеркалом в плоскости объекта изображаемые сюжеты проецируются постоянно вблизи фокуса оптической системы. Как уже отмечалось, абберрации минимальны именно вблизи фокуса.

В связи с этим в схемах с головным сканирующим зеркалом проще обеспечить кружок рассеяния, не превышающий размер приемника излучения. Поэтому схемы со сканированием в плоскости объекта съемки практически легче реализуются и получили наибольшее распространение.

Однако можно отказаться от головного сканирующего плоского зеркала и просматривать изображение, создаваемое оптической системой в фокальной плоскости, одним или несколькими приемниками излучения. Такой способ

сканирования называется разверткой в плоскости изображения (один из примеров осуществления схемы сканирования в плоскости изображения был приведен на рисунке 41, в).

Линейный массив маленьких приемников излучения располагается перпендикулярно направлению движения в фокальной плоскости объектива. Поперечное сканирование вдоль строки осуществляется считыванием электрических сигналов приемников линейки одним за другим от начала линейки до ее конца. Сканирование от строки к строке совершается, как и в предыдущих схемах.

Такой способ сканирования иногда называют щеточным, где «щетинки» от «щетки» представляют собой мгновенные поля зрения каждого приемника линейки, пробегающие по поверхности Земли всем своим рядом в процессе движения спутника, создавая изображение Земли в полосе, охватываемой полем обзора линейки.

На максимальное число мгновенных углов зрения по ширине изображения накладываются ограничения, связанные с абберациями оптической системы, поскольку чем больше приемников в линейке, тем они будут располагаться все дальше от фокуса оптической системы, где искажения увеличиваются.

1.20. Аппаратура для инфракрасной съемки земной поверхности

Данные виды съемок выполняются с использованием инфракрасных сканирующих радиометров, однако различаются диапазоном спектра, в которых они проводятся.

Инфракрасная оптическая съемка ведется в длинноволновой зоне оптической части спектра с длиной волн в пределах от 0,76 до 1,75 мкм. В этих системах в качестве приемников применяются фотонные детекторы, чаще кремниевые (0,4-1,1 мкм) и германиевые (1,1-1,75 мкм).

Источником инфракрасного излучения является земная поверхность, нагретая Солнцем, внутренним теплом Земли или искусственными источниками тепла.

Сканерные инфракрасные снимки используются при изучении влажности почвогрунтов и видового состава растительности.

Инфракрасная тепловая съемка может выполняться в диапазоне от 3 до 30 мкм. Однако успешное проведение дистанционных наблюдений земной поверхности со спутников и самолетов, в данном диапазоне, во многом зависит от правильного выбора окон прозрачности атмосферы, т.е. участков электромагнитного спектра, на которых влияние паров воды, атмосферных газов и аэрозолей на излучение Земли минимально. В инфракрасном тепловом диапазоне выделяются два окна прозрачности 3,0-4,5 мкм и 8,5-14,0 мкм. На второе окно прозрачности приходится максимум теплового излучения, абсолютный максимум приходится на 10 мкм. Однако в окрестностях полосы 9,6 мкм находится участок сильного поглощения атмосферой, которое связано со стратосферным слоем озона. Поэтому с этим необходимо считаться при съемке из КЛА.

Практически в основном используются окна прозрачности 3-5 мкм, 8-12 или 10-14 мкм.

В диапазоне 3-5 мкм тепловую съемку целесообразно проводить в ночное время, так как в дневное время существенные помехи вносит солнечная радиация. Кроме того, учитывая, что рассеяние в инфракрасном диапазоне меньше, чем в видимом, тепловую съемку можно проводить в условиях сильной дымки (обусловленной пожарами или промышленными выбросами) или слабого тумана, в данном случае она имеет существенное преимущество перед телевизионной и фотографической съемкой и позволяет получать снимки с изображением хорошего качества.

С 1978г. для проведения тепловой съемки с самолета используется серийный тепловизор «Вулкан», имеющий два спектральных диапазона 3-5 и 8-13 мкм.

Для тепловой космической съемки используются специальные сканирующие радиометры или же оптико-механические сканеры, которые в отдельных каналах ведут тепловую съемку. В качестве приемников инфракрасного теплового излучения используются фотонные детекторы. Принцип работы которых основан на фотографическом эффекте (фотодиоды) и явлении фотопроводимости (фоторезисторы) в твердых телах. Следует отметить, что максимально достигаемая разрешающая способность по спектру зависит от степени охлаждения детектора. Для получения высокой разрешающей способности в диапазоне 8-13мкм требуется охлаждение до -77°C и ниже. Для охлаждения приемников излучения применяют жидкий и газообразный азот. Наиболее перспективный метод охлаждения до -195°C на основе термоэлектрического эффекта при трехкаскадных термоэлектрических охладителях.

В основном ИК-радиометры поперечного сканирования имеют разрешающую способность по температуре порядка $0,25^{\circ}\text{C}$ и позволяют различать до 10-12 градаций температур их контрастов поверхности с точностью менее 1°C при аэросъемке и $2-3^{\circ}$ с ИСЗ.

В последнее время отмечена тенденция по разработке систем, где совмещены функции радиометра, спектрометрического радиометра и тепловизора. Это так называемые видеоспектрометрические радиометры, позволяющие получать тепловые изображения земной поверхности в нескольких спектральных каналах и одновременно измерять спектральное распределение энергии излучения.

Однако на возможность измерения в инфракрасном диапазоне сильно влияют метеорологические условия (облака, дождь), и поэтому обзор всей поверхности часто оказывается невозможным. Таким образом, при наличии облаков приборы, предназначенные для работы в окнах прозрачности атмосферы ИК диапазона, регистрируют верхнюю поверхность облаков как источник излучения. Поэтому есть специальные радиометры для установления распределения водяного пара работающих на волне 6,7мкм и облаков на волне 10-12 мкм.

Основные направления использования ИК тепловой съемки:

- поиски и изучение термальных вод;
- использование энергетической службой для обнаружения «горячих точек» в силовых линиях электросетей;
- для изучения состояния теплосетей;
- поиски скопления грунтовых вод;
- изучение уровня режима грунтовых вод;
- оценка влажности почв на массивах орошения и осушения;
- выявление очагов заболевания лесной и культурной растительности;
- учет животных;
- тепловые инфракрасные снимки используются для компьютерного составления карт температуры водной поверхности океанов;
- оценка степени загрязнения рек и водоемов сточными водами и т.д.

1.20.1. Способы регистрации инфракрасного излучения

Приемники инфракрасного излучения являются, по существу, преобразователями энергии излучения в удобную для непосредственного измерения форму, например в электрический ток. Рассмотрим подробнее физические принципы, лежащие в основе приема, или, как говорят, детектирования инфракрасного излучения приемником.

По характеру взаимодействия электромагнитного излучения с чувствительным элементом приемники делят на две большие группы – тепловые и фотоэлектрические. В тепловых приемниках в результате поглощения излучения происходит его нагрев. Материал приемника выбран таким образом, чтобы это увеличение температуры привело к изменению свойств приемника, которое затем и воспринимается как выходной сигнал, обусловленный внешним облучением.

Известно несколько типов тепловых приемников: болометры, у которых при изменении температуры меняется электрическое сопротивление чувствительного элемента; термоэлементы, в которых возникает термоэлектродвижущая сила в цепи, состоящей из двух разнородных материалов, при нагревании места их спая; пироэлектрические приемники, в которых регистрируются приращения поверхностного заряда пироэлектрического материала при изменении его температуры в процессе нагрева излучением; оптико-акустические, в основе которых лежит свойство увеличения объема газа при повышении температуры.

В отличие от тепловых приемников, в которых нагрев материала поглощаемыми фотонами приводит к изменению измеряемых электрических свойств, в фотоприемниках имеет место прямое взаимодействие между падающими фотонами и электронами полупроводникового материала чувствительного элемента. Согласно представлениям зонной теории твердого тела уровни энергии, на которых могут находиться электроны атомов кристаллической решетки, образуют зоны (рисунок 42, а). Наивысшая энергетическая зона, заполненная электронами, называется валентной. Следующую за ней разрешенную зону, которая может быть и не заполненной

электронами, называют зоной проводимости. Между этими зонами расположен энергетический зазор, запрещенный для электронов квантовомеханическими законами.

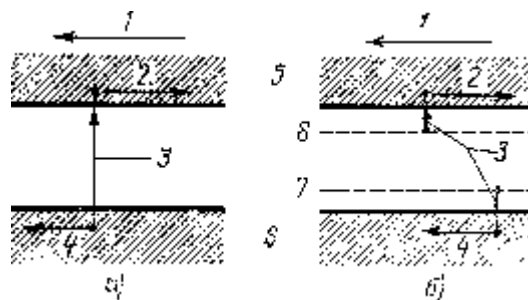


Рисунок 42 – Фотопроводимость собственная (а) и примесная (б): 1 – электрическое поле; 2 – электрон; 3 – фотовозбуждение; 4 – дырка; 5 – зона проводимости; в – валентная зона; 7 – акцепторный уровень; 8 – донорный уровень

Проводимость материала обеспечивается только электронами, находящимися в зоне проводимости. В полупроводнике ширина запрещенной зоны достаточно мала, так что даже при комнатной температуре энергия некоторых электронов из валентной зоны становится достаточной для их перехода через запрещенную зону в зону проводимости. Состояния, ранее занятые этими электронами, положительно заряжены и называются дырками. При наличии внешнего электрического поля электроны в зоне проводимости и дырки в валентной зоне будут передвигаться в противоположных направлениях, обеспечивая проводимость полупроводника.

Описанный чистый безпримесный полупроводник называется полупроводником с собственной проводимостью. Падающие на него фотоны отдают энергию валентным электронам, которые переходят в зону проводимости и образуют электронно-дырочные пары, изменяющие проводимость. Используя это явление собственной фотопроводимости приемники излучения называются фотосопротивлениями. Фотосигнал с приемника будет наблюдаться в том случае, когда энергия фотона превышает ширину запрещенной зоны. Поскольку для освобождения носителей тока (электронов и дырок) требуется некоторая минимальная энергия, характерная для данного материала, каждый тип приемника имеет длинноволновую границу, за которой энергия фотона уже недостаточна для создания носителей тока.

Для идеальных фотоэлектрических приемников излучения сигнал будет возрастать с уменьшением длины волны падающего потока фотонов, энергия которого поддерживается постоянной. С увеличением длины волны энергия каждого фотона уменьшается и при некоторой длине волны будет уже недостаточной для возбуждения носителей заряда: сигнал приемника будет резко уменьшаться. Эту длину волны, за которой приемник становится нечувствительным, называют точкой отсечки.

К сожалению, известные элементарные полупроводники – кремний Si и германий Ge – имеют точки отсечки соответственно при длинах волн 1,1 и 1,8 мкм. Ширина запрещенной зоны у двойных соединений – сульфида и селенида свинца (PbS, PbSe), арсенида индия (InAs), антимонида индия (InSb) – уже, чем у Si и Ge. Они обладают собственной фотопроводимостью вплоть до длинноволновой границы 2,9; 5,4; 3,2 и 5,4 мкм соответственно для PbS, PbSe, InAs и InSb.

В связи с этим серьезные усилия были предприняты в направлении создания приемников излучения с собственной проводимостью для области спектра в диапазоне длин волн 8 – 12 мкм. В 60 – 70-х годах были получены так называемые тройные соединения теллурид ртути – кадмия (HgCdTe) и теллурид свинца – олова (PbSnTe), представляющие собой полупроводниковый сплав, ширина запрещенной зоны которого зависит от количественного содержания составных компонентов в смеси. Варьируя состав сплава HgCdTe, можно получать граничную длину волны, непрерывно изменяющуюся в широком диапазоне длин волн от 1 до 30 мкм. Достижения в технике инфракрасного зондирования Земли оказались возможными благодаря разработке именно таких высококачественных узкозонных фотоприемников.

Другим способом сдвига порога в сторону более длинных волн для полупроводниковых материалов с широкой запрещенной зоной является введение других чистых полупроводников в небольших количествах примесей. В результате легирования исходного материала примесями на энергетической диаграмме (см. рисунок 42, б) в запрещенной зоне появляются энергетические уровни примеси. Атомы примеси, энергетические уровни которых расположены вблизи валентной зоны, способны забирать (акцептировать) электроны из основного вещества. Дырки, возникающие при этом в валентной зоне, становятся зарядоносителями. Такие примеси, приводящие к недостатку электронов, называются акцепторными.

Соответственно примеси, уровни которых размещены вблизи зоны проводимости, могут отдавать электроны при возбуждении, действуя как доноры электронов и обеспечивая электронную проводимость материала. Подобная проводимость называется примесной фотопроводимостью и наблюдается в том случае, когда энергия падающих фотонов недостаточна для образования электронно-дырочной пары при переходе из валентной зоны в зону проводимости, но ее хватает, чтобы возбудить атом примеси до состояния, когда образуется свободная дырка и связанный на акцепторном уровне электрон и свободный электрон и связанная дырка на донорном уровне. Длинноволновая граница примесной фотопроводимости определяется шириной узкой энергетической зоны между валентной зоной и акцепторным уровнем или между донорным уровнем и зоной проводимости.

Для создания приемников излучения с областью спектральной чувствительности, соответствующей «атмосферному окну» в интервале длин волн 8 – 14 мкм, в качестве основной кристаллической решетки чувствительного элемента применяют Ge, в качестве примеси – Hg. У фотоприемников с

примесной проводимостью на основе Si легирующей добавкой могут служить Си, В, Al, Р, As, Sb. Длинноволновая граница этих приемников изменяется в пределах длин волн от 16 до 30 мкм. Фотопроводимость полупроводников с собственной и примесной проводимостью заключается в изменении электропроводности материала под действием падающего на него инфракрасного излучения и измеряется с помощью электродов, присоединенных к образцу.

Фотопроводимость – наиболее простой, но не единственный из фотоэлектрических эффектов, широко используемых в фотоприемниках инфракрасного излучения.

Однако при регистрации теплового излучения с помощью фотоприемников возникает следующее серьезное затруднение: приемник становится неработоспособным при рабочей комнатной температуре. Дело в том, что электрические эффекты связаны с возникновением носителей тока в полупроводнике под действием падающих фотонов. Для материала с широкой запрещенной зоной лишь отдельные электроны за счет теплового движения смогут преодолеть этот барьер: Однако этот конкурирующий процесс освобождения носителей приобретает исключительно важное значение, когда энергия активации носителей становится все меньше и меньше.

Рассмотренные нами узкозонные полупроводники с собственной проводимостью и полупроводники с примесной проводимостью, пригодные для регистрации длинноволнового излучения, при данной температуре будут иметь тем больше носителей, возбужденных термическим путем, чем уже их запрещенная зона. На фоне этих тепловых носителей могут, как говорят, потеряться носители, возбужденные фотонами. Если уменьшить тепловые колебания кристаллической решетки путем охлаждения полупроводникового материала, то количество тепловых носителей тока может быть снижено даже для узкозонных фотоприемников.

Необходимая степень охлаждения приемника зависит от величин минимальной энергии, достаточной для освобождения носителей для данного материала, т. е. от ширины его запрещенной зоны. Считают, что приемники, имеющие длинноволновую границу fotocувствительности в ближнем инфракрасном диапазоне до 3 мкм, еще могут работать при комнатной температуре. Для приемников с длинноволновой границей 4 – 5 мкм уже требуется охлаждение до температуры сухого льда (195 К). Приемники, работающие на основе собственного фотоэффекта и чувствительные в интервале длин волн 8 – 14 мкм, должны охлаждаться до температуры жидкого азота (77 К). Приемники, точки отсечки которых лежат в области больших длин волн, необходимо охлаждать до еще более низких температур. Для приемников с длинноволновой чувствительностью до 30 мкм охлаждение производится до температуры жидкого гелия (4,2 К).

1.20.2. Характеристики приемников излучения

Приемники инфракрасного излучения имеют следующие характеристики: спектральная чувствительность, постоянная времени, обнаружительная способность.

Спектральная чувствительность показывает, как изменяется выходной сигнал приемника с длиной волны падающего на него излучения. Приемники разделяют на неселективные, чувствительность которых не зависит от длины волны, и селективные, которые чувствительны к инфракрасному излучению только в ограниченном спектральном диапазоне.

Постоянная времени приемника, определяющая его быстродействие, характеризует быстроту нарастания электрического сигнала по отношению к приходу потока излучения. Этот параметр представляет собой промежуток времени от начала облучения приемника до момента, когда выходной сигнал достигнет определенной части установившегося сигнала при длительном облучении. Постоянная времени определяет максимально допустимую частоту изменения приходящего потока излучения и колеблется от нескольких секунд до долей микросекунды.

Обнаружительная способность D , характеризует способность приемника регистрировать минимальные потоки излучения. В материале приемника и в цепи его включения носители заряда всегда находятся в хаотическом тепловом движении, в результате которого в любой момент времени число, например, электронов, движущихся в приемнике в одном направлении, не равно числу электронов, движущихся в противоположном направлении, что создает на выходе приемника непрерывно изменяющийся сигнал. Случайный характер носят и тепловые движения самой кристаллической решетки материала приемника, приводящие к изменению числа носителей зарядов. Имеются и другие случайные явления, например изменения сопротивления в местах контактов, на поверхности приемника, случайные колебания температуры приемника относительно некоторого среднего значения, также приводящие к случайным электрическим сигналам на выходе приемника.

Хаотические сигналы со случайными амплитудой и частотой, возникающие в цепи включения приемника, называют шумами. Собственный шум приемника ограничивает тот минимальный поток излучения, который можно зарегистрировать с помощью оптико-электронной системы.

При сравнении приемников по способности к обнаружению минимального потока излучения лучшим будет приемник, который обладает меньшим собственным шумом. При решении проблемы измерения сигнала в присутствии шума особенно удобно оперировать понятием отношения сигнал/шум. Критерием качества приемника служит величина отношения сигнал/шум при мощности падающего излучения, равной 1, которая показывает, во сколько раз значение шума меньше 1. Чем эта величина, называемая обнаружительной способностью D , больше, тем лучше приемник.

После ознакомления с параметрами приемников излучения становятся очевидными существенные отличия между тепловыми и фотоэлектрическими

приемниками, определяющие области их применения в инфракрасной аппаратуре. Приемники, использующие тепловые эффекты, являются неселективными. Процесс нагрева чувствительного элемента излучением является инерционным, и поэтому постоянная времени в таких приемниках очень большая (от нескольких миллисекунд до нескольких секунд), что резко ограничивает их применение в различных оптико-электронных системах. По обнаружительной способности тепловые приемники также существенно уступают современным фотоэлектрическим приемникам.

По сравнению с тепловыми фотоэлектрические приемники обладают существенно меньшей инерционностью (постоянная времени фотоприемников $10^{-6} - 10^{-9}$ с). Спектральная чувствительность их возрастает с ростом длины волны вплоть до длинноволновой границы, за которой электрический «фотоотклик» приемника падает до нуля, т. е. они являются селективными приемниками.

Диапазон чувствительности фотоприемника зависит от свойств использованного материала. Имеющееся разнообразие фоточувствительных материалов позволяет обеспечить регистрацию инфракрасного излучения практически на любой длине волны интересующего нас диапазона спектра.

1.20.3. Характеристики инфракрасной аппаратуры дистанционного зондирования

Вернемся, однако, к бортовому оптико-электронному устройству инфракрасного диапазона, принципиальные черты которого были представлены на рисунках 41 и 42. Теперь, когда описаны основные его компоненты, приведены их характеристики, попытаемся проанализировать некоторые факторы, определяющие эффективность аппаратуры.

В конечном счете выбор параметров аппаратуры должен обеспечить на выходе электронного канала отношение сигнал/шум, гарантирующее заданную точность измерения яркости Земли.

В ряде новых приборов отмечается целенаправленный отказ от чисто оптических и механических средств измерения данных и отдается предпочтение сложным комплексным системам, в которых доминирующую роль играет электроника.

Качество приборов для таких измерений определяется величиной минимального сигнала, который можно зарегистрировать на фоне шума. Для оценки чувствительности систем, образующих тепловые изображения, применяют разность температур ΔT , понятие, эквивалентное шуму. Величина ΔT определяется как температура абсолютно черного тела, которое создает на выходе прибора сигнал, равный шуму. Чем меньшую разность температур ΔT может зарегистрировать аппаратура, тем она чувствительнее. Для лучших образцов бортовых сканирующих устройств ΔT не превышает десятых долей кельвина и определяет радиационную чувствительность и разрешающую способность аппаратуры.

Очевидно, что величина ΔT тем меньше, чем больше поток излучения, приходящий на приемник, и чем выше обнаружительная способность

приемника D^* . Или, иными словами, величина пороговой разности температур ΔT обратно пропорциональна потоку излучения, поступающему на приемник, и обнаружительной способности приемника. В связи с этим становится очевидным, почему такие большие усилия прилагаются в направлении увеличения обнаружительной способности инфракрасных приемников. Как уже отмечалось, величина потока излучения, собираемого оптической системой, определяется эффективной площадью входного зрачка, и следовательно, радиационная чувствительность аппаратуры будет улучшаться с увеличением диаметра объектива аппаратуры d . В процессе сканирования приемник воспринимает излучение от площадки земной поверхности, охватываемой мгновенным углом поля зрения α . Значит, повышение пространственного разрешения (уменьшение α) снижает принимаемый приемником поток излучения и ухудшает радиационное разрешение при неизменных остальных характеристиках аппаратуры.

Для анализа взаимосвязей между параметрами аппаратуры с учетом ряда допущений можно воспользоваться следующим упрощенным соотношением, справедливым для сканирующих устройств с фотосопротивлением в качестве приемника: $\alpha^2 d \cdot n^{1/2} = \text{const}$, где n – число элементарных приемников в линейке. При этом предполагается, что радиационное разрешение ΔT , спектральная полоса пропускания $\Delta \lambda$, угловая ширина полосы обзора Ω , обнаружительная способность приемника, коэффициенты полезного действия оптической системы, электронного тракта, способа сканирования и другие конструктивные признаки остаются неизменными для данного класса сканирующих устройств.

Безусловно, приведенная формула отражает лишь общие соотношения между параметрами аппаратуры α , d и n

Возможности практического применения информации, получаемой с помощью инфракрасной аппаратуры, значительно расширяются при увеличении пространственной разрешающей способности. Опираясь на приведенную формулу, попытаемся оценить, как будет улучшаться пространственная разрешающая способность аппаратуры с увеличением диаметра ее апертуры и числа приемников. На рисунке приведены результаты расчетов при увеличении диаметра оптической системы до 3 м при применении в аппаратуре одно- и двухплощадочных приемников, линеек с количеством чувствительных площадок 20, 200 и 2000. В качестве базовой аппаратуры при расчетах использованы характеристики многоканального сканирующего устройства, установленного на одном из американских спутников для исследования природных ресурсов Земли: $\alpha = 0,26$ мрад, $d = 23$ см, $n = 2$.

Имеется еще один важный аспект влияния характеристик приемника излучения на разрешающую способность сканирующего устройства, связанный с его постоянной времени. Дело в том, что сканирование одной строки изображения происходит с определенной скоростью. При этом просмотр пространственного угла обзора Ω мгновенным углом α может выполняться как механическими, так и электронными средствами. В любом случае число элементов разрешения равно углу обзора Ω , деленному на мгновенный угол

зрения α , и следовательно, съем информации с каждого элемента разрешения поверхности Земли производится за некоторое конечное время.

Очевидно, что уменьшение величины α при заданной зоне обзора приводит к снижению времени «пребывания» излучения от элемента разрешения на приемнике в процессе сканирования. Возникает риск того, что время съема информации с одного элемента разрешения станет меньше постоянной времени приемника, в результате чего уменьшится чувствительность приемника. Для того чтобы предотвратить ухудшение характеристик системы при заданной скорости обзора, необходимо применить более быстродействующий приемник или увеличить число приемников в линейке. Как мы уже знаем из предыдущих разделов брошюры, изыскательские работы в области приемников инфракрасного излучения в последнюю четверть нашего века были направлены на повышение быстродействия и плотности упаковки приемников. Эти достижения и обусловили возможность создания сканирующих устройств с высоким разрешением.

Одной из главных характеристик аппаратуры является ее спектральная полоса пропускания, определяемая спектральной чувствительностью приемника и свойствами оптического фильтра. Как уже отмечалось, для ряда задач дистанционного зондирования Земли необходимо производить измерения излучения с высокой радиометрической точностью в достаточно узком интервале длин волн $\Delta\lambda$. Естественно, что поток излучения, поступающий на приемник, будет уменьшаться при сужении спектральной полосы пропускания аппаратуры. Поэтому в системах дистанционного зондирования с высоким спектральным разрешением для сохранения температурной чувствительности ΔT приходится либо пожертвовать пространственным разрешением α , либо увеличивать число площадок приемника n и диаметр апертуры α . Таким образом, набор параметров d и n определяет отношение сигнал/шум сканирующего устройства и ограничивает тем самым увеличение пространственной и спектральной разрешающих способностей при неизменности остальных характеристик системы.

Существенно усложняется обработка и передача на Землю результатов измерений, необходимы информативные каналы связи с высокой скоростью передачи данных. С увеличением разрешающей способности возрастают требования к системе стабилизации космического аппарата в пространстве, поскольку от точности этой системы зависит «смазывание» элементов изображения, погрешность их привязки к поверхности Земли.

1.21. Лазерные сканирующие системы

Быстрое развитие лазерных технологий привел к революции в сборе геопространственных данных. К новым методам относятся и лазерные технологии, в частности, метод лазерного сканирования поверхности Земли. Носителем лазерной сканирующей аппаратуры являются самолеты, БЛА, вертолеты, космические летательные аппараты. Существуют также наземные лазерные сканеры.

Лазерное сканирование работает так же, как и лазерное измерение расстояний: посланный сигнал отражается от объекта и возвращается на приемник.

Системы лазерного сканирования называются лидарами (от англ LIDAR – Light Detection and Ranging) и работают по принципу получения непрерывно серии полос сканирования. Лазерный луч в пределах одной полосы отклоняется зеркалом или призмой, а набор полос получается вследствие движения носителя.

Таким образом, под лидаром понимается лазерный локаатор, предназначенный для ДЗ неоднородностей атмосферы, водной среды и земной поверхности.

Лидар состоит из лазера-передатчика, приемной оптической системы, оптического детектора и регистратора. Принцип действия основан на расшифровке эхо-сигнала среды, возникающего от посылки в нее короткого светового импульса. Так как в любой фиксированный момент времени падающее на приемник излучение приходит из ограниченного участка среды, то временная развертка регистрируемого сигнала несет информацию о пространственной структуре среды вдоль трассы зондирования.

Эхо сигнал среды может быть порожден люминесценцией или аэрозольным, комбинационным, резонансным, молекулярным рассеянием. В зависимости от назначения с помощью лидаров можно изучать аэрозольный и газовый состав, концентрацию частиц, их распределение по размерам, скорость ветра и течений, влажность, температуру и давление атмосферного воздуха, формы и размеры предметов земной поверхности и др.

Конструктивно излучатель и приемная часть могут быть объединены, так что для посылки сигнала и для регистрации отраженного излучения используется один и тот же объектив. Такие приемники позволяют исследовать характеристики среды в относительной близости локатора.

На больших расстояниях диапазон изменения энергии регистрируемого сигнала может существенно превышать динамический диапазон фотоприемников и системы регистрации. В этом случае применяют лидары с разнесенной приемной и регистрирующей частью. При работе такого аппарата по трассе зондирования образуется безсигнальная зона, длина которой определяется отстоянием источника от приемника и их апертурным углом.

Основными преимуществами лидарных систем является дистанционность, оперативность, информативность, высокое пространственное и временное разрешение.

Кроме лазера, посылающего сигналы, на носителе установлен GPS-приемник для фиксации координат положения оптического центра лазерной системы, а также инерциальную навигационную систему INS, которая фиксирует углы наклона платформы с лазером (по аналогии с АФА), то есть углы α и ω . Фиксация данных GPS+INS дает возможность определить пространственное положение центра S в момент посылки светового импульса, а также положение вектора SA, соединяющего центр со снимаемой точкой местности. В итоге определяются координаты точек земной поверхности.

Совокупность отражения точек лазерных лучей составляет нерегулярную сеть с большим количеством таких точек. Густота точек зависит от частоты генерирования импульсов. Если система генерирует 100 кГц, то за секунду фиксируется 100000 точек.

Кроме упомянутой аппаратуры, такие системы оснащены и вспомогательной аппаратурой – одной или двумя видеокамерами. Первая камера ориентирована в надира, а вторая в 45 градусов от надира в направлении земли и направлена вперед. Эти изображения можно использовать как дополнения к построенной сканером ЦМР.

Современные лидары дают возможность фиксировать несколько отражений луча от объекта. Например, луч падает на крону дерева, то первое отражение будет от кроны, а второе – от поверхности Земли, поскольку лазерный луч проникает сквозь крону деревьев. Это дает возможность построить ЦММ лесного покрытия, крыш домов, проводов ЛЭП.

Первый возвращенный сигнал является наиболее показательным и будет соответствовать самому высокому объекту ландшафта, такому как, например, верхушка дерева либо крыша здания. Первый отраженный сигнал может также соответствовать и земной поверхности. В этом случае лидаром будет захвачено только одно отражение.

Большое количество возвратов используется для получения высот нескольких объектов, находящихся на пути лазерного импульса. Отраженные сигналы из середины «спектра» обычно соответствуют растительности, а последние отраженные сигналы используются для моделей собственно поверхности земли. Последнее отражение, однако, не всегда будет соответствовать земле. К примеру, рассмотрим случай, когда импульс попадает в толстую ветку и не достигает земной поверхности. В этом случае последнее отражение произошло не от земли, а от ветки.

Рассмотрим принципиальную схему лидара, приведенную на рисунке 43.

Большинство лидаров, как показано на рис. 43 состоит из трех частей: передающей части (а), приемной части (б) и системы управления (в).

Передающая часть (а) лидара содержит источник излучения - лазер и оптическую систему для формирования выходного лазерного пучка, т.е. для управления размером выходного пятна и расходимостью пучка.

В абсолютном большинстве конструкций излучателем служит лазер, формирующий короткие импульсы света высокой мгновенной мощности. Периодичность следования импульсов или модулирующая частота выбираются так, чтобы пауза между двумя последовательными импульсами была не меньше, чем время отклика от обнаружимых целей (которые могут физически находиться дальше, чем расчетный радиус действия прибора). Выбор длины волны зависит от функции лазера и требований к безопасности и скрытности прибора; наиболее часто применяются следующие длины волн:

-1550 нм -- инфракрасное излучение, невидимое ни глазу человека, ни типичным приборам ночного видения. Глаз не способен сфокусировать эти волны на поверхности сетчатки, поэтому травматический порог для волны 1550

существенно выше, чем для более коротких волн. Однако риск повреждения глаз на деле выше, чем у излучателей видимого света -- так как глаз не реагирует на ИК излучение, то не срабатывает и естественный защитный рефлекс человека

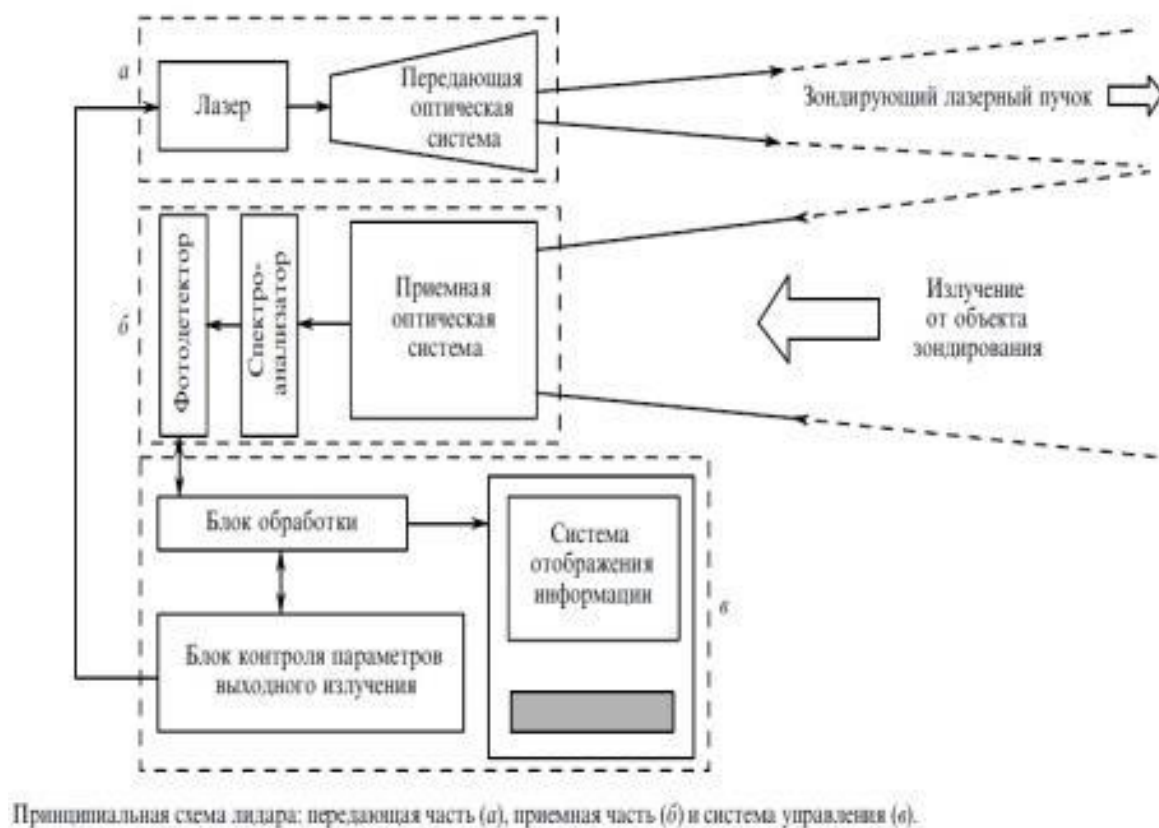


Рис. 43. Принципиальная схема лидара

-1064 нм -- ближнее инфракрасное излучение неодимовых и иттербиевых лазеров, невидимое глазу, но обнаружимое приборами ночного видения

-532 нм -- зеленое излучение неодимового лазера, эффективно «пробивающее» массы воды

-355 нм -- ближнее ультрафиолетовое излучение

Приемная часть (б) состоит из объектива (телескоп), спектрального и/или пространственных фильтров, поляризационного элемента и фотодетектора. Излучение, отраженно-рассеянное от исследуемого объекта, концентрируется приемной оптикой (телескопом), а затем проходит через анализатор спектра. Этот прибор служит для выделения интервала длин волн, в котором проводятся наблюдения, и, следовательно, для отсеки фонового излучения на других длинах волн. Анализатор может представлять собой либо сложный, тщательно настраиваемый моно- или полихроматор, либо набор узкополосных фильтров, включая фильтр отсеки излучения на длине волны лазерного передатчика.

Излучение лазера 1 формируется передающей оптической системой, которая коллимирует выходной пучок, минимизируя его расходимость. В состав передающей оптической системы 3 могут входить оптические фильтры, отсекающие побочное излучение, которое может возникать в некоторых типах

лазеров. Часть лазерного излучения отводится полупрозрачным зеркалом на блок 2 контроля выходного излучения, связанного с усилительно – преобразующим электрическим трактом и процессором. Блок контроля выходного излучения задает начало отсчета времени и используется для калибровки интенсивности импульса, необходимой для проведения количественной интерпретации данных.

Отраженное от объекта исследования излучение собирается приемной оптической системой 4 и поступает в спектроанализатор 5, предназначенный для выделения рабочего спектрального диапазона, в котором производятся измерения. Одновременно спектроанализатор подавляет фоновое излучение (помехи): осуществляет спектральную фильтрацию сигнала. Сигнал с выхода приемника излучения 6 усиливается, фильтруется и обрабатывается в цифровой или аналоговой форме.

Система управления(в) выполняет следующие задачи:

- Управление режимом работы лидара;
- Управление частотой зондирующего излучения лазера;
- Измерение энергии излучения в выходящем и принимаемом двухчастотном лазерном пучке на обеих частотах;
- Обработка результатов, т.е. получение спектральных характеристик атмосферы, определение наличия и концентраций примесей по имеющимся в базе данных компьютера «спектральным портретам» молекул;
- Управление системой наведения лидара на исследуемый объект.

1.21.1. Атрибуты точек лидара

Помимо позиционных значений x , y и z системой сохраняется также дополнительная информация. Для каждого лазерного импульса записываются и сохраняются следующие атрибуты: интенсивность, номер отражения, количество отраженных сигналов, значения классификации точки, крайние точки линии полета, значения RGB, время GPS, угол и направление сканирования. Ниже даны определения и описания атрибутов, которые можно получить для каждой точки.

Интенсивность - сила отражения лазерного импульса, соответствующего лидарной точке.

Номер отраженного сигнала - испускаемый лазерный импульс может создать до пяти отраженных сигналов в зависимости от объектов, от которых он отражается и возможностей лазерного сканера. Первый возвращенный импульс будет помечен как отраженный сигнал номер один, второй - как номер два и т.д.

Количество отраженных сигналов - количество возвращенных сигналов - это общее число отражений данного импульса. К примеру, точка лазерных данных может быть вторым отраженным сигналом из пяти отражений.

Классификация точек - каждая в дальнейшем обработанная точка лидара может содержать значение классификации, которое определяет тип объекта, отразившего лазерный импульс. Лидарные точки могут быть классифицированы на несколько категорий, таких, в том числе, как поверхность земли, верхняя

граница купола леса и водная поверхность. Классам присваиваются целочисленные значения кодов, хранящиеся в файлах las.

Ребро линии полета - точки отображаются в зависимости от значения, которое равно 0 либо 1. Точки, находящиеся на линии полета, имеют значение, равное 1, остальные - равное 0.

RGB - данным лидара может быть присвоен атрибут RGB. Эта атрибутивная информация часто берется из изображений, которые получаются одновременно с лазерной съемкой.

GPS-время - время GPS, соответствующее моменту испускания импульса. Значение времени соответствует числу прошедших секунд в неделе.

Угол сканирования - угол сканирования - это значение в градусах из диапазона от -90 до +90. При 0 градусов лазерный импульс испускается перпендикулярно и осуществляется съемка в надиру. При значении, равном -90 градусов, лазер испускает импульсы влево, а при +90 - вправо от самолета в направлении полета. Большинство систем лазерного сканирования работают в диапазоне от -30 до +30 градусов.

Направление сканирования - направление сканирования - это направление движения зеркала сканирующей системы в момент испускания системой лазерного сигнала. Значение, равное 1, соответствует положительному направлению сканирования, а равное 0 - отрицательному. Положительное направление означает, что сканер движется слева направо по направлению полета, а отрицательное - наоборот.

Современные лидары дают возможность регистрировать количество отраженной энергии. Так, система ATLM3100 регистрирует за одно измерение 12 бит информации. Это значит, что отраженная энергия является информацией для создания образа пиксела, от которого отразился луч. Степень отражения оптического сигнала, посылаемого в ближнем ИК диапазоне разная

По сравнению с АФС лидарная съемка имеет ряд преимуществ:

- Полученный образ не зависит от естественного освещения территории.
- Можно использовать при съемке из-под туч и ночью
- На изображении отсутствуют тени
- Для всей территории получается одна стереомодель.
- (схема формирования ортофотокарты средствами фотограмметрии и лидарграмметрии) .

•Технология обработки значительно отличается от фотограмметрии

В фотограмметрии нужно выполнить полевую разреженную привязку снимков, аэрофототриангуляцию, построение ЦМР, создание ортофотокарты на ЦФС.

В лидарграмметрии полевые работы не нужны, т.к. нет необходимости использования привязки снимков, как и в фототриангуляции.

В фотограмметрии модель строится по методу цифровой фотограмметрической засечки с двух снимков, а в лидарграмметрии - с одного и из одной точки в границах полосы сканирования. Все совокупность векторов

дает модель местности по всей полосе сканирования. Она непрерывна для всей линии полета.

Особое внимание заслуживает вопрос геометрического и ражимерического качества отснятого материала. Тут важными факторами становятся расхождения лазерного луча и влияние атмосферы. Расхождение составляет от 0,2 до 0,7 мрад, что дает пятно на поверхности $H/5000$ или $H/1300$. При высоте полета 1000 м получим 0,2 м. Фактически это будет размер пиксела на поверхности земли. Он определяет разрешающую способность снимка.

1.22. Радиолокационная аппаратура

Радарные методы основаны на использовании отраженных от земных объектов волн в микроволновом диапазоне (от 1 мм до 1 м). и принадлежит активным методам формирования образа. Антенна радара высылает электромагнитный импульс, который принимается той же самой или другой антенной, что зависит от физических принципов, заложенных в конструкцию прибора.

Для формирования образа используют радары бокового обзора. Среди них выделяют две группы:

- радар бокового обзора с реальной антенной (RAR – real aperture radar)
- радар бокового обзора с синтезированной антенной (SAR – synthetic aperture radar)

Радар типа RAR состоит из передатчика, приемника, приемно-передающей антенны, преобразователя и регистратора. Передатчик излучает в сторону короткий мощный импульс в границах плоской полосы широкого охвата в направлении перпендикулярном направлению полета и имеет охват в направлении полета.

В первую очередь отражается та часть сигнала, которая находится ближе к земной поверхности, а потом та, что дальше. Отраженный сигнал принимается приемником. Поскольку импульсы выслаются без перерыва, то действия радара будет непрерывная полоса – образ местности.

Оптическая плотность изображения зависит от интенсивности сигнала, которая в свою очередь зависит от: длины волны, отражательной способности объекта, возможности проникновения через растительность.

Дополнительным фактором является поляризация выслаемого сигнала либо в вертикальной H , либо в горизонтальной плоскости V . Поэтому зондирование может идти в 4-х комбинациях: HH , VV , HV , VH . Первая буква означает направление посланного сигнала, а вторая – принятого.

Важным показателем является разрешающая способность в виде размера элемента в наклонной плоскости R_H и горизонтальной R_r .

$$R_H = \frac{ct}{2}$$

$$R_r = \frac{ct}{2 \cos \theta}$$

где c – скорость распространения сигнала,

t – время послышки импульса,

θ – угол от горизонтальной прямой в направлении высланного импульса.

Иными словами, чем больше расстояние от радара до объекта, тем больше элемент R_H . При $\theta > 90$ (надир) элемент R_r будет бесконечно большим. Поэтому практикуется посылка сигнала не под самолет, а в сторону от надира.

В направлении, перпендикулярном полету (азимутальное), размер элемента определяется

$$R_a = D \frac{\lambda}{d}$$

где D – наклонное расстояние до объекта, λ – длина волны, d – размер антенны

То есть элемент R_a зависит прямо пропорционально от расстояния до объекта и обратно пропорционально размеру антенны. Это важно. Этот принцип используется и в SAR.

SAR имеет более короткую антенну, через которую через определенный интервал высылаются импульсы. Антенна развернута в азимутальном направлении и импульсы настолько часты, что каждый элемент местности облучается многократно. Отраженные сигналы обрабатывают на основе эффекта Доплера и подсчитываются с разных положений антенны. Поэтому такая суммарная антенна имеет как бы длину в несколько сотен метров. Элемент R_a уменьшается, следовательно повышается разрешающая способность радара.

1.22.1. Схема работы радара

Последовательность импульсов со схемы формирования импульса подается на усилитель с полосой частот 36.5-38.5 ГГц с выходной мощностью 3 Вт, далее на циркулятор и в передающую зеркальную антенну с шириной диаграммы направленности меньше 1 градуса. Антенна управляется блоком системы сканирования. Другой выход циркулятора соединен с детекторной головкой с высокоскоростным выпрямительным диодом.

Продетектированный сигнал с детектора поступает в блок обработки отраженного сигнала и на цифровой осциллограф с полосой пропускания 2 ГГц. Одновременно в блок обработки попадает сигнал с датчика угла поворота антенны, находящегося в блоке системы сканирования. Блок обработки отраженного сигнала и блок обработки сигнала с датчика угла подключены к персональному компьютеру, с помощью которого происходит управление блоками. Компьютер производит всю необходимую обработку принимаемого сигнала. Синхроимпульс с генератора модулирующих сигналов подается на вход внешнего запуска осциллографа. Роль осциллографа заключается в контроле работы локатора. Антенна в системе сканирования будет вращаться вокруг своей оси на 360° . Для обеспечения работы системы сканирования предполагается использовать восьмимиллиметровый волновод с вращающимся сочленением.

1.22.2. Особенности радиолокационных данных

Спутниковое радиолокационное дистанционное зондирование проводится в радиодиапазоне: длины волн от 1 мм до 1 метра, частоты от 0.3 до 300 ГГц. Сенсор направляет луч энергетических импульсов на объект (около 1500 импульсов в секунду). Часть импульсов отражается обратно от объекта, и система измеряет как обратный сигнал, так и расстояние до цели в зависимости от времени прохождения сигнала до цели и обратно. Для радиолокации используют длины волн, определенные следующим образом (таблица 18):

Таблица 18

. Микроволновый радиодиапазон		
Диапазон	Длина волны, см	Частота, ГГц
Ka Band	0,8 – 1,1	40,0 – 26,0
K Band	1,1 – 1,7	26,5 – 18,5
Ku band	1,7 – 2,4	18,5 – 12,5
X Band	2,4 – 3,8	12,5 – 8,0
C Band	3,8 – 7,5	8,0 – 4,0
S Band	7,5 – 15,0	4,0 – 2,0
L Band	15,0 – 30,0	2,0 – 1,0
P Band	30,0 – 100,0	1,0 – 0,3

Диапазоны Ka, K и Ku используются для радиолокаторов, расположенных на воздушных радарных системах, но они уже довольно редки. Диапазоны X, C и L используются для получения данных как с самолетов, так и из космоса, S и P применяются только для зондирования со спутников. Радиосигнал способен проникать через облачность и дождевые капли, эта способность определяется длиной волны. Сигнал с длиной волны более 2 см гарантированно проникает через облачность, при длине волны 3-4 см и больше сигнал проникает и через дождь. Длина волны существенно влияет на амплитуду отраженного радиолокационного сигнала, а также на характеристики обратного рассеяния от подстилающей поверхности. Работа на более длинных радиоволнах (L-диапазон) обеспечивает сильные отраженные сигналы главным образом для более крупных объектов земной поверхности, а также частичное проникновение радиоволн сквозь снежный и растительный покровы и, при определенных условиях, через песок и почву. Более короткие волны (C- и X-диапазоны) полезны для выявления границ малых объектов местности, кроме того, излучение на в этих диапазонах имеет тенденцию более сильно отражаться растительным и снежным покровами, а также почвой.

Излученный сигнал отражается от земной поверхности, энергия сигнала частично поглощается, частично рассеивается, частично отражается в пространство, а часть энергии отражается в сторону радиолокатора. Отраженный сигнал детектируется приемником радиолокатора, демодулируется и записывается на бортовой носитель. Полученная совокупность сигналов

образует радиолокационную голограмму, которая требует дальнейшей обработки (синтез) для получения РЛИ. На рисунке 44 представлены фрагменты РЛИ, элементы которого соответствуют различным типам поверхности.

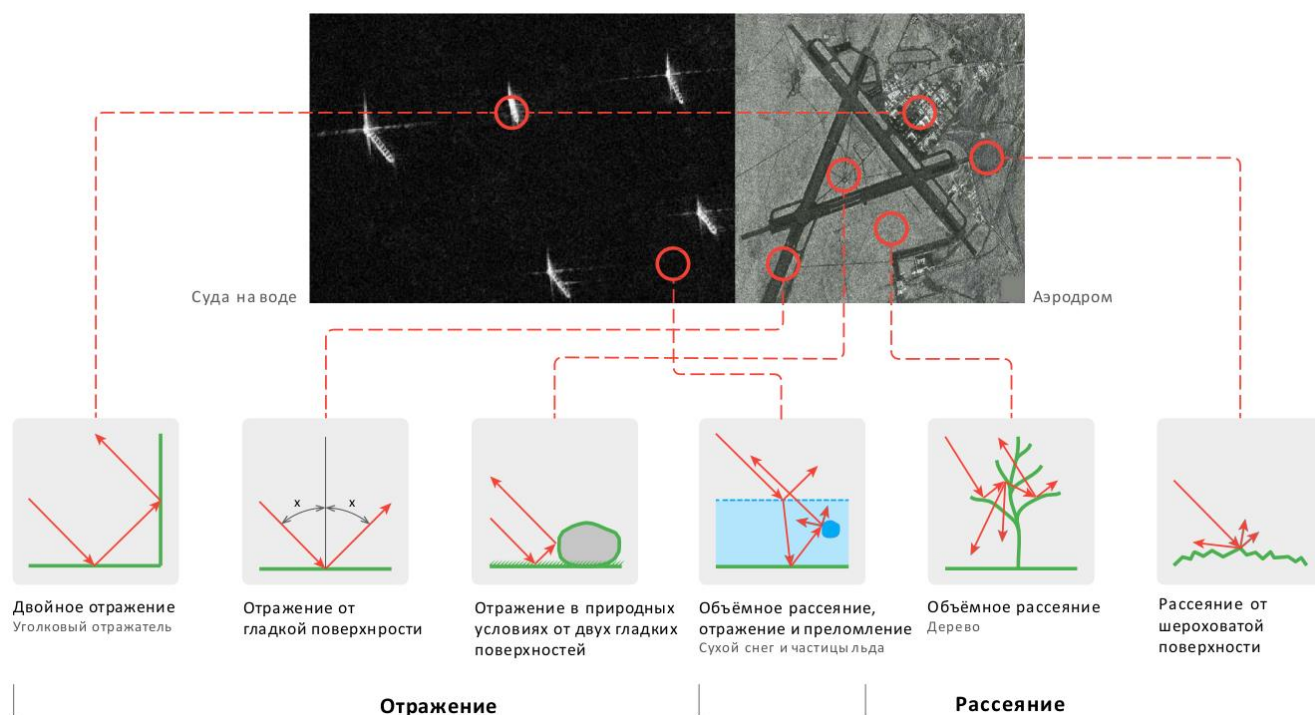
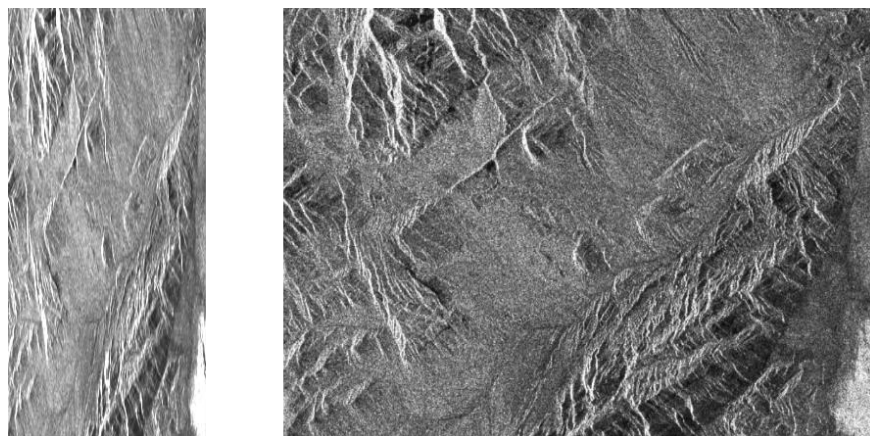


Рисунок 44 – Типы поверхности и соответствующие им элементы РЛИ

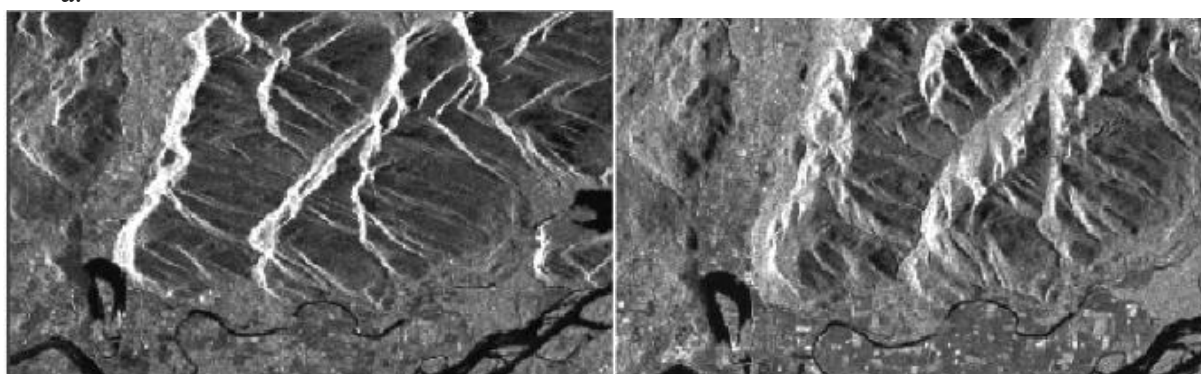
Геометрия съемки для радарных систем существенно отличается от оптических, так как съемка выполняется при значительном отклонении от надира. Для радарных данных система координат снимка выглядит следующим образом: *азимут* – направление, параллельное траектории и *дальность* – наклонное расстояние от сенсора до поверхности. Значения углов съемки меняются в зависимости от сенсоров и режимов съемки и могут достигать от 8° до 60° , такая геометрия съемки вызывает ряд геометрических искажений на снимках (рисунок 45): а) искажение наклонной дальности (неравномерность разрешения снимка по дальности), б) эффект растяжения-сжатия, в) переналожения и г) радиолокационные тени.

Из-за бокового обзора на синтезируемом РЛИ в направлении наклонной дальности (поперек линии пути) изменяются расстояния между объектами и изображение получается сжатым в этом направлении. На рисунке 45а приведен пример фрагмента РЛИ в исходной проекции наклонной дальности. На РЛИ хорошо видны сжатые передние склоны гор.

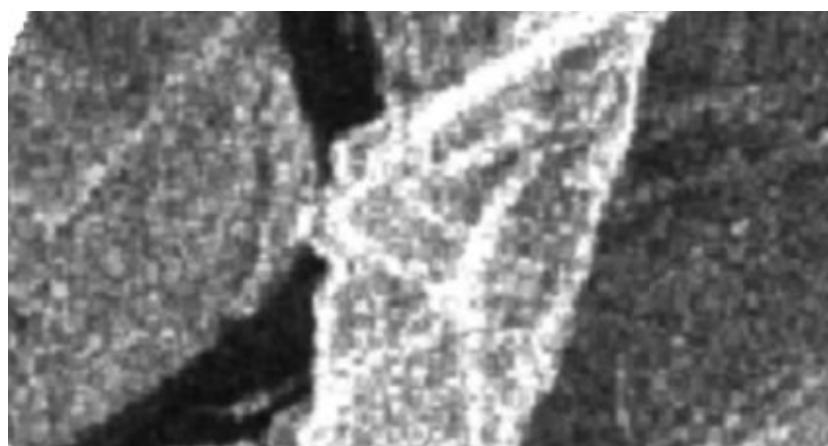
Что касается эффекта растяжения-сжатия, то он появляется, прежде всего, из-за влияния рельефа на значение наклонной дальности. Но даже на ровной поверхности разница между значениями наклонной дальности для соседних объектов будет изменяться при изменении угла обзора. Из-за перепада высот на склонах гор может наблюдаться эффект сжатия или растяжения изображений. Этот эффект проявляется тем сильнее, чем больше угол падения.



а.



б.



в.



г.

Рисунок 45 – Эффекты, возникающие на радарных снимках обусловленные геометрией съемки и рельефом местности

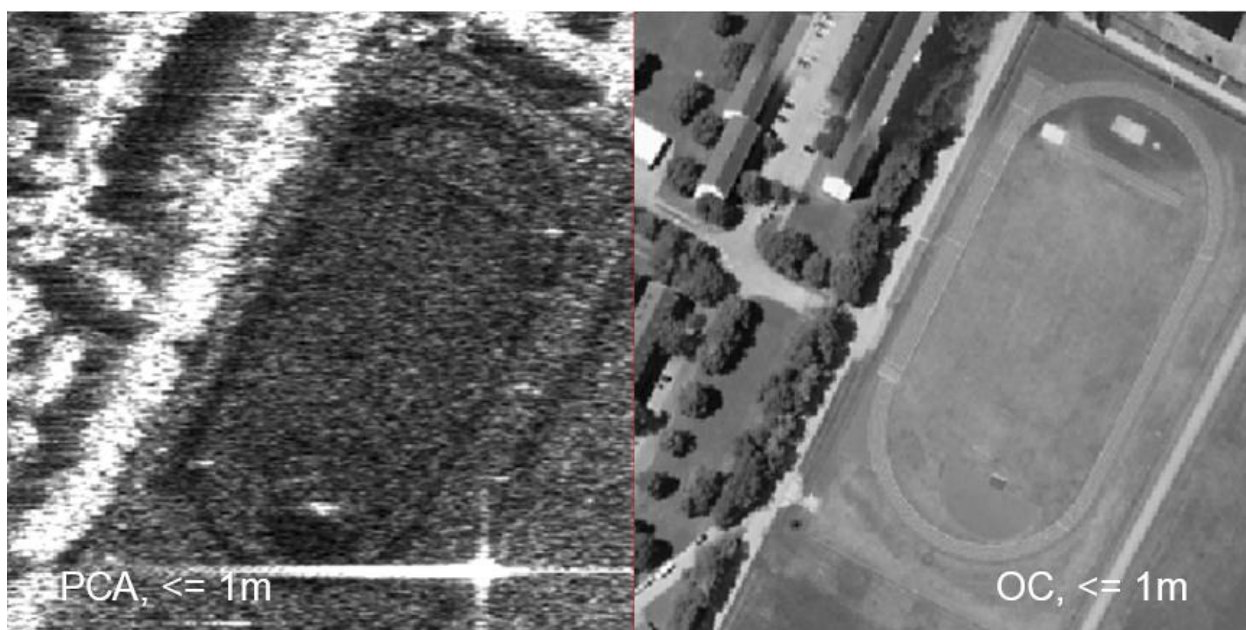
Примеры растяжения / сжатия для различных углов падения приведены на рисунке 45б, где приведены снимки сделанные при углах падения 47° (левый снимок) и 23° (правый снимок).

При резких перепадах высот передних склонов может наблюдаться эффект перекрытия объектов (рисунок 45в), когда на изображении склоны перекрывают изображение подножия возвышенности и возникает эффект переналожения.

Радиометрические искажения связаны с тем, что электромагнитные волны распространяются прямолинейно и в используемых спектральных диапазонах практически не рассеиваются в атмосфере. Из-за этого от наземных объектов на РЛИ формируются так называемые радиолокационные тени. Так на рисунке 45г, приведен пример РЛИ с наличием радиолокационных теней.

Устранение этих эффектов выполняется при ортотрансформировании данных по точной ЦМР. На рисунке 46 приведены два изображения, наглядно демонстрирующие значительные отличия в геометрии съемки между радиолокационными и оптическими данными.

Радарные изображения имеют ряд радиометрических особенностей: на снимках даже для однородной поверхности проявляются значительные вариации уровня яркости между соседними пикселями, создавая зернистую текстуру (рисунок 46).



а) TerraSAR-X (режим SCANSAR, пространственное разрешение 16 м)

б) Landsat-7(комбинация каналов: 3-2-1, пространственное разрешение 30 м)

Рисунок 46 – Сравнение радарного снимка и снимка в видимой зоне спектра

Это — спекл-шум, который возникает из-за того, что результирующее изображение конкретного пиксела получается в результате сложения множества значений, так как антенна сенсора синтезируется. При получении изображений используется принцип радиолокации с синтезированной апертурой (РСА, либо SAR). Все современные датчики — это SAR системы, и на всех радарных изображениях присутствует спекл-шум. Применение именно SAR систем вызвано тем, что при небольших размерах реальных антенн КА невозможно получить высокое пространственное разрешение. При использовании же синтезированной апертуры, когда антенна синтезируется на достаточно большом участке орбиты, удастся достигнуть высокого пространственного разрешения. Спекл-шум (зернистость на рисунке 46) — это мультипликативное искажение, то есть, чем сильнее сигнал, тем сильнее искажение. Для устранения спекл-шума используются различные типы фильтрации.

Наряду со спекл-шумом, на изображении присутствуют радиометрические искажения, вызванные геометрией съемки. Так как съемка проводится под различными углами для различных точек снимка, то появляется неоднородность яркости по полю снимка: при малом угле — ярче, чем при большем угле съемки (см. рисунок 47). Данное искажение устраняется путем введения различных коэффициентов усиления антенны по полю снимка.

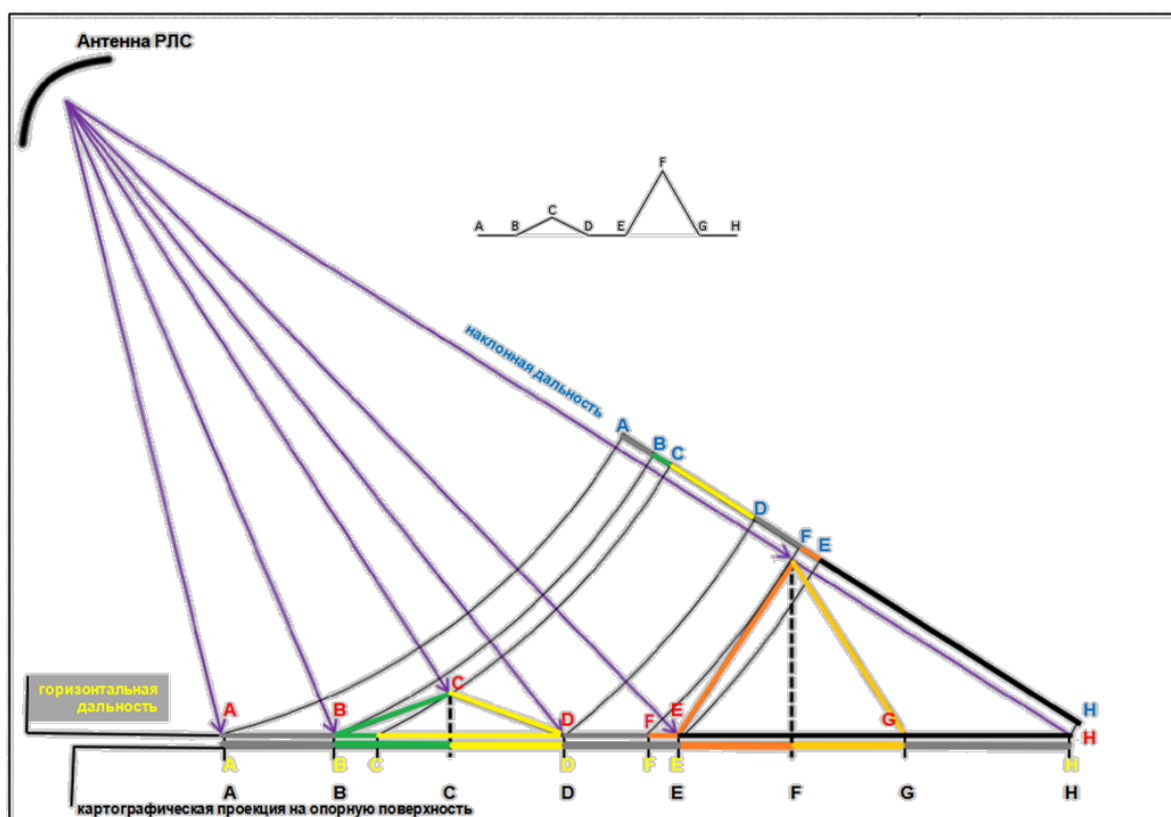


Рисунок 47 – Перспективные искажения

Еще одна группа искажений вызвана геометрией съемки и рельефом поверхности: это области затенений и переналожений, они относятся к геометрическим искажениям, но также влияют на радиометрию (рисунок 48).

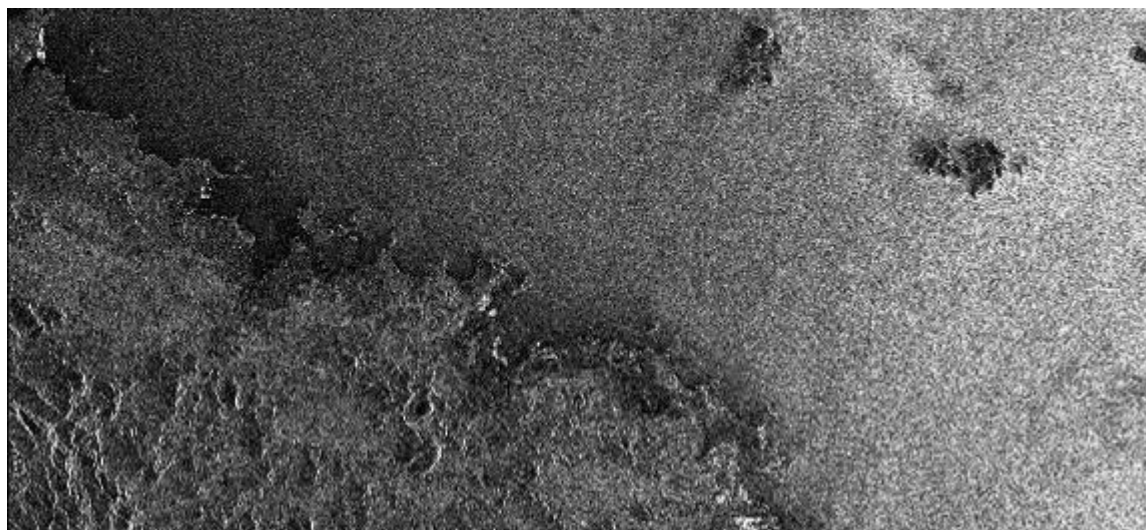


Рисунок 48 – Радиометрические искажения (снимок ERS-1)

Многие из современных радарных спутниковых систем ДЗЗ (ALOS-PALSAR, TerraSAR, Radarsat-2 и др.) позволяют получать изображения при различной поляризации излучения. Поляризация определяется ориентацией вектора электромагнитной индукции, при взаимодействии с объектом поляризация изменяется и несет в себе информацию об объекте.

Параллельная поляризация: излученный и принятый сигнал имеет одну и ту же поляризацию: HH и VV (с какой поляризацией облучается поверхность, с такой же поляризацией принимается обратноотраженное излучение), такие типы поляризации имеют тенденцию фиксировать обратное рассеяние волн от объектов, ориентированных в том же самом направлении, что и падающая волна.

Кроссполяризация: излученный и принятый сигнал имеют различную поляризацию: HV и VH (облучение поверхности идет при одной поляризации, а принимается отраженный сигнал с другой поляризацией), такие типы поляризации позволяют фиксировать отраженные сигналы, образующиеся в результате объемного рассеивания, которое деполяризует энергию, как например, в случае сигналов, отраженных от земной поверхности и стволов деревьев. На рисунке 49 схематично показан принцип кроссполяризации.

Изображения, получаемые при различных поляризациях излучения, позволяют более корректно проводить классификацию объектов подстилающей поверхности. Как видно из приведенного примера (рисунок 50 б) при использовании ложноцветового поляриметрического композитного изображения мы можем четко классифицировать объекты: голубые и синие тона – это низкорослая растительность, красные – лес, зеленые – болотная растительность, более темные оттенки свидетельствуют об увлажнении поверхности. В данном случае по снимку с единичной поляризацией

(рисунок 50 а) различить низкорослую растительность и лес достаточно сложно – тоновые отличия минимальны.

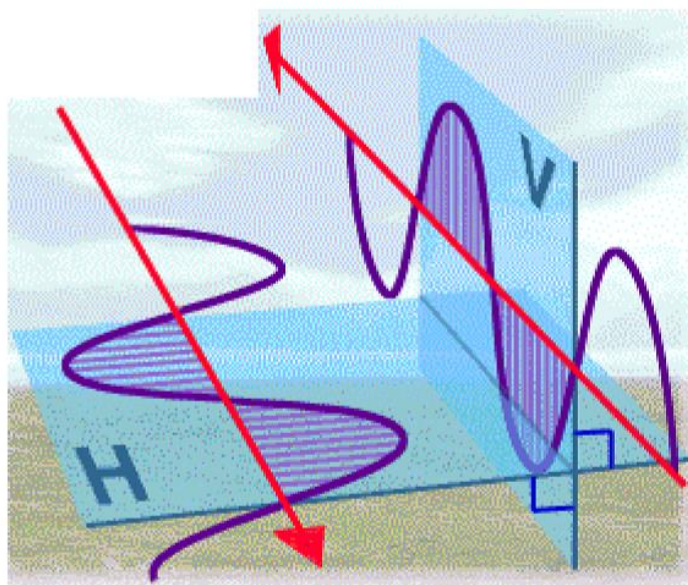
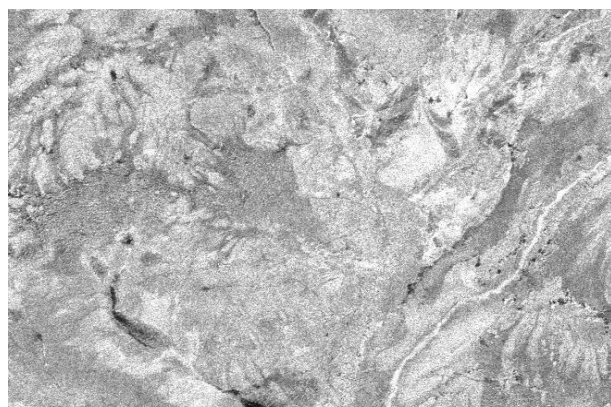
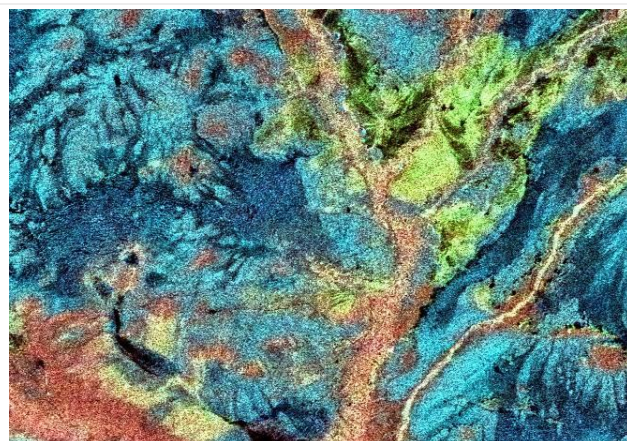


Рис. 49. Кроссполяризация



а) Поляризация HH



б) Композитное поляриметрическое изображение HV-HH-VV

Рисунок 50 – ALOS PALSAR PLR.

1.22.3. Сравнительный обзор современных радиолокационных систем

В настоящее время на орбите находятся 8 радиолокационных КА, данные с которых доступны пользователям, также довольно большое число аппаратов планируется к запуску в ближайшие несколько лет. В таблице 20 приведен ряд основных характеристик радарных систем: диапазон, периодичность съемки, максимальное пространственное разрешение, соответствующая ему полоса захвата, а также возможность поляриметрической съемки.

Существующие данные можно разделить по нескольким группам: 1 – данные среднего разрешения (ERSi ENVISAT), 2 – высокого разрешения (Radarsat и ALOS PALSAR) и 3 – сверхвысокого разрешения (TerraSAR-X, COSMO-SkyMed). Все приведенные спутники также имеют возможность проводить съемку с более низким разрешением, но большей территории (в таблице приведено наилучшее разрешение). Важным параметром является период повторения орбиты – это минимально возможный период для получения интерферометрической пары радиолокационных снимков тем или иным сенсором, либо для получения снимка территории при одинаковой геометрии. Минимальный период на сегодняшний день – 11 дней имеет спутник TerraSAR-X, максимальный ALOS – 46 дней. В последней колонке показана возможность сенсоров получать поляриметрические данные.

Таблица 20.
Современные и перспективные радарные системы ДЗЗ

Спутник	Страна	Диапа- зон	Период, дней	Съемка		ПЛ
				ПР,м	ПС, км	
ERS-2	ЕС	C	35	30	100	—
Radarsat-1	Канада	C	24	8	50	—
Envisat /ASAR	ЕС	C	35	25	100	+/-
ALOS / PALSAR	Япония	L	46	7	70	+
COSMO-SkyMed-1*	Италия	X	16	1	10	+
TerraSAR-X	Германия	X	11	1	10x5	+
COSMO-SkyMed-2*	Италия	X	16	1	10	+
Radarsat-2	Канада	C	24	3	20	+
COSMO-SkyMed-3	Италия	X	16	1	10	+
Кондор-Э	Россия	S	—	1-2	10-20	—
RISAT-1	Индия	C	12	2	10	+
TanDEM-X	Германия	X	11	1	10x5	+
Huan Jing-1C (HJ-1C)	Китай	S	31	1	—	—
SAOCOM-1A/1B	Аргентина	L	16	7	50	+
Kompsat-5	Ю. Корея	X	—	1	5	н/д

ПР – максимальное пространственное разрешение, которое дает система

ПС – полоса съемки, соответствующего режима

ПЛ – возможность поляриметрической съемки (- нет, + есть, +/- частично, н/д — нет данных)

Следует отметить, что для всех находящихся на орбите сенсоров, за исключением ALOS-PALSAR, существует возможность заказа новой съемки, причем даты проведения съемки согласовываются с заказчиком. Что касается данных ALOS-PALSAR, съемка данным аппаратом земной поверхности выполняется по специальной программе и архив данных постоянно пополняется.

Основными съемочными режимами являются FBS (единичная поляризация) и FBD (двойная поляризация). Съемка в широкополосном режиме (WS, разрешение 100 м), также проводится на регулярной основе.

1.22.4. Режимы обзора космических РСА

Радиолокационная съемка Земли ведется при разных режимах обзора местности: широкозахватном (ScanSAR), маршрутном (StripMap) и прожекторном (SpotLight). Эти режимы отличаются технологией получения изображений, их пространственным охватом и разрешением. При широкозахватном режиме широкую полосу захвата получают путем последовательного переключения импульса в направлении съемки. В этом режиме полоса захвата может достигать сотен километров, однако пространственное разрешение низкое - десятки и сотни метров. При маршрутном режиме съемка осуществляется в пределах одной полосы, ширина которой достигает десятков километров. Пространственное разрешение в этом случае достигает нескольких метров. При прожекторном режиме обзора в процессе движения спутника луч антенны многократно направляют в центр снимаемого участка. При этом режиме получают минимальный пространственный охват, но наивысшее пространственное разрешение - до долей метра).

Стоимость радиолокационных данных варьируется в зависимости от разрешающей способности и сенсора. В таблице 21 приведена обобщенная информация по основным техническим параметрам и стоимости радиолокационных данных, получаемых различными SAR-системами.

Таблица 21

Режимы обзора космических радиолокаторов с синтезированной апертурой

Спутник	Режим съемки	ПР, м	Размер сцены, км	Поляризация ¹
TerraSAR-X	HighSpot	1	5×10	HH/VV
	SpotLight	2	10×10	HH/VV или HH+VV
TerraSAR-X	StripMap	3	30×50	HH/VV/ HV/VH или HH+HV/ VV+VH/ HH+VV
	ScanSAR	16	100×150	HH/VV

Radarsat-2	Ultra-Fine	3	20×20	HH/VV/ HV/VH
	Fine ⁵	8	50×50	HH/VV/ HV/VH или HH+HV/ VV+VH
	Standard ⁵	25	100×100	
	Wide ⁵	30	150×150	
	ScanSAR Narrow ⁵	50	300×300	
	ScanSAR Wide ⁵	100	500×500	
	Extended High	25	75×75	HH
	Fine Quad-Pol	12	25×25	полная
	Standard Quad-Pol	25	25×25	

1.22.5. Применение радиолокационных данных

Радиолокационные данные находят применение в различных областях, причем появление новых космических радиолокационных комплексов постоянно расширяет области применения SARданных. Рассмотрим преимущества использования радиолокационных данных при решении конкретных задач.

Создание и обновление топографических и тематических карт различных масштабов. Несмотря на то, что радиолокационные данные уступают по изобразительным свойствам снимкам в оптическом диапазоне, они обладают важным преимуществом – возможностью съемки вне зависимости от освещенности и метеоусловий. Поэтому при создании и обновлении топографических и тематических карт различных масштабов, в срочных случаях, радиолокационные данные являются востребованными и незаменимыми.

Построение высокоточных цифровых моделей местности. Интерферометрическая обработка радиолокационных данных позволяет получать цифровые модели местности для любых территорий, причем с высокой точностью (до нескольких метров по высоте), что является важным, так как актуальная информация о рельефе необходима для решения большого числа задач, от ортотрансформирования космических изображений до создания трехмерных моделей местности.

Мониторинг экологической обстановки водных поверхностей. Радиолокационные данные позволяют обнаруживать пространственное положение нефтяных разливов на различных водоемах, так как нефтяная пленка сглаживает обычно беспокойную водную поверхность и, как следствие, изображения этих участков морской и речной водной поверхности получаются высококонтрастными.

Оценка ущерба при чрезвычайных ситуациях. При возникновении каких-либо чрезвычайных ситуаций важным является максимальная скорость получения пространственной информации о районе бедствия. Таковую

информацию, независимо от погодных и климатических условий, обеспечивают данные радиолокационной съемки. Помимо этого, ряд приложений позволяет прогнозировать возникновение тех или иных чрезвычайных ситуаций.

Мониторинг вертикальных смещений на территории нефтяных и газовых месторождений. Дифференциальная радиолокационная интерферометрия позволяет получать уникальные данные о просадках земной поверхности с высокой точностью, что является альтернативой дорогостоящим и трудозатратным наземным геодезическим измерениям.

Решение геологических задач. Радиолокационные данные являются ценным источником информации для геологов, так как они хорошо подчеркивают структурность поверхности, тем самым, отображая основные элементы рельефа местности. Также следует отметить, что для решения большого класса геологических задач активно используются результаты интерферометрической обработки изображений.

Мониторинг состояния лесных массивов. Радиолокационные данные, особенно получаемые при нескольких поляризациях, позволяют выделять площади лесных массивов, выявлять вырубки и гари, проводить оценочную классификацию лесов по составу пород и по высоте древостоев.

Предупреждение паводков. Радиолокационные данные и результаты их обработки успешно используются для выявления опасных в паводковом отношении районов. По картографической основе, получаемой по амплитудным изображениям, и данным о рельефе местности, определяемым по фазовым характеристикам снимка, проводится оценка площади вероятного затопления местности при оценке паводков.

Оценка состояния сельскохозяйственных угодий. Для этих целей радиолокационные данные применяются достаточно активно, так как изменения в состоянии полей/посевов существенно сказываются на изменении их отражательных свойств и четко прослеживаются на снимках.

Наряду с этим, различные типы сельскохозяйственных культур по-разному отображаются на поляриметрических изображениях, тем самым позволяя выполнять их дешифрирование по эталонам. Мониторинг городской инфраструктуры. Данный тип задач предусматривает оценку стабильности планового и высотного положения различных объектов и инженерных сооружений на территории городов. Речь идет, в первую очередь, о выявлении вертикальных просадок зданий, эстакад, мостовых, тоннельных сооружений и т. д. Для этих целей наибольшую эффективность обеспечивает использование методики Persistent Scatterers.

Мониторинг автомобильного транспорта. В результате обработки радиолокационных данных высокого разрешения (TerraSAR-X) с использованием специализированных алгоритмов можно оценивать общую загруженность тех или иных участков магистралей, и даже определять скорость движения автомобилей, используя доплеровское смещение.

Обнаружение и мониторинг водных судов. Высокая отражательная способность металлических конструкций, в данном случае морских и речных

судов, позволяет с высокой степенью достоверности обнаруживать корабли на радиолокационных изображениях даже среднего пространственного разрешения. Для данной задачи используется автоматизированная методика, позволяющая определить положение судна в конкретный момент времени, направление его движения, а также оценить габариты судна.

Решение задач в гляциологии. Здесь можно выделить два направления: это оценка ледовой обстановки (определение толщины льдов, их расположения и движения) и исследование различных типов ледников от небольших горных до мощных ледниковых куполов. С помощью радиолокационных данных четко определяются границы ледников, зоны наступления и отступления. В результате интерферометрической обработки радиолокационных данных можно по интерферометрическим полосам определить скорость движения ледников.

1.23. Спутниковая радарная интерферометрия

1.23.1. Явление интерференции. Интерферометрия

Интерферометрия.- метод исследования, основанный на явлении интерференции (сложения) волн.

Интерференция света — пространственное перераспределение энергии светового излучения при наложении двух или нескольких световых волн.

Уравнение плоской электромагнитной волны, распространяющейся вдоль направления оси x , записывается в виде:

$$E = a \cos(\omega t + kx),$$

где a — амплитуда волны, $k = 2\pi/\lambda$ — волновое число, λ — длина волны, ω — круговая частота, E — модуль вектора напряженности электрического поля волны.

При сложении двух волн одинаковой частоты, излучаемых из различных точек, лежащих на оси x , в произвольной точке P , также лежащей на этой оси, возникает результирующее колебание той же частоты, которое имеет некоторую амплитуду A и фазу φ

$$E = a_1 \cos(\omega t + kx_1) + a_2 \cos(\omega t + kx_2) = A \cos(\omega t + \varphi).$$

Физическую величину, равную квадрату амплитуды электрического поля волны, принято называть *интенсивностью* I .

Интенсивность результирующего колебания может отличаться от суммы интенсивностей слагаемых колебаний, как в большую, так и в меньшую сторону. Выясним, при каких условиях это происходит.

В первую очередь, для этого необходимо, чтобы частоты колебаний слагаемых волн были равными, иначе на выходе мы вновь получим два разных колебания с исходными частотами.

Колебания, при которых разность фаз остается постоянной величиной называются *когерентными*. Итак, вторым условием наблюдения интерференции является когерентность слагаемых колебаний.

Однако не все колебания, частоты которых совпадают, являются когерентными. Предположим, что разность начальных фаз слагаемых колебаний

$k\Delta$ меняется произвольным образом. Тогда она с равными вероятностями может принимать одинаковые положительные и отрицательные значения и ее среднее значение за время наблюдения будет равным нулю, т. е. $\overline{\cos k\Delta} = 0$ и $\bar{I} = I_1 + I_2$, а значит интерференции наблюдаться не будет.

До сих пор мы предполагали, что в точке встречи взаимодействующие волны направлены вдоль одной линии. Однако интерференция возможна и при произвольной направленности когерентных волн.

Подобная ситуация показана на рисунке 51, где источники световых волн располагаются в точках S_1 и S_2 . В результате сложения волн из этих источников на экране Э наблюдается интерференционная картина в виде чередующихся светлых и темных полос.

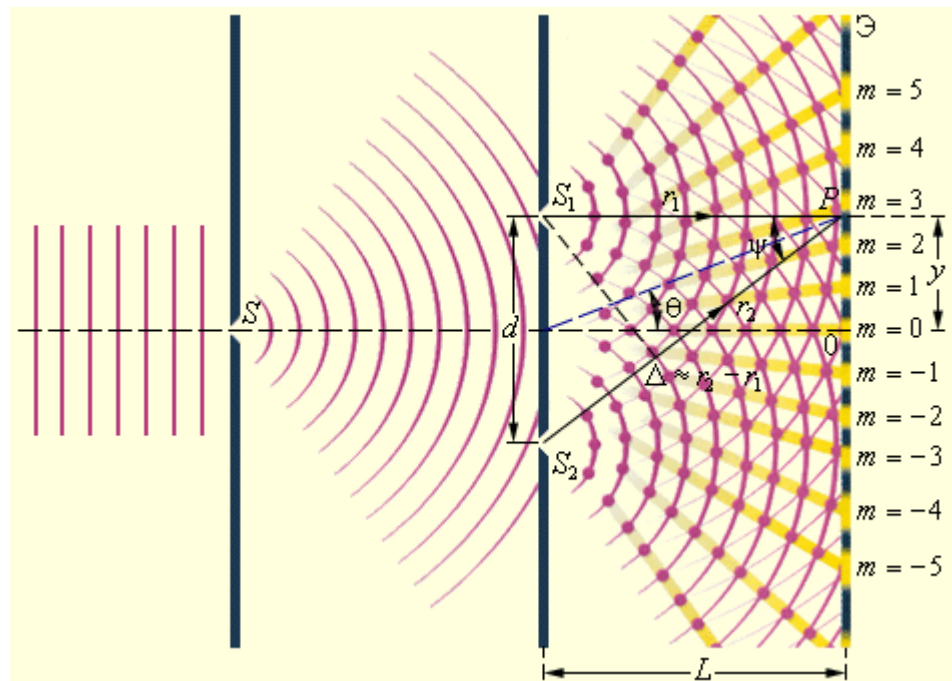


Рисунок 51 – Схема интерференционного опыта Юнга

Поведение взаимодействующих волн описывается вышеприведенными формулами, с той лишь разницей, что направление оси x меняется на произвольное направление $\vec{r}$. Формула $E = a \cos(\omega t + kx)$ в этом случае запишется в виде

$$E = a \cos(\omega t + kr),$$

где r — длина вектора $\vec{r}$ (путь, пройденный волной).

Интерференционный максимум (светлая полоса) достигается в тех точках пространства, в которых $\Delta = m\lambda$ ($m = 0, \pm 1, \pm 2, \dots$). При этом максимальное значение интенсивности $I_{\max} = (a_1 + a_2)^2 > I_1 + I_2$. Интерференционный минимум (темная полоса) достигается при $\Delta = m\lambda + \lambda/2$, причем минимум интенсивности равен

$I_{\min} = (a_1 - a_2)^2 < I_1 + I_2$. На рисунке 52 показано распределение интенсивности света в интерференционной картине в зависимости от разности хода Δ .

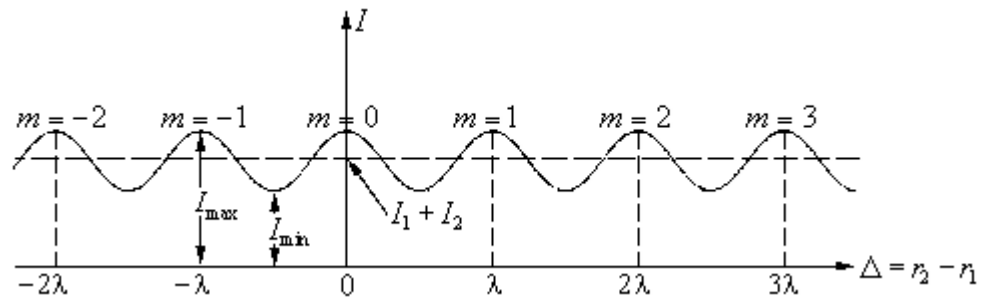


Рисунок 52 – Распределение интенсивности в интерференционной картине.

Целое число m — порядок интерференционного максимума

На рисунке 51 через y обозначено смещение точки наблюдения от плоскости симметрии, d — расстояние между источниками, L — расстояние между плоскостью источников и экраном. Тогда, для случая $d \ll L$ и $y \ll L$, можно приближенно получить

$$\Delta \approx d \cdot \theta \approx \frac{d \cdot y}{L}.$$

В точке P будет наблюдаться максимум, если

$$\frac{d \cdot y_m}{L} = m\lambda \quad (m = 0, \pm 1, \pm 2, \dots)$$

и минимум, если

$$\frac{d \cdot y_m}{L} = m\lambda + \lambda/2.$$

1.23.2. Принцип действия интерферометра

Применяемые в интерферометрии измерительные приборы, принцип действия которых основан на интерференции волн, наз. интерферометрами.

В пространственном двухлучевом интерферометре (рисунок 53) интерферируют электромагнитные волны, приходящие от источника излучения, к зеркалам прибора A и B , разнесенным в пространстве.

Зеркала направляют излучение в объектив, где пучки света интерферируют, т.е. усиливают или ослабляют друг друга в зависимости от разности фаз между ними. Разность фаз определяется различием оптических путей (или времени прихода) интерферирующих пучков света. В двухлучевом интерферометре оптические пути для обоих пучков света регулируют так, чтобы они были примерно одинаковыми.

Пусть от очень удаленного точечного источника на Земле к приемнику приходит параллельный пучок света, его волновой фронт (т.е. поверхность, на которой фаза волны одинакова) плоский и перпендикулярен к направлению на источник.

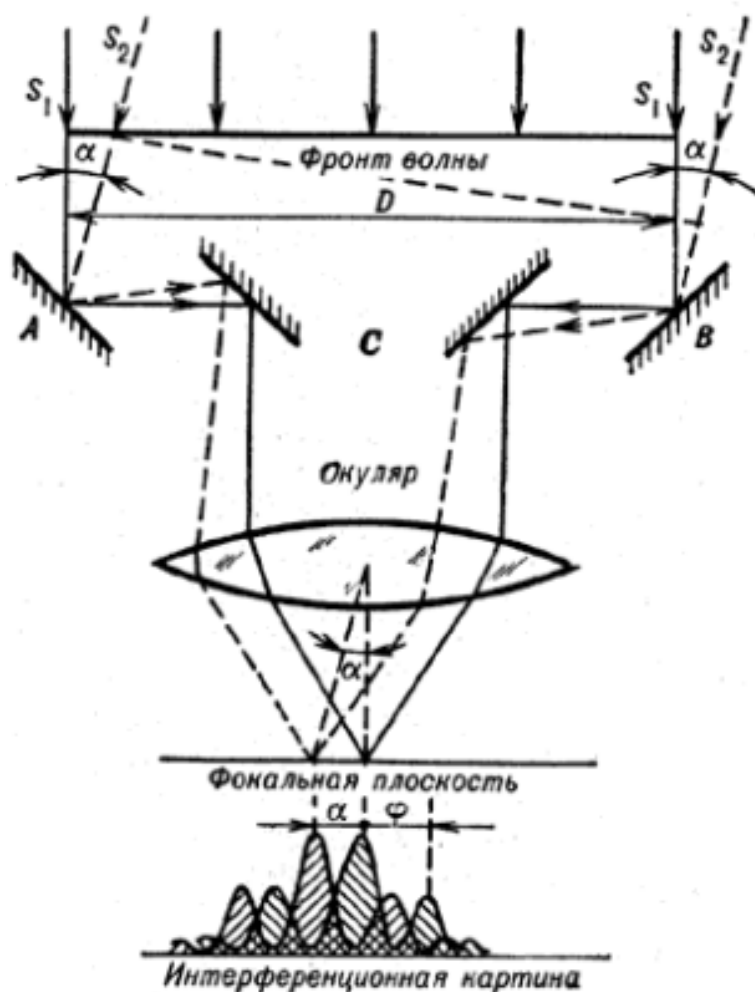


Рисунок 53 – Принцип действия интерферометра

В этих условиях разность оптических путей S_1AC и S_1BC (и разность фаз) в центре картины равна нулю и возникает четкая интерференционная картина – система темных и светлых полос. Угловое расстояние φ между соседними максимумами интенсивности в интерференционной картине от источника равно λ/D , где D – расстояние между центрами зеркал A и B (его наз. базой интерферометра). Величину базы можно изменять. Если рядом с S_1 расположен второй источник S_2 , находящийся на малом угловом расстоянии α от него, то волновой фронт от S_2 будет наклонен к волновому фронту от S_1 на этот же угол. Поэтому к зеркалу A свет придет от S_2 с задержкой на αD по сравнению с зеркалом B . При $\alpha D = \lambda/2$ интерференционные максимумы в системе полос от источника S_1 совпадут с положением минимумов от источника S_2 , в результате интерференционная картина окажется размытой, неконтрастной. Контраст (V) определяется формулой:

$$V = (I_{\text{макс}} - I_{\text{мин}}) / (I_{\text{макс}} + I_{\text{мин}}) ,$$

где $I_{\text{макс}}$ и $I_{\text{мин}}$ - соответственно наибольшая и наименьшая интенсивность света в интерференционной картине. Наименьший контраст полос отвечает условию: $\alpha = \varphi/2 = \lambda/2D$. Измерив D и зная λ , можно определить таким методом угловое расстояние α между объектами. Метод применим и для определения углового размера одного объекта, поскольку противоположные края его можно рассматривать как два близких источника излучения. При малых D интерференц. полосы при этом будут контрастными ($V \approx 1$), но с увеличением D видность будет уменьшаться и полосы исчезнут совсем при $D = 1,22 \cdot \lambda/\beta$, где β - угловой диаметр объекта.

Дело в том, что свет от источника попадает в точку наблюдения, отражаясь от обеих поверхностей тонкой пленки. Разность хода между лучами возникает за счет прохождения одного из них через пленку. В результате в точке Р возникает интерференционная картина.

Для выполнения измерений интерференционную картину записывают на какой-либо носитель информации. Записанная интерференционная картина называется *интерферограммой*.

Реальные источники света излучают не строго монохроматические волны, к тому же начальная фаза волн изменяется хаотически. Поэтому интерференцию удобно наблюдать с использованием помощью специальных источников излучения, в частности, лазеров и радаров.

Ширина интерференционной полосы, т. е. расстояние между соседними максимумами или минимумами характеризует разрешающую способность интерферометра.

1.23.3. Спутниковая радарная съемка. Измерение фазы

В настоящее время для дистанционного получения информации о поверхности Земли используются оптические системы, фиксирующие отраженный от поверхности солнечный свет (пассивные системы) и радарные системы, которых облучают поверхность радиоволнами и регистрируют отраженные волны (активные системы).

Оптические системы регистрируют отраженное от поверхности Земли электромагнитное излучение Солнца в виде бесчисленных независимых световых волн или фотонов. Таким образом, каждый элемент результирующего изображения (пиксель) характеризуется яркостью — амплитудой зарегистрированного излучения или количеством фотонов.

Использование радиоволн позволяет радарным системам «видеть» сквозь облачность и в темное время суток, что, например, делает возможным постоянный мониторинг ледовой обстановки во время полярной ночи. Однако еще более существенно то, что радары способны измерять не только амплитуду, но и точный момент колебаний — фазу — отраженных волн.

Измерение фазы дает возможность оценить расстояние до цели с сантиметровой или даже миллиметровой, точностью.

Так, если два последовательных радарных снимка получены при совершенно одинаковых положениях спутника, то не должно быть никакой

разности фаз для любой пары соответствующих точек. Но если сцена на Земле изменилась в промежутке между съемками хотя бы незначительно, то фазы некоторых пикселей будут отличаться. Таким образом, на основе двух радарных снимков можно получить интерферограмму, которая позволит отслеживать малые смещения земной поверхности.

1.23.4. Этапы интерферометрической обработки данных

Спутниковая радарная интерферометрия — метод измерений, использующий эффект интерференции электромагнитных волн. Основная идея метода заключается в формировании интерферограммы, которая представляет собой результат композиции двух радиолокационных изображений одной и той же территории, содержащих информацию об амплитуде и фазе сигнала, и полученных идентичными радарами из близко расположенных точек орбиты.

Радиолокационное изображение содержит информацию об амплитуде, характеризующей отражательные свойства объекта, и о фазе сигнала, которая определяется удаленностью до объекта. Для определения геометрических характеристик объекта необходимо знать разность фаз между двумя радиолокационными изображениями интерферометрической пары, полученными из близко расположенных точек в пространстве, а также разницу наклонных дальностей и геометрические параметры съемки.

Входными данными для обработки в специализированных программах является интерферометрическая пара, состоящая из основного (master) и дополнительного (slave) радарных снимков. Основные этапы интерферометрической обработки показаны на рисунке 54.



Рисунок 54 – Основные этапы интерферометрической обработки радарных снимков

Предварительная обработка заключается в считывании файлов снимков, и файлов, содержащих информацию о точных орбитах спутников-носителей радаров, а также выделение на снимках исследуемой области.

Для построения качественной интерферограммы и определения с ее помощью высот или смещений поверхности, необходимо, чтобы два изображения обладали высокой когерентностью (условие интерференции), а также были совмещены геометрически с высокой точностью.

Ограничением для возможности интерферометрической обработки пары (или цепочки) радарных снимков являются пространственная и временная базы.

Пространственная база (базовая линия) представляет собой расстояние между орбитальными положениями радиолокатора при съемке изображений, составляющих интерферометрическую пару (B на рисунке 55).

Качество результатов интерферометрической обработки напрямую зависит от величины перпендикулярной составляющей базовой линии ($B_{\perp}$ на рисунке 55). В частности, при превышении некоторого критического значения базовой линии $B_{кр}$ интерферометрическая обработка становится в принципе невозможной вследствие пространственной декорреляции снимков. Известна формула для критической длины базовой линии.

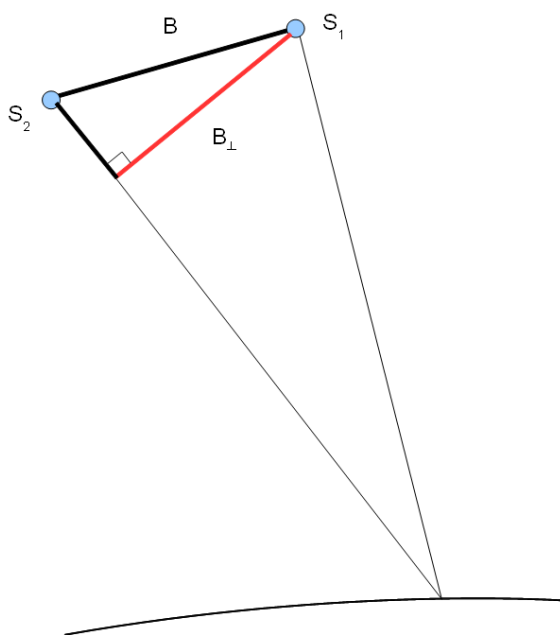


Рисунок 55 – Пространственная база — расстояние между положениями спутника во время первой (S_1) и второй (S_2) съемок

Временной базой называют промежуток времени, прошедший между съемкой изображений, составляющих интерферометрическую пару. За этот период могут произойти изменения рельефа, растительности, влажности, шероховатости и других свойств отражающей поверхности, что снижает когерентность обрабатываемых снимков. Однако для временной базы нет четко

сформулированных критических значений, подобных тем, что существуют для пространственной базы.

После проверки условия для $B_{кр}$ выполняется *совмещение* (корегистрация) снимков.

Далее, формируется интерферограмма, как результат комплексного поэлементного перемножения основного снимка и дополнительного снимка, геометрически совмещенного с основным.

Результирующая разность фаз, информация о которой содержится в интерферограмме, является функцией рельефа местности, смещений земной поверхности, атмосферных эффектов и ошибок измерений

$$\varphi = \varphi_{top} + \varphi_{dis} + \varphi_{atm} + \varphi_{err}.$$

φ_{top} — изменение фазы, связанное с рельефом местности (за счет обзора местности под двумя разными углами); φ_{dis} — изменение фазы за счет смещения отражающей поверхности в период между съемками; φ_{atm} — возникает за счет различия длин оптических путей из-за преломления в атмосфере; φ_{err} — изменение фазы в результате электромагнитного шума, ошибок моделирования и пр.

Если предположить, что условия съемки основного и дополнительного снимков были одинаковыми, а ошибки моделирования и измерений пренебрежимо малы, то для определения изменения фазы, вызванного смещением поверхности Земли, необходимо устранить влияние рельефа.

Сделать это можно разными способами. Например, если существует достаточно точная цифровая модель рельефа (ЦМР) данной местности, то с ее помощью можно смоделировать φ_{top} и затем вычесть из φ . Можно также построить другую интерферограмму для данной местности и вычесть ее из первой. Результатом вычитания будет изменение фазы за счет смещения поверхности в период между съемками интерферограмм. Полученная (разностная) интерферограмма называется дифференциальной, а сам способ — *дифференциальной интерферометрией*.

Зафиксированная на интерферограмме фаза находится в интервале от $-\pi$ до π , но ее действительное значение может далеко выходить за эти пределы. *Восстановление фазы* (phase unwrapping, иначе — разворачивание фазы) позволяет восстановить истинное ее значение посредством добавления или вычитания кратного 2π числа к фазе таким образом, чтобы сделать соответствующую фазовую картину максимально гладкой.

Завершающим этапом обработки интерферограммы является преобразование абсолютных значений фазы в смещения земной поверхности в миллиметрах и их географическая привязка.

1.23.5. Области применения

Среди областей применения данных спутниковой радарной интерферометрии можно выделить:

- создание ЦМР, в том числе высокоточных (с пространственным разрешением около метра и точностью определения высоты около 1–2 метров);
- измерение деформаций отражающей поверхности с точностью порядка доли длины волны радара, в частности:
 - мониторинг землетрясений;
 - мониторинг вулканической активности;
 - мониторинг оползнеопасных участков;
 - выявление просадок, деформации сооружений;
 - мониторинг движения поверхности моря;
- высокоточные измерения задержки радиосигналов в атмосфере (напрямую связанной с распределением в атмосфере водяного пара);
- мониторинг сельскохозяйственной деятельности. В частности, комбинация интерферометрических и поляриметрических данных позволяет извлечь информацию о вертикальной структуре лесного покрова, определить высоту деревьев;
- определение скорости быстро движущихся объектов, например, автомобилей.

1.24. Скаттерометры

Скаттерометр — микроволновой радар, устройство измерения удельной эффективной площади рассеяния (УЭПР). Измерения УЭПР позволяют восстанавливать параметры приводного ветра.

Первый скаттерометр был установлен на борту американского спутника SeaSat в 1978 году, он впервые показал возможность точного измерения скорости ветра из космоса.

Схема работы скаттерометра отражена на рисунке 56. Радиолокационная система скаттерометра посылает микроволновые импульсы и принимает отражённый от поверхности сигнал. Интенсивность возвращенного сигнала зависит от шероховатости поверхности: для морской поверхности шероховатость, вызванная ветровым волнением, тем сильнее, чем больше скорость ветра. Для определения направления ветра параболическая отражающая антенна скаттерометра вращается с точно выверенной скоростью и испускает два отдельных луча примерно на расстоянии 6 градусов, каждый из них состоит из непрерывного потока импульсов.

В процессе движения спутника по орбите каждая ячейка, для которой определяется направление и скорость ветра, просматривается многократно при разных азимутах «вперед» и «назад» по курсу. Размер элементарной ячейки SeaWinds – 25 км, многократные измерения обратного рассеяния при горизонтальной и вертикальной поляризации сигнала, полученные при разных азимутах, позволяют определить направление и скорость ветра для каждой ячейки.

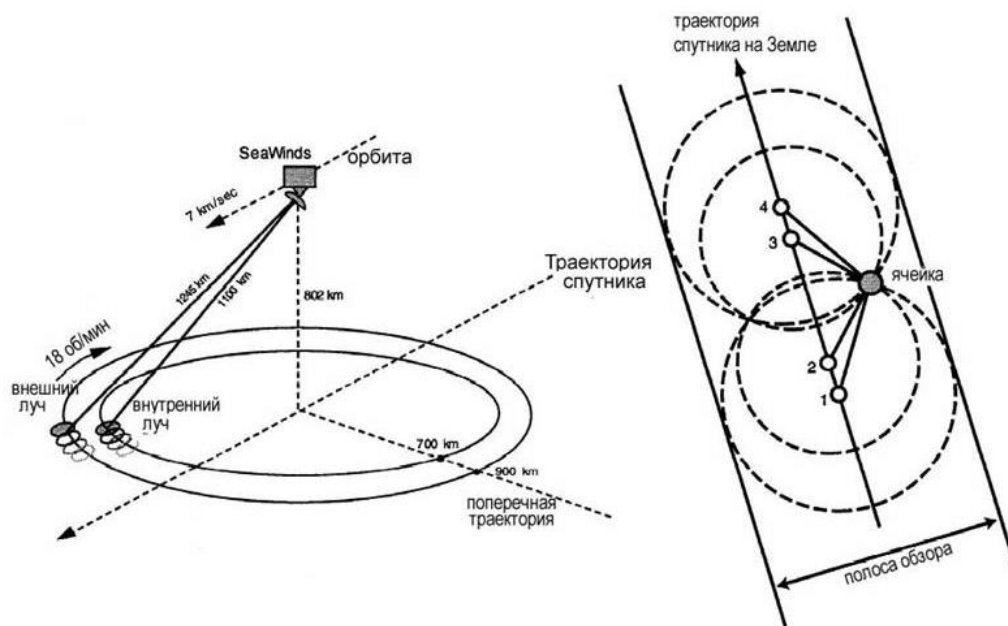


Рисунок 56 – Схема работы скаттерометра

Скаттерометр состоит из трех подсистем. Это подсистема электроники (SES), подсистема антенн (SAS) и подсистема команд и данных (CDS).

Подсистема электроники является сердцем скаттерометра и содержит передатчик, приемник и цифровой процессор сигналов. Он генерирует и посылает радиоволны на антенну. Антенна передает сигнал на поверхность Земли как импульсы энергии. Когда импульсы попадают на поверхность океана, он вызывает рассеяние, называемое обратным рассеянием. Шероховатая поверхность океана возвращает более сильный сигнал, потому что волны отражают большую часть энергии радара назад к антенне рассеивателя. Гладкая поверхность океана возвращает слабый сигнал, потому что меньше энергии отражается. Эхо или обратное рассеяние направляется антенной к SES через волноводы (прямоугольные металлические трубы, которые направляют волны радиоволн от одной точки к другой). Затем SES преобразует сигналы в цифровую форму для обработки данных.

Подсистема антенн SAS состоит из однометровой параболической отражательной антенны, установленной на узел активатора спина, что заставляет отражатель вращаться со скоростью 18 об / мин. Узел активатора обеспечивает очень точное управление спином и точную информацию о положении или указании на CDS. Оптические энкодеры, стеклянные диски с небольшими узорами, напечатанные на поверхности, сообщают CDS точно, где антенна указывает примерно на 10/1000 градусов. Антенна вращается с очень высокой скоростью и излучает два луча на расстоянии 6° друг от друга, каждая из которых состоит из непрерывного потока импульсов. Эти два луча необходимы для точного измерения направления ветра.

CDS – это , по сути, компьютер с программным обеспечением, которое позволяет прибору работать. Он обеспечивает связь между командным центром на земле, космическим аппаратом и скаттерометром. Он контролирует общую работу прибора, включая синхронизацию каждого переданного импульса и собирает всю информацию, необходимую для преобразования полученных эхосигналов в измерения ветра в определенном месте на Земле. Чтобы найти точное положение на Земле, на котором было произведено эхо, CDS собирает (для каждого импульса) положение вращения антенны, время космического корабля и оценку положения космического корабля. CDS также собирает температуру прибора, рабочие напряжения и токи, чтобы можно было контролировать общее состояние прибора. Именно через CDS две другие подсистемы получают команды, которые управляют всеми их функциями.

Данные об океане, полученные с помощью скаттерометров, жизненно важны для ученых в их исследованиях взаимодействия воздух-море и океанической циркуляции, а также их влияния на погодные условия и глобальный климат. Эти данные также полезны при изучении необычных погодных явлений, таких как Эль-Ниньо, долгосрочных последствий обезлесения в наших дождевых лесах и изменений в морских ледовых массивах вокруг полярных регионов. Все они играют центральную роль в регулировании глобального климата. Компьютерное моделирование глобальной динамики атмосферы с целью прогнозирования погоды стало все более важным инструментом для метеорологов. Было показано, что данные скаттерометра с широким охватом покрытия значительно улучшают точность прогноза данных моделей. Объединив данные о скорости и направлении ветра на поверхности океана с измерениями других научных приборов, ученые собирают информацию, чтобы помочь нам лучше понять механизмы глобального изменения климата и погодных условий.

1.25. СВЧ-радиометры космического базирования

Микроволновый радиометр — инструмент дистанционного зондирования, производящий измерения энергии в микроволновом диапазоне (на частотах от 1 до 1000 ГГц). Большинство микроволновых радиометров оборудованы множеством приемных каналов для эффективного определения характеристик излучения, полученного со стороны атмосферы или объектов, находящихся в космосе. В настоящее время, микроволновые радиометры широко используются в различных областях деятельности человека от научных исследований в области геофизики и радиоастрономии до инженерных изысканий.

Анализ излучения микроволнового диапазона в интервале 1-300 ГГц дает возможность использования дополнительной информации в видимом и инфракрасном диапазонах. Атмосфера и растительность — полупрозрачны в микроволновом диапазоне, в то время как атмосферные компоненты, такие как сухие газы, водяной пар или атмосферные осадки вступают в активное взаимодействие с микроволновым излучением. Однако, даже облачная

атмосфера на данном частотном диапазоне пропускает определенное количество излучения.

Микроволновые радиометры используются как на земле, так и в космосе для исследований в области погоды и климата, а также для атмосферного мониторинга. Современные микроволновые радиометры изготавливаются для работы в бесперебойном автоматическом режиме. Кроме того, некоторые типы радиометров проектируются для совместного использования с другими инструментами атмосферного дистанционного зондирования вроде лидаров или радаров. Радиометры предоставляют бесценную информацию о метеорологических характеристиках таких как: температура, относительная влажность, интегральное содержание водяного пара в атмосферном столбе, жидкокапельное содержание водяного пара. Все характеристики считываются радиометрами в высоком временном и пространственном разрешении в режиме реального времени практически в любых погодных условиях.

1.25.1. Принцип работы

Вещества в твердом, жидком и газообразном состоянии (то есть земная поверхность, океаны, полярные льды, снег и растительность) излучают и поглощают микроволновую радиацию. Количество излучения, которое регистрируется радиометром, обычно, выражают с помощью яркостной температуры, своеобразного эквивалента температуры абсолютно черного тела. В микроволновом диапазоне есть сразу несколько атмосферных газов, которые имеют вращательную линию поглощения. Каждый газ обладает уникальными поглощательными свойствами, на основе которых можно судить о количестве того или иного газа в атмосфере и о его вертикальной структуре. Одна из линий поглощений кислорода, к примеру, находится в районе 60 ГГц. Поглощательные свойства молекул кислорода вызваны магнитными дипольными переходами. Используя эти свойства, можно рассчитывать температурные характеристики атмосферы. Мощная линия поглощения водяного пара находится в районе 22.235 ГГц и может быть использована для получения характеристик атмосферной влажности. Существует множество важнейших линий поглощения на других частотах, среди которых стоит отметить вторую линию поглощения кислорода (118.72 ГГц) и еще одну линию поглощения водяного пара (183.31 ГГц). Существуют и другие, более слабые линии поглощения, например, такие как у озона, которые используются для измерений его стратосферной концентрации и для измерений температуры в стратосфере.

Атмосферные осадки, такие как жидкие капли воды или замороженные частички льда могут использоваться как микроволновые источники атмосферной информации на слабых молекулярных полосах поглощения. Излучение жидкой воды возрастает с частотой, а это значит, что микроволновые измерения на двух частотах (одна из которых близка к центру поглощения, а другая находится ближе к прозрачной зоне) позволяют нам получить важнейшую информацию о вертикальном содержании водяного пара и жидкокапельной воды. Такая технология измерений применяется в радиометрах,

оборудованных двумя или более каналами. Обычно, в качестве линии, близкой к поглотительной выбирают полосу в районе 22,235 ГГц, в то время как в роли прозрачной зоны выбирают полосу в районе 31 ГГц. Более того, существует закономерность возрастания рассеивания микроволновой радиации в зависимости от роста атмосферных осадков на высоких частотах (более 90 ГГц). Этот эффект возрастания рассеяния используется в атмосферных наблюдениях с применением поляризационных микроволновых измерений для того чтобы с высокой эффективностью разделять дождь и облака в искомых параметрах. Кроме того, данный эффект может быть использован для связки профильного содержания снежных или ледяных частичек при измерениях с космоса или с Земли.

1.25.2. Техническая конфигурация

Микроволновый радиометр состоит из антенны, микроволновых радиочастотных компонентов и системы обработки сигнала на промежуточных частотах. Сигнал, поступающий из атмосферы, обычно очень слаб и нуждается в усилении порядка 80 дБ. Для усиления, зачастую, используют гетеродинную технику, с её помощью сигнал конвертируется до более низких частот.

Гетеродин (от греч. ἑτερος — иной; δύναμις — сила) — маломощный генератор электрических колебаний, применяемый для преобразования частот сигнала

Для того чтобы избежать появления ненужных шумов на приемном блоке, температурные условия внутри системы должны поддерживаться в стабильном режиме.

Большинство наземных микроволновых радиометров оборудованы внешними метеорологическими датчиками, чувствительными к температурным и влажностным изменениям в атмосфере. Кроме того, сейчас распространено использование GPS-датчиков, которые крепятся на корпус радиометра снаружи и позволяют регистрировать время и местоположение. Антенна, в большинстве случаев, расположена внутри радиометра. Измерения проводятся сквозь отверстие, заполненное пенообразным материалом, который прозрачен для микроволнового излучения. Данный материал предназначен для защиты антенны от попадания пыли, жидкой воды или снега. Радиометр может быть оборудован и воздуходувным устройством, предназначенным для защиты приборного отверстия радиометра от скапливания росы, снега или льда. На рисунке 57 приведена блок-схема радиометра, работающего по вышеописанной схеме.

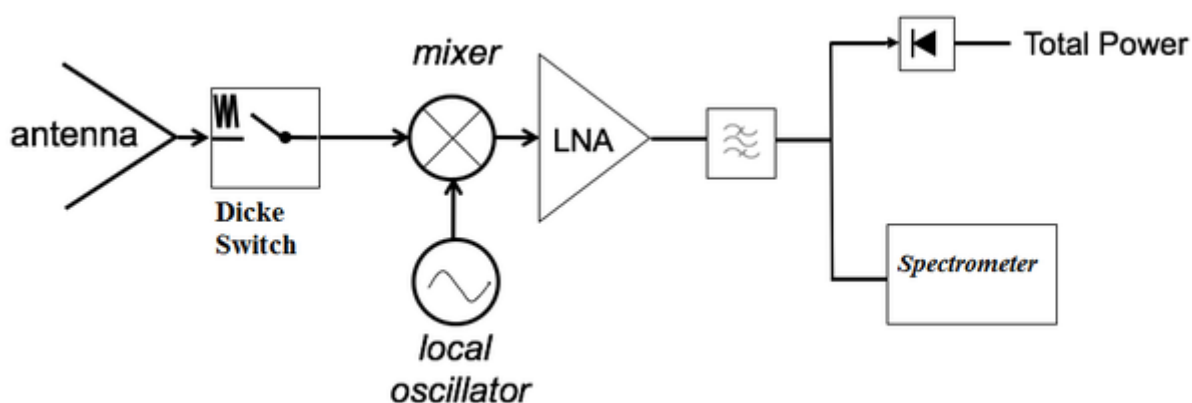


Рисунок 57 – Блок-схема микроволнового радиометра, работающего на гетеродинном принципе.

Попав на антенну при приеме, частота сигнала изменяется в сторону промежуточных радиочастот. Этот процесс происходит с помощью использования осциллятора (от лат. *oscillo* — качаюсь) — системы, совершающей колебания, то есть показатели которой периодически повторяются во времени, установленной внутри радиометра. Затем, с помощью усилителя, мощность сигнала увеличивается. На данном этапе сигнал регистрируется системой в режиме полной мощности. Регистрация сигнала происходит путем разбивания его на несколько частотных полос, используя спектрометр.

Калибровка — один из самых важных процессов настройки радиометра, она является основой последующих высокоточных измерений яркостной температуры. Следовательно, от качества калибровочного процесса будет зависеть качество получаемых данных, таких как профили влажности, температуры или содержание водяного пара в атмосфере. Самый простой способ калибровки радиометра — это так называемая «горячая и холодная» калибровка. При таком методе, в качестве образцов, используются два абсолютно черных тела с разными температурами: одно тело является «горячим», второе «холодным». Физические значения температуры этих образцов известны, на их основе можно рассчитать яркостную температуру, которая линейно связана с напряжением радиометра на выходе.

1.25.3. Расчет вертикальных профилей температуры и влажности

Вычисление таких физических характеристик атмосферы как температура и содержание водяного пара с помощью микроволновой радиометрии — нетривиальная задача, для решения которой было разработано несколько математических алгоритмов расчета (например, техника оптимального оценивания). Профили температуры рассчитываются на основе измерений на частотах близких к 60-ти ГГц, где находится полоса поглощения микроволновой радиации кислородом. Излучение на любой высоте почти прямо пропорционально температуре и плотности кислорода. В отличие от водяного пара, кислород равномерно распределен в атмосфере по всему миру. Благодаря тому, что вертикальный профиль концентрации кислорода известен априори,

сигналы на основе яркостной температуры могут быть использованы напрямую для расчета профилей физической температуры.

Принцип расчета строится на том, что сигнал в центре линии поглощения в основном поступает с участков атмосферы, расположенных ближе к радиометру (обычно, это не более нескольких сотен метров). По мере движения в сторону от линии поглощения к прозрачной зоне, наблюдается суперпозиция сигнала и, сигнал начинает поступать от более отдаленных слоев атмосферы. Таким образом, комбинируя несколько микроволновых каналов, можно рассчитывать информацию о вертикальном распределении температуры в атмосфере. Похожий принцип используется и при расчете вертикальных профилей содержания водяного пара, в этом случае, источником данных служит линия поглощения на участке 22.235 ГГц.

1.25.4. Измеряемые параметры

Температура морской поверхности. Для восстановления температуры морской поверхности (ТПО) используются низкочастотные каналы радиометрических комплексов, поскольку крутизна зависимости радиояркостной температуры воды от ее физической температуры максимальна на частотах от 3 до 10 ГГц. Для восстановления ТПО обычно используется метод линейной регрессии; эта методика достаточно подробно описана в работе. Полученные температурные данные сравнивались со среднеклиматическими и данными судовых измерений. Для исключения влияния боковых лепестков антенны из сравнения исключались прибрежные полосы шириной 600 км. Среднеквадратичное отклонение данных составляло порядка 1,7°C. В значительной мере ошибка связана с использовавшейся схемой калибровки, и в дальнейшем это было учтено при разработке прибора SSM/L

Скорость ветра над водной поверхностью. Возможность восстановления скорости приповерхностного ветра является следствием того, что ветер меняет излучательную способность водной поверхности. Это связано, во-первых, с возникновением под действием ветра гравитационно-капиллярных волн с длиной волны порядка 1 см (ряби) и, во-вторых, с образованием пены начиная примерно с 7 м/с. и особенно интенсивным при скоростях ветра V более 10 м/с. Основанные на линейной регрессии алгоритмы восстановления скорости ветра.

Точность определения скорости ветра по этой методике оценивается авторами в 1 м/с при $V > 7$ м/с и 1,6 м/с при $V < 7$ м/с. Сравнение с натурными данными в диапазоне скоростей ветра 3-16 м/с дает ошибку 1,5 м/с. В работе сообщается об определении скоростей ветра до 40 м/с, однако эти данные весьма сомнительны, поскольку относятся к области тропического циклона с большой интенсивностью осадков. В работе предлагается методика восстановления скорости ветра по разности яркостных температур на вертикальной и горизонтальной поляризации на частоте 10,7 ГГц. Однако недостаточный объем экспериментального материала (всего 15 точек) не позволяет говорить о практической применимости метода.

Содержание водяного пара в атмосфере. Для определения влагосодержания атмосферы используется, как правило, полоса поглощения водяного пара 22,235 ГГц. Так, индийский спутник BHASKARA, запущенный в 1979 г., имел на борту 3-канальный радиометр SAMIR (Satellite Microwave Radiometer) с центральными частотами 19,1; 19,6; 22,235 ГГц, точность восстановления влагосодержания и водозапаса оценивается в 10%. В приборе SMMR для восстановления влагосодержания использовался канал с центральной частотой 21 ГГц. Эта частота на склоке линии 22,235 ГГц выбрана для того, чтобы уменьшить зависимость результатов восстановления от вертикального распределения водяного пара. Для определения водозапаса использовался канал 37 ГГц. Точность восстановления оценивалась в $0,15 \text{ г/см}^2$ для водяного пара и 4 мг/см^2 для водозапаса. Близкая оценка точности определения водяного пара получена и по результатам эксперимента JASIN. Для восстановления содержания водяного пара по данным прибора SSM/1 использовался как линейный, так и нелинейный алгоритм. Нелинейный (по каналу 22,235 ГГц) алгоритм дал лучшие результаты, точность восстановления оценивается в $2,4 \text{ кг/м}^2$. Для повышения точности необходим учёт влияния жидкокапельной влаги, дождя, морского льда. Из-за того, что рабочая частота выбрана в центре полосы поглощения, алгоритм оказался более чувствительным к влиянию температуры и давления. Для восстановления водозапаса облачности по данным SSM/I также использовался линейный алгоритм. Точность определения водозапаса оценивалась в 30%, причём показано, что практически такая же точность восстановления водозапаса достигается при использовании всего одного канала 37 ГГц вертикальной поляризации.

Режим осадков. Осадки, как правило, рассматриваются как один из главных возмущающих факторов в дистанционном зондировании, поскольку они резко уменьшают прозрачность атмосферы, особенно для миллиметровых волн. Попытки восстановления характеристик осадков с помощью радиометров космического базирования встречают ряд затруднений. Так, переход от ледяной к жидкокапельной фазе воды в облаках резко меняет диэлектрические свойства среды. Пространственные масштабы осадков, как правило, значительно меньше элемента пространственного разрешения космических радиометров, что приводит к недооценке интенсивности дождя. По данным измерений при вертикальной поляризации на частотах 19; 22; 85 ГГц вычисляется так называемый «scattering index», позволяющий идентифицировать осадки и оценить их интенсивность.

Снежный и ледовый покров. Спутниковая микроволновая радиометрия позволяет проводить мониторинг снежного и ледового покровов. С гидрологической и климатической точек зрения главными параметрами снежного покрова являются его пространственное распределение, водный эквивалент и влажность. Существующие алгоритмы восстановления этих параметров по данным радиометрии основаны на значительном влиянии физических параметров снега на его излучательную способность. При использовании данных SMMR различия в яркостных температурах на частотах

37 и 18 ГГц широко применяются для оценки толщины снежного покрова или водного эквивалента (W). Однако точность восстановления W по радиометрическим данным ещё не является удовлетворительной. Это связано с тем, что снежный покров — стратифицированная, неоднородная среда, что не учитывается при построении регрессионных алгоритмов.

Радиотепловое излучение морского ледяного покрова в первую очередь зависит от температуры, солёности, заснеженности льда. Наличие зависимости излучательной способности льда от его возраста позволяет путём многочастотных поляризационных измерений диагностировать его возрастную характеристику. Использование данных SMMR (позволяет выделять участки многолетнего льда на фоне однолетнего).

1.26. Наземная инфраструктура дистанционного зондирования Земли

1.26.1. Аэродромы и их классификация

Аэродром — место базирования авиационных носителей съёмочной аппаратуры. Посмотрим простейшую схему его устройства, приведенную на рисунке 58.

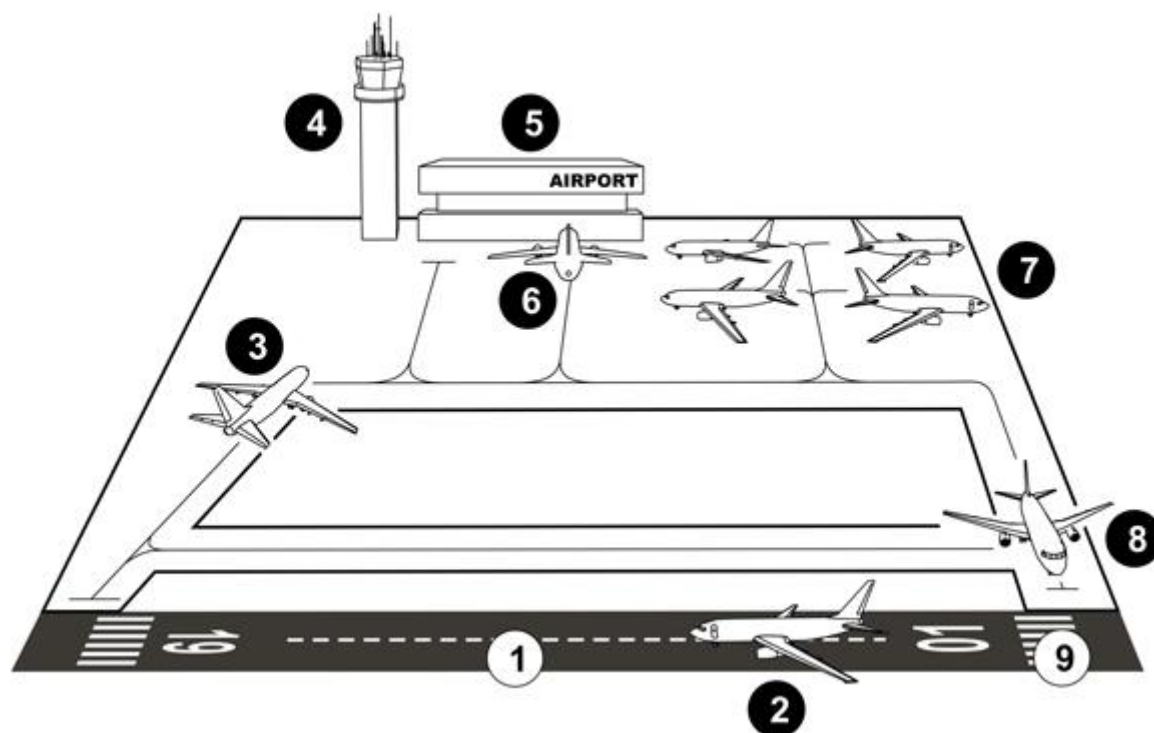


Рисунок 58 — Схема аэродрома

Взлетно-посадочная полоса (1) — ВПП — Runway — самая главная часть аэродрома. Отсюда взлетают и сюда садятся самолеты. Причем движение всегда происходит в одну сторону. На рисунке 58 рабочая полоса — 01. Самолет (2) начинает разгон по полосе 01, и на эту же полосу, в этом же направлении будут садиться другие самолеты. Если бы самолеты взлетали в

одном направлении, а садились в противоположном, то в небе была бы постоянная угроза столкновения лоб в лоб. Надо отметить, что иногда полосы меняются. Например, в Пулково, в ночное время движение реверсивное, то есть его пускают в обратную сторону. Но всегда и взлет, и посадка идет в одном направлении.

Полоса одна, а номер у неё 19. Цифры 19 и 01 означает азимут полосы, выраженный в десятках градусов. Так, 01 обозначает примерно 10 градусов, а 19 – примерно 190 градусов (см. рисунок 59).

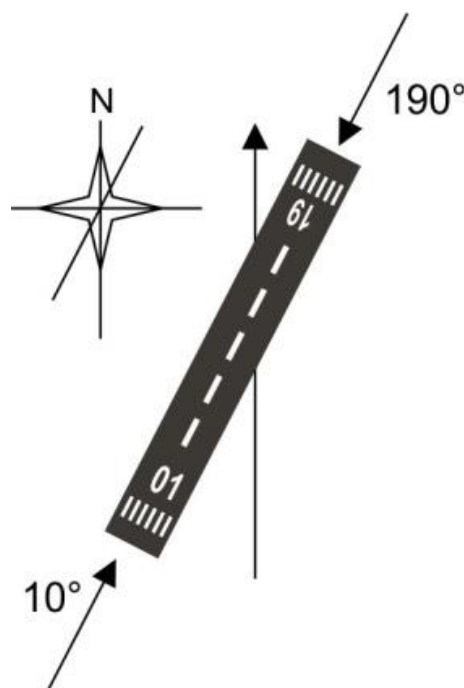


Рис. 59. Схема взлетно-посадочной полосы

ВПП ночью по периметру подсвечивается красными огнями. Для выезда на нее самолет **(3)** движется по **рулежной дорожке** – рулежке – РД – **taxiway**. По территории аэродрома самолеты передвигаются исключительно по рулежкам. Каждая рулежка имеет свой индекс. Например, А5 (Alfa 5), С2 (Charlie 2), В7 (Bravo 7). По всей длине рулежной дорожки по центру нанесена сплошная желтая полоса. Ночью границы дорожки обозначены синими огнями. В **вышке (4) – tower** – сидят диспетчеры, которые видят что происходит на аэродроме.

В зависимости от вида поверхности взлетно-посадочных полос аэродромы делятся на следующие виды:

- с искусственным покрытием;
- грунтовые
- 3) снежные и ледовые;
- гидроаэродромы.

2) В зависимости от длины взлетно-посадочных полос аэродромы делятся на классы, определяемые длиной взлетно-посадочной полосы с искусственным покрытием в стандартных аэродромных условиях:

- 1) аэродромы класса А – аэродромы, имеющие взлетно-посадочную полосу длиной не менее 3200 метров;
 - 2) аэродромы класса Б – аэродромы, имеющие взлетно-посадочную полосу длиной не менее 2600 метров;
 - 3) аэродромы класса В – аэродромы, имеющие взлетно-посадочную полосу длиной не менее 1800 метров;
 - 4) аэродромы класса Г – аэродромы, имеющие взлетно-посадочную полосу длиной не менее 1300 метров;
 - 5) аэродромы класса Д – аэродромы, имеющие взлетно-посадочную полосу длиной не менее 1000 метров;
 - 6) аэродромы класса Е – аэродромы, имеющие взлетно-посадочную полосу длиной не менее 500 метров;
 - 7) неклассифицированные аэродромы – аэродромы, имеющие взлетно-посадочную полосу длиной менее 500 метров и гидроаэродромы.
3. Для аэродромов с грунтовыми (снежными, ледовыми) взлетно-посадочными полосами класс аэродрома устанавливается с учетом 10-процентного увеличения приведенных длин взлетно-посадочных полос с искусственным покрытием.

1.26.2. Современное состояние наземной инфраструктуры космодромов СНГ

Космодром Байконур основан в 1955 г. как испытательный полигон ракетно-космической техники. На космодроме Байконур производятся подготовка и пуски ракет-носителей легкого, среднего и тяжелого классов. Международное сотрудничество России в области космоса в значительной степени ориентировано на использование возможностей космодрома Байконур. На долю космодрома Байконур приходится свыше 50 % запусков КА, в том числе все запуски на геостационарную орбиту и запуски тяжелых космических аппаратов. Только на космодроме Байконур имеются два стартовых комплекса для ракеты-носителя тяжелого класса («Протон»).

Общая площадь главных и вспомогательных объектов космодрома составляла 6717 км². Согласно договоренностям между Россией и Казахстаном на условиях аренды в настоящее время продолжается эксплуатация объектов космодрома по их прямому назначению. При этом пересмотрены границы космодрома, уменьшена площадь земель, отчуждаемых под районы падения отделяющихся частей РН. Размещение основных объектов на космодроме Байконур показано на рисунке 60.



Рисунок 60 – Схема космодрома Байконур

Размещение основных объектов на космодроме Байконур: 1 - жилая зона; 2 - технический и стартовый комплекс РН «Союз»; 3 - технический и стартовый комплекс РН «Союз» и «Молния»; 4 - технический и стартовый комплекс РН «Энергия» и МКС «Буран»; 5...8 - технические и стартовые комплексы РН «Протон», «Циклон-2», «Зенит» и «Рокот» соответственно; 9 - кислородно-азотный завод; 10 - измерительный пункт

В состав космодрома входят центры испытаний и применения космических средств и научно-испытательные управления боевых ракетных комплексов, объединяющие инженерно-испытательные части, измерительные пункты и части обеспечения и обслуживания. Всего на космодроме имеется:

- 11 монтажно-испытательных корпусов, в которых размещены технические комплексы для предстартовой подготовки ракет-носителей, разгонных блоков и космических аппаратов, а также входящие функционально в состав ТК заправочно-нейтрализационные станции для заправки разгонных блоков и космических аппаратов топливом;
- 9 стартовых комплексов (15 пусковых установок) для запуска ракет-носителей «Союз», «Циклон-2», «Протон», «Энергия», «Зенит», «Рокот»;
- измерительный комплекс для контроля и управления полетом ракет-носителей;
- пусковые установки для испытаний межконтинентальных баллистических ракет.

При создании измерительных комплексов космодрома в основу был положен принцип централизации решения задач сбора и обработки измерительной информации, когда все функции обработки телеметрической информации сосредоточены в одном узле - вычислительном центре полигона.

Такая концепция построения ПИК была обоснована при эскизном проектировании многоразовой космической системы «Буран» и реализована при подготовке измерительного комплекса к ее летным испытаниям.

В процессе этой работы трассовые измерительные пункты были оснащены станциями спутниковой связи «Связник» и аппаратурой оперативного выбора регистрируемой радиотехническими средствами (РТС) телеметрической информации, что позволило отказаться от использования на них комплексов обработки информации с соответствующим материальным обеспечением и дополнительным штатом обслуживающего персонала. Это дало возможность упростить техническую структуру трассовых измерительных пунктов, укомплектовав их только средствами приема, регистрации и передачи измерительной информации. Анализ состояния наземных комплексов космодрома Байконур показывает, что в настоящее время они фактически выработали свой ресурс.

Ресурс стартового комплекса РН «Циклон-2», введенного в эксплуатацию в 1967-1968 гг., практически исчерпан. Капитальный ремонт СК для типа Р-7А планировался на 2000-2005 гг. Наземный комплекс РН «Зесьшт», отличающийся высокой степенью автоматизации и малым временем подготовки РН к пуску, принят в эксплуатацию в 1988 г. Одна ПУ этого СК, разрушенная в результате аварии при пуске РН «Зенит» 4 октября 1990 г., требует капитального ремонта.

Космодром Байконур имеет два стартовых комплекса ракетно-сителей «Протон»; по две пусковые установки на каждом СК. Наземные комплексы РН «Протон» выработали гарантийный ресурс. Реально работоспособна одна ПУ. Остальные находятся в стадии ремонта или готовятся к нему. В интересах подготовки разгонных блоков для РН «Протон» на космодроме Байконур используются два технических комплекса РБ, которые находятся в работоспособном состоянии и обеспечивают подготовку существующих РБ для РН «Протон». В настоящее время РКК «Энергия» производит подготовку РБ на техническом комплексе многоразовой космической системы «Буран».

Для проведения заправочных работ на РБ и КА на космодроме Байконур могут использоваться только две заправочные станции. Они предназначены для приема, хранения, подготовки и заправки (слива) компонентов топлива, сжатых газов. Инфраструктура, социально-культурные и социально-бытовые объекты космодрома также характеризуются большой степенью износа.

1.26.3. Общие принципы построения наземного комплекса управления

1.26.3.1. Назначение и область применения наземного комплекса управления

Под наземным комплексом управления (НКУ) понимают совокупность наземных радиотехнических и вычислительных средств с соответствующим методическим и математическим обеспечением, предназначенных для управления полетом КА и контроля работы его бортовых систем. НКУ функционирует в период орбитального полета КА от момента отделения его от ракеты-носителя до прекращения активного существования. Основные целевые

задачи НКУ могут быть сформулированы следующим образом: поддержание орбитальной структуры космической системы, управление и контроль выполнения динамических операций в космосе, управление функционированием бортовой аппаратуры КА, контроль и диагностика ее состояния, взаимодействие с комплексами, обеспечивающими целевое использование КА, а также со стартовым, полигонным измерительным и посадочными комплексами. Кроме того, при управлении пилотируемыми КА в задачи НКУ входит обеспечение телефонно-телеграфной и телевизионной связи между экипажем КА и наземными центрами.

В соответствии с решаемыми задачами выделяют следующие функциональные составляющие процесса управления КА:

- командно-программное обеспечение;
- навигационно-баллистическое обеспечение;
- информационно-телеметрическое обеспечение.

Командно-программное обеспечение включает:

- разработку долгосрочных и оперативных планов работы КА и технических средств НКУ;
- формирование и передачу на борт КА командно-программной информации (КПИ) и получение квитанций о ее прохождении;
- контроль выполнения программы полета КА по результатам анализа телеметрической и траекторной информации.

Исходными данными для планирования работы КА являются долгосрочная программа полета и заявки потребителей целевой информации, а также результаты текущего контроля работы бортовых систем по данным телеметрических измерений. Управление работой бортовых систем КА на заданном интервале времени реализуется пакетом командно-программных сообщений. Пакет включает как отдельные разовые команды, исполняемые на борту КА по мере их поступления, так и временные программы, записываемые в бортовое запоминающее устройство и обеспечивающие автономное функционирование КА вне зон радиовидимости средствами НКУ.

Навигационно-баллистическое обеспечение (НБО) полета включает следующие основные функциональные операции:

- измерение текущих навигационных параметров (ИТНП) КА;
- определение и прогнозирование параметров орбиты КА по результатам обработки данных ИТНП;
- расчет исходных данных для выполнения коррекции орбиты с целью поддержания заданных параметров или маневров КА с целью перехода с одной орбиты на другую;
- расчет баллистических данных, необходимых для работы средств НКУ и пунктов приема целевой информации с КА: интервалов радиовидимости КА наземными средствами, целеуказаний для наведения антенных систем и др.

Информационно-телеметрическое обеспечение включает следующие функциональные операции:

- прием с борта КА, первичную обработку и регистрацию на наземных пунктах телеметрической (ТМ) информации;
- передачу ТМ-информации в центр управления полетом (ЦУП) и центры обработки;
- обработку ТМ-информации в ЦУПе и представление ее в виде, удобном для последующего анализа;
- анализ ТМ-данных о состоянии и функционировании бортовых систем КА и медицинском состоянии экипажа (для пилотируемых КА).

Телеметрическая информация и результаты траекторных измерений являются исходными данными для оценки качества выполнения заданного технологического цикла управления КА. Пространственно разнесенная многоуровневая структура НКУ требует четкой организации и координации управления его техническими средствами.

Средства измерительных пунктов на основе исходной технологической информации (рабочие литеры частот бортовой аппаратуры, номера кодов командной информации, баллистические данные об орбите КА и т.п.) осуществляют поиск, захват сигнала с КА при входе его в зону радиовидимости и переход в режим устойчивого сопровождения для проведения информационного обмена и траекторных измерений. По окончании сеансов связи измерительные пункты выдают в ЦУП результаты выполнения программы работы средств измерительного пункта и характеристику качества принятой с КА информации.

1.26.4. Общие принципы построения наземного комплекса управления

1.26.4.1. Основные средства НКУ

Все средства НКУ можно подразделить по функциональному признаку на следующие основные группы:

- средства центра управления полетом КА;
- средства информационного обмена с КА;
- средства связи и передачи данных (ССПД) между ЦУПом и другими элементами НКУ, а также между ЦУПом и внешними взаимодействующими комплексами;
- средства системы единого времени.

Информационный обмен между НКУ и КА осуществляется по радиоканалам командно-измерительной (КИС) и телеметрической (ТМС) систем, радиолиниям обмена с КА целевой информацией, а также по радиоканалам космической системы ретрансляции. Наземные средства приема целевой информации могут не входить в состав НКУ и относиться к специальным комплексам передачи, приема и обработки целевой информации. Радиолинии КИС используются для передачи на КА КПИ, измерений навигационных параметров КА и обобщенного контроля состояния бортовых систем по информации, передаваемой в НКУ по обратному каналу КИС. По

радиолинии ТМС передается с КА в НКУ детальная ТМ-информация о состоянии и функционировании бортовых систем КА.

В некоторых случаях в составе НКУ используются совмещенные радиолинии, обеспечивающие одновременную передачу нескольких видов информации, вплоть до единой радиолинии для всех видов информационного обмена между НКУ и КА. Совмещенные радиолинии позволяют свести к минимуму состав требуемой бортовой и наземной аппаратуры. Однако совмещение различных функций в одной радиолинии усложняет приемопередающую аппаратуру и в ряде случаев не позволяет оптимизировать характеристики бортовых и наземных систем.

Главным элементом НКУ является ЦУП, из которого осуществляется круглосуточное автоматизированное управление полетом КА. Анализ задач, решаемых ЦУПом, показывает, что при всем многообразии особенностей управления различными КА организационная структура ЦУПа должна включать следующие элементы:

- командный пункт ЦУПа, обеспечивающий координацию работы всех его секторов, служб и комплексов;
- сектор долгосрочного и оперативного планирования работы КА;
- сектор комплексного анализа состояния и функционирования КА, расчета и формирования КПИ;
- сектор навигационно-баллистического обеспечения управления полетом;
- сектор телеметрического обеспечения управления полетом;
- сектор отображения и предоставления информации;
- сектор сопровождения программно-математического обеспечения (ПМО) комплекса средств автоматизации ЦУПа;
- сектор обеспечения телефонной, телеграфной и телевизионной связи с экипажами пилотируемых космических комплексов;
- служба организации связи и передачи данных НКУ.

В состав технических средств ЦУПа входят вычислительные комплексы с математическим обеспечением для автоматизированного решения задач управления КА, обработки ТМ-информации, НБО, формирования КПИ; узел связи; средства индивидуального и коллективного отображения, документирования и хранения информации. ССПД НКУ предназначены для обмена данными и обеспечения телефонной, телеграфной, телевизионной и факсимильной связи между элементами НКУ. В состав ССПД входят автоматизированные центры коммутации, модемы, каналообразующая и абонентская аппаратура, кабельные, проводные, волоконно-оптические, радиорелейные и спутниковые каналы связи, средства сопряжения различных подсистем связи.

Система единого времени (СЕВ) предназначена для временной синхронизации работы всех элементов НКУ. Она включает в себя центральный пункт СЕВ и местные пункты, расположенные в ЦУПе и на всех командно-измерительных пунктах (КИП). Центральный пункт является источником первичных сигналов СЕВ, образуемых на основе высокостабильных

хронизаторов. Сигналы центрального пункта СЕВ с помощью средств связи передаются на местные пункты, где они используются для синхронизации местных эталонов частоты. Сигналы последних, в свою очередь, передаются на радиотехнические средства КИПа и осуществляют синхронизацию их работы. В настоящее время в составе пунктов СЕВ НКУ используются местные эталоны частоты на основе квантовых стандартов с относительной суточной нестабильностью $10^{-12} \dots 10^{-13}$.

1.26.5. Общие принципы построения наземного комплекса управления

1.26.5.1. Командно-измерительные пункты НКУ

Наземная аппаратура радиотехнических систем НКУ, предназначенная для обмена информацией с КА, размещается на командно-измерительных пунктах. В составе НКУ обычно используются несколько КИПов. Они могут быть стационарными или подвижными (располагаться на плавучих судах, автомобилях, самолетах и т.п.). Место размещения КИПа на поверхности Земли существенно зависит от баллистической структуры орбитальной группировки управляемой космической системы, требований к точности НБО и глобальности информационного взаимодействия НКУ с КА.

Условия наблюдения КА с КИПа прежде всего определяются высотой его орбиты и траекторией подспутниковой точки на поверхности Земли (трассы орбиты КА) относительно КИПа. С точки зрения обеспечения управления требования к условиям наблюдения КА средствами НКУ определяются необходимостью реализации в сеансах связи технологического цикла управления КА. При штатном полете, как правило, непрерывность и глобальность информационного взаимодействия КА с НКУ не являются необходимыми. Однако в случае отклонений от программы полета и возникновения нештатных ситуаций (для обеспечения оперативного выхода из них) возможность организации канала связи с КА в любой момент времени является важным фактором повышения надежности управления полетом.

Большинство космических радиолиний работает в диапазоне СВЧ, вследствие чего проведение сеансов связи между КА и КИПом оказывается возможным только в течение времени пребывания КА в зоне его прямой видимости. Зоной радиовидимости КИПа принято считать всю часть околоземного пространства, видимую из КИПа при углах возвышения над местным горизонтом более 7° . В этой зоне обеспечивается устойчивая радиосвязь наземных и бортовых радиосредств и заданная точность траекторных измерений. Однако иногда рассматривают зоны радиовидимости и при углах возвышения менее 7° .

Из геометрических построений, показанных на рисунке 61, следует, что расстояние d от КИПа до КА, находящегося на границе радиовидимости (иногда это расстояние называют радиусом зоны радиовидимости), определяется выражением:

$$d = \sqrt{(R + H)^2 - R^2 \cos^2 \varepsilon} - R \sin \varepsilon$$

где R - средний радиус Земли, $R = 6371$ км; H - высота орбиты; $\varepsilon_{\min}$ - угол места, соответствующий границе зоны радиовидимости.

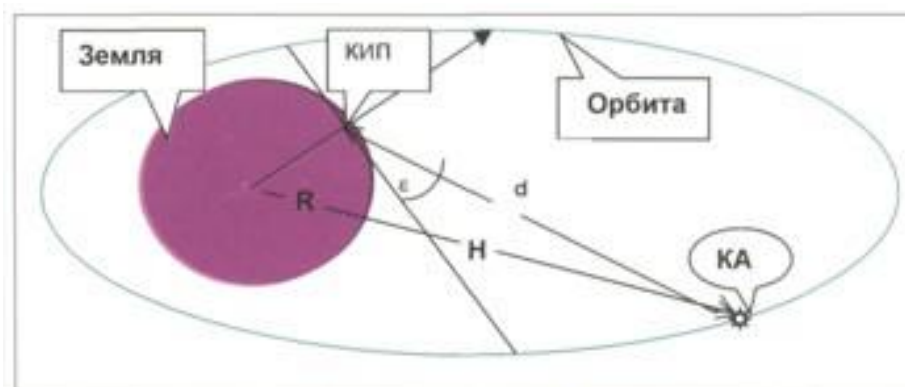


Рисунок 61 – Зона радиовидимости КИПа

Для диапазона высот орбиты КА от 200 до 1000 км, в пределах которого находятся орбиты большинства КА ближнего космоса, радиусы зон радиовидимости КИПа при $\varepsilon_{\min} = 7^\circ$ будут в пределах от 1000 до 3000 км. Максимальная продолжительность сеанса связи КИПа с низко-орбитальными КА достигает 5...13 мин в зависимости от высоты орбиты при условии, что трасса полета проходит через точку расположения КИПа. Малая продолжительность сеанса связи КИПа с КА обуславливает существенные трудности в обеспечении глобальности и непрерывности информационного взаимодействия с точки зрения как управления полетом КА, так и передачи и приема целевой информации. Одним из путей решения этой проблемы является многопунктная рассредоточенная структура НКУ, состоящая из совокупности КИПов, разнесенных на поверхности Земли. На рисунке 61 показана трасса полета КА по круговой орбите с параметрами $H = 500$ км, $i = 63,0^\circ$ и изображены зоны радиовидимости пяти КИПов, дислоцированных в районах городов Москвы, Улан-Удэ, Джусалы, Уссурийска, Петропавловска-Камчатского.

На число привлекаемых в состав НКУ КИПов влияют требования к точности, оперативности определения параметров орбиты КА средствами НКУ и требования к интервалам радиовидимости КА для обеспечения передачи КПИ, контроля работы бортовых систем, приема целевой информации, а также радиотелефонной и телевизионной связи с экипажами пилотируемых космических комплексов.

Анализ выражения и рисунка 61 позволяет сформулировать ряд общих требований к размещению на поверхности Земли КИПов с точки зрения обеспечения наилучших условий связи с низкоорбитальными КА ограниченным составом КИПов:

- для обеспечения связи с КА на наибольшем числе витков за сутки КИПы должны быть максимально и равномерно разнесены на поверхности Земли по географической долготе;

- для обеспечения непрерывной связи с КА максимальное разнесение двух соседних КИПов не должно превышать диаметра зоны радиовидимости КИПа;
- для обеспечения связи каждого КИПа с КА на наибольшем числе витков в сутки географическая широта размещения КИПа должна быть несколько меньше (на $5...10^\circ$) угла наклона плоскости орбиты КА к плоскости экватора.

Для каждой орбитальной группировки КА, характеризуемой баллистическим построением с одинаковым углом наклона орбиты, существует своя оптимальная (с точки зрения условий радиосвязи) географическая широта размещения КИПов.

Для КА среднего космоса на высокоэллиптических орбитах (ВЭО) с апогеем до 100 тыс. км и геостационарных КА интервал радиовидимости с наземного КИПа существенно возрастает. Он увеличивается до нескольких часов для КА на ВЭО, и радиовидимость становится круглосуточной для КА на ГСО. С учетом данного условия число КИПов, привлекаемых в состав НКУ для управления указанными КА, может быть сокращено до одного-двух при соответствующем их расположении на поверхности Земли.

1.26.5.2. Космическая система ретрансляции информации

Увеличение объема и сложности целевых задач, решаемых современными КА, и повышенные требования к надежности управления вызывают необходимость обеспечения непрерывности и глобальности информационного взаимодействия НКУ с КА. Эффективным путем достижения этой цели является использование для обмена информацией с КА космических систем ретрансляции (КСР). Техническая структура изображена на рисунке 62, из которого видно, что КСР включает два-три спутника-ретранслятора (СР) на геостационарной орбите, одну-две наземные станции (НС) спутниковой связи и абонентскую аппаратуру, установленную на борту обслуживаемых КА.

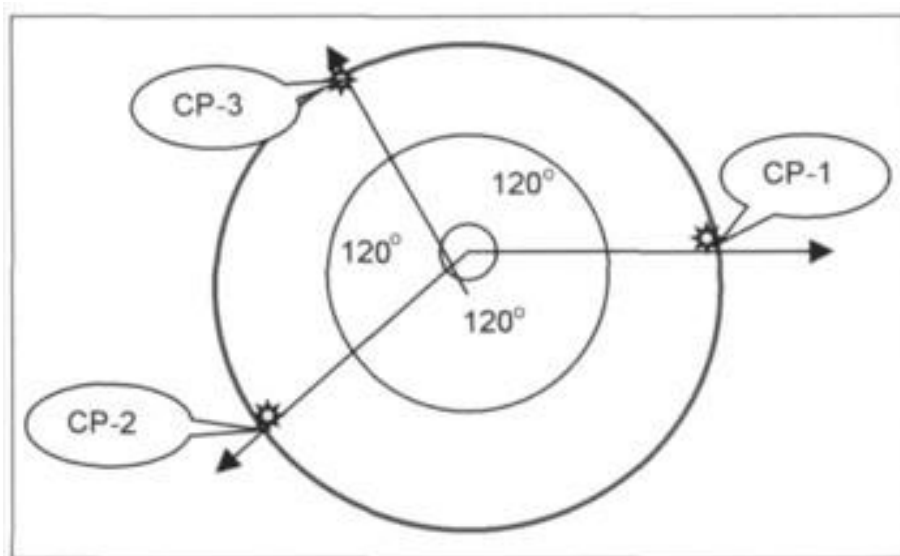


Рисунок 62 – Схема размещения СР космической системы ретрансляции на ГСО

На рисунке 62 показано, что три СР на геостационарной орбите с географическими долготами подспутниковых точек, разнесенными на 120° , обеспечивают с перекрытием обзор практически всей земной поверхности (и околоземного космического пространства), за исключением приполярных областей до 80° северной и южной широт. С целью упрощения структуры в системе могут использоваться два рабочих СР при незначительном уменьшении глобальности связи. Информационное взаимодействие НКУ с КА через СР осуществляется по следующей схеме:

- прямой канал: ЦУП - НС - СР - КА;
- обратный канал: КА - СР - НС - ЦУП.

Примером космической системы ретрансляции является введенная в эксплуатацию в начале 1980-х гг. американская система TDRSS (Tracking and Data Relay Satellite System), предназначенная для обеспечения почти глобального обслуживания действующих и перспективных низкоорбитальных КА, таких как МТКК Space Shuttle, космическая лаборатория Spacelab. В составе системы используются два рабочих и один резервный геостационарный спутник-ретранслятор. Координаты подспутниковых точек рабочих СР (41° з.д. и 171° з.д.) выбраны из расчета, что их зоны радио-видимости на поверхности Земли перекрываются на территории американского континента таким образом, что с наземной станции на базе Уайт Сэндс в штате Нью-Мексико (США) обеспечивается радиовидимость обоих СР. Для одновременной работы через три СР на станции установлены три комплекта приемно-регистрирующей аппаратуры с антеннами диаметром 18 м. От центров управления НАСА и министерства обороны по каналам связи на наземную станцию поступает технологическая информация и программа работы, необходимые для организации управления КА через СР. В обратном направлении передается информация, принятая с КА.

Система TDRSS обеспечивает глобальность обслуживания низкоорбитальных (высота < 2000 км) КА около 0,9. Для достижения практически полной глобальности необходим дополнительный СР с подспутниковой точкой в Восточном полушарии. Но для работы с ним нужна вторая наземная станция за пределами США (реализовано в 1990-е гг.) или организация межспутниковой связи между СР.

Аналогичная космическая система ретрансляции использовалась в России в составе комплекса управления пилотируемой орбитальной станцией «Мир» и многоразовой космической системой «Буран». Основу системы составляют два геостационарных СР «Луч» с координатами подспутниковых точек 16° з.д. и 95° в.д. и наземная станция спутниковой связи вблизи Москвы в зоне радиовидимости обоих СР, оснащенная двумя комплектами приемно-передающей аппаратуры с антенными системами. В 1990-х гг. орбитальная группировка СР «Луч» прекратила свое существование из-за выработки технического ресурса спутников.

Космические системы ретрансляции обеспечивают обмен с КА и средствами выведения всеми видами информации, необходимой для управления полетом, телеизмерений и связи с экипажем пилотируемых комплексов, а также высокоскоростную (до сотен Мбит/с) передачу цифровой информации от аппаратуры целевого назначения КА. Недостатком использования КСР является необходимость наличия на КА дополнительных резервов по массе для установки абонентской аппаратуры и бортовых антенн, обеспечивающих требуемые энергетические характеристики радиолиний КА - СР, особенно при неориентированном полете КА.

1.26.5.3. Антенные системы для дальней космической связи

Наибольшее применение в наземных комплексах космической связи получили полноповоротные параболические антенны и антенные решетки, образованные из нескольких антенн. Важнейшими характеристиками антенн, определяющими энергетику радиолиний, являются коэффициент направленного действия (КНД) и эффективная площадь зеркала антенны.

В настоящее время в мире функционирует ряд уникальных полноповоротных параболических антенн большого диаметра, используемых в составе радиотехнических комплексов дальней космической связи и для радиоастрономии. Самая крупная из них построена в Германии - радиотелескоп Астрономического института им. Макса Планка вблизи Бонна с диаметром зеркала 100 м. Данный радиотелескоп имеет очень высокие характеристики по сравнению с антеннами такого класса. В табл. представлены характеристики некоторых больших параболических антенн, эксплуатируемых в различных странах.

Максимальный размер бортовых антенн дальних КА ограничен диаметром обтекателя ракеты-носителя при жесткой конструкции зеркала и составляет 3-4 м. В настоящее время достигнуты большие успехи в изготовлении раскрывающихся параболических антенн зонтичного типа.

В состав НКУ ДКА НАСА США входят:

- три центра дальней космической связи (ЦДКС), расположенные вблизи городов Голдстоун (США), Мадрид (Испания) и Канберра (Австралия);
- центр управления полетом в г. Пассадена (США);
- средства связи и передачи данных.

Все наземные станции ЦДКС объединены в систему DSN (Deep Space Network) и разнесены на поверхности Земли примерно на 120° по долготе и $35...40^\circ$ по широте. Таким образом, станции DSN позволяют поддерживать непрерывную связь с межпланетными КА в течение суток. Каждая станция DSN оснащена тремя параболическими антеннами: одной диаметром 70 м и двумя - 34 м. Рабочие частоты радиолиний «Земля - КА» - 2,1 ГГц ($A = 14$ см); «КА - Земля» - 2,2 ГГц ($A = 13$ см) и 8,4 ГГц ($A = 3,6$ см).

Целью дальнейшего развития сети DSN является совместное использование американской антенной сети, объединяющей комплекс в Голдстоуне и

сверхбольшую антенную решетку в Нью-Мексико, и австралийско-японской сети, в которую входят комплекс в Канберре и радиотелескопы в Парксе и Усуде.

В состав НКУ ДКА Российской Федерации входят:

- два центра дальней космической связи: западный - на объекте «Медвежьих озера» Московской области и восточный - около Уссурийска;
- центр управления полетом в НПО им. С.А. Лавочкина (г. Химки Московской области);
- средства связи и передачи данных.

Западный и восточный ЦДКС разнесены по долготе на 100° и обеспечивают непрерывную связь с межпланетными КА в течение - 18 ч в сутки. ЦДКС в «Медвежьих озерах» оснащен параболической антенной диаметром 64 м.

С целью повышения надежности управления ДКА и проведения высокоточных измерений их угловых координат радиоинтерферометрическим методом в составе НКУ дополнительно используется украинский ЦДКС, размещенный вблизи г. Евпатории, имеющий в своем составе высокоэффективные антенные системы диаметром 70; 32 и 25 м. Энергетические характеристики радиолиний ЦДКС НКУ ДКА позволяют обеспечить надежное управление ДКА, прием с них научной информации и проведение траекторных измерений на дальностях, превышающих радиус Солнечной системы (6 млрд км).

2. ПРАКТИЧЕСКИЙ РАЗДЕЛ

2.1. Лабораторные работы

2.1.1. Основные типы АФА, используемые для аэрофотосъемки

Цель работы: Ознакомиться с устройством АФА и назначением его основных частей.

Содержание задания:

1. Разобрать АФА, зарисовать его схему и основные части, подписать их названия с указанием назначения каждой.
2. Пользуясь ресурсами Интернет, выбрать несколько АФА (не менее пяти) разных типов и дать сравнительный анализ их основных технических характеристик.

Форма контроля – отчет по лабораторной работе.

2.1.2. Устройство самолетов, используемых для аэрофотосъемки

Цель работы: Ознакомиться с устройством и организацией бортового пространства аэрофотосъемочных самолетов.

Содержание задания:

1. Ознакомиться с устройством и летно-техническими характеристиками аэрофотосъемочных самолетов или их аналогов.
2. Выполнить сравнительный анализ их летно-технических характеристик.
3. Зарисовать схемы их бортового пространства с показом размещения оборудования на них.
4. К отчету приложить фотографии самолетов.

Занятие проводится на базе музея авиационной техники Минского аэроклуба ДОСААФ.

Форма контроля – отчет по лабораторной работе.

2.1.3. Устройство вертолетов, используемых для аэрофотосъемки

Цель работы: Ознакомиться с устройством и организацией бортового пространства аэрофотосъемочных вертолетов.

Содержание задания:

1. Ознакомиться с устройством и летно-техническими характеристиками аэрофотосъемочных вертолетов или их аналогов.
2. Выполнить сравнительный анализ их летно-технических характеристик.
3. Зарисовать схемы их бортового пространства с показом размещения оборудования на них.
4. К отчету приложить фотографии вертолетов.

Занятие проводится на базе музея авиационной техники Минского аэроклуба ДОСААФ.

Форма контроля – отчет по лабораторной работе.

2.1.4. Основные типы БЛА, используемые для аэрофотосъемки

Цель работы: Ознакомиться с устройством БЛА различных типов.

Содержание задания:

1. Пользуясь ресурсами Интернет, ознакомиться с устройством БЛА различных типов
2. Выполнить сравнительный анализ их летно-технических характеристик.
3. Посмотрев учебный фильм, составить инструкции по подготовке к запуску и управлению БЛА мультироторного и фюзеляжного типа.

Количество аудиторных часов - 4 часа.

Форма контроля – отчет по лабораторной работе.

2.1.5. Основные типы и классы ИСЗ, используемые для дистанционного зондирования Земли

Цель работы: Изучить устройство ИСЗ.

Содержание задания:

1. Посмотрев учебный фильм, зарисовать схему ресурсного ИСЗ с показом размещения профильного оборудования

Количество аудиторных часов - 2 часа.

Форма контроля – отчет по лабораторной работе.

2.1.6. Основные типы пилотируемых космических кораблей

Ознакомиться с устройством и организацией бортового пространства пилотируемых космических кораблей

Содержание задания:

1. Просмотрев учебный фильм, на схемах КК типа «Союз» и «Shuttle» выделить основные отсеки с указанием размещенного там целевого оборудования.
2. Выполнить сравнительный анализ технических характеристик КК обоих типов.

Форма контроля – отчет по лабораторной работе.

2.1.7. Орбитальные космические станции, их устройство и принципы работы

Цель работы: Ознакомиться с устройством и принципами работы МКС.

Содержание задания:

1. Просмотрев учебный фильм, дать характеристику основных модулей МКС и установленного на них профильного оборудования.

Форма контроля – отчет по лабораторной работе.

2.1.8. Датчики дистанционного зондирования, их устройство и принципы работы

Цель работы: Ознакомиться с устройством и принципом действия датчиков дистанционного зондирования различных типов.

1. Пользуясь данными открытых источников информации, подготовить комплексную характеристику датчика дистанционного зондирования по следующей схеме:

- название и марка прибора;
- дата создания (монтажа);
- носитель;
- схема устройства прибора или его аналога;
- описание принципа действия;
- анализ технических характеристик;
- решаемые задачи.

Количество аудиторных часов - 2 часа.

Форма контроля – отчет по лабораторной работе.

2.1.9. Система организации и принципы работы ЦУП»

Цель работы: Ознакомиться со структурой, с системой организации и принципами работы ЦУП как ключевого звена наземной инфраструктуры дистанционного зондирования.

1. Описать структуру и принципы работы ЦУП БКА.

Занятие проводится на базе УП «ГИС».

Форма контроля – отчет по лабораторной работе.

3. РАЗДЕЛ КОНТРОЛЯ ЗНАНИЙ

Вопросы к зачету по дисциплине

1. Предмет и задачи учебной дисциплины.
2. Значение методов дистанционного зондирования в исследовании географической оболочки и их применение в науке и в прикладных сферах деятельности.
3. Изобретение фотографии (дагерротипия) и сущность фотографического процесса.
4. Развитие фотографии в XIX–XX вв. Возникновение и развитие воздухоплавания.
5. Опыт выполнения воздушного фотографирования в XIX– 1-й пол. XX вв. Развитие авиации в XIX– нач. XXI вв.
6. Основные технические требования к летательным аппаратам для воздушной съемки.
7. Понятие об аэрофотосъемке и ее виды.
8. Основные авиационные носители съемочной аппаратуры.
9. Аэрофотосъемочные самолеты и их классификация.
10. Летно-технические характеристики аэрофотосъемочных самолетов.
11. Размещение оборудования на борту аэрофотосъемочного самолета.
12. Оборудование аэрофотосъемочного самолета.
13. Беспилотные летательные аппараты и их классификация.
14. Аэрофотоаппараты, их классификация, назначение, принцип действия.
15. Объективы АФА, их устройство.
16. Основные аберрации оптических систем АФА.
17. Видеосистемы дистанционного зондирования, их преимущества и недостатки.
18. Аппаратура для инфракрасной съемки земной поверхности.
19. Технические характеристики инфракрасных систем дистанционного зондирования.
20. Спектрометрическая аппаратура дистанционного зондирования.
21. СВЧ-радиометры, назначение и принцип действия.
22. Классификация ИСЗ.
23. Конструктивно-компоновочная схема ИСЗ.
24. Метеорологические ИСЗ.
25. Геодезические ИСЗ.
26. Ресурсные ИСЗ.
27. Общие требования к основным системам и агрегатам пилотируемых космических кораблей.
28. Принципиальная конструктивно-компоновочная схема пилотируемого космического корабля.
29. Многоразовые космические летательные аппараты.

30. Бортовые системы КЛА, их назначение и классификация.
31. Системы терморегулирования КЛА.
32. Системы энергообеспечения. Потребители энергии на борту КЛА.
33. Системы навигации и ориентации КЛА и их классификация.
34. КФА, их устройство и принцип действия. Классификация КФА.
35. Скаттерометры и их назначение.
36. Радиолокационная аппаратура КЛА.
37. Сканирующие съемочные системы. Классификация сканеров.
38. Лазерные съемочные системы космического базирования.
39. Наземная инфраструктура дистанционного зондирования

4. ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЙ РАЗДЕЛ.

4.1. Перечень основной литературы

1. Перспективные технические средства и технологии для развития космической отрасли : результаты реализации программы Союзного государства ["Разработка космических и наземных средств обеспечения потребителей России и Беларуси информацией дистанционного зондирования Земли"] "Мониторинг-СГ" / НАН Беларуси [и др. ; сост.: О. И. Семенов, И. А. Ляткевич, Д. Л. Огороднийчук ; редсовет: М. И. Макаров и др.]. - Минск : Беларуская навука, 2019. - 557 с..
2. Агишев, Р.Р. Лазерное зондирование окружающей среды: методы и средства / Р. Р. Агишев. - Москва : Физматлит, 2019. - 263 с. : ил. ; 22x14 см. - (Фундаментальная и прикладная физика). - Библиогр.: с. 256–261. - ISBN 978-5-9221-1821-7 (в пер.).
3. Введение в ракетно-космическую технику : учебное пособие : в 2 т. / [А. П. Аверьянов и др.] ; под общ. ред. Г. Г. Вокина. - 3-е изд. - Москва ; Вологда : Инфра-Инженерия, 2024. - ISBN 978-5-9729-1643-6. Т. 1 : Общие сведения. Космодромы. Наземные средства контроля и управления ракетами и космическими аппаратами. Ракеты. - 2024. - 378 с.. Т. 2 : Космические аппараты и их системы. Проектирование и перспективы развития ракетно-космических систем. - 2024. - 443 с.
4. Разработка систем космических аппаратов : пер. с англ. / [Г. Альетти и др. ; под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерд, Дж. Старк]. - [4-е изд.]. - Москва : Альпина Про, 2023. - 762 с. : ил. ; 23x16 см. - Загл. ориг.: Spacecraft Systems Engineering. - Библиогр. в конце гл. - ISBN 978-5-907274-18-1 (в пер.).
5. Спиридонов, А.А. Навигационно-баллистическое обеспечение сверхмалых космических аппаратов : учебное пособие / А. А. Спиридонов, Д. В. Ушаков, В. А. Саечников. - Минск : Колорград, 2020. - 330 с.
6. Дистанционное зондирование Земли : учебное пособие для студентов, обучающихся по специальности "Радиоэлектронные системы и комплексы" / [авт.: В. М. Владимиров и др.] ; под ред. В. М. Владимирова ; Сибирский федеральный ун-т. - Москва : ИНФРА-М ; Красноярск : СФУ, 2020. - 194 с.

4.2. Перечень дополнительной литературы

1. Беляев, Б.И. Оптическое дистанционное зондирование / Б. И. Беляев, Л. В. Катковский. - Минск : Белорусский государственный университет, 2006. – 454 с.
2. Биард, Р. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика / Р.У. Биард, Т.У. МакЛэйн. – М.: Техносфера, 2015. - 311 с. - (Мир радиоэлектроники).

3. Бобир, Н.Я. Фотограмметрия : учебник для вузов по спец. "Аэрофотогеодезия" / Н. Я. Бобир, А. Н. Лобанов, Г. Д. Федорук ; под общ. ред. А. Н. Лобанова. - Москва : Недра, 1974. - 471с.
4. Василин, Н.Я. Беспилотные летательные аппараты : Боевые. Разведывательные / Н.Я. Василин. – Минск : Попурри, 2003. - 269 с.
5. Гущин, Н.В. Основы устройства космических аппаратов : Учеб. для вузов по специальности "Косм. летат. аппараты и разгон. блоки" направления подгот. дипломир. специалистов "Ракетостроение и космонавтика" / Н.В. Гущин. - М. : Машиностроение, 2003. - 272 с.
6. Драгун, В.С. Аэросъемочные средства и аппаратура дистанционного зондирования природной среды / В. С. Драгун, А. А. Ковалев, С. М. Ярошевич. - Минск, 1993. - 56 с. - (Препринт / Академия наук Беларуси, Государственный комитет Республики Беларусь по экологии, Республиканский научно-технический центр дистанционной диагностики природной среды "Экомир" ; № 13).
7. Дробышев Ф.В. Основы аэрофотосъемки и фотограмметрии: учебное пособие для вузов / Ф.В. Дробышев – Москва: Изд. Недра, 1963. – 256 с.
8. Жаков, А.М.. Основы космонавтики / А.М. Жаков. - СПб. : Политехника, 2000. – 172 с.
9. Киселев, А.И. Космонавтика на рубеже тысячелетий: итоги и перспективы / А. И. Киселев, А. А. Медведев, В. А. Меньшиков. - Москва : Машиностроение : Машиностроение — Полет, 2002. - 717 с.
10. Книжников, Ю.Ф. Аэрокосмические методы географических исследований / Ю.Ф. Книжников, В.И. Кравцова, О.В. Тутубалина. – М.: Академия, 2004. - 334 с.
11. Назаров, А.С. Фотограмметрия: учеб. пособие для студентов вузов / А.С. Назаров. – Минск : Тетра-Системс, 2006. – 368 с.
12. Шалькевич, Ф.Е. Методы дистанционных исследований : лабораторный практикум для студ. геогр. фак. / Ф. Е. Шалькевич, А. А. Топаз. - Минск : БГУ, 2012. - 63 с.

4.3. Электронные ресурсы

1. European Space Agency (ESA) – Режим доступа: <https://www.esa.int/> . – Дата доступа: 22.10.2024.
2. National Aeronautics and Space Administration – Режим доступа: <https://www.nasa.gov/> . – Дата доступа: 22.10.2024.
3. Space Exploration Technologies Corporation (SpaceX) – Режим доступа: <https://www.spacex.com/> . – Дата доступа: 22.10.2024.
4. ГП «БелПСХАГИ» [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://beldzz.by/> . – Дата доступа: 22.10.2024.
5. Журнал «Земля Беларуси» – Режим доступа: <https://belzeminfo.by/> 99 – Дата доступа: 20.10.2024

6. Журнал «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://d33.infospace.ru/d33_conf/sbornik_index.html – Дата доступа: 20.10.2024.
7. Интернет-Журнал «Геоматика» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://sovzond.ru/press-center/geomatics/> – Дата доступа: 20.10.2024.
8. Китайское национальное космическое управление (CNSA) – Режим доступа: <https://www.cnsa.gov.cn/english/> . – Дата доступа: 22.10.2024
9. Национальная академия наук. УП «Геоинформационные системы» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://gis.by/ru/>. – Дата доступа: 22.10.2024.
10. Сайт компании «Совзонд» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://sovzond.ru> – Дата доступа: 20.10.2024.

4.4. УЧЕБНО-МЕТОДИЧЕСКАЯ КАРТА ДИСЦИПЛИНЫ

Номер раздела, темы	Название раздела, темы	Количество аудиторных часов					Количество часов УСР	Формы контроля знаний
		Лекции	Практические занятия	Семинарские занятия	Лабораторные занятия	Иное		
1	2	3	4	5	6	7	8	9
	СОВРЕМЕННЫЕ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ (52 ч)	22			30			Зачет
1.	Введение. История развития технических средств дистанционного зондирования	2						Опрос
2.	Основные понятия дистанционного зондирования	2						Опрос
3.	Летательные аппараты для воздушной съемки	8			16			
3.1	Общая характеристика летательных аппаратов для воздушной съемки.	2						Опрос
3.2	Самолеты, применяемые для воздушной съемки.	2			4			Опрос, защита отчетов по лабораторным работам
3.3	Вертолеты, применяемые для воздушной съемки	2			4			Опрос, защита отчетов по лабораторным работам

Номер раздела, темы	Название раздела, темы	Количество аудиторных часов					Количество часов УСП	Формы контроля знаний
		Лекции	Практические занятия	Семинарские занятия	Лабораторные занятия	Иное		
1	2	3	4	5	6	7	8	9
3.4	Беспилотные летательные аппараты для воздушной съемки	2			4			Защита отчетов по лабораторным работам
3.5	Современные системы для выполнения аэрофотосъемки	2			4			Опрос, защита отчетов по лабораторным работам
4.	Космические летательные аппараты	8			10			
4.1.	Искусственные спутники Земли.	2			2			Опрос, защита отчетов по лабораторным работам
4.2.	Пилотируемые космические корабли.	2			2			Опрос, защита отчетов по лабораторным работам
4.3.	Прочие космические летательные аппараты	2			2			Опрос, защита отчетов по

Номер раздела, темы	Название раздела, темы	Количество аудиторных часов					Количество часов УСП	Формы контроля знаний
		Лекции	Практические занятия	Семинарские занятия	Лабораторные занятия	Иное		
1	2	3	4	5	6	7	8	9
								лабораторным работам
4.4.	Бортовые системы КЛА.	2			4			Опрос, защита отчетов по лабораторным работам
5.	Наземная инфраструктура дистанционного зондирования	2			4			
5.1.	Наземная инфраструктура дистанционного зондирования	2			4			Опрос, защита отчетов по лабораторным работам

