Н. П. ЛАВРОВА, А. Ф. СТЕЦЕНКО

АЭРОФОТОСЪЕМКА

АЭРОФОТОСЪЕМОЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Н. П. ЛАВРОВА, А. Ф. СТЕЦЕНКО

АЭРОФОТОСЪЕМКА. АЭРОФОТОСЪЕМОЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Допущено
Министерством высшего
и среднего специального образования СССР
в качестве учебника
для студентов вузов,
обучающихся по специальности
«Аэрофотогеодезия»

МОСКВА «НЕДРА»
1981

Библиотека АН Арм.ССР

УДК 528.711.1(203)(075.8)

Лаврова Н. П., Стеценко А. Ф. Аэрофотосъемка. Аэрофотосъемочное оборудование: Учебник для вузов.— М.: Недра, 1981. 296 с.

Изложены основы авиационной метеорологии и техники.

Рассмотрены оптические системы аэрофотоаппаратов, методы определения элементов внутреннего ориентирования и дисторсии объективов. Приведены методы оптических и механических юстировок. Описаны топографические аппараты и основные аппараты специального назначения: виды аэрофотоустановок и приборы управления аэрофотоаппаратами.

Рассмотрены характерные особенности методов и средств фотосъемок в различных диапазонах электромагнитного излучения. Обосновано значение современных многоканальных аэрокосмических съемок при изучении природных ресурсов Земли и освоении космического пространства.

Для студентов геодезических вузов. Может быть полезен для специалистов различных областей науки и техники, где используется аэрофотосъемка.

Табл. 26, ил. 155, список лит.— 20 назв.

Рецензенты:

кафедра аэрофотосъемки Львовского политехнического института и канд. техн. наук *В. Е. Александров* (НИКФИ).

Л $\frac{20702-071}{043(01)-81}$ 59—81 1902020000

© Издательство «Недра», 1981

ПРЕДИСЛОВИЕ

Одним из главных направлений экономического и социального развития СССР являются освоение и мелиорация земель, создание новых промышленных комплексов, изучение природных ресурсов земли. В проведении проектно-изыскательских работ, исследовании общей схемы решения этих задач одним из звеньев является получение материала аэрокосмических съемок, картографирование земной поверхности, Луны и других планет Солнечной системы. Век авиации и космонавтики позволил создать новые технологические процессы получения информационно-временны́х характеристик о Земле и протекающих в околоземном пространстве процессах, позволил освоить труднодоступные и малоисследованные районы, внедрять в практику народного хозяйства прогрессивные методы, основанные на последних достижениях научно-технического прогресса. Одной из задач сложного комплекса повышения качества и эффективности методов аэрокосмических съемок является подготовка высококвалифицированных кадров для разных подразделений, внедряющих материалы в практику производственной и научной работы.

Учебник по аэросъемке автора А. И. Шершеня был издан в 1958 году. За этот период он сыграл свою положительную роль при преподавании курсов по аэрофотосъемке, аэрофототопографии в разных учебных заведениях нашей страны. При подготовке нового учебника в соответствии с действующими учебными программами необходимый для студентов учебный материал изложен в двух учебниках: «Аэрофотосъемка. Аэрофотосъемочное оборудование» и «Аэрофотосъемка. Самолетовождение и автоматизация съемочного процесса».

В первом учебнике дан исторический обзор развития аэрофотосъемочных работ в Советском Союзе, показаны основные достижения в этой области, приведены структура, организационная схема аэрофотосъемочного процесса и сведения об основных направлениях применения материалов аэрофотосъемки в народном хозяйстве.

В соответствии с пожеланиями производственных аэрофотосъемочных подразделений, где работают выпускники аэрофака, в учебнике приведены более полные данные о построении атмосферы, ее оптических и динамических характеристиках, влиянии атмосферы на качество аэрофотосъемочных материалов. Рассмотрены вопросы метеорологического обеспечения аэрофотосъемочных полетов, составления синоптических кодов, карт погоды, явлений, опасных для авиации.

Развитие авиации и космонавтики позволило создать совершенные носители аэросъемочной аппаратуры, выполнять фотосъемку с космических кораблей (КК) и орбитальных пилотируемых станций (ОПС), с автоматических межпланетных станций. В учебнике рассмотрены основные тактико-технические данные летальных аппаратов-носителей съемочной аппаратуры, самолетов, вертолетов, космических кораблей, аэродинамические принципы полета, определена эффективность применения летательных аппаратов в зависимости от конкретных условий фотосъемки.

Значительное внимание уделено вопросам технических средств аэрофотосъемки, аэрофотосъемочного оборудования летательных аппаратов. Рассмотрены оптические системы аэрофотоаппаратов, методы определения элементов внутреннего ориентирования и дисторсии объективов. Приведены основные характеристики современных отечественных и зарубежных объективов. Изложены материалы по основным узлам аэрофотоаппарата: объективам, затворам, кассетам. Даны методы оптических и механических юстировок аэрофотоаппаратов. В учебнике подробно рассмотрены топографические аппараты и аппараты специального назначения, механизмы компенсации сдвига изображения, аэрофотоустановки и приборы управления аэрофотосъемочной аппаратурой.

Учитывая, что за последние годы стали применять нетопографические аэросъемки (или часто их называют электронные методы съемки), авторы включили в учебник самостоятельный раздел, посвященный этим вопросам. В нем рассмотрены характерные особенности методов и средств фотосъемки в разных диапазонах электромагнитного излучения, технические характеристики систем аэрокосмических телевизионных съемок. Приведены методика выявления и учета геометрических искажений кадровых телевизионных снимков, технические возможности тепловой съемки, основные данные по устройству многозональных камер, данные по аппаратуре для съемки Марса и Венеры.

При изложении материала по космической съемке в учебнике приведены основные результаты научных фотографических экспериментов, выполненных специалистами МИИГАиК, летчиками-космонавтами и коллективами научно-производственных подразделений с автоматических станций «Зонд-5», «Зонд-6», «Зонд-7», «Зонд-8», пилотируемого космического корабля «Союз-9» и орбитальных научных пилотируемых станций «Салют-1», «Салют-3», «Салют-5».

В течение ряда лет ведущие специалисты МИИГАиК проводят исследования по комплексной проблеме применения материалов аэрокосмических съемок при решении ряда научно-хозяйственных задач под научным руководством профессора В. Д. Большакова. Развитие этой темы, большой экспериментальный материал, полученный в ходе исследований, теоретиче-

ское обоснование работ, потребность в специалистах этого направления во многих организациях послужили основой для того, чтобы открыть новые учебные специальности в МИИГАиК.

Во второй учебник «Аэрофотосъемка» будут включены разделы: аэрофотосъемочное самолетовождение, пилотажно-навигационное оборудование летательных аппаратов, методы определения элементов внешнего ориентирования в полете, гиростабилизирующие платформы, статометры, радиовысотомеры, значительное внимание уделено вопросам автоматизации аэрофотосъемочного процесса, рассмотрены системы автоматического управления аэрофотосъемочным процессом, вопросы передачи модулированного сигнала разными звеньями системы.

Авторы учебника выражают благодарность профессору В. Д. Большакову за ценные указания при подготовке рукописи учебника и материалов по космическим экспериментам.

§§ 3—6, 9—15, 17—20, 27—29, 51, 52, 71—78, 83, 84, 86—90, 92—95 и приложения написаны проф., д-ром техн. наук Н. П. Лавровой; §§ 1, 2, 7, 8, 16, 21—26, 30—47, 49, 50, 54—70, 79—82, 84, 85, 91 написаны доц., канд. техн. наук А. Ф. Стеценко; предисловие и §§ 48, 53 и 81 написаны Н. П. Лавровой и А. Ф. Стеценко совместно.

РАЗДЕЛ I
РОЛЬ АЭРОФОТОСЪЕМКИ В НАРОДНОМ ХОЗЯЙСТВЕ

Глава I
ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ АЭРОФОТОСЪЕМКИ

§ 1. Состояние аэрофотосъемки до 1917 года

Важным событием, расширившим возможности применения фотографирования во многих областях науки и техники, явилось изобретение мокрого коллодионного процесса в 1851 г. Уже в 1855 г. француз Ф. Надар предпринял попытку фотографирования с летательного аппарата, а в 1858 г. получил первый снимок земной поверхности с высоты 80 м. У Надара нашлось много последователей по проведению воздушного фотографирования. Получают свою первую воздушную фотографию в 1862 г. американцы при осаде крепости Ричмонд. В 1883 г. фотографирует предместья Лондона Сесиль Шедбольте. Прекрасные по своим изобразительным свойствам снимки земной поверхности получают в разные годы Трибулье, Поль-Демаре, Тиссандье, Пикар и др. Это позволяет директору Парижской консерватории искусств и ремесел Э. Лосседе собрать интересную коллекцию воздушных снимков.

В России инициатором воздушного фотографирования явился поручик А. Н. Кованько, который 18 мая 1886 г. осуществил первую опытную съемку над Петербургом, используя для этого обыкновенный фотоаппарат с форматом снимка 12×16 см. Снимки были получены с высоты 800—1300 м при наклонном и отвесном положении оси фотоаппарата. Фотографирование производилось с воздушного шара, принадлежащего Русскому техническому обществу. Немалая заслуга в развитии фотографирования земной поверхности принадлежала члену этого общества В. И. Срезневскому. В. И. Срезневский был первым, кто изготовил фотокамеру с форматом 24×24 см для воздушного фотографирования. Это явилось шагом вперед в создании специальной аппаратуры, так как до этого времени использовались фотокамеры, предназначенные для любительских портретных снимков. Следует отметить, что в этой камере объектив был прочно закреплен в положении, отфокусированном на бесконечность, т. е. осуществлен принцип постоянства элементов внутреннего ориентирования. Материалом, на котором строилось изображение, являлись стеклянные пластинки, покрытые светочувствительным слоем.

Значительный вклад в развитие воздушного фотографирования сделал капитан русской армии С. А. Ульянин. Им была

разработана конструкция фотоаппарата с парусной тележкой. Аппарат представлял собой складную фотокамеру, снабженную центральным затвором, который автоматически срабатывал от импульса тока, посылаемого электрической батареей по команде анероида-высотомера при наборе заданной высоты съемки. В одной из моделей этого аппарата для фиксирования элементов внешнего ориентирования снимка впечатывались показания барометра и уровня, а также снималась линия видимого горизонта дополнительной камерой. В то же время стремление увеличить площадь фотографирования за одну экспозицию при проведении всякого рода инженерных изысканий привело к созданию многокамерных аппаратов. Первый топографический аппарат для одновременного фотографирования на нескольких пластинках был построен французом Трибулье в 1884 г. и состоял из шести боковых горизонтально расположенных камер и седьмой вертикальной (имеется в виду положение оптических осей). Успешно решить эту задачу в России удалось инженеру Р. Ю. Тиле. В 1889 г. он построил многокамерный автоматический аппарат, названный панорамографом. Аппарат состоял из шести наклонных камер и одной центральной, оптическая ось которой при фотографировании занимала вертикальное положение. Фотокамера имела формат кадра 14×14 см, фокусное расстояние объективов 95 мм, поле зрения одного аппарата 72°. В этой же камере впервые появляются на прикладной рамке координатные метки, позволяющие строить на снимке прямоугольную систему координат. Для того чтобы экспонирование выполнялось в момент, когда центральная камера занимала отвесное положение, Р. Ю. Тиле применил изобретенный им же электронивелир, приводивший в действие электрический затвор. Создание такого аппарата явилось значительным шагом вперед и позволило впервые выполнять маршрутное фотографирование для создания планов. Следует отметить, что уже в этот период делается попытка определения пространственного положения панорамографа в момент фотографирования: его пространственные координаты определяются геодезическим методом, а углы наклона снимков — по снимкам линии видимого горизонта.

Таким образом, видно, что работы С. А. Ульянина и Р. Ю. Тиле впервые поставили применение воздушного фотографирования на научную основу с учетом требований последующей обработки полученной информации. По оригинальности и комплектности решения задачи составления планов местности по фотоснимкам они превосходят зарубежные разработки того времени. Здесь следует упомянуть полковника В. Ф. Найденова, известного своими оригинальными разработками в воздушной фотограмметрии того времени. Им выполнены большие работы по использованию снимков для составления планов местности в России.

Однако до появления авиации воздушная съемка использовалась в небольших масштабах. С появлением летательных аппаратов типа самолета наблюдается интенсивное их использование в качестве носителей для фотографирования земной поверхности. Так как авиационная техника того времени находилась в армии, то естественно, что первое фотографирование было выполнено военными для целей воздушной разведки. В связи с использованием в качестве носителя самолета процесс фотографирования стал называться аэрофотосъемкой. Техника аэрофотосъемочных и фотограмметрических работ быстро развивается. В 1910 г. создается Международное фотограмметрическое общество, объединяющее в настоящее время 70 стран мира.

Метод фотографирования с летящего самолета требовал разработки новых конструкций фотоаппаратов, автоматизации отдельных циклов работы АФА. Эта задача решается полковником В. М. Потте, создавшим в 1913 г. автоматический пленочный аэрофотоаппарат для плановой съемки с однодисковым затвором (большинство операций в котором выполнялось автоматически). Впервые был применен фотографический материал на гибкой основе, предложенный в 1887 г. полковником Н. К. Козловым. Аэрофотоаппарат конструкции Потте сыграл важную роль в развитии аэрофотосъемки как отечественной, так и за рубежом. Многие страны мира (Франция, Германия и др.) заимствовали идею русского пленочного аэрофотоаппарата при создании своих фотографических аппаратов.

Русские талантливые инженеры создали немало оригинальных аппаратов и вспомогательных устройств для воздушного фотографирования, однако их производство тормозилось в связи с отсталостью царской России, слабым развитием оптико-механической промышленности.

Теоретические и практические вопросы аэрофотосъемки того времени обобщены в таких трудах, как «Фотография в современном развитии» Р. Ю. Тиле, «Измерительная фотография и применение ее в воздухоплавании» В. Ф. Найденова и ряде других.

§ 2. Развитие аэрофотосъемки в СССР

Для обеспечения молодого социалистического государства картографическими материалами необходимы были новые методы получения информации о территории страны.

Такими методами являлись аэрофототопографические, которые требовали нового парка аэросъемочного оборудования, носителей, специальной методики самолетовождения при аэрофотосъемке.

В 1918 г. под командованием В. С. Цвет-Колядинского создается первый в стране аэрофотосъемочный отряд Рабоче-

крестьянского Красного военно-воздушного флота, который, используя главным образом аэрофотоаппарат Потте, выполняет ряд опытных съемок в районе гг. Тулы, Калинина, Москвы. Так как в это время методы и приборы аэросъемного самолетовождения разработаны не были, то проложение съемочных маршрутов проводилось вдоль естественных ориентиров или же по специально маркированной местности. С 1921 г. фотографирование с воздуха начинают выполнять в пределах топографических трапеций, а для навигации используют авиационные компасы, проводятся работы с больших высот.

В 1924 г. создается в системе Всесоюзного общества добровольного воздушного флота аэрофотосъемочный отдел во главе с М. Д. Бонч-Бруевичем. Собрав группу энтузиастов (В. Ф. Дейнеко, Н. Н. Веселовский, Н. М. Алексапольский, М. Н. Цыганов и др.), М. Д. Бонч-Бруевич заложил основы для развития нового прогрессивного метода съемок, сыгравшего в последующем решающую роль в деле картографирования нашей страны.

На первом этапе положение организации было трудным, так как ее работа слишком зависела от заказов различных ведомственных организаций.

Много трудностей пришлось преодолеть, чтобы вывести отечественную аэрофотосъемку из стадии опытов на путь широкого развития. С 1926 по 1930 г. выполняются большие по объему летно-съемочные работы в Средней Азии (В. Ф. Дейнеко), на Украине, в Марийской и Чувашской АССР и других районах.

В 1929 г. организуются такие институты, как ЦНИИГАиК и Ленинградский институт аэросъемки; Московский геодезический институт начинает готовить специалистов по аэрофотогеодезии. К этому времени (1930 г.) аэрофотосъемочные отделы Добролета и Укрвоздухопути объединяются в единое предприятие «Госаэрофотосъемка» при Главном геодезическом управлении.

В 1953 г. предприятия «Госаэрофотосъемки» передаются в Министерство гражданской авиации, в котором организуются аэросъемочные отряды, выполняющие летно-съемочные работы по заказам различных ведомств и организаций страны.

В ЦНИИГАиКе начинаются работы по созданию новых АФА, в результате которых в 1931 г. был сконструирован аэрофотоаппарат НАШ-1 при $f'=210$ мм с форматом снимка 18×18 см. Отсутствие в то время широкоугольных ортоскопических объективов вынуждает вернуться к многообъективному АФА, который создается Ф. В. Дробышевым в 1932 г.

Этот аппарат представлял собой механическое соединение однообъективных камер, синхронно работающих во время съемки и дающих один плановый снимок, окруженный восемью перспективными (рис. 1). В конструкции применен отечественный объектив с $f_к=135$ мм и форматом кадра 12×12 см. В том

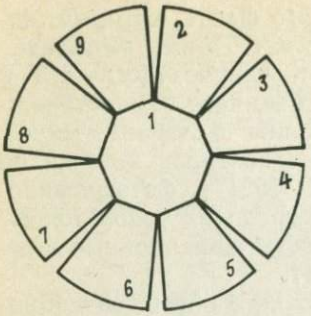


Рис. 1. Схема расположения снимков, полученных АФА «АД-2»

же году Ю. К. Юцевич разрабатывает специальное оптико-механическое приспособление к однообъективному аэрофотоаппарату, дающее возможность производить планово-перспективное фотографирование при неизменном положении оптической оси камеры.

Намечается и другой путь увеличения захвата фотографируемой местности одним АФА. Так, профессор Б. Н. Чуриловский рассчитывает образец широкоугольной камеры с дисторсирующей оптикой ($f=37{,}5$ мм, $2\omega=127°$, формат 24×24 см). Для развертки снимков, полученных этим АФА, создается ортотрансформатор с антидисторсером. Однако очень сложный процесс обработки снимков, полученных этими фотоаппаратами, а также низкая точность получаемых результатов заставили искать пути расширения поля зрения объективов. Группа инженеров под руководством М. М. Русинова уже к 1935 г. создает первый широкоугольный объектив Лиар-6 с $f=100$ мм и $2\omega=100°$. В дальнейшем профессором М. М. Русиновым создано много типов широкоугольных аэрофотообъективов, нашедших широкое применение в аэрофотоаппаратах.

В 1934 г. завод «Геодезия» выпускает советский автоматический аэрофотоаппарат АФА-13, снабженный междулинзовым затвором типа жалюзи с диапазоном выдержки от $^1/_{70}$ до $^1/_{200}$ с.

В конце тридцатых годов под руководством А. И. Евсеева-Сидорова создан топографический фотоаппарат АФА СССР-39. В этом АФА впервые применяется выравнивание фильма прижимом на стекло и компенсация сдвига изображения.

Тридцатые годы явились временем создания принципиально нового метода фотографирования — щелевого, предложенного инженером Р. И. Семеновым в 1935 г. Вообще десятилетие 1930—1940 гг. отмечалось бурным развитием аэрофотосъемки и ее применением в народном хозяйстве. Развивается производственная база аэрофотосъемки. На вооружение специальных аэрофотосъемочных отрядов поступают более совершенные отечественные самолеты, среди которых был самолет конструкции Калинина К-4, получивший широкое применение при аэрофотосъемке. Великая Отечественная война прерывает работы по созданию аэрофотооборудования, хотя в 1941 г. и создается такой аэрофотоаппарат, как АФА-33. Начиная с 1946 г. в ЦНИИГАиКе под руководством С. П. Шокина и Г. Г. Гордона возобновляются работы по созданию нового аэрофотоаппарата, который получает название АФА-ТЭ. Он выпускается с объективами, имеющими различные фокусные расстояния, и предна-

значается для топографических съемок всех масштабов. Большое внимание уделяется приборам, фиксирующим или определяющим элементы внешнего ориентирования. Создаются и применяются при аэросъемке такие приборы, как радиовысотомер (РВТД), статоскоп, гиростабилизующие установки (Н-55, ГСУ).

К 1961 г. под руководством Г. В. Романовского создается комплект аэрофотосъемочных приборов для топографической съемки под названием ТАУ. В этот комплект вошли радиовысотомер РВТД-А, жидкостной статоскоп с границами регистрации отклонения высоты полета ±25 м, аэрофотоаппарат АФА-41 и гироустановка новой конструкции. Аппарат АФА-41, наряду с АФА-ТЭ, нашел широкое применение в летно-съемочных подразделениях для фотографирования в мелких и средних масштабах. Он снабжен центральным затвором с выдержками от $^1/_{60}$ до $^1/_{500}$ с, а выравнивание фильма производится прижимом к плоскости стекла, имеющего калиброванную координатную сетку.

Работы по совершенствованию АФА-ТЭ приводят к появлению фотоаппаратов серии АФА-ТЭС, созданных в ЦНИИГАиК под руководством В. Б. Ильина и В. Д. Дервиза. В этих АФА используется роторный затвор С. П. Шокина и Г. Г. Гордона, обеспечивающий выдержки от $^1/_{70}$ до $^1/_{800}$ с с ОКПД 75%. Аппарат снабжен автоматом регулирования величины экспозиции, обеспечивающим получение интегральной плотности с ошибкой ±15%, при коэффициенте контрастности $K=1$.

Различными организациями конструируются специальные аэрофотоаппараты для нужд геологии, гидрогеологии, лесного и сельского хозяйства. Из всех их следует отметить малоформатный аппарат, созданный в различных модификациях на кафедре аэросъемки МИИГАиК и названный АФА МИИГАиК. В этом АФА применены широкоугольный ортоскопический объектив М. И. Русинова и оригинальная конструкция кассеты с плавающими катушками.

Одновременно проводится большая работа в области аэрофотографии, направленная на разработку новых фотоматериалов, их внедрения в производство. Осуществляется комплексный научный подход к аэросъемке как науке. Здесь следует отметить таких ученых, как В. Я. Михайлов, М. Н. Цыганов, А. С. Кучко, М. Д. Коншин, Н. П. Лаврова.

Наряду с созданием аэрофотоаппаратов, значительное развитие получили приборы и методы самолетовождения при аэросъемке. Широкое применение нашли приборы, позволяющие выполнять инструментальные методы проложения аэросъемочных маршрутов. На смену дистанционным фотоэлектрическим фотосъемочным компасам (1939 г.) и солнечнотеневым указателям (1948—1950 гг.) пришли новые курсовые системы с использованием автопилотов и специальных программных устройств разворота. В последние годы практически все виды летно-съе-

мочных работ в системе ГА выполняются с применением автомата программного разворота (АПР), разработанного в НИИ ГА СССР для самолетов типа ИЛ-14 и АН-30, обеспечивающего особо точное самолетовождение. АПР обеспечивает автоматическое пилотирование двумя способами при стабилизации захода на маршрутах в пределах 50 м и точности курса $\pm 0,5°$.

Большой вклад в теорию и практику самолетовождения внесли такие штурманы- аэросъемщики, как Н. Д. Богомолов, А. А. Арсеньев, А. И. Евсеев-Сидоров, М. М. Британ, С. И. Родионов и др.

Рис. 2. Снимок планеты Земля, полученный с АМС «Зонд-5»

В настоящее время в эксплуатацию поступил новый, специально созданный аэрофотосъемочный самолет АН-30ФК, который позволяет применять для съемки еще более совершенные съемочные системы, а также навигационное и вспомогательное оборудование.

В связи с развитием методов и средств исследования космоса все более широкое развитие находит высотное фотографирование земной поверхности с космических аппаратов, которое получило название космической фотосъемки. Еще в 1934 г. при полете «Стратостата СССР» с высот 20 000 м была показана реальная ценность мелкомасштабных снимков, их глобальность и возможность их разностороннего изучения.

Вслед за первыми космическими снимками Земли, полученными Г. Титовым, фотографирование из космоса выполняют с автоматических станций типа «Зонд-3» (1965 г.), «Зонд-5», «Зонд-6» (1968 г.) «Зонд-7», «Зонд-8» (1969—1970 гг.) (рис. 2), постоянную вахту в космосе несут метеорологические системы «Метеор». С созданием орбитальных пилотируемых станций «Салют» и транспортного корабля «Союз» производится регулярное фотографирование в различных диапазонах спектра для изучения природных ресурсов Земли. Естественно, что все эти эксперименты потребовали создания новой фотосъемочной аппаратуры, а главное — методов, средств обработки и интерпретации получаемых материалов.

Проводятся глубокие исследования съемочного оборудования с целью выявления возможностей повышения информативных свойств снимков, совершенствуются методы оценки их качества.

§ 3. Структурная схема аэросъемочных подразделений

Бурное развитие науки и техники позволило создать комплекс аэрофотосъемочного оборудования, новые летающие лаборатории — самолеты и космические аппараты, приборы для автоматического управления съемочной аппаратурой и фотохимической обработки аэрофильмов.

Производственные аэросъемочные подразделения обеспечивают материалами разные отрасли народного хозяйства.

Комплекс технических средств, необходимых для выполнения работ, приведен на рис. 3.

С развитием авиации совершенствовались методы и средства аэрофотосъемки, появилась возможность выполнять съемку с космических летательных аппаратов. Перспективы развития аэрокосмических методов определяют их внедрение в практику производственных и научных работ во многих отраслях народного хозяйства. Эффективность применения совершенных средств аэрокосмических съемок определяется комплексным использованием достижений в различных областях науки и тех-

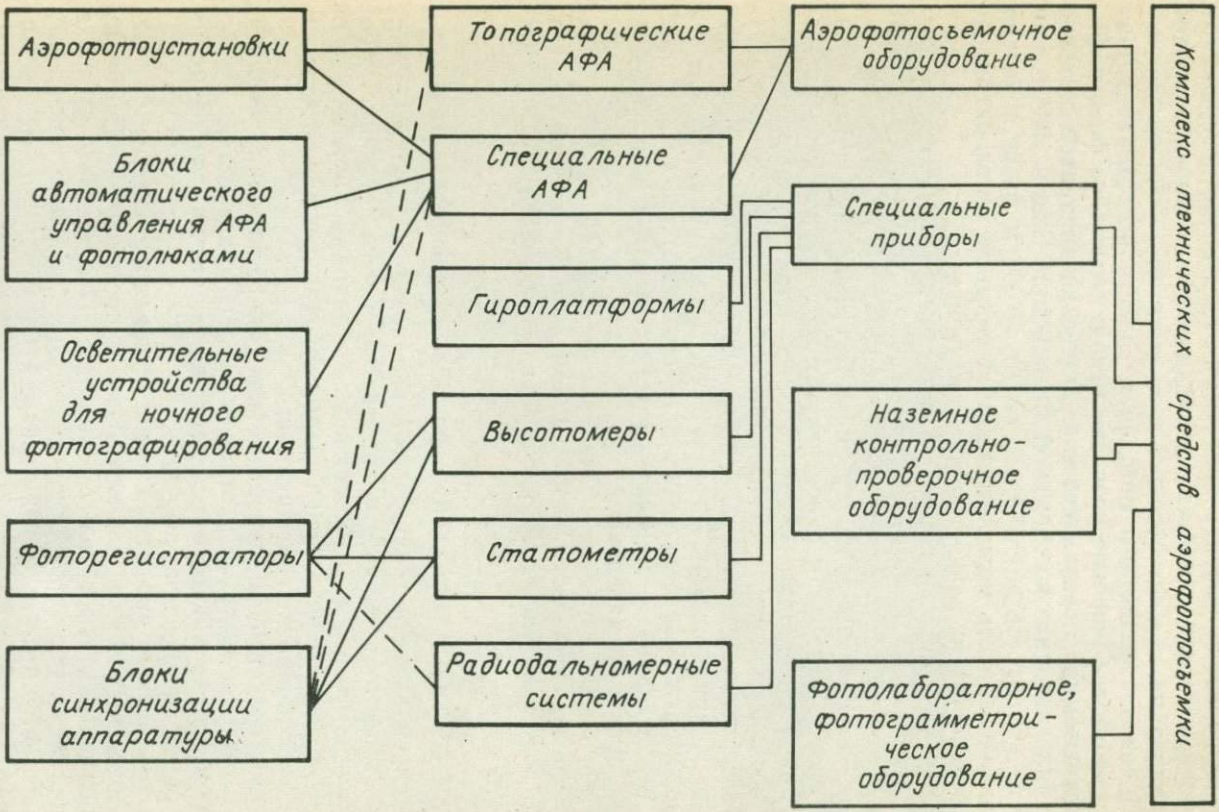


Рис. 3. Блок-схема технических средств аэрофотосъемки

ники, достижений в оптическом приборостроении, электронике, химии, автоматике, экономике.

Процесс аэрофотосъемки базируется на общей теории получения фотографического изображения объектов местности на светочувствительном материале.

Фотографирование осуществляется с летательного аппарата, находящегося в движении, поэтому аэрофотоаппарат перемещается относительно объектов местности с определенной скоростью, изменяющейся в больших пределах — от 100 км/ч до 7,7 км/с.

Между аэрофотоаппаратом и объектом из-за большой высоты съемки находится значительный слой атмосферы, влияние которой необходимо учитывать во время полета.

Аэрофотоаппарат во время полета подвергается воздействию вибраций, перегрузок и толчков, что определяет его конструктивные характеристики.

В процессе аэрофотосъемки производится большое количество снимков в точках, определяемых фотограмметрическими требованиями, что определяет систему автоматического управления АФА и конструкцию хранилища пленки-кассеты.

Масштаб изображения объектов изменяется в больших пределах, причем полученные снимки должны иметь высокую разрешающую способность и резкость и обеспечивать захват больших площадей.

Аэрофотосъемка производится как в дневных, так и в ночных условиях в различных климатических и метеорологических условиях.

При выполнении аэрофотосъемочных работ должны учитываться специальные требования заказчиков — сезонность съемки, многократность получения информации на один и тот же участок и т. д.

Все виды аэросъемочных работ выполняются по планам министерств и ведомств. Составление технического проекта на аэрофотосъемочные работы производится в соответствии с наставлениями по летной эксплуатации, с инструкцией и заданием заказчика.

Наставления по летной эксплуатации самолетов предусматривают регламентированный полет для съемки заданного участка. При этом учитывается объем снимаемой территории и определяется количество необходимых самолетов.

Технический проект определяет также объем выполняемой продукции на каждый самолет, время проведения летно-съемочного процесса, качество аэросъемочного материала, вид сдаваемой заказчику продукции.

Комплекс работ по выполнению аэрофотосъемки, фотолабораторной и фотограмметрической обработки материалов осуществляется подразделениями Министерства гражданской авиации на основании договоров с заинтересованными организа-

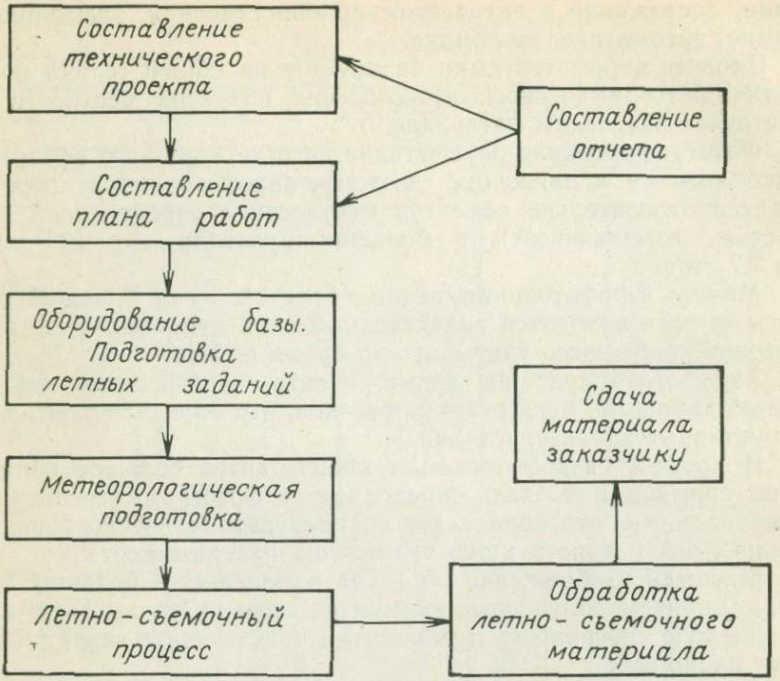


Рис. 4. Блок-схема аэрофотосъемочных работ

циями, в соответствии с техническими требованиями. Для выполнения аэрофотосъемочных работ авиаотрядами организуются аэрофотосъемочные партии, в состав которых входят самолеты, фотографическая и фотограмметрическая лаборатории, радиослужба.

Объем и сроки выполняемых съемочных работ определяют количество самолетов в соответствии с действующими нормами выработки и учетом климатических условий. Для обеспечения оперативной связи с самолетами в период производства полетов и получения метеорологической обстановки на участках съемки в состав партии включают радиосредства. При организации аэрофотосъемочных партий необходимо учитывать расположение съемочных участков от аэродромов базирования.

В целом технологически аэрофотосъемочный процесс зависит от вида съемки, времени обработки полученных материалов, типа применяемого летательного аппарата, аэронавигационного оборудования, вида сдаваемого заказчику материала и т. д. Основные виды работ, выполняемых для получения аэрофотоснимков, приведены в блок-схеме на рис. 4.

§ 4. Применение материалов аэрофотосъемки в народном хозяйстве

При выполнении народнохозяйственных планов особое место занимает аэрофотосъемка, материалы которой находят широкое применение во всех областях деятельности человека. Согласно данным ООН, аэрофотосъемкой покрыто 90% территории и суши и значительная часть шельфовой зоны Мирового океана. Ежегодный прирост объема аэросъемочных работ в мире составляет около 5%, и наблюдается интенсивное увеличение объема используемого материала.

Для нашей страны развитие аэрофотосъемочных методов имеет особенно важное значение, их практическое применение состоит в обеспечении возрастающих объемов проектных и строительных работ, в обеспечении фотографическим материалом картографических предприятий, в изучении природных ресурсов Земли и состояния окружающей среды. Достаточно сказать, что при подготовке фотосъемочных работ, проводимых с научных орбитальных станций, сформулировано около ста задач из области геодезии, геологии, сельского, лесного и рыбного хозяйства, географии, гидрологии, океанографии и др. В число этих задач вошли создание и обновление различных карт, в том числе и тематических, выявление геологических структур, перспективных на поиски полезных ископаемых; исследование снежного и ледового покрова; изучение режима разлива рек и движение морских льдов, оценка запаса влаги в почве, ветровой эрозии; наблюдение за загрязнением вод в реках и морях; инвентаризация сельскохозяйственных угодий, лесов, оценка состояния посевов; исследование рельефа морского дна в шельфовой зоне, морских течений и т. д.

Из перечисленных задач можно заключить, что материалы воздушного и космического фотографирования находят применение буквально во всех отраслях народного хозяйства.

Одной из ведущих организаций по объему использования материалов аэрофотосъемки является Главное управление геодезии и картографии, выполняющее планомерные работы по картографированию территории страны. В настоящее время создание топографической карты любого масштаба немыслимо без использования материалов воздушной или наземной фотосъемки. Благодаря широкому использованию материалов аэрофотосъемки успешно завершено картографирование страны в масштабе 1 : 100 000 и ведется создание карт более крупного масштаба. Аэрофототопографические методы создания карт не только сократили сроки и затраты на создание карт, но и повысили точность, достоверность их составления.

Большое значение и место занимает аэрофотосъемка при обновлении топографических карт и создании различных картографических фотодокументов.

Широкое применение материалы аэросъемки нашли на всех стадиях геологических исследований. Аэрометоды являются наиболее прогрессивными методами, обеспечивающими большую достоверность, объективность и точность геологических карт, качество которых зависит от объема геологической информации, полученной с аэрофотоснимка. Аэрометоды дают новые средства познания строения земной коры, позволяют выяснять условия залегания коренных пород, выявить новые, ранее неизвестные геологические структуры, установить связь между ними и решить многие вопросы как общей, так и региональной геологии.

Выполнение аэросъемочных работ для целей геологии имеет свои особенности и отличия от этих же работ, производимых для топографического картографирования территории.

При проектировании аэросъемочных работ учитываются все требования, обеспечивающие оптимальные условия как качественного, так и количественного использования материала. Для этого необходимо учитывать природные особенности фотографируемой территории, сроки проведения работ и в соответствии с этим выбирать технические средства.

Весьма важное значение имеет время фотографирования в течение дня и сезона, так как от этого зависит степень интенсивности контраста между отдельными участками местности, отдельными объектами.

Особенно тщательно необходимо подходить к выбору времени фотографирования в горных районах. Во избежание значительных контрастов в светотенях съемка выполняется в небольшие интервалы времени и наиболее выгодным расположением летно-съемочных маршрутов вдоль ущелий. Большое значение для использования аэрофотосъемочного материала в геологических целях имеет масштаб фотографирования, при выборе которого учитываются как геологические, так и геодезические особенности местности. Обычно для геологического картирования используются аэрофотоснимки, масштабы которых приведены в табл. 1.

Материалы аэрофотосъемки являются технической основой современного лесоустройства.

Таблица 1

Геологическое строение	Масштаб составляемой геологической карты				
	1 : 50 000	1 : 25 000	1 : 10 000	1 : 5000	1 : 2000
	Масштаб аэроснимков				
Простое	1 : 50 000	1 : 30 000	1 : 20 000	1 : 10 000	1 : 6000
Среднее	1 : 35 000	1 : 20 000	1 : 15 000	1 : 7500	1 : 5000
Сложное	1 : 25 000	1 : 15 000	1 : 10 000	1 : 5000	1 : 3000

Первые опытные работы по таксации леса по аэрофотосъемкам были выполнены еще в 1922 г., и с тех пор при реализации любых лесоустроительных работ используются материалы воздушного фотографирования. Выполнены теоретические исследования по лесотаксационному дешифрированию, изучению спектральных характеристик растительности и природных образований. В практику лесоустройства внедрены цветные и спектрозональные фотоматериалы, что позволило в значительной степени повысить точность установления контуров выделов. Аэрофотоснимки позволяют установить структуру полога древостоя и взаимосвязь между их таксационными и дешифровочными показателями, уверенно проходить от видимых к невидимым таксационным показателям. Используются в обследованиях, направленных на выявление лесов, поврежденных вредителями и болезнями. Наиболее перспективными для этих целей являются спектрозональные материалы, позволяющие не только обнаружить поврежденные деревья, но и установить различную степень поврежденности.

Не обходятся без аэрофотоснимков и разработанных на их основе методов картирования лесных почв и условий их обработки. Следует отметить, что значительную роль играют материалы аэрофотосъемки и при выполнении таких работ, как изыскание и проектирование зимних пастбищ, сухопутных дорог в необжитых районах, т. е. при выборе наиболее целесообразного размещения лесозаготовительных предприятий.

Доминирующее положение занимают аэрометоды при изысканиях инженерных сооружений.

По аэрофотоснимкам выполняют все виды проектно-изыскательских работ при строительстве автомобильных и железных дорог, линий электропередач, каналов и оросительных систем. Они обеспечивают ведение всех работ на наиболее высоком уровне механизации и автоматизации производства, повышают качество, снижают сроки и стоимость проектирования и строительства.

Интересное и оригинальное применение находят аэрофотоснимки, хотя и в меньших объемах, в других областях: археологии, гидрологии, охране животного мира, исследовании загрязнения вод Мирового океана, изучении зональной структуры ландшафта и т. д.

РАЗДЕЛ II

АЭРОФОТОСЪЕМОЧНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

Глава II

ОСНОВЫ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

§ 5. Принципы полета

Передвижение в воздухе может осуществляться на аппаратах легче и тяжелее воздуха. Передвижение на летательных аппаратах легче воздуха называется воздухоплаванием.

К летательным аппаратам легче воздуха относятся аэростаты и дирижабли. К летательным аппаратам тяжелее воздуха относятся самолеты, вертолеты, ракеты, космические летательные аппараты, межпланетные станции.

Известно, что все предметы находятся в гравитационном поле Земли. Сила, преодолевающая силу тяжести, называется подъемной силой. Практически применяются следующие принципы преодоления силы тяжести: аэродинамический, реактивный, аэростатический.

Аэростатический принцип заключается в том, что подъем и поддержание летательного аппарата достигается при помощи газа, более легкого, чем воздух, например, водорода, гелия, нагретого воздуха и т. д. Аэростатический метод основан на законе Архимеда для газов.

Благодаря разности в массе летательного аппарата и вытесненного им воздуха получится подъемная сила, которая заставляет аэростат всплывать в верхние слои атмосферы.

Чтобы летательный аппарат поднялся, надо, чтобы

$$R_y \geqslant G_в, \qquad \Delta R = R_y - G_{л.а}, \tag{1}$$

где $G_в$ — масса воздуха; $R_у$ — подъемная сила; $G_{л.а}$ — масса летательного аппарата.

Подъем летательного аппарата вверх будет происходить до тех пор, пока он не уравновесится в воздухе. Благодаря уменьшению с высотой плотности воздуха и, следовательно, уменьшению его удельного веса разница между массой воздуха, вытесняемого летательным аппаратом, и массой самого летательного аппарата уменьшается и на некоторой высоте неизбежно делается равной нулю. На этой высоте летательный аппарат окажется в равновесии, он будет плавать. Эта высота называется потолком летательного аппарата.

Различаются три вида аэростатов: свободные аэростаты, привязные и управляемые аэростаты или дирижабли.

Для целей воздушного фотографирования аэростаты применялись на заре развития аэрофотосъемки.

В 1956 г. США предпринимали попытки использования свободных аэростатов для проведения стратегической аэрофоторазведки.

Аэростаты были снабжены соответствующей аэрофотосъемочной аппаратурой (спаренной камерой, $f_к = 153$ мм, 23×23 см, запас пленки — 150 м), производящей фотографирование через каждые 6 мин, при недостаточной освещенности камера выключалась автоматически.

Объем герметической оболочки аэростатов — до 3000 м³, грузоподъемность аэростатов — до 700 кг, высота полета — от 6 до 15 км, полет аэростата управляется по высоте.

При аэродинамическом принципе подъемная сила возникает в результате движения поверхности (тела) в воздушном потоке. Движущаяся поверхность, обеспечивающая создание подъемной силы, называется несущей. В зависимости от характера движения несущей поверхности имеют место два случая:

несущая поверхность или тело имеет в воздушном потоке только поступательное движение;

несущая поверхность имеет вращательное движение.

При поступательном движении несущей поверхности подъемная сила создается в соответствии с уравнением Бернулли.

Принцип создания подъемной силы при поступательном движении несущей поверхности используется при полете самолета. Самолеты имеют очень широкое применение для целей воздушного фотографирования.

При вращательном движении несущей поверхности подъемная сила создается за счет отбрасывания вниз воздуха несущей поверхностью, которой является один или несколько несущих винтов, приводимых во вращение специальной силовой установкой.

К летательным аппаратам, использующим этот принцип создания подъемной силы, относятся вертолеты. Вертолеты широко используются как транспортное средство.

При реактивном принципе подъемная сила создается под действием струи газа, вытекающего из специального аппарата. В закрытом сосуде газ, образовавшийся после взрыва, действует во все стороны с одинаковой силой (рис. 5). Так как все силы будут уравновешены, то ракета будет находиться в покое. Если открыть дно цилиндра, то газы будут выходить через образовавшееся отверстие. Таким образом, силе газов, действующих на верх реактивного двигателя, не будет противопоставлена сила, направленная вниз, и за счет создания реактивного момента ракета будет подниматься вверх под действием создавшейся разности сил.

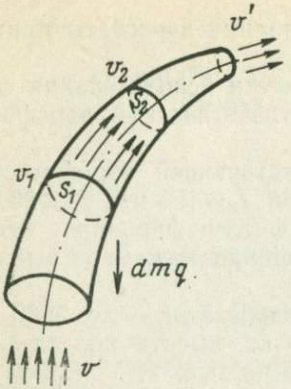


Рис. 5. Траектория движения частиц воздуха в струйке с изменяющимся сечением

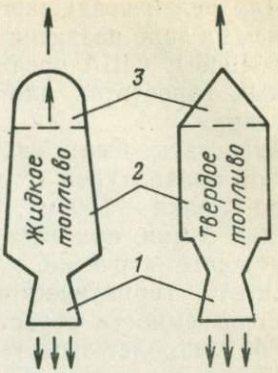


Рис. 6. Схема реактивного двигателя

Принципиальная схема реактивного двигателя показана на рис. 6, на котором *1* — реактивное сопло, *2* — камера сгорания, *3* — форсунки.

При сгорании топлива (горючее и окислитель подаются в камеру сгорания через форсунки) в камере сгорания образуются продукты сгорания, которые имеют высокую температуру. При истечении этих газов с большой скоростью через реактивное сопло в атмосферу возникает реактивное действие отбрасываемой массы газов и создается реактивная сила, направленная в сторону, противоположную направлению истечения газов.

Реактивный принцип широко применяется в реактивных самолетах, в двигательных установках ракет, баллистических и управляемых снарядах, а также ракетах-носителях для запуска космических и автоматических станций, пилотируемых кораблей, орбитальных искусственных спутников Земли.

Реактивный принцип движения известен с древнейших времен.

Применение реактивного двигателя в летательном аппарате было предложено в 1881 г. русским изобретателем Н. И. Кибальчичем.

Теоретическое обоснование возможности космических полетов впервые было дано нашим соотечественником К. Э. Циолковским. В 1903 г. в классическом труде «Исследование мировых пространств реактивными приборами» и в дальнейших трудах ученый выполнил ряд расчетов, свидетельствующих о технической реальности осуществления космических полетов в будущем, и наметил программу решения ряда основных проблем космонавтики.

Помимо трудов К. Э. Циолковского, вопросам космонавтики и ракетной техники были посвящены работы Н. И. Кибальчича, И. В. Мещерского (1859—1935 гг.), Ф. А. Цандера (1887—1933 гг.), Ю. В. Кондратюка (1897—1940 гг.), Н. А. Рынина (1877—1942 гг.) и многих других отечественных ученых. За рубежом ранние труды по космонавтике были опубликованы Р. Эно-Пельтри (Франция, 1913 г.), Р. Годдаром (США, 1919 г.), Г. Обертом (Германия, 1923 г.) и др.

В 1921 г. в нашей стране под руководством инженера-химика Н. И. Тихомирова создается газодинамическая лаборатория (ГДЛ), где ведутся работы по созданию пороховых ракет. С 1929 года в ГДЛ начата разработка электрических ракетных двигателей (ЭРД) и жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). В 1931 г. при Центральном совете Осоавиахима создается группа изучения реактивного движения (ГИРД). В ГИРДе была создана первая советская жидкостная ракета ГИРД-09, запущенная на высоту порядка 400 м.

С мая 1949 года в СССР приступили к регулярным исследованиям верхних слоев атмосферы и космоса с помощью геофизических ракет (среди них — В2А и В5В, поднимающиеся на высоту до 212 и 512 км с полезной нагрузкой соответственно 2,2 т и 1,3 т).

В июле 1951 года начались систематические медико-биологические иследования на советских высотных ракетах для изучения влияния факторов ракетно-космического полета на живой организм.

Вертолеты обладают способностью не только перемещаться в заданном направлении, как самолеты, со скоростью до 300—400 км/ч и подниматься на высоту до 5—6 км, но они могут в отличие от самолетов подниматься вертикально вверх и зависать на заданной высоте.

Искусственные спутники Земли (ИСЗ) и корабли-спутники сочетают в себе свойство воздушных шаров находиться в воздухе длительное время и свойство ракет подниматься очень высоко.

Так, третий советский спутник, запущенный 15 мая 1958 г., имел высоту в перигее 1881 км, летал около двух лет, проделав более 450 млн. км; космические корабли «Восток», «Союз», пилотируемые станции «Салют» с космонавтами на борту, находясь на высоте более 300 км, выполняли многодневные полеты.

В 1978 г. экипажем в составе летчиков-космонавтов Героев Советского Союза В. Коваленка и В. Иванченкова на станции «Салют-6» проводились научно-технические, медико-биологические и фотографические эксперименты в течение ста сорока дней.

§ 6. Понятие о силах, действующих на тело, находящееся в воздушном потоке

Поместим в воздушный поток тело и выясним, воздействию каких сил подвергается это тело. При этом воздух будем считать идеальным газом, т. е. таким, в котором силы внутреннего трения (вязкость) отсутствуют, а молекулы воздуха из-за ничтожно малой их величины практически не занимают объема. Кроме того, рассматривая движение воздуха, будем считать это движение установившимся, т. е. таким движением, при котором параметры перемещающегося воздуха: его давление, температура, массовая плотность и скорость движения — в каждой точке потока остаются неизменными с течением времени, хотя и не равными в разных точках.

Для анализа установившегося движения идеального воздуха применяют два уравнения, которыми мы и будем пользоваться в дальнейшем: уравнение неразрывности и уравнение Бернулли.

Уравнение неразрывности является следствием закона сохранения материи. Для написания уравнения неразрывности выделим из воздушного потока одну струйку, которую будем рассматривать отдельно от остального потока. Если в установившемся потоке выделить замкнутый контур и через каждую точку его провести траекторию движения частиц воздуха, то получим трубку траекторий, которая и выделяет из данного потока струйку. Так как боковая поверхность струйки образована траекториями частиц воздуха, то втекать в струйку и вытекать из нее через боковые поверхности воздух не может. Единственное направление движения воздуха в струйке — вдоль нее (см. рис. 6).

Выделим в струйке два поперечных сечения площадью S_1 и S_2 (в м^2), с массовыми плотностями ρ_1 и ρ_2 (кг·с^2/м^4) и скоростями v_1 и v_2 движения частиц воздуха в этих сечениях.

Согласно условию неразрывности для данной струйки сжимаемого воздуха

$$\rho v S = \text{const}, \tag{2}$$

т. е. при установившемся движении газа через любое поперечное сечение данной струйки за одну секунду проходит одна и та же масса газа (воздуха).

Если принять, что воздух несжимаем, т. е. его массовая плотность постоянна $\rho_1 = \rho_2 = \text{const}$, то уравнение неразрывности упростится и примет следующий вид:

$$v_1 S_1 = v_2 S_2 = \text{const} \tag{3}$$

или

$$vS = \text{const},$$

т. е. без учета сжимаемости воздуха уравнение неразрывности формулируется следующим образом: при установившемся дви-

жении несжимаемого воздуха через поперечное сечение данной струйки за единицу времени проходит один и тот же объем воздуха.

Уравнение Бернулли является следствием закона сохранения энергии.

Согласно этому уравнению

$$P_1 + \frac{\rho v_1^2}{2} = P_2 + \frac{\rho v_2^2}{2}, \qquad (4)$$

где P — статическое давление (давление на пластинку, параллельную воздушному потоку, кг/м^2); $\frac{\rho v^2}{2}$ — динамическое давление (скоростной напор), давление на пластинку, помещенную перпендикулярно к воздушному потоку, кг/м^2; ρ — массовая плотность воздуха, кг · с^2/м^4 (массовая плотность воздуха равна весу или, как говорят, весовой плотности, деленной на ускорение силы тяжести); v — скорость движения воздуха, м/с.

Уравнение Бернулли без учета сжимаемости воздуха читается так: сумма статического давления и скоростного давления есть величина постоянная в любом сечении данной струйки, если в ней движется установившийся поток несжимаемого воздуха. Эту постоянную величину называют полным давлением.

Уравнение Бернулли иллюстрируется следующим опытом (рис. 7).

При закрытом клапане уровень жидкости во всех трубках по закону сообщающихся сосудов будет одинаков. При открытом клапане скорость в узких частях будет больше, так как в единицу времени должно пройти воды столько, сколько и в других более широких сосудах, а давление, выражающееся уровнем жидкости в узких сосудах, будет меньше. При расширении потока будет иметь место уменьшение скорости и увеличение давления.

В природе можно найти очень много явлений, подтверждающих уравнение Бернулли. Например, действие пульверизатора, действие Т-образных вентиляционных труб в вагонах и т. д.

Силы, с которыми воздушная среда, будучи физическим телом, стремясь сохранить инерцию, действует на поверхность тела, называются аэродинамическими.

Аэродинамические силы вызываются разностью давлений над телом и под ним, разностью давлений перед телом и позади него и силами трения.

Разность давлений над телом и под ним возникает в соответствии с законом Бернулли.

Рассматривая рис. 8, можно увидеть, что вследствие выпуклости верхней поверхности тела струйка воздуха при обтекании будет сжиматься, т. е. поперечное сечение струйки уменьшится, под телом площадь поперечного сечения струйки не

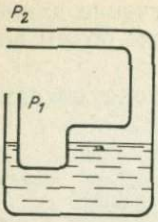


Рис. 7. Зависимость давления от сечения потока жидкости

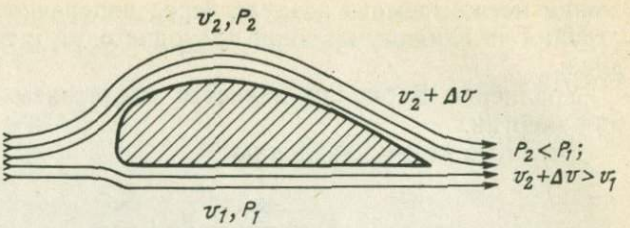


Рис. 8. Принцип создания подъемной силы

изменится. На основании условия неразрывности скорость движения воздуха в этом сечении струйки должна быть больше, чем в струйке, находящейся под нижней поверхностью тела. В соответствии с уравнением Бернулли при увеличении скорости давление уменьшится.

Разность давлений перед телом и позади него возникает из-за того, что вследствие торможения воздуха перед телом скорость тока уменьшается, а давление, следовательно, увеличивается. Степень увеличения давления зависит от формы головной части тела. Перед плоской пластинкой давление будет больше, чем перед круглым каплевидным телом. За телом, вследствие разрежения, давление уменьшается. Такое уменьшение давления можно видеть, например, в виде заводей за кораблем, лодкой и т. д.

Силы трения, которые, как известно, возникают при всяком движении тела, направлены в сторону, противоположную движению.

Равнодействующая аэродинамических сил называется полной аэродинамической силой. Полная аэродинамическая сила R будет направлена назад под некоторым углом к набегающему потоку. Покажем полную аэродинамическую силу на рис. 9.

Для простоты точкой приложения всех сил будем считать центр тяжести тела. Разложим силу на составляющие следующим образом. Одну составляющую получим как проекцию силы R на направление потока vv (сила Q). Другую составляющую получим при проектировании силы на направление, перпендикулярное к потоку (P).

Сила, направленная параллельно набегающему потоку в сторону, противоположную движению тела, называется силой лобового сопротивления или лобовым сопротивлением и обозначается буквой Q.

Сила, направленная перпендикулярно к направлению набегающего потока (траектория движения), называется подъемной силой и обозначается буквой P.

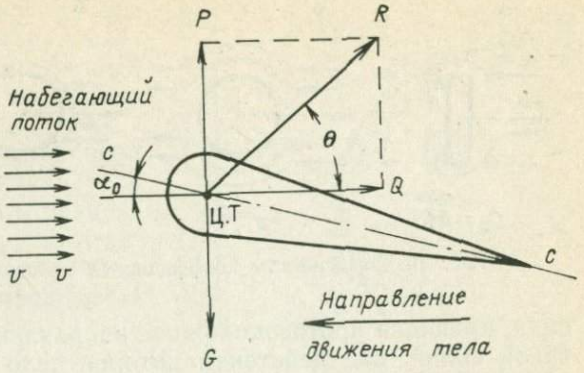


Рис. 9. Полная аэродинамическая сила и ее разложение

Угол, заключенный между векторами полной аэродинамической силы R и силы лобового сопротивления Q, называется углом качества и обозначается буквой Θ. Угол Θ определяет направление полной аэродинамической силы.

Величина $K = \operatorname{tg}\theta = \frac{P}{Q}$ называется аэродинамическим качеством и показывает, во сколько раз подъемная сила больше лобового сопротивления.

Ориентировка тела относительно воздушного потока определяется углом α_0, который называется углом атаки. Угол атаки — это угол между направлением потока воздуха vv и хордой тела cc.

Сила Q определяется из формулы аэродинамики

$$Q = C_x S \frac{\rho v^2}{2}, \qquad (5)$$

где C_x — коэффициент аэродинамического лобового сопротивления; S — площадь тела, обтекаемого воздухом; $\frac{\rho v^2}{2}$ — скоростной напор или аэродинамическое давление (давление на поверхность, перпендикулярную к воздушному потоку, кг/м^2).

Коэффициент C_x учитывает влияние на лобовое сопротивление формы тела, характера его поверхности и ориентировки тела в потоке воздуха, которое определяется углом атаки. Для иллюстрации зависимости коэффициента лобового сопротивления от формы тела приведем следующие примеры (рис. 10): а) пластинка, помещенная перпендикулярно к потоку, имеет $C_x = 0{,}64$; б) шар имеет $C_x = 0{,}4$; в) удобообтекаемое тело характеризуется $C_x = 0{,}08—0{,}01$.

Из формулы (5) видно, что лобовое сопротивление прямо пропорционально коэффициенту аэродинамического лобового сопротивления, площади тела и скоростному напору. Очевидно, что тело может подняться в воздух, если силе земного тяготения G будет противопоставлена другая, бóльшая по величине

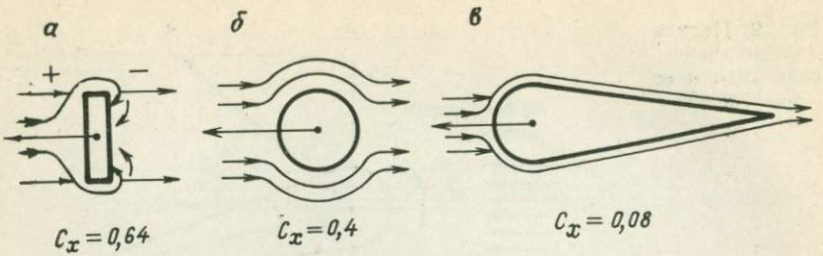


Рис. 10. Зависимость коэффициента лобового сопротивления

сила, имеющая противоположное направление. Сила P является такой силой, под действием которой тело поднимается в воздух и удерживается в нем. Поверхность, создающая подъемную силу, называется несущей.

Величина подъемной силы может быть подсчитана по формуле из аэродинамики

$$P = C_y S \frac{\rho v^2}{2}, \tag{6}$$

где C_y — коэффициент аэродинамической подъемной силы, характеризующий влияние на подъемную силу формы профиля и угла атаки.

При увеличении угла атаки можно получить $C_y = 1{,}2 \div 1{,}8$. Конкретные значения коэффициентов C_x и C_y, а следовательно, величины подъемной силы и силы лобового сопротивления определяются при различных углах атаки экспериментальным путем в аэродинамической трубе для каждой несущей поверхности (тела). По полученным значениям коэффициентов C_x и C_y для различных углов атаки строится кривая, называемая полярой данной несущей поверхности (данного тела) (рис. 11). Точки поляры удовлетворяют функции $C_y = f(C_x)$ для различных углов атаки, т. е. поляра графически выражает зависимость коэффициентов C_x и C_y от угла атаки. При построении поляры по горизонтальной оси откладываются коэффициенты C_x в масштабе 1 : 0,02, а по вертикальной оси — коэффициенты C_y в масштабе 1 : 0,1. Поляра позволяет определять ряд характеристик, имеющих важное практическое значение.

По поляре несущей поверхности можно определить следующие характерные углы атаки.

1. Угол атаки нулевой подъемной силы α_0. Углом атаки нулевой подъемной силы называют угол атаки, при котором коэффициент подъемной силы $C_y = 0$. Этот угол находится на пересечении поляры с осью C_x. Для применяемых в настоящее время профилей $\alpha_0 = -2^0 \div 0^0$.

2. Угол атаки, при котором коэффициент лобового сопротивления C_x имеет наименьшее значение α_{min}. Этот угол опре-

деляется касательной к поляре, проведенной параллельно оси C_y. Для современных профилей этот угол равен $\alpha_{min} = +1° \div 0°$.

3. Наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{наив}$. Это такой угол атаки, при котором аэродинамическое качество имеет максимальное значение, т. е. угол $\theta = max$. Для определения наивыгоднейшего угла атаки $\alpha_{наив}$ необходимо из начала координат провести касательную к поляре. Точка касания будет соответствовать наивыгоднейшему углу атаки $\alpha_{наив}$. Для современных профилей несущих поверхностей $\alpha_{наив} = 4° \div 6°$.

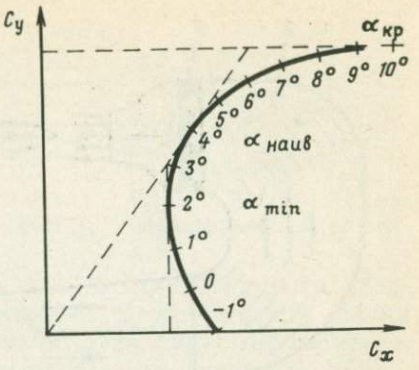


Рис. 11. Поляра несущей поверхности

4. Критический угол атаки $\alpha_{крит}$. Критическим углом атаки называется такой угол, при котором коэффициент подъемной силы достигает максимального значения. Для определения критического угла атаки необходимо провести параллельно оси C_x касательную к поляре. Точка касания определит величину критического угла атаки. Для современных профилей несущей поверхности $\alpha_{крит} = 10 \div 18^0$.

5. Угол атаки с одинаковым аэродинамическим качеством. Если из начала кооординат провести секущую к поляре, то точки ее пересечения будут соответствовать двум углам атаки с одинаковым аэродинамическим качеством. При этом один из них будет больше наивыгоднейшего угла атаки $\alpha_{наив}$, а другой — меньше.

По поляре несущей поверхности можно также определить максимальное и наивыгоднейшее значение коэффициента подъемной силы.

§ 7. Принцип обратимости в аэродинамике. Аэродинамические трубы

Теоретическое определение величины и направления сил сопротивления воздуха летательному аппарату вызывает большие трудности. Поэтому для их определения пользуются методами экспериментальной аэродинамики, дающими возможность с помощью специальных установок, называемых аэродинамическими трубами, определять интересующие параметры. Методы решения основаны на использовании принципа обратимости. Ранее было рассмотрено, что если тело движется с поступательной скоростью v в неподвижном воздухе, то при этом возникает сила сопротивления Q, величина которой зависит от v.

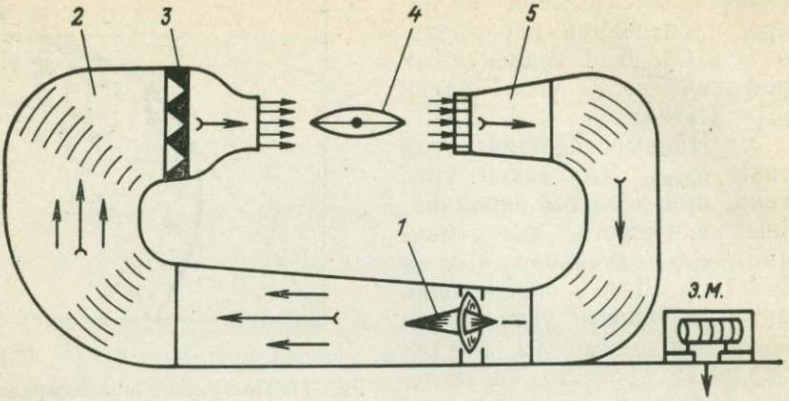


Рис. 12. Схема аэродинамической трубы

Следовательно, закрепив неподвижно тело и направив на него поток воздуха со скоростью v, получим ту же относительную скорость и силу сопротивления Q. Этот процесс носит название обращения движения в аэродинамике, который можно сформулировать следующим образом: величина, направление и точка приложения аэродинамических сил не зависят от того, обтекается ли тело воздухом или же оно движется в неподвижном воздухе, а зависит от величины и направления их относительной скорости. Этот принцип позволяет проводить аэродинамические испытания не в условиях полета, а в лаборатории, и тем значительно упрощает определение аэродинамических параметров тела, поскольку на неподвижно закрепленном теле выполнять измерение легче.

Для экспериментального определения аэродинамических параметров созданы установки (аэродинамические трубы) (рис. 12), способные создавать необходимый воздушный поток. Вентилятор *1* создает воздушный поток, который через поворотные лопатки *2*, расположенные в углах поворота, и спрямляющую решетку *3* попадает в сужающуюся часть трубы, откуда с большой скоростью проходит через открытую часть установки. В открытой части трубы устанавливается исследуемая модель самолета, крыла *4* или другого какого-нибудь предмета. После этого воздух засасывается в диффузор *5* и вновь направляется к вентилятору. Диффузор служит для уменьшения скорости потока и для создания большой устойчивости потока в рабочей части. Для того чтобы сделать картину обтекания тела в трубе видимой, в поток воздуха впускают тонкие струйки дыма или к поверхности тела приклеивают одним концом полоски из шелка длиной 7—10 см, которые располагаются вдоль струек, создавая видимую картину обтекания тела, называемую аэродинамическим спектром.

Из рис. 13 видно, что на некотором расстоянии струйки текут параллельно, т. е. поток невозмущенный. Вблизи тела струйки изменяют свое направление, а весь поток деформируется, такой поток называется возмущенным. Частицы воздуха, находящиеся непосредственно на поверхности тела, в силу взаимного сцепления затормаживают свое движение и их скорость равна нулю. Рядом расположенные слои воздуха будут притормаживать друг друга. По мере удаления от тела эта связь уменьшается и на некотором расстоянии прекращается полностью, т. е. при обтекании тела образуется тонкий слой воздуха, в котором скорость изменяется от нуля до величины, равной скорости всего потока. Такой слой называется пограничным слоем, оказывающим большое влияние на аэродинамические характеристики тел.

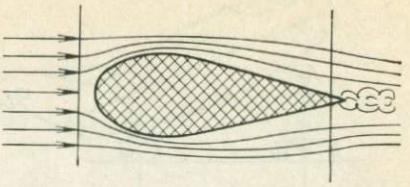


Рис. 13. Аэродинамический спектр

§ 8. Центровка самолета и ее определение

Общая масса самолета, как реального тела, складывается из масс отдельных частей и оборудования, установленного на его борту. Точка приложения сил массы самолета называется центром тяжести. Естественно, при эксплуатации самолета, имея в виду различную загрузку, сгорание топлива, перемещение пассажиров и т. д., центр тяжести может изменяться. Положение центра тяжести обычно определяется путем взвешивания самолета на специальном устройстве, состоящем из двух весов. Самолет последовательно устанавливается на весы в двух положениях: горизонтальном и наклонном (по оси X), и при каждом взвешивании берутся показания передних и задних весов (рис. 14).

Зная расстояние L между точками приложения весов и силы $G_{\text{п}}$, $G_{\text{з}}$, $G_{\text{п}_1}$, $G_{\text{з}_1}$, определим величину равнодействующей силы G и направление ее действия в обоих случаях. Пересечение двух линий даст точку центра тяжести самолета. Изменение центра тяжести по высоте в меньшей мере влияет на равновесие и управляемость самолета. Поэтому обычно рассматривают положение Ц.Т вдоль продольной оси относительно САХ.

Центровкой самолета называется расстояние от центра тяжести до начала САХ, выраженное в процентах ее длины (рис. 15),

$$X = \frac{C}{l_{\text{САХ}}} 100\ \%, \qquad (7)$$

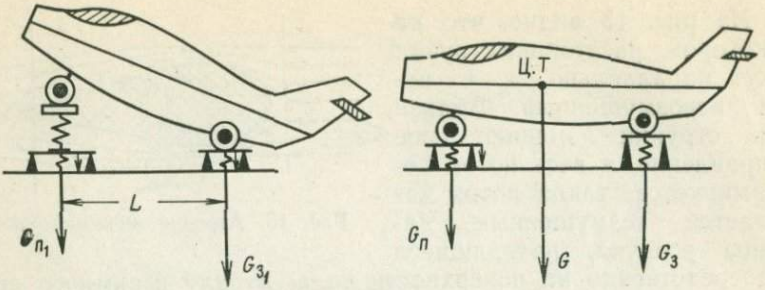


Рис. 14. Определение тяжести самолета методом взвешивания

где X % — центровка в процентах; C — расстояние от начала САХ до центра тяжести в метрах; $l_{САХ}$ — длина САХ в метрах.

Центровка уменьшается (становится передней), если центр тяжести приближается к началу САХ, и увеличивается, если он удаляется. Каждый самолет имеет определенный диапазон эксплуатационнных центровок, которые должны лежать в рамках предельных безопасных центровок. Это необходимо учитывать при размещении, например, в аэрофотосъемочном самолете дополнительных баков для горючего, фотолюков под аэрофотоаппараты, комплекта специального аэрофотосъемочного оборудования, запаса фотопленки и кассет на борту. Диапазон центровок обычно приводится в паспорте самолета, а в некоторых самолетах (АН-2) наносится на внутренней стенке фюзеляжа. При необходимости центровку можно пересчитать, т. е. определить положение изменившегося центра тяжести. Если при массе самолета G и центровке X % в фюзеляжах добавлен груз q позади центра тяжести (Ц.Т) на расстоянии h (рис. 16), то в этом случае центр тяжести сместится в точку K_1

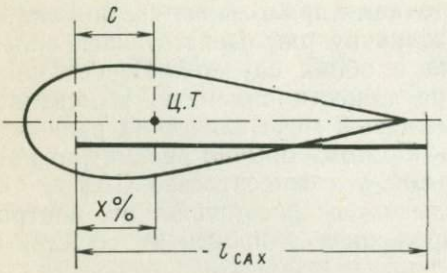


Рис. 15. Средняя аэродинамическая хорда самолета

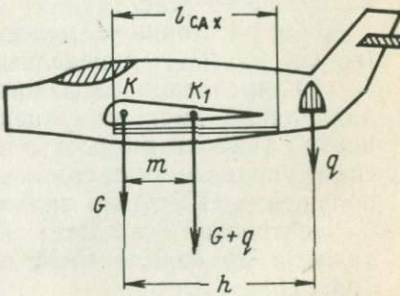


Рис. 16. Пересчет центровки самолета

приложения равнодействующих сил G и q, сумма моментов относительно которой должна быть равна нулю, т. е.

$$Gm = q(h - m) \tag{8}$$

или

$$m = \frac{qh}{G + q}. \tag{9}$$

Выразив линейное смещение центра тяжести m в процентах от САХ, получим значение изменения центровки:

$$\Delta X = \frac{m}{l_{САХ}} 100\% = \frac{qh}{(G + q) l_{САХ}} 100\%. \tag{10}$$

Знак плюс используется при добавлении груза, а знак минус — при снятии груза с самолета. Полученную величину ΔX необходимо сложить с прежней центровкой, если груз размещается позади Ц.Т, и вычесть, если груз размещается впереди него.

Очевидно, могут возникнуть случаи, когда общая масса самолета не изменяется, а определенная масса груза только перемещается вдоль фюзеляжа. Тогда изменение центровки подсчитывается по формуле

$$\Delta X = \frac{qh}{Gl_{САХ}} 100\%. \tag{11}$$

§ 9. Классификация самолетов по конструктивным признакам

Самолет — летательный аппарат тяжелее воздуха, у которого подъемная сила создается крылом в результате относительного движения его в воздухе под действием тяги силовой установки.

Несмотря на то, что современный самолет представляет собой сложное сооружение, при создании которого используются новейшие достижения различных отраслей науки и техники, он является самым экономичным из всех летательных аппаратов тяжелее воздуха и потому стал основным средством передвижения в воздухе.

Самолет состоит из следующих основных частей: крыла *2*, фюзеляжа *6*, системы управления *1*, оперения *3*, двигательной установки *5*, шасси *4* (рис. 17).

Все существующие в настоящее время самолеты можно объединить в следующие группы, различающиеся по конструктивным признакам: числу и расположению крыльев; типу фюзеляжа; типу и расположению оперения; типу шасси; числу, типу и расположению двигателей.

По числу крыльев самолеты подразделяются на бипланы и монопланы.

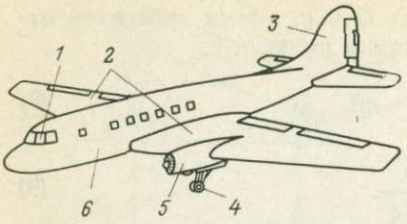


Рис. 17. Основные части самолета

Биплан представляет собой самолет с двумя крыльями, расположенными одно под другим и скрепленными между собой стойками и расчалками.

Преимущества — хорошая маневренность за счет малого размаха крыльев по отношению к размаху крыльев самолета-моноплана (при одной и той же площади) и простота изготовления крыльев.

Недостатки — большое лобовое сопротивление из-за наличия межкрыльевых стоек и расчалок, которые снижают скорость самолета. Затруднена установка двигателя в зоне крыла (например, на самолете АН-2).

Моноплан представляет собой самолет с одним крылом. Это основная схема для всех самолетов. Схема моноплана дает возможность устанавливать двигатели на крыле, а внутри крыла размещать топливные баки. Общее лобовое сопротивление у моноплана меньше, чем у биплана.

По расположению крыла относительно фюзеляжа различают низкопланы, высокопланы и среднепланы (рис. 18).

Положительным качеством высокоплана является высокое расположение двигателей от поверхности взлетно-посадочной полосы, из-за чего уменьшается возможность попадания в них различных частиц. Высокоплан имеет хороший обзор вниз, примером могут служить самолеты АН-10, АН-12, АН-24.

По типу фюзеляжа самолеты разделяются на однофюзеляжные, двухбаллонные с гондолой и летающее крыло.

Подавляющее большинство самолетов имеет один фюзеляж, в котором размещаются экипаж, пассажиры, груз. К фюзеляжу крепятся крыло и хвостовое оперение.

По типу и расположению оперения самолеты разделяются на три основных схемы: нормальное оперение, переднее расположение оперения (самолет типа «утка»), бесхвостовые самолеты («летающее крыло»).

В большинстве самолетов, независимо от их названия, применяется схема с хвостовым расположением оперения.

По типу шасси самолеты подразделяются на сухопутные, гидросамолеты и амфибии.

Сухопутные самолеты имеют дополнительные колесные шасси с хвостовым колесом или с передним колесом, предохраняющим самолет от капотирования.

Гидросамолеты имеют лодочное или поплавковое шасси, амфибии могут производить посадку на сушу и на воду.

По типу силовой установки самолеты подразделяются на поршневые, турбовинтовые и реактивные.

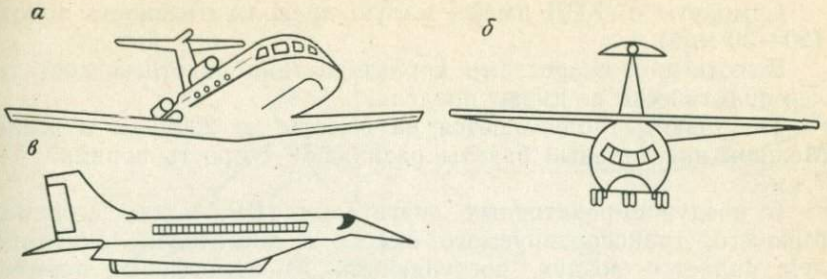


Рис. 18. Самолеты с различным расположением крыла:
а — низкоплан, *б* — высокоплан, *в* — среднеплан

У самолетов с поршневым двигателем создается тяга с помощью воздушных винтов (АН-2, ЛИ-2, ИЛ-14, ИЛ-12). Мощность двигателей доходит до 3 МВт, скорость до 400 км/ч, высота полета поршневых самолетов 6—7 км.

У турбовинтовых самолетов 80% тяги создается за счет воздушных винтов и 20% — за счет прямой реакции струи газов, вытекающих из реактивного сопла (ИЛ-18, ТУ-114, АН-24, АН-10).

У реактивных самолетов тяга силовой установки образуется вследствие реакции струи газов, вытекающих из двигателя (ТУ-104, ТУ-124, ИЛ-62, ТУ-144 и др.).

Реактивные двигатели делятся на два основных класса:

1. Ракетные двигатели (РД).
2. Воздушно-реактивные двигатели (ВРД).

Ракетные двигатели в зависимости от используемого топлива могут быть на твердом топливе; жидкостные (жидкостный реактивный двигатель ЖРД); атомные; ионные (тяга создается при истечении направленного потока электрически заряженных частиц); фотонные, использующие энергию солнца.

В настоящее время используются два вида ракетных двигателей — двигатели твердого топлива (пороховые ракеты) и двигатели на жидком топливе.

В ракетных двигателях топливо (горючее и окислитель) транспортируются вместе с двигателем. Основной особенностью ракетных двигателей является то, что развиваемая ими тяга не зависит от скорости полета, а с увеличением высоты полета сначала (в плотных слоях атмосферы) несколько возрастает, а в дальнейшем остается постоянной.

Ракетные двигатели получили широкое распространение в качестве двигательных установок различного типа ракет. Для самолета эти двигатели применяются как ускорители взлета. Использование их в качестве самостоятельных авиационных двигателей затрудняется большой массой топлива, поскольку на борту самолета необходимо иметь и горючее, и окислитель.

Самолеты с ЖРД имеют малую продолжительность полета (20—30 мин).

Высотные и скоростные характеристики ракетных двигателей практически не имеют предела.

Так, ракеты поднимаются на высоты до 2000 км и выше. Межконтинентальные ракеты развивают скорость порядка 5—7 км/с.

В воздушно-реактивных двигателях (ВРД) для сгорания горючего, транспортируемого вместе с двигателем, окислителем является воздух, поступающий из атмосферы; поэтому в ВРД сила тяги возникает в результате увеличения скорости проходящих через двигатель газов. Благодаря этой особенности сила тяги ВРД зависит от скорости полета, а с увеличением высоты быстро падает. ВРД подразделяются на бескомпрессорные и компрессорные. В бескомпрессорных ВРД поступающий воздух сжимается вследствие его торможения перед входом в двигатель и частично во входном устройстве. К бескомпрессорным относятся прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) и пульсирующие воздушно-реактивные двигатели (ПуВРД). ПВРД не имеют органов распределения, в камеру сгорания воздух и топливо в полете поступают непрерывно. В связи с этим осуществляется непрерывный процесс сгорания и непрерывно создается сила при истечении газов через реактивное сопло. В ПуВРД камера сгорания с помощью органов распределения (клапанов или золотников) может отделяться либо от входного устройства и реактивного сопла, либо только от входного устройства. Поэтому процесс сгорания и истечение газов через реактивное сопло имеют непрерывный характер.

По сравнению с прямоточными ПуВРД являются более сложными и обладают большей массой и габаритом; их основным преимуществом является автономный старт, тогда как ПВРД требует специальных разгонных устройств. ПВРД применяются главным образом на управляемых снарядах одноразового действия, самолетах-мишенях и для реактивного привода винтов вертолетов. Так как эффективность ПВРД возрастает с увеличением скорости полета, то при переходе к полетам с большими сверхзвуковыми скоростями ПВРД могут стать одним из основных типов авиационных двигателей. ПуВРД в настоящее время находит ограниченное применение на самолетах и для реактивного привода винтов вертолета.

Турбовинтовые двигатели создают силу тяги частично воздушным винтом (или вентилятором), приводимым от тепловой машины, а частично — реакцией струи газов. Турбовинтовые двигатели находят очень широкое применение в качестве силовых установок самолетов.

По числу двигателей самолеты подразделяются на одно-, двух-, четырех-, шести- и восьмидвигательные. Наиболее рас-

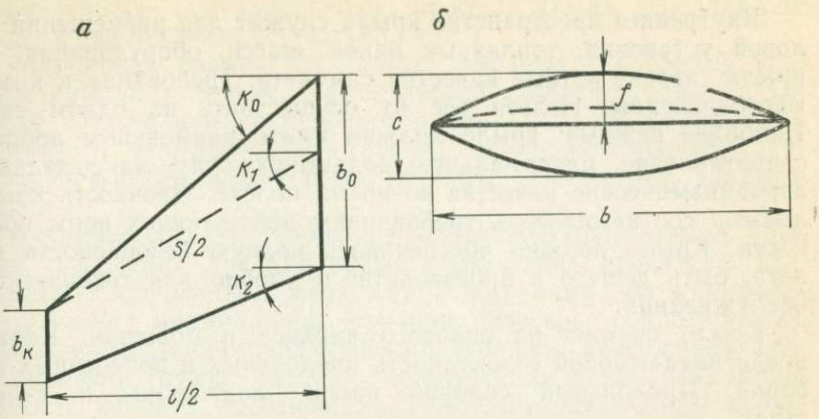


Рис. 19. Элементы крыла самолета:
а — в плане, *б* — в профиле

пространены двух- и четырехдвигательные самолеты. Установка двух двигателей и более создает большую энерговооруженность, а следовательно, и безопасность полетов. Двигатель может быть установлен на крыле и под крылом, на фюзеляже и под фюзеляжем, на хвосте.

Рассмотрим более подробно основные части самолетов и их назначение. Основным элементом планера является крыло, предназначенное для создания подъемной силы, поддерживающей самолет в воздухе во время полета. Геометрические формы крыла характеризуются следующими величинами: площадь крыла S (м^2). Она вычисляется как площадь горизонтальной проекции крыла. Размах крыла l (м) — расстояние между концами крыла (рис. 19, *а*, *б*), b — хорда крыла (м) — расстояние от носка до задней кромки крыла. Ближе к фюзеляжу хорда больше — корневая хорда. У конца — наименьшая и называется концевой.

Средняя аэродинамическая хорда крыла САХ вычисляется через площадь крыла, деленную на его размах:

$$\text{САХ} = \frac{S}{l}. \qquad (12)$$

В поперечном профиле крыло характеризуется следующими величинами: толщиной c, относительной толщиной $a = \frac{c}{b} \cdot 100\%$, кривизной f (см. рис. 19, *б*, где f — возвышение средней линии профиля над хордой).

Крыло — важнейшая часть самолета, без которой невозможен полет. При своем поступательном движении крыло создает подъемную силу, необходимую для полета самолета, а также обеспечивает его поперечную и продольную управляемость.

Внутреннее пространство крыла служит для размещения силовой установки, топливных баков, шасси, оборудования. От крыла зависят летные качества самолета. Требования к крылу многочисленны. Нельзя все их осуществить на одном типе. Наиболее важные: крыло должно иметь наименьшее лобовое сопротивление, максимальную подъемную силу, максимальные аэродинамические качества во время полета. Прочность крыла должна соответствовать требованиям действующих норм прочности. Крыло должно обеспечивать полную безопасность полета, быть дешево в производстве и удобно для технического обслуживания.

Крыло состоит из силового каркаса и обшивки. Каркас представляет собой совокупность продольных и поперечных наборов. Продольный силовой набор — лонжероны и стрингера.

Лонжерон, или ферма вдоль крыла, работает на изгиб. Стрингер — продольный стержень, воспринимает осевые нагрузки и подкрепляет обшивку. Поперечный силовой набор-комплект нервюр — расположен поперек крыла. Обшивка может быть мягкая или жесткая, служит для придания крылу обтекаемой формы, должна быть гладкой. Все конструкции крыла можно разделить на два класса: с неработающей обшивкой и с работающей обшивкой.

Крыло с неработающей обшивкой — каркас из лонжерон, нервюр, стрингеров, обтянутых полотняной обшивкой. Этот тип крыла имеет небольшую массу. У крыльев с жесткой обшивкой продольные силовые наборы и обшивка работают с одинаковой нагрузкой.

Механизация крыла — комплекс устройств, с помощью которых может быть увеличена подъемная сила лобового сопротивления, что дает возможность расширить диапазон скоростей самолета. К таким устройствам относятся предкрылки, посадочные щитки, закрылки, выдвижные закрылки, воздушные тормоза-интерцепторы. Применение механизации крыла диктуется необходимостью получить малую скорость на посадке, а этого можно достигнуть увеличением подъемной силы.

Предкрылки — элемент механизации крыла, при помощи которых создается плавность обтекания крыла, без срыва потока, до значительных углов атаки. Работа предкрылка основана на использовании перепада давления под крылом и над крылом. Воздух из-под крыла проходит в щель и соединяется с потоком, идущим над крылом, увеличивая скорость.

Посадочные щитки — подвижная пластинка, расположенная под задней кромкой крыла. Из-за образования вогнутостей крыла изменяется подъемная сила самолета (увеличивается). В убранном положении щитки плотно прилегают к крылу и не искажают его профиль, а в рабочем положении они увеличивают подъемную силу и лобовое сопротивление.

Закрылки — подвижная часть профиля крыла, в отличие от элерона они отклоняются только вниз.

Фюзеляжем называется корпус самолета, к которому крепятся крылья, оперение, шасси, иногда силовая установка. Он также служит для размещения в нем экипажа, пассажиров, различного оборудования, грузов, аэрофотосъемочных приборов. Фюзеляж может быть круглый, квадратный, эллиптический.

Фюзеляж создает наибольшее лобовое сопротивление. Поэтому требования, предъявляемые к фюзеляжу, сводятся к следующему: прочность и жесткость конструкции при минимальной массе; минимальное аэродинамическое сопротивление; возможность удобного размещения экипажа, пассажиров, оборудования и грузов; удобство эксплуатации и ремонта; герметичность кабин у высотных самолетов. Геометрической характеристикой фюзеляжа являются его размеры, формы поперечного сечения, вид сбоку и удлинение. Основным размером фюзеляжа является его длина $L_ф$, диаметр фюзеляжа $D_ф$ (или высота $H_ф$ и ширина $B_ф$). Удлинением фюзеляжа называется отношение его длины $L_ф$ к диаметру круга $D_ф$, равному по площади его миделевому сечению:

$$\lambda = \frac{L_ф}{D_ф}. \tag{13}$$

Если фюзеляж не круглый, то

$$D_ф = 2\sqrt{\frac{S_ф}{\pi}}. \tag{14}$$

Круглое сечение фюзеляжа просто по своему очертанию, имеет максимальный объем при минимальной поверхности, большую прочность и жесткость при небольшой массе. Прямоугольное сечение фюзеляжа вызывает большое лобовое сопротивление, работает на кручение хуже круглого, но в нем лучше размещать грузы.

Для обеспечения устойчивости, управляемости и маневренности самолета применяют специальное аэродинамическое устройство — оперение самолета. Оно служит как для сохранения режима полета, так и для его изменения. Самолет должен быть устойчив и управляем относительно трех взаимно перпендикулярных осей, проходящих через его центр тяжести (продольной OX, путевой $OУ$, поперечной OZ).

Самолет имеет горизонтальное, вертикальное оперение и элероны *1*, *2* (рис. 20). Горизонтальное оперение состоит из неподвижной части (стабилизатора) *4* и подвижной части (руля высоты) *3*, являющегося продолжением стабилизатора и шарнирно соединенного с ним. Стабилизатор *4* и руль высоты обеспечивают продольное управление и устойчивость самолета.

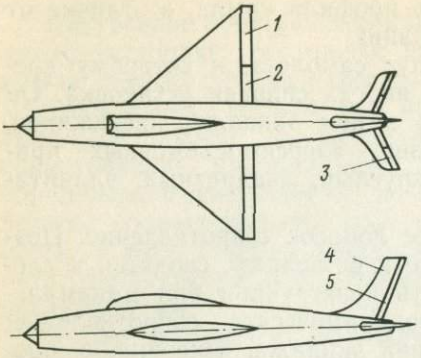


Рис. 20. Горизонтальное и вертикальное оперение самолета

Вертикальное оперение состоит из неподвижной части — киля и подвижной части — руля направления, являющегося продолжением киля и шарнирно соединенного с ним. Киль и руль *5* направления обеспечивают путевую управляемость и устойчивость самолета. Элероны обеспечивают поперечную управляемость и устойчивость.

Шасси предназначено для передвижения самолета по земле. Чтобы исключить дополнительное сопротивление, вызываемое шасси, последнее делается убирающимся. Кроме того, на самолете имеются другие системы, обеспечивающие жизненность самолета и безопасность полета. К ним относятся системы топливная, смазки, гидравлическая, высотная, воздушная, противопожарная, противообледенительная и др.

Требования к самолету разнообразны и зависят от конкретного назначения самолета. Основные требования, предъявляемые к самолету: высокие летные качества (большие скорости, высота и дальность полета); хорошие экономические показатели (малая стоимость производства, низкие эксплуатационные расходы, высокая экономическая отдача); прочность конструкции и безопасность полета.

Известно, что практически невозможно создать самолет, приспособленный для выполнения любой задачи. Это приводит к специализации самолетов по назначению, к созданию большого количества разных типов самолетов на каждом этапе развития авиации. Поэтому классификацию самолетов производят прежде всего по назначению.

Все самолеты подразделяются на военные и гражданские.

Гражданские самолеты делятся на почтово-пассажирские, грузовые, учебные и специального применения (санитарные, сельскохозяйственные, для выполнения аэрофотосъемок и др.).

§ 10. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете

В летной практике под горизонтальным полетом понимают прямолинейный полет самолета без набора высоты и снижения. Следовательно, скорость в горизонтальном полете по направлению не изменяется, но может изменяться по величине. В дальнейшем мы будем рассматривать установившийся гори-

зонтальный полет. Установившимся горизонтальным полетом называется прямолинейное и равномерное движение самолета на постоянной высоте, т. е. движение по инерции. При этом горизонтальный полет рассматривается как плоское, поступательное и установившееся движение самолета.

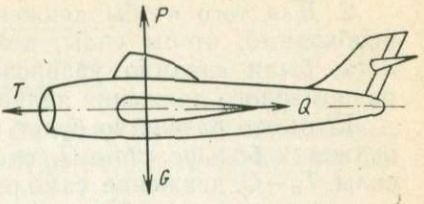


Рис. 21. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете

В горизонтальном полете на самолет действуют следующие силы:

1. Сила массы G, направлена вертикально вниз.

2. Подъемная сила самолета P, направлена перпендикулярно к направлению набегающего невозмущенного потока воздуха. В горизонтальном полете подъемная сила направлена вертикально вверх.

3. Сила лобового сопротивления Q, направлена в сторону, противоположную движению самолета.

4. Сила тяги T силовой установки, направлена вдоль оси двигателя; пренебрегая малым углом наклона силы тяги к траектории полета, который зависит от компоновки самолета и угла атаки, считают, что сила тяги направлена параллельно траектории полета.

Сила тяги, необходимая для преодоления силы лобового сопротивления, называется потребной тягой $T_п$. Тяга, которую может развивать силовая установка, называется располагаемой $T_р$. Для получения потребной тяги необходимо, чтобы силовая установка располагала бы тягой $T_р \geqslant T_п$.

При установившемся полете отсутствуют вращение самолета вокруг центра его тяжести, следовательно, моменты всех сил относительно центра тяжести взаимно уравновешены. В таком случае аэродинамические силы P, Q и сила тяги T приложены к центру тяжести самолета (рис. 21).

Условия прямолинейного горизонтального полета:

1. Для того чтобы движение самолета было прямолинейным, необходимо, чтобы силы, действующие перпендикулярно к траектории полета, были взаимно уравновешены. Таким образом, условием прямолинейности полета самолета является равенство сил $P = G$.

Если это равенство будет нарушено, например, если сила G окажется больше силы P, то разность этих сил, направленная перпендикулярно к траектории полета, даст центростремительную силу, под действием которой самолет будет двигаться криволинейно вниз. Если сила P окажется больше силы G, то центростремительная сила вызовет движение самолета по кривой линии вверх.

2. Для того чтобы движение самолета было равномерным, необходимо, чтобы силы, действующие вдоль траектории полета, были взаимно уравновешены. Следовательно, условием равномерного движения является равенство сил $T_п = Q$.

Если это равенство будет нарушено, например, если сила T окажется больше силы Q, то под действием неуравновешенной силы $T_п - Q$ движение самолета будет ускоренным. При изменении скорости полета изменится и величина подъемной силы, в результате чего нарушится условие прямолинейности полета. Следовательно, в горизонтальном полете все силы, действующие на самолет, должны быть взаимно уравновешены; при этом движение самолета совершается по инерции.

3. Третье условие горизонтального полета определяет потребную для него скорость. Для этого чтобы крыло самолета при данном угле атаки было способно развить подъемную силу, равную массе самолета, полет должен происходить на определенной скорости.

Скоростью горизонтального полета v называется скорость, необходимая для создания подъемной силы, равной массе самолета на данном угле атаки. Величина горизонтального полета может быть определена из условия:

$$P = G.$$

Подставив в это уравнение значение подъемной силы, получим

$$G = C_y \cdot S \cdot \frac{\rho v_{г.п}^2}{2}. \tag{15}$$

Из этого выражения найдем

$$v_{г.п} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \cdot \rho \cdot S}} \text{ (м/с)}. \tag{16}$$

На основании полученной формулы замечаем, что самолет может лететь горизонтально с различной скоростью, но при вполне определенных углах атаки. Действительно, $C_y = f(\alpha)$, но $v = F(C_y)$, следовательно, $v = \varphi(\alpha_0)$.

Каждому углу атаки соответствует вполне определенная скорость горизонтального полета. Таким образом, аэрофотоаппарат надо устанавливать на самолете так, чтобы в каждый момент продольный угол отклонения оптической оси аэрокамеры от вертикали был бы равен углу атаки для заданной скорости полета (с обратным знаком), т. е. $\alpha_а = -\alpha$. Если это условие не учесть, то может возникнуть продольный угол наклона аэрофотоснимков.

Диапазон скоростей горизонтального полета определяется значениями минимальной и максимальной скоростей.

Минимальная скорость

$$v_{min} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y\,max} \cdot \rho \cdot S}} \tag{17}$$

будет при угле $\alpha_{а\,крит}$, который соответствует максимальному значению коэффициента подъемной силы $C_{y\,max}$ (берется с поляры самолета, см. рис. 11).

Для определения максимальной скорости v_{max} напишем

$$T_P = Q = C_x \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot v_{г.п}^2}{2}, \tag{18}$$

откуда

$$v_{max} = \sqrt{\frac{2T_P}{C_x \cdot \rho \cdot S}}, \tag{19}$$

или, выражая силу тяги через мощность (в Вт)

$$N_P = \frac{T_P \cdot v_{max} \cdot 49}{5} = Q \frac{v_{max} \cdot 49}{5}, \tag{20}$$

имеем

$$v_{max} = \sqrt[3]{\frac{10 \cdot N_P}{C_x \cdot \rho \cdot S \cdot 49}}. \tag{21}$$

Скорость горизонтального полета на высоте определяется формулами

$$\left.\begin{aligned} v_H &= v_o \sqrt{\frac{\rho_o}{\rho_H}} \\ v_o^2 &= \frac{2G}{C_y \cdot \rho_H \cdot S} \\ v_H^2 &= \frac{2G}{C_y \cdot \rho_H \cdot S} \end{aligned}\right\}. \tag{22}$$

4. Тяга, потребная для горизонтального полета, определяется из равенства

$$T_п = Q = C_x \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2}. \tag{23}$$

Подставляя сюда значение скорости v, найдем

$$T_п = \frac{C_x}{C_y} \cdot G = \frac{G}{K} [K_2]. \tag{24}$$

Если, например, $K = 10$, $G = 15$ т, то $T_п = 1{,}5$ т.

5. Мощность, потребная для горизонтального полета, вычисляется по формулам

$$\left.\begin{aligned} N_{\text{п}} &= \frac{T \cdot L \cdot 49}{t \cdot 5} \\ N_{\text{п}} &= \frac{T_{\text{п}} \cdot v \cdot 49}{5} \\ N_{\text{п}} &= \frac{G \cdot v \cdot 49}{5K} \text{ (Вт)} \end{aligned}\right\}. \tag{25}$$

Таким образом, зная массу самолета G, площадь крыла S и массовую плотность воздуха ρ на высоте полета, можно вычислить по формуле скорость, при которой самолет будет летать горизонтально с тем или иным углом атаки,

$$v = \sqrt{\frac{2G}{C_y \cdot \rho \cdot S}}. \tag{26}$$

Зная же v, G и K, можно вычислить $N_{\text{п}}$ для горизонтального полета для определенных углов атаки $\alpha_{\text{а}}$.

Обычно эту зависимость выражают графически (рис. 22). По горизонтальной оси графика откладывают скорость v горизонтального полета, по вертикальной — мощности.

При построении кривой, характеризующей зависимость потребной мощности $N_{\text{п}}$ от скорости $v_{\text{г.п}}$ горизонтального полета, поступают следующим образом:

1. По поляре самолета, полученной из эксперимента, находят значения C_{y} и C_{x} для различных углов атаки $\alpha_{\text{а}}$, т. е. получают следующий ряд измерений:

$$\left.\begin{aligned} &\alpha_{a_1}, \ldots, C_{y_1}, C_{x_1} \\ &\ldots\ldots\ldots \\ &\alpha_{a_i}, \ldots, C_{y_i}, C_{x_i} \end{aligned}\right\}. \tag{27}$$

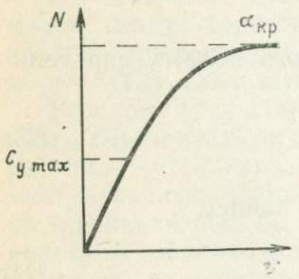


Рис. 22. Зависимость скорости горизонтального полета от мощности

2. По формуле

$$v_{\text{г. п}_i} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_i} \cdot \rho \cdot S}}$$

вычисляют значения скорости горизонтального полета для различных углов атаки $\alpha_{\text{а}}$ (различных C_y), а по формуле

$$N_{\text{п}_i} = \frac{G \cdot v \cdot 49}{5K} \tag{28}$$

вычисляют мощности $N_{\text{п}}$, соответствующие этим скоростям полета, т. е.

получают значения $N_п$ и $v_п$ для различных углов атаки $\alpha_а$.

В соответствии с этими значениями $N_п$, v и $\alpha_а$ строят кривую, характеризующую зависимость между потребной мощностью и скоростью горизонтального полета для различных углов атаки (см. рис. 22).

Каждый двигатель характеризуется вполне определенной предельной мощностью, которая называется располагаемой и обозначается $N_р$. Величина располагаемой мощности зависит от скорости горизонтального полета. Эту зависимость также показывают на вышеприведенном графике.

Различие между располагаемой и потребной мощностью называется запасом мощности ΔN, т. е.

$$\Delta N = N_р - N_п. \tag{29}$$

Выше было установлено, что потребная мощность прямо пропорциональна v. Поэтому на высоте H потребная мощность будет равна

$$N_{пH} = N_{п_0} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}, \tag{30}$$

т. е. с увеличением высоты полета потребная мощность увеличивается: $\rho_0 > y_H$. Это выражается смещением кривой, характеризующей потребную мощность $N_п$, вверх вправо. Следовательно, с увеличением высоты запас мощности уменьшается. На высоте, где запас мощности равен 0 ($\Delta N = 0$), полет самолета невозможен. Эта высота называется теоретическим потолком самолета. Летательные самолеты характеризуются обычно практическим потолком. Практический потолок несколько ниже теоретического.

Очевидно, чем меньше запас мощности, тем с меньшей скоростью самолет может подниматься вверх. Разность между располагаемой и потребной мощностью (запас мощности) определяет так называемую скороподъемность самолета, т. е. способность самолета совершать подъем на заданную высоту в определенное время. На высоте, близкой к практическому потолку, скороподъемность очень мала и горизонтальный полет затруднителен. Поэтому при проектировании аэрофотосъемки считают, что рабочая высота для производства воздушного фотографирования должна быть на 1—1,5 км меньше практического потолка, приводимого в справочниках.

§ 11. Скорость горизонтального полета

По кривой зависимости мощности от скорости горизонтального полета для различных углов атаки находят следующие характерные скорости горизонтального полета (рис. 23).

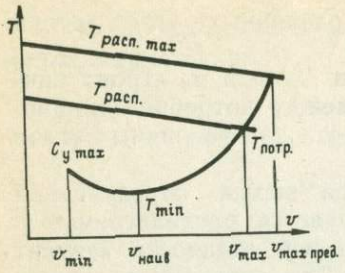


Рис. 23. Определение скорости горизонтального полета

1. Минимальная скорость v_{min}, соответствующая $\alpha_{крит}$ $(C_{y\,max})$.

2. Максимальная скорость v_{max}, соответствующая условию

$$T_п = T_р\ (N_п = N_р),\ \Delta N = 0, \qquad (31)$$

3. Экономическая скорость $v_{эк}$, при которой получается минимальный часовой расход горючего; $v_{эк}$ совпадает со скоростью, которая соответствует минимальному значению потребной мощности $N_{п\,min}$. В этом случае обеспечивается максимальная продолжительность полета.

4. Наивыгоднейшая скорость $v_{наив}$ будет при $\alpha_{наив}$.

5. Скорость полета $v_{крейсер}$, при которой получается минимальный километровый расход горючего, называется наивыгоднейшей крейсерской скоростью полета. В этом случае обеспечивается максимальная дальность полета. По сравнению с режимом полета на максимальной скорости дальность полета на режиме крейсерской скорости увеличивается до 2—2,5 раза. С увеличением высоты полета разность между крейсерской и максимальной скоростью уменьшается.

В соответствии с рассмотренными скоростями применяются следующие основные режимы полета:

а) режим максимальной скорости v_{max} (применяется редко):

б) режим скоростной дальности; в этом случае скорость полета на 10—20% меньше максимальной скорости;

в) наивыгоднейший режим — режим крейсерской скорости; крейсерская скорость составляет около 70—80% максимальной скорости;

г) экономический режим — режим наибольшей продолжительности полета (применяется редко).

При аэрофотосъемке наиболее целесообразен режим наивыгоднейшей крейсерской скорости, обеспечивающей максимальную дальность полета.

§ 12. Вираж самолета

При выполнении аэрофотосъемочных работ полет самолета производится по определенной программе: параллельными или одиночными маршрутами, протяженность и расстояние между которыми определяются условиями технического задания.

При заходе с маршрута на маршрут с помощью рулевого управления осуществляется разворот самолета с заданными параметрами.

Разворот самолета, выполняемый с определенным углом крена, называется виражом. Вираж и его практическое осуще-

ствление занимает важное место в теории аэрофотосъемочной навигации.

Существует несколько разновидностей виража. В аэрофотосъемочном полете применяется правильный вираж, которым называется полет самолета по окружности с постоянными скоростью, высотой и углом крена. Различают глубокий и мелкий вираж в зависимости от угла крена. Вираж с креном более 45° называется глубоким.

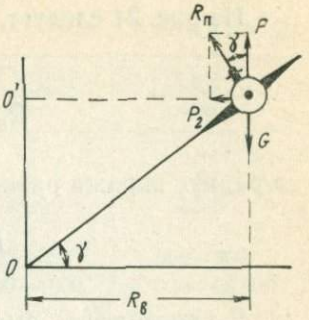


Рис. 24. Вираж самолета

На самолет, находящийся на вираже, действует сила веса G, подъемная сила $R_п$, направленная перпендикулярно к направлению набегающего потока воздуха и составляющая с вертикалью угол γ, а также сила тяги и лобового сопротивления.

Известно, что криволинейное движение может совершаться только под действием неуравновешенной центростремительной силы, приложенной к телу и направленной по радиусу траектории к ее центру. Для выявления условия горизонтального виража разложим подъемную силу $R_п$ на две составляющие P_1 и P_2 (рис. 24). Чтобы вираж совершался в горизонтальной плоскости, необходимо уравновесить силы, действующие в вертикальной плоскости. Если равенства этих сил не будет, то вираж будет выполняться либо со снижением, либо с подъемом. Следовательно, условием горизонтального виража является равенство

$$G = P_1 = R_п \cos\gamma. \tag{32}$$

При правильном вираже неуравновешенной силой, под действием которой самолет движется по окружности, является составляющая подъемной силы P. Для ее создания необходимо накренить самолет на угол γ с помощью элеронов. Величина этой силы должна быть постоянной для совершения виража с одним и тем же радиусом $R_в$

$$P_2 = \text{const} = \frac{mV^2}{R_в}. \tag{33}$$

Из приведенных рассуждений очевидно, что подъемная сила при вираже должна быть больше, чем при горизонтальном полете, так как часть ее уравновешивает массу самолета. Увеличение подъемной силы достигается двумя путями: либо увеличением угла атаки при $V=\text{const}$, либо увеличением скорости полета V при сохранении угла атаки постоянным ($\alpha=\text{const}$).

Важной характеристикой виража является его радиус. Величина радиуса виража может быть определена уравнением

$$R_в = \frac{mV_в^2}{P_2}. \tag{34}$$

Из рис. 24 следует, что

$$P_2 = R_{\text{п}} \sin \gamma, \tag{35}$$

$$R_{\text{п}} = C_y \rho \frac{V_{\text{в}}}{2} S, \quad m = \frac{G}{q},$$

а радиус виража равен

$$R_{\text{в}} = \frac{2G}{G_y \rho S q \sin \gamma} \text{ (м)}. \tag{36}$$

В последнем выражении $\frac{2G}{C_y \rho S}$ равно скорости горизонтального полета $V_{\text{г.п}}$, которая может быть записана через скорость виража:

$$V^2_{\text{г. п}} = V^2_{\text{в}} \cos \gamma. \tag{37}$$

Используя последние выражения, получим форму радиуса виража в конечном виде:

$$R_{\text{в}} = \frac{V^2_{\text{в}}}{q \operatorname{tg} \gamma}. \tag{38}$$

Из полученной формулы следует что радиус виража зависит от скорости полета и угла крена самолета. Для уменьшения радиуса виража необходимо увеличить угол крена. Однако увеличение угла крена ведет к уменьшению устойчивости самолета. Поэтому вираж с углом крена, равным 30°, является наиболее устойчивым и, как правило, применяется в аэрофотосъемке.

§ 13. Специальные требования к аэрофотосъемочному самолету

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°, выдерживание курса самолета должно быть с точностью ±1°, 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.

Таблица 2

№ п/п	Основные летно-технические данные самолетов	Для крупномасштабной съемки	Для мелкомасштабной съемки
1	Количество двигателей	2	2
2	Практическая дальность с запасом топлива на 45 мин, км	2300	3200
3	Крейсерская скорость на съемке, км	220—350	300—500
4	Практический потолок, м	3000—4000	10 000—20 000
5	Продолжительность полета с полной заправкой и комплектом съемочной аппаратуры, ч	7—8	
6	Диапазон эксплуатационных высот на съемке, м	3000—3500	4000—9000
7	Взлет с грунтовых аэродромов длиной взлетно-посадочной полосы (ВПП), м	800	1200
8	Фотолюки и их размеры, мм	700×700 480×480	800×750 430×430
9	Габариты шахт фотолюков, мм	350×350 1200×1000	400×400 1350×920
10	Экипаж:		
	пилот	1	2
	штурман-аэросъемщик	1	1
	бортмеханик	1	1
	бортрадист	—	1
	бортоператор	1	1—2
11	Сектор обзора штурмана-аэросъемщика:		
	в направлении полета	От —30° до +120°	
	по горизонту	100° влево и вправо	
	по траверсу слева и справа вертикальные углы	От 0° до +70°	
12	Пилотажно-навигационное оборудование:		
	электрический автопилот с автоматом программного разворота	1	1
	курсовая система с астрокомпасом	1	1
	автономная допплеровская система навигации	1	1
	радиолокатор	1	1
	система ближней навигации	—	1
	радиокомпас	2	1—2
	оборудование слепой посадки	1	1
	радиовысотомер малых высот	1	1
	радиовысотомер больших высот	—	1
	барометрический высотомер	2—3	4
	указатель скорости	2	3
	вариометр	2	2
	термометр наружного воздуха	3	4
	термометр кабинного воздуха	1	1
	коллиматорные визиры	3	3
	часы АЧХО	2	3

Продолжение табл. 2

№ п/п	Основные летно-технические данные самолетов	Для крупномасштабной съемки	Для мелкомасштабной съемки
13	Аэрофотооборудование:		
	топографический аэрофотоаппарат	2	2
	дешифровочный аэрофотоаппарат	1	1
	гиростабилизирующие установки	1	1—2
	электронный командный прибор	1	1
	статоскоп	2	1
	аэроэкспонометр	1	1
	фоторегистратор	1	1

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.

В табл. 2 приводятся основные тактико-технические данные на самолеты для выполнения крупномасштабных и мелкомасштабных съемок.

§ 14. Типы самолетов, используемых в аэрофотосъемке, и их тактико-технические данные

Самолет АН-2 является многоцелевым самолетом, эксплуатируемым как для транспортных, так и для специальных видов работ. Наиболее широко применяется самолет в сельском хозяйстве, при аэрогеофизических съемках и при выполнении аэрофотосъемки.

Самолет АН-2 — одномоторный нормальный биплан расчалочного одностоечного типа, с неубирающимся шасси, с хвостовым колесом (рис. 25). Отличительной особенностью его (по сравнению с другими типами самолетов) является сочетание сравнительно большой дальности полета при выполнении съе-

мок с хорошими взлетно-посадочными данными. Мощная механизация крыльев позволяет эксплуатировать его на необорудованных аэродромах, небольших площадках, в горах и обеспечивает устойчивое планирование на больших углах атаки. Кабина пилотов с двумя сидениями закрыта просторным остекленным фонарем, с хорошим обзором. Управление самолетом двойное, с левого и правого сидений пилотов. На самолете установлен 9-цилиндровый двигатель воздушного охлаждения АШ-62ИР, закрытый капотом. Для повышения потолка полета силовая установка оборудуется системой комбинированного наддува. Она состоит из турбокомпрессора и приводного центробежного нагнетателя двигателя. Этот вариант самолета АН-2 получил наименование АН-6. Самолет АН-6 предназначен для эксплуатации на больших высотах и полетов при аэрогеофизических съемках в высокогорных районах.

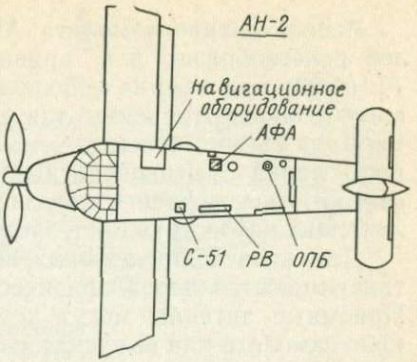


Рис. 25. Схема размещения аэрофотооборудования на самолете АН-2

Установка самолета АН-2 на поплавковом шасси дает возможность применять его в речных и озерных районах. В этом случае он эксплуатируется как гидросамолет. Аэродромом могут служить реки и озера глубиной 1,2—1,9 м, длиной 850 м и шириной 80 м.

Самолет АН-2 во всех вариантах обладает хорошим равновесием, управляемостью и устойчивостью на всех режимах полета при соблюдении установленных пределов центровок.

При аэрогеофизических съемках и аэрофотосъемке производится доработка самолета АН-2, в полу грузовой кабины оборудуются два фотолюка для установки аэрофотоаппаратов. Большой люк устанавливается между шпангоутами, справа или слева относительно продольной оси самолета, диаметр его 420 мм. Под второй фотолюк используется штатный люк под бак ядохимикатов диаметром 350 мм. 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 м. Один блистер — в пассажирской двери, а второй — справа между шпангоутами. В грузовой кабине могут быть установлены статоскоп С-51 и топографический радиовысотомер РВТД.

Использование самолета АН-2 для аэрофотосъемки наиболее целесообразно для крупных масштабов (от 1 : 2500 до 1 : 10 000) при съемке небольших участков и трасс. Это производство аэрофотосъемки для специальных видов работ, например, для съемки проектируемых трасс железных, шоссейных дорог, линий высоковольтных электропередач, газопроводов; съемки существующих железнодорожных линий и станций, подлежащих реконструкции и электрификации, и др.

Для проведения аэрогеофизических съемок на самолете устанавливаются аэрогеофизическая станция и аэрофотоаппарат. Приемные антенны могут устанавливаться на фюзеляже или киле самолета или выпускаться на тросе.

Основные технические данные самолета АН-2

Длина самолета, м	12,7
Высота самолета, м	5,4
Размах крыльев, м	18,2 и 14,2
Длина фюзеляжа, м	10,1
Полетная масса самолета, кг	4740—5250
Масса пустого самолета, кг	3321—3421
Максимальная скорость, км/ч	250
Диапазон скоростей, км/ч	140—250
Средняя крейсерская скорость, км/ч	180
Практический потолок АН-6, м	4500—5000
Время (мин) набора высоты:	
$H = 1000$ м	7,6
$H = 2000$ м	15,0
Взлетная дистанция, м	690—1000
Посадочная скорость, км/ч	84
Запас горючего, кг	1000
Максимальная продолжительность полета АН-2	7 ч
Состав съемочного экипажа	4 чел.

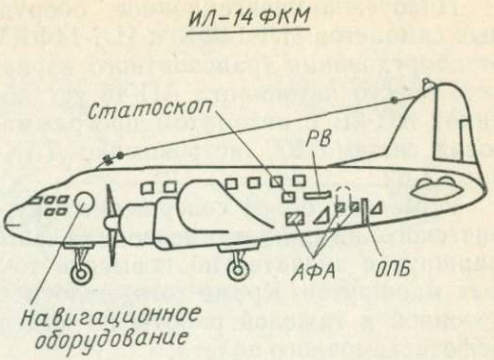
Несмотря на свои небольшие размеры, самолет АН-2 оснащен комплектом пилотажно-навигационного оборудования, позволяющим выполнять самолетовождение в простых и сложных метеоусловиях днем и ночью.

Недостатком самолета АН-2 является отсутствие на нем автопилота, что не дает возможности автоматизировать процесс самолетовождения.

Самолет ИЛ-14 (в переоборудованном варианте для аэрофотосъемки ИЛ-14ФКМ и ИЛ-14ФК) (рис. 26) является основным самолетом для проведения аэрофотосъемки в средних и мелких масштабах. Самолет является двухмоторным моноплан цельнометаллической конструкции с низкорасположенным свободно-несущим крылом. Шасси убирается в полете, оно трехколесное с передним колесом. На эксплуатационных режимах самолет имеет хорошие аэродинамические качества. На нем установлены два двигателя АШ-82Т.

Совершенное спецоборудование, которым оснащен самолет, позволяет производить полеты в сложных метеорологических условиях днем и ночью.

Рис. 26. Схема размещения аэрофотооборудования на самолете ИЛ-14ФКМ



Самолет ИЛ-14 переоборудуется для проведения аэрофотосъемки. Рабочее место штурмана-аэросъемщика находится в районе шпангоутов № 8—11. По левому и правому бортам устанавливаются блистера с визирами типа НКПБ. В пассажирской кабине между шпангоутами № 25—33 прорезаются три фотолюка, которые закрываются шторками с электропроводом, и люк для визира ОПБ. Место бортоператора располагается в шахте первого фотолюка. На самолете ИЛ-14 штурман-аэросъемщик располагается за пилотом. При этом трудно производить обзор местности впереди по маршруту, кроме того, возникают дополнительные физические нагрузки при переходе с левого кресла на правое. Этот переход необходим для контроля захода на следующий съемочный маршрут по засечкам ориентиров. Эти нагрузки особенно сильно сказываются при работе на больших высотах, когда штурману-аэросъемщику приходится пользоваться кислородным питанием.

Основные технические данные самолета ИЛ-14ФКМ

Длина самолета, м	22,3
Высота самолета, м	7,8
Размах крыльев, м	31,7
Номинальная мощность моторов, ГВт	1,198×2
Полетная масса самолета, кг	16 500—17 500
Масса пустого самолета, кг	12 420—13 380
Максимальная скорость, км/ч	428
Диапазон скоростей, км/ч	150—370
Средняя крейсерская скорость, км/ч	300
Практический потолок полета, м	5600
Время набора высоты (м) и вертикальные скорости набора высоты $H = 1000$	3,4 мин и 5,1 м/с
Взлетная дистанция, м	1020—1060
Посадочная скорость, км/ч	140
Запас горючего, кг	4000
Расход топлива, кг	220×2
Максимальная продолжительность полета, ч	5
для ИЛ-14ФК, ч	8
Состав съемочного экипажа	5 или 6 человек

Пилотажно-навигационное оборудование аэрофотосъемочных самолетов ИЛ-14ФК и ИЛ-14ФКМ значительно отличается от оборудования транспортного варианта. На съемочном самолете вместо автопилота АП-45 установлен электрический автопилот АП-6Е с автоматом программного разворота АПР, курсовая система КС, астрокомпас ДАК-ДБ-5 с переходным блоком Д-62.

Установка более совершенных курсовых приборов и электрического автопилота позволила автоматизировать заход на маршрут и значительно повысить точность прокладки съемочных маршрутов. Кроме того, пилоты были освобождены от монотонной и тяжелой работы по выдерживанию параметров аэрофотосъемочного полета.

На самолете ИЛ-14ФКМ установлено аэрофотосъемочное и специальное оборудование: гиростабилизирующая установка с АФА в первом фотолюке; аэрофотоаппараты в плановых установках во втором и третьем фотолюках; визир ОПБ или ЭКП у места бортоператора в шахте первого фотолюка; радиовысотомер РВТД; статоскоп С-51.

§ 15. Аэрофотосъемочная летающая лаборатория-самолет АН-30 и ее характеристики

Возросшее использование материалов аэрофотосъемки в различных отраслях народного хозяйства резко увеличило объем летно-съемочных работ. В связи с этим возникла потребность в самолете, способном выполнять полеты на различных режимах, иметь достаточно большой диапазон высот и скоростей, обладать хорошей комфортабельностью и обзорностью местности для экипажа. За базовый самолет был взят пассажирский самолет АН-24 — высокоплан с двумя турбовинтовыми двигателями, обладающий хорошей продольной и поперечной устойчивостью, управляемостью и маневренностью. Перепад давления в фюзеляже поддерживается не более 0,3 относительно наружного. Фюзеляж и навигационное оборудование при переоборудовании самолета под аэрофотосъемочный были разработаны заново с учетом требований аэрофотосъемочного производства.

Большой опыт применения различных типов самолетов в аэрофотосъемочном производстве показал, что лучшие условия для контроля работы навигационного оборудования могут быть получены, когда штурман-аэросъемщик размещается в носовой части самолета, в остекленной кабине. Такой вариант компоновки и был принят для самолета АН-30 (рис. 27). В кабине самолета штурман-аэросъемщик может, не вставая с кресла, наблюдать ориентиры смежных маршрутов и управлять самолетом с помощью приборов навигационного комплекса.

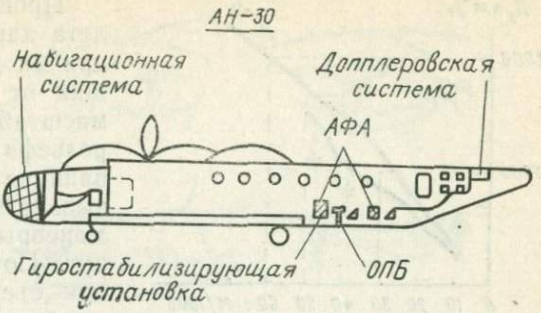


Рис. 27. Схема размещения аэрофотооборудования на самолете АН-30

В средней части фюзеляжа оборудованы пять остекленных герметизированных фотолюков, позволяющих использовать все типы аэрофотоаппаратов при разных высотах полета. Стекла фотолюков выполнены из высокоточных оптических стекол, непараллельность поверхностей которых не превышает 0,1. Толщина стекла рассчитана таким образом, чтобы температурные деформации компенсировать влиянием избыточного давления кабины. От загрязнения во время взлета и посадки люка предохраняются закрывающимися снаружи створками. Здесь же в салоне расположены рабочие места бортоператоров и темная кабина для хранения фотоматериалов и зарядки кассет.

Пилотажно-навигационное оборудование самолета состоит из комплекса, специально разработанного для аэрофотосъемки. Здесь установлен автопилот с программным управлением, который позволяет автоматизировать полет по аэрофотосъемочному маршруту и все маневры, связанные с переходом с маршрута на маршрут. Информацией для программного устройства являются данные курсового прибора, допплеровского измерителя путевой скорости и снова, а также навигационного вычислителя координат положения самолета. Учитывая полученную информацию, цифровой вычислитель выдает на экран штурмана боковое отклонение от линии пути и расстояние до конца маршрута. Ошибки измерения угла сноса не превышают $\pm 0{,}3°$, а вычисления расстояния между маршрутами в момент захода — ± 200 м. Информация, поступающая с навигационных систем, позволяет совершенствовать автоматизацию управления всем комплексом аэрофотооборудования, в который входят три аэрофотоаппарата (возможно и четыре); аэроэкспонометр АЭ-2; статоскоп; электронный командный прибор ЭКП-24; топографический радиовысотомер РВ-18Ж; вычислитель величины отношения путевой скорости к высоте полета.

Благодаря применению совершенного навигационного оборудования и созданию благоприятных условий для работы экипажа самолет АН-30 позволяет повышать точность самолетовождения при больших скоростях и выполнять аэрофотосъемку в масштабах от 1 : 5000 до 1 : 200 000.

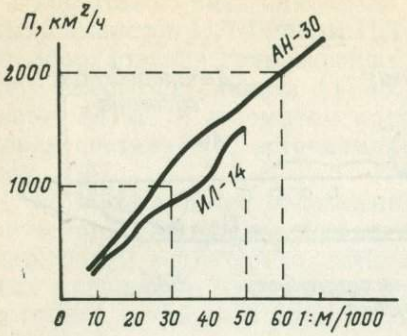


Рис. 28. График производительности самолетов АН-30 и ИЛ-14МКФ

Производительность самолета характеризует эффективная скорость полета, зависящая от воздушной скорости, масштаба фотографирования, рельефа местности. Большое влияние на эту скорость оказывает время, затраченное на маневры для захода на маршрут. Потери летного времени при съемке в крупных масштабах с увеличением скорости резко возрастают, поэтому крейсерскую скорость необходимо выбирать в зависимости от масштаба аэрофотосъемки.

Потребность в масштабах аэрофотосъемочного материала большая, следовательно, и самолет, используемый для съемки, должен обладать большим диапазоном скоростей. В этом плане самолет АН-30 имеет несравненное преимущество перед ИЛ-14ФКМ. Производительность этих двух самолетов можно представить графиком (рис. 28).

Основные технические данные самолета АН-30

Максимальная взлетная масса, кг	23 000
Масса пустого самолета, кг	15 550
Двигатели (два)	Турбовинтовые
Запас топлива, кг	5500
Высота полета, м	8000
Дальность полета с навигационным часовым запасом топлива, км	2360
Длина разбега, м	770
Скорость отрыва и посадки, км/ч	185

§ 16. Вертолеты

Вертолет — один из широко распространенных летательных аппаратов, нашедших применение во всех отраслях народного хозяйства, в том числе и аэрофотосъемке.

Подъемная сила вертолета создается несущими винтами, приводимыми во вращение двигателем.

В отличие от самолета, подъемная сила которого создается при движении, несущий винт вертолета способен создавать подъемную силу без поступательного перемещения всего носителя. Несущий винт вертолета позволяет аппарату выполнять движения в пространстве, неподвижно зависать в воздухе, а также поворачиваться вокруг вертикальной оси и совершать планирующий спуск и посадку в случае отказа двигателя.

Лопасть винта представляет собой крыло, совершающее сложное движение: вращение, перемещение и колебания вокруг

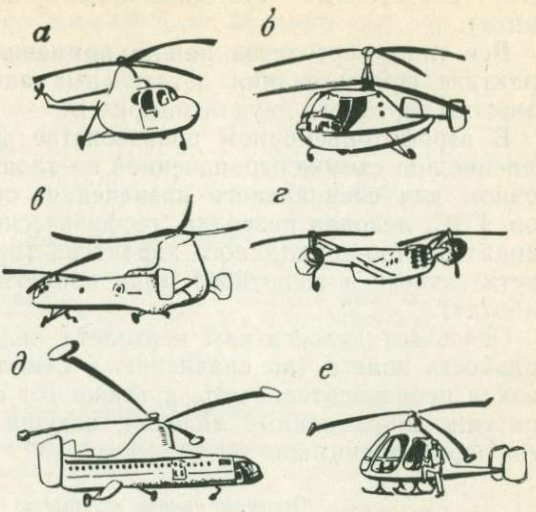


Рис. 29. Схемы вертолетов различных конструкций

осей трех шарниров. Несущий винт работает в двух режимах: осевой обдувки и косой обдувки. Первый режим соответствует подъему, спуску и «висению» аппарата, а второй — перемещению в одной из плоскостей. Аэродинамические силы и моменты, возникающие на каждой лопасти винта при поступательном движении, имеют периодический характер, изменяясь в зависимости от числа оборотов винта.

В зависимости от азимутального положения лопасти, под которым обычно понимают ее положение относительно одной из осей, изменяется скорость воздушного потока. За начальное положение (нулевое) принимают крайнее заднее положение лопасти.

Результирующая скорость W воздушного потока, набегающего на винт, в каждом сечении лопасти равна сумме окружной скорости v_0 и скорости полета $v_п$. Окружная скорость постоянная по азимуту, а $v_п$ переменная,

$$W = 2\pi rn + v_п \sin A, \tag{39}$$

где r — радиус сечения лопасти; n — число оборотов винта.

При наличии поступательного перемещения ($v_п \neq 0$) результирующая скорость будет переменной и будет меняться от $w = \max$ при $A = 90°$ до $w = \min$ при $A = 270°$.

Вертолеты классифицируют по разным признакам, но наиболее распространенная и наиболее удобная классификация основана на методе компенсации момента несущего винта (рис. 29): а) одновинтовая схема; б) двухвинтовая соосная схема; в) двухвинтовая продольная схема; г) двухвинтовая поперечная схема; д) многовинтовая схема; е) схема с реактив-

ными двигателями (установленными на лопастях несущего винта).

Все типы вертолетов нашли применение в международной практике использования летательных аппаратов, но наиболее известны вертолеты двух первых схем.

В аэрофотосъемочном производстве вертолеты нашли применение при съемке ограниченной по площади местности и в основном для специального назначения: строительство гидроузлов, ГЭС, ледовая разведка, геофизические работы, в исследованиях научно-прикладного характера (при изучении ледников, растительного и животного мира планеты и некоторых других работах).

Основным недостаткам вертолета является незначительная дальность полета (по сравнению с самолетом) и, естественно, низкая производительность, а также тот фактор, что вертолету присущи вибрационные явления, ведущие к ухудшению качества аэрофотоснимков.

Основные данные вертолета К-26

Крейсерская скорость	$V = 140$ км/ч
Диапазон скоростей	0—160 км/ч
Дальность полета	$D = 400$ км
Высота полета	$H_{max} = 3100$ м
Грузоподъемность	$G = 510$ кг

§ 17. Краткие характеристики самолетов, применяемых для аэрофотосъемки за рубежом

Выполнением аэрофотосъемочных работ за рубежом занимаются государственные и частные фирмы, выполняющие как съемочные работы, так и разработку и выпуск съемочной аппаратуры. Наиболее известные из них шведская авиакомпания «Crownair», американские «Chicgo Aerial Surveys», «Aerial Mapping ins» и др. Эти фирмы в основном используют для аэрофотосъемки в качестве носителей легкие самолеты с одним или двумя двигателями, являющиеся наиболее маневренными и экономичными.

Ниже приведены характеристики некоторых самолетов, применяемых при аэрофотосъемке за рубежом.

Самолет «Cessna 180 Skywagen»

Моноплан с одним поршневым двигателем	
Потолок полета	6000 м
Крейсерская скорость на $H \approx 2000$ м	260 км/ч
Минимальная скорость	93 км/ч
Дальность полета	1100 км
Устанавливаемая аэрофотоаппаратура массой	180 кг

Самолет «Cessna 337 Super Skymaster»

Моноплан с двумя турбовинтовыми двигателями	
Полетная масса	2000 кг
Потолок полета	8930 м
Крейсерская скорость	350 км/ч
Минимальная скорость	113 км/ч
Дальность полета	От 2000 до 2500 км
Нагрузка	5000 кг

Самолет «Myste M-20»

Моноплан с двумя реактивными двигателями	
Коммерческая нагрузка	3000 кг
Потолок полета	12 800 м
Крейсерская скорость	860 км/ч
Продолжительность полета	5 ч

Самолет «Fokker 27MK-400M»

Самолет создан на базе транспортного самолета путем его модификации. Имеет два турбовинтовых двигателя	
Полетная масса	17 500 кг
Потолок полета	9100 м
Диапазон скоростей	280—480 км/ч
Взлетная полоса	1000 м
Продолжительность полета	12 ч
Дальность полета	3700 км
Время набора максимального потолка	50 мин
Потолок с одним работающим двигателем	2000 м
Длина самолета	24,3 м
Высота самолета	8,3 м

Экипаж самолета состоит из семи человек: командир корабля, второй пилот, штурман-аэрофотосъемщик, бортмеханик, бортоператор, второй бортрадист, первый бортоператор.

Глава III

КОСМИЧЕСКИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

§ 18. Пилотируемые космические корабли «Восток» и «Восход»

Одноместный космический корабль «Восток» предназначен для полетов по околоземной орбите. Он имеет сферический спускаемый аппарат, являющийся одновременно кабиной космонавта и приборным отсеком с бортовой аппаратурой и тормозной двигательной установкой.

Основные технические данные КК «Восток»

Масса КК с последней ступенью ракеты-носителя, кг	6017
Масса КК, кг	4073
Длина, м	7,35
Диаметр, м	2,3
Экипаж	1 чел.

Космонавт в скафандре размещается в катапультируемом кресле. Управление кораблем осуществляется автоматически и космонавтом. Система жизнеобеспечения рассчитана на 10 сут.

В корпусе кабины космонавта для проведения научных экспериментов (наблюдений, фотокиносъемок) было три иллюминатора, защищенных жаропрочными стеклами от воздействия больших температур на участке пуска. Система жизнеобеспечения поддерживает в спускаемом аппарате нормальное давление, определенный химический состав воздуха, температуру в пределах 15—25° и относительную влажность от 30 до 70%.

На корабле расположены различные устройства, обеспечивающие полет, посадку и жизнедеятельность космонавта; наиболее важные из них: аппаратура для контроля работы систем и управления кораблем, радиоаппаратура, система автономной регистрации данных о работе приборов, радиотелеметрическая система, аппаратура контроля для наблюдения космонавтов, аппаратура системы ориентации, радиосистема для измерения параметров орбиты, система приземления, источники питания, оптическая система для ориентации, электронно-телевизионная и фотоаппаратура, тормозная твердотопливная двигательная установка.

Космический корабль «Восток» поднялся в космос с человеком на борту — гражданином Советского Союза Юрием Алексеевичем Гагариным — 12 апреля 1961 года. С этого момента началась эра пилотируемых космических полетов. Земная поверхность впервые была сфотографирована летчиком-космонавтом СССР Г. С. Титовым с космического корабля «Восток-2». Космические снимки, полученные летчиком-космонавтом В. В. Николаевой-Терешковой, позволили впервые выполнить фотометрические исследования вертикального распространения аэрозолей.

На снимке показана ракета-носитель космических кораблей «Восток» на старте (рис. 30).

В период 1961—1963 гг. на орбиту было запущено 6 КК типа «Восток».

Космический корабль «Восход» предназначен для полета двух или трех космонавтов. По конструкции и оборудованию «Восход» отличается от «Востока» системой мягкой посадки, имеет резервную тормозную переходную двигательную установку, дополнительную систему ориентации, усовершенствованную телевизионную и радиотехническую аппаратуру.

Основные технические данные корабля «Восход»

Масса КК с последней ступенью ракеты-носителя, кг	7544
Длина, м	7,35
Масса КК, кг	5600
Диаметр, м	2,3
Экипаж	2 чел.

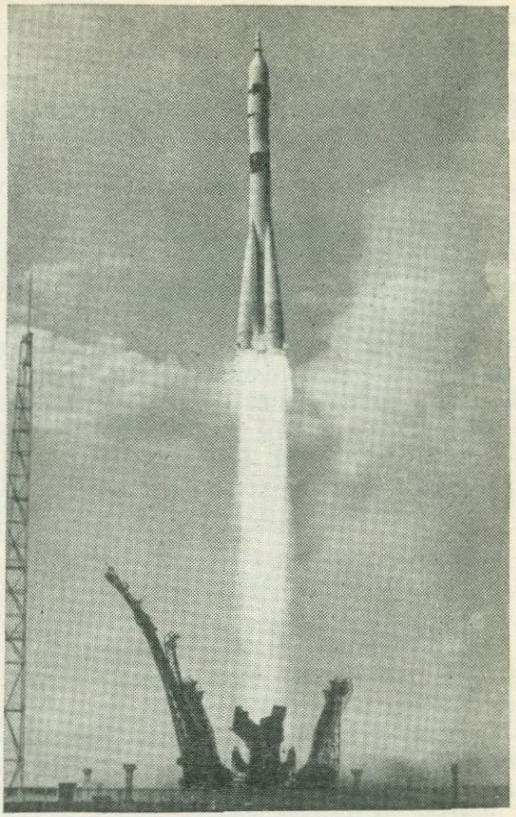


Рис. 30. Ракета-носитель космических кораблей «Восток»

Конструктивно космический корабль состоит из кабины, приборного отсека и шлюзовой камеры. На корабле были установлены две системы ориентации — по солнцу и звездам. Ориентация корабля осуществлялась посредством ручного управления и автоматически. Космонавт мог развернуть корабль произвольно по направлению своего полета. В оболочке кабины было три иллюминатора с жаростойкими стеклами и три люка, через которые космонавты могли покинуть корабль после приземления.

В приборном отсеке находились системы радиооборудования, управления кораблем, терморегулирования, электропитания, жидкостная тормозная установка. С наружной стороны корпуса отсека были размещены двигатели системы ориентации корабля и баллоны со сжатым воздухом и кислородом, предназначенные для вентиляции скафандров космонавта. В конструкции корабля предусматривалось отделение шлюзовой камеры от приборного отсека при выходе на траекторию «спуск на Землю». При полете летчиков-космонавтов СССР П. И. Бе-

ляева и А. А. Леонова на космическом корабле «Восход-2» впервые в мире А. А. Леоновым был осуществлен выход в открытый космос. Космические снимки, полученные экипажем КК «Восход», «Восход-3», позволили по-новому взглянуть на Землю и провести научные исследования.

§ 19. Пилотируемый космический корабль «Союз»

Пилотируемый космический корабль «Союз» состоит из следующих основных узлов: кабины космонавтов, орбитального отсека, приборно-агрегатного отсека и стыкового узла.

Кабина космонавтов располагается в центральной части корабля. С одной стороны к ней примыкает орбитальный отсек, с другой — приборно-агрегатный отсек. В головной части корабля на орбитальном отсеке установлен стыковочный узел, предназначенный для механического соединения кораблей и их электрических цепей. В хвостовой части корабля на приборно-агрегатном отсеке укреплены панели солнечных батарей.

Основные технические данные КК «Союз»

Масса КК, кг	6800
Масса спускаемого аппарата, кг	2800
Длина, м	7,8
Размер солнечных батарей, м	8,4
Площадь солнечных батарей, $м^2$	14
Масса аппаратуры, кг	1200
Экипаж	2 чел.

Спускаемый аппарат корабля предназначен для размещения экипажа на участке выведения корабля на орбиты, при управлении им в полете, во время спуска и приземления и доставки на Землю полезного груза. Аппарат оснащен двумя боковыми обзорными иллюминаторами и одним иллюминатором, на котором установлен оптический визир. Корпус аппарата выполнен из алюминиевого сплава, снаружи покрыт теплозащитой, а внутри теплоизоляцией. В верхней части имеется люк-лаз с крышкой. В спускаемом аппарате размещены пульт управления кораблем, системы жизнеобеспечения, регулирования, радиоаппаратуры, резервный запас питания для экипажа.

Орбитальный отсек выполнен из магниевого сплава и состоит из двух оболочек-полусфер, соединенных цилиндрической вставкой. Сверху на отсеке установлен агрегат стыковки с внутренним люком-лазом диаметром 0,8 м. В орбитальном отсеке есть два обзорных иллюминатора, третий размещен на крышке люка-лаза агрегата стыковки. В нижней части отсека находится люк, ведущий в спускаемый аппарат, а также боковой люк — через него входит космонавт в корабль на стартовой площадке. В отсеке расположены пульт управления, приборы и оборудование основных и вспомогательных систем. Снаружи отсека установлена телекамера внешнего обзора, антенны систем радиосвязи и телевидения.

Приборно-агрегатный отсек предназначен для размещения основной бортовой аппаратуры и двигательной установки корабля, работающей на орбитальном полете. Этот отсек состоит из переходной, приборной и агрегатной секций. В переходной секции установлено десять двигателей причаливания и ориентации, топливные баки и системы подачи топлива. Снаружи этой секции расположены малый радиатор-излучатель системы терморегулирования, узлы крепления солнечных батарей, антенна командной радиолинии. Герметичная приборная секция имеет форму цилиндра. В ней размещены приборы системы ориентации и управления движением корабля, системы управления бортовым комплексом аппаратуры, системы радиосвязи с землей, программно-временно́е устройство, блоки телеметрии, приборы системы единого электропитания. С наружной стороны приборной секции установлены датчики построения инфракрасной вертикали на Землю и датчик ориентации на Солнце. Агрегатная секция выполнена в виде цилиндрической оболочки, переходящей в коническую с обтекателем, к которой крепится твердотопливная двигательная установка системы аварийного спасения.

К основным системам корабля «Союз» относятся система ориентации и стабилизации, система реактивных двигателей причаливания и ориентации, исполнительных органов спускаемого аппарата, сближающе-корректирующая двигательная установка системы единого электропитания, радиосвязи корабля, командная радиолиния, система радиотелефонной и радиотелеграфной связи, радиотелеметрическая, телевизионная и фотосъемочная системы, вспомогательная система для сближения-причаливания, комплекс систем обеспечения жизнедеятельности, система стыковки и приземления.

При полетах космических кораблей типа «Союз» выполнен широкий комплекс научных и технических исследований в интересах народного хозяйства [16].

§ 20. Орбитальная пилотируемая станция «Салют»

Долговременная орбитальная научная станция «Салют» оснащена большим количеством оборудования, работающего как автоматически, так и при непосредственном участии космонавтов. Это позволяет использовать станцию для решения широкого круга задач — изучения околоземного космического пространства и Земли с орбиты ИСЗ.

В комплекс орбитальной станции входят орбитальный блок, выводимый на орбиту без экипажа, и транспортный корабль «Союз», выводимый отдельной ракетой-носителем и стыкуемый на орбите с орбитальным блоком. В составе экипажа станции: командир, бортинженер и инженер-исследователь, в составе экипажа «Союз» — 2 человека.

На борту станции размещается свыше 1300 отдельных приборов и агрегатов.

Основные технические данные орбитальной пилотируемой станции «Салют»

Общая масса станции, кг	25 600
Масса орбитального блока, кг	18 900
Общая длина станции, м	23
Длина орбитального блока, м	4,15

Геометрические характеристики станции: общая длина в состыкованном состоянии 23 м, длина орбитального блока 16 м, максимальный диаметр орбитального блока 4,15 м, минимальный поперечный размер по раскрытым солнечным батареям 11 м, площадь панелей солнечных батарей 42 м^2, объем герметичных отсеков — 100 м^2 (рис. 31).

Орбитальный блок станции «Салют» состоит из двух герметичных отсеков (переходного и рабочего) и негерметичного (агрегатного) отсека. Переходной жилой отсек станции выполнен в виде цилиндра диаметром 2 м и длиной 3 м. В его состав входят стыковочные узлы, обеспечивающие многократную двустороннюю стыковку с транспортными космическими кораблями. Рабочий отсек состоит из двух цилиндрических зон, соединенных конической частью. Агрегатный отсек служит для размещения топливных баков с рабочим телом, корректирующих двигателей, систем, управляющих двигателями ориентации.

Для проведения научных экспериментов, визуального наблюдения фото- и киносъемки в отсеках станции предусмотрено 27 иллюминаторов.

К бортовым системам станции «Салют» относятся:

системы управления бортовым комплексом аппаратуры станции, которые обеспечивают взаимодействие бортовых систем, агрегатов, научной аппаратуры, а также управление ими с пультов станции и с Земли; системы осуществляют ряд функций, включающих программно-временно́е управление работой бортовых систем, сбор, логическую обработку информации о состоянии систем и корректировку алгоритма их функционирования;

система ориентации и управления движением ОПС совместно с исполнительными органами (двигателями ориентации) и корректирующей двигательной установкой;

система исполнительных органов, она является частью системы ориентации и управления движением и предназначена для создания управляющих моментов при ориентации и стабилизации станции;

система единого электропитания обеспечивает снабжение аппаратуры станции постоянным и переменным током от солнечных батарей, электрохимических накопителей энергии и преобразователей постоянного тока в переменный;

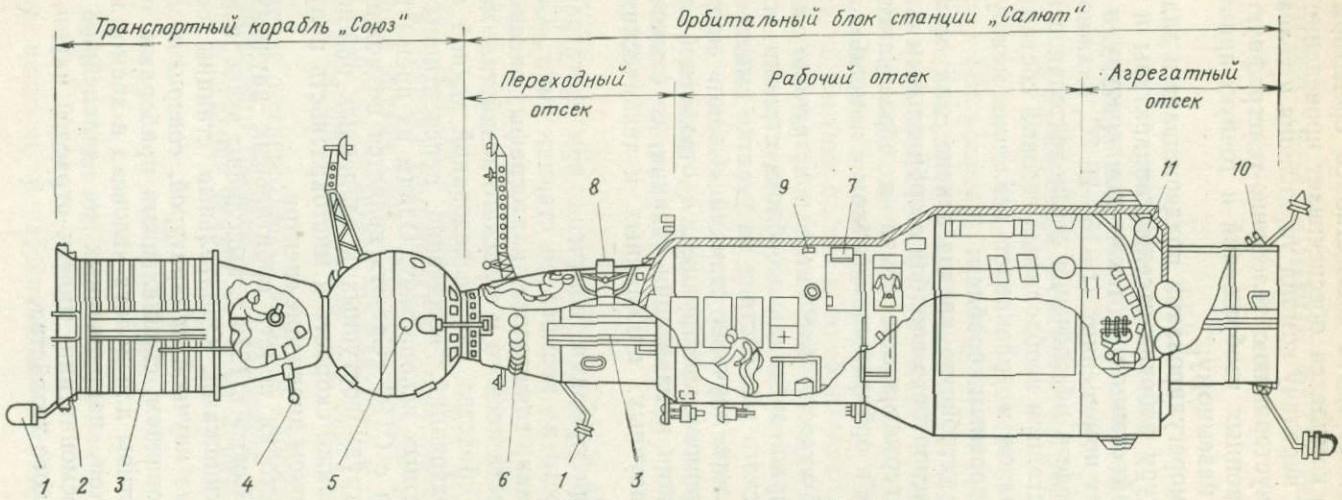


Рис. 31. Орбитальная станция «Салют».

1 — антенны, *2* — двигатели, *3* — солнечные батареи, *4* — оптический визир, *5* — иллюминаторы, *6* — баки, *7* — фотокамеры, *8* — телескоп, *9* — кинокамера, *10* — двигатели коррекции, *11* — топливные баки

комплекс радиосредств совместно со средством командно-измерительного комплекса обеспечивает проведение транспортных измерений, передачу команд управления и телеметрической информации, двустороннюю телефонно-телеграфную связь, передачу телевизионных изображений и точную привязку бортового времени к наземному;

система терморегулирования поддерживает в заданных пределах температуру рабочих отсеков, аппаратуры и оборудования орбитальной станции, а также температуру и влажность воздуха в жилых помещениях ($t = 15$—20 °С, влажность 80 %);

комплекс средств обеспечения жизнедеятельности обеспечивает в отсеках станции необходимый газовый состав атмосферы, поглощение запахов и уравнивает давление между отсеками станции и транспортным кораблем;

стыковочное устройство предназначено для механического соединения транспортного корабля с орбитальным блоком после причаливания, герметизации стыка и образования прохода между кораблем и орбитальным блоком с помощью люков стыковочного узла;

защитные обтекатели элементов конструкции и приборов размещены снаружи орбитального блока станции от теплового и аэродинамического воздействия на участке выведения.

В задачу полета научных станций «Салют» наряду с проверкой и испытанием конструкции, с отработкой методов и средств ориентации и навигации станции, ее стыковки входит и проведение научных, прикладных и технических экспериментов.

Ценнейшая информация получена при фотографировании земной поверхности из космоса со станции типа «Салют». Геологи и геофизики, гляциологи, картографы, океанологи, специалисты в области лесного и сельского хозяйства, метеорологи получили новое средство для исследований земной атмосферы и облачных образований, выявления перспективных районов для поиска полезных ископаемых. Одним из преимуществ космической съемки с ОПС «Салют» является возможность получения снимков труднодоступных и удаленных районов земной поверхности, а также скорость и многократность получения информации в широком диапазоне спектра.

Впервые в истории полета орбитальных научных станций «Салют» и КК «Союз» в 1978 г. выполнены эксперименты международными экипажами. Орбитальные станции серии «Салют», оснащенные научной аппаратурой, совершенным навигационным оборудованием, специальными приборами, открывают широкие перспективы для полета человека в космос и проведения экспериментов, направленных на дальнейшее развитие отечественной космонавтики, многих отраслей науки, промышленности и сельского хозяйства.

РАЗДЕЛ III

ОСНОВЫ АВИАЦИОННОЙ МЕТЕОРОЛОГИИ

Глава IV

СТРОЕНИЕ АТМОСФЕРЫ И ОСНОВНЫЕ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ ЭЛЕМЕНТЫ

§ 21. Строение и состав атмосферы

Земля как планета имеет три оболочки: твердую (литосферу), жидкую (гидросферу) и газообразную (атмосферу).

Атмосфера находится в непрерывном движении и участвует во вращательном движении Земли вокруг Солнца и своей оси. Измерениями и наблюдениями установлено, что по своим физическим свойствам атмосфера неоднородна. Ее свойства изменяются как по вертикали, так и по горизонтали. Особенно резко они изменяются по вертикали. В настоящее время считается, что протяженность атмосферы составляет 200 000 м и резкой верхней ее границы не существует.

Атмосфера постепенно переходит в межпланетную среду. По своему строению, согласно рекомендациям Всемирной метеорологической организации, атмосферу подразделяют на 5 слоев (рис. 32):

Тропосфера	От 0 до 11÷16 км
Стратосфера	От 11÷16 до 50 км
Мезосфера	От 50 до 80 км
Термосфера	От 80 до 600÷800 км
Экзосфера	Выше 600÷800 км

В основу деления атмосферы на слои положен различный характер изменения температуры с высотой и особенно теплового режима внутри слоя. Это не означает, что не существует различий в других свойствах, но различия в температурном режиме являются определяющими, так как выражены наиболее четко.

Изменение температуры с высотой характеризуется величиной вертикального градиента температуры, который представляет собой изменение температуры на единицу высоты,

$$\beta = -\frac{\Delta T}{\Delta H}, \qquad (40)$$

где $\Delta T = T_2 - T_1$ — разность температур между двумя уровнями; $\Delta H = H_2 - H_1$ — разность высот.

Обычно величину β рассчитывают в градусах на 100 м высоты.

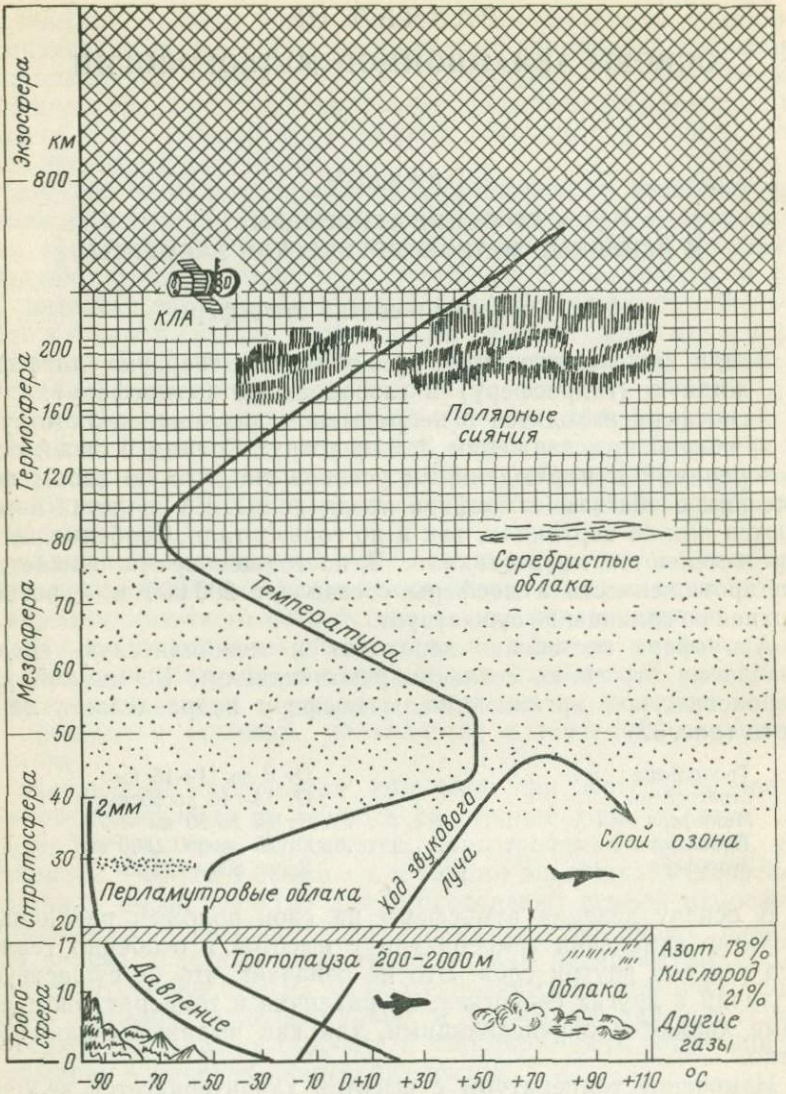


Рис. 32. Строение атмосферы

По составу воздуха атмосфера делится на гомосферу (0—95 км), в которой относительный состав воздуха и его молекулярная масса ($\mu = 28{,}966$) не изменяются с высотой, и гетеросферу (выше 95 км), где происходит уменьшение молекулярной массы и состав воздуха значительно изменяется с высотой.

По условиям полета летательных аппаратов атмосферу обычно разделяют на следующие области: воздушное простран-

ство — до 70 км, приземное космическое пространство — от 70 до 150 км, ближний космос — от 150 до 1000 км, дальний космос — выше 100 км.

Тропосфера. Характерной особенностью тропосферы является падение температуры с высотой. Вертикальный градиент температуры составляет 0,6—0,7°/100 м или 6—7°/км. Вертикальная протяженность тропосферы составляет в полярных широтах 8—9 км и низких 16—17 км. В тропосфере образуются и наблюдаются все важнейшие виды облаков и осадков. Состав сухого воздуха в тропосфере:

Азот	по объему		78,09%
Кислород	»	»	20,85%
Аргон	»	»	0,93%
Углекислый газ	»	»	0,03%

В состав воздуха всегда входит водяной пар, содержание которого колеблется в пределах от 0,1 до 4%.

Граница между тропосферой и стратосферой называется тропопаузой. Вертикальная мощность тропопаузы составляет от нескольких сотен метров до 1—2 км. В этом слое наблюдается резкое изменение вертикального градиента температуры — от 0,65°/100 мм у нижней границы до 0° у верхней.

Стратосфера. Выше тропопаузы лежит второй слой — стратосфера. Средняя температура на уровне тропопаузы понижается от —50 °С над полюсом до —80 °С над экватором. Большую роль в изменении температурного режима стратосферы играет озон, которого больше в полярных и меньше в тропических широтах, причем над одним и тем же пунктом больше весной, чем осенью. Наблюдениями установлено, что в стратосфере наблюдаются внезапные резкие потепления, которые получили название «стратосферные потепления». Они появляются на высоте 40—50 км и затем постепенно распространяются вниз.

Давление воздуха, как и в тропосфере, с высотой падает, а следовательно, изменяется и его плотность. По составу основных компонентов стратосфера представляет собой смесь газов, аналогичных тропосфере.

В стратосфере, обычно на высотах около 30 км, образуются облака, получившие название перламутровых из-за своей яркой окраски. Перламутровые облака формируются обычно только зимой в южных частях циклонов. Согласно литературным источникам [9], [13], они состоят из капель диаметром менее 2 мкм и кристаллов льда. Их окраска объясняется дифракцией света на частицах, из которых состоят облака.

Скорость ветра достигает 100 км/ч, а температура равна —83 °С. Восходящие воздушные потоки заносят в нижние слои

стратосферы пыль, источником которой являются земная поверхность и вулканическая деятельность.

Иногда при полетах в стратосфере обнаруживаются пыльные облака, неразличимые с Земли, поскольку они имеют большую прозрачность.

Мезосфера. Общая масса мезосферы не превышает 0,3% и находится между 50—55 и 80 км. Температура в мезосфере понижается с высотой на 0,35 °С на каждые 100 м, что обусловлено отсутствием озона. Здесь наблюдаются самые низкие в земной атмосфере температуры. Давление и плотность с высотой уменьшаются. Мезосфера интересна одним из загадочных явлений природы — серебристыми облаками, которые в ней образуются.

Термосфера. Эта область атмосферы расположена на высотах от 80—90 до 800 км. С помощью космических аппаратов установлено, что температура возрастает от минимума до максимума на высотах около 250 км и выше остается неизменной. Высокие значения температуры (которая называется кинетической) обусловлены поглощением молекулярным азотом и кислородом ультрафиолетового излучения Солнца.

Кроме этого, на тепловой режим воздействуют солнечная корона и метеорные частицы.

Изменение температуры приводит к изменению плотности воздуха с высотой. На основании многолетних исследований выявлено пять типов изменения плотности в термосфере.

Суточная вариация имеет максимум в 14 часов и минимум в 4 часа по местному времени.

Вторая вариация — это колебания плотности, связанные с изменением радиоизлучения Солнца, которые достигают максимума на высотах 600 км.

Полугодовая вариация имеет два максимума, примерно в июле и декабре, и представляет небольшие изменения.

Четвертая вариация обусловлена солнечным циклом и проявляется во время солнечной активности.

Пятая вариация связана с геомагнитными возмущениями.

По своему составу термосфера до 200 км состоит в основном из молекулярного азота, выше преобладающим становится атомарный кислород, еще более высокие слои заполнены легкими газами — гелием и водородом.

Для термосферы характерно наличие электрически заряженных частиц — ионов. В связи с этим иногда можно встретить высказывание о совпадении термосферы с ионосферой. В последние годы термин «ионосфера» применяется только в тех случаях, когда рассматриваются электрические свойства атмосферы.

Экзосфера. Экзосфера является внешним слоем атмосферы и иногда называется «рассеивающим слоем». Верхняя

граница слоя представляет собой верхнюю границу атмосферы. Этот слой атмосферы недостаточно хорошо изучен. В настоящее время идет интенсивное изучение верхних слоев атмосферы с помощью космических аппаратов и информация о результатах экспериментов широко публикуется в специальных изданиях и журналах.

§ 22. Стандартная атмосфера

Анализ состояния атмосферы показывает, что летно-технические характеристики летательных аппаратов могут изменяться в зависимости от ее параметров. В связи с этим при создании самолетов, их оборудования, приборов, при обработке результатов летных испытаний исходят из постоянного распределения физических характеристик атмосферы по высоте. Для этого используют условную, не зависящую от времени и места полетов, атмосферу, которая получила название стандартная атмосфера (СА). Реальная атмосфера всегда отличается от стандартной. Параметры СА принимаются с учетом многолетних метеорологических наблюдений. Впервые понятие СА было принято в 1920 г., а в 1948 г. были опубликованы ее подробные таблицы (ГОСТ 4401—48). Эта система данных об атмосфере имела ряд недостатков. Например, распределение физических характеристик дано до 30 км, температура в стратосфере принималась постоянной. Развитие авиационной техники и ракетостроения потребовало сведений о всем слое атмосферы. Возникла необходимость в уточнении стандартной атмосферы и разработке данных на более высокие слои. В связи с этим в 1964 г. была введена новая стандартная атмосфера (ГОСТ 4401—64), которая устанавливала значение характеристик до 300 км, а в 1973 г. утвержден новый ГОСТ 4401—73.

Стандартная атмосфера (СА-73) характеризуется следующими основными характеристиками:

1) за нулевой уровень принят уровень моря;

2) давление воздуха на нулевом уровне $p_0 = 101\,325{,}0$ Па;

3) температура воздуха на нулевом уровне $T = 15$ °С;

4) молярная масса воздуха $M_0 = 28{,}964$, является постоянной до высоты 95 км;

5) по характеру изменения температуры атмосфера разделена на слои, в которых температура изменяется с высотой линейно.

Температурный градиент, в зависимости от высот, равен следующим величинам:

на высоте 0—11,0 км	$\beta = -6{,}5$°/км;
» » 20 км	$\beta = 0{,}0$;
» » 47 км	$\beta = +2{,}8$°/км;
» » 51 км	$\beta = 0{,}0$;
» » 70 км	$\beta = -0{,}002$°/км;

6) барометрическая формула для слоев с линейно изменяющейся температурой имеет вид

$$\lg p = \lg p_0 - \frac{g_0}{\beta R} \lg \frac{T_{M_0} + \beta (H - H_0)}{T_{M_0}}, \qquad (41)$$

где g_0 — коэффициент ускорения свободного падения тела; $R = 287,052$ Дж/К·кмоль); H — геопотенциальная высота; T_{M_0} — молярная температура; β — вертикальный градиент молярной температуры. Обычно характеристику слоев стандартной атмосферы представляют таблицей, приведенной ниже.

§ 23. Основные метеорологические элементы

При своем движении относительно поверхности Земли и при воздействии солнечной радиации характеристики атмосферы постоянно изменяются. Физические величины, характеризующие состояние атмосферы в определенный момент времени, называются метеорологическими элементами. Изменение физического состояния атмосферы приводит к изменению метеорологических элементов. К основным метеорологическим элементам относятся температура, атмосферное давление, скорость и направление ветра, плотность воздуха, влажность воздуха, облачность, осадки, видимость, солнечная радиация и ряд других элементов.

Изучение закономерностей изменения метеорологических элементов в пространстве и времени помогает решению задачи по предсказанию погоды.

§ 24. Температура воздуха

Для количественной характеристики воздуха в настоящее время используют три шкалы: стоградусную, Фаренгейта, абсолютную.

В стоградусной шкале за реперные точки приняты точка плавления льда и точка кипения воды при нормальном давлении. Первая соответствует 0° С, вторая — 100° С. Промежуток между этими точками разбит на сто частей, и одна сотая этого параметра носит название 1° С.

В шкале Фаренгейта точка плавления льда принята за 32° F, а точка кипения воды — за 212° F. Промежуток между ними разбит на 180 частей, каждая из которых составляет 1°.

Абсолютной шкалой пользуются в основном при теоретических расчетах. Точке плавления льда соответствует 273° К. Как известно, по абсолютной шкале температура не может принимать отрицательных значений. Это объясняется тем, что температура, соответствующая абсолютному нулю (0° К), является самой низкой, которую могут иметь физические тела.

Температура измеряется термометрами, видов и конструкций которых насчитывается множество. Следует отметить, что

температура воздуха является одним из основных элементов атмосферы, так как с изменением ее изменяется и ряд других метеорологических элементов. Учет значений температуры на высоте полета и на земле крайне необходим при определении таких параметров, как скорость и высота полета.

§ 25. Атмосферное давление

Атмосферным давлением на данном уровне называется масса столба воздуха с поперечным сечением в 1 см^2 и высотой от данного уровня до верхней границы атмосферы. Обычно в метеорологии давление обозначается буквой p. Давление воздуха измеряется при помощи ртутных барометров и анероидов. В отсчет ртутного барометра вводится поправка за температуру, силу тяжести и инструментальная ошибка.

Единицей для измерения давления служит миллибар* (1 мбар). В быту еще употребляется мм ртутного столба. Между этими двумя единицами существует зависимость: 1 мм рт. ст. = 1,33 мбар; 1 мбар = 0,75 мм рт. ст.

Один миллибар представляет давление в 10^{-2} Н/см^2.

Атмосферное давление изменяется не только в вертикальном, но и в горизонтальном направлении. Но вертикальный градиент изменения давления во много раз больше горизонтального. Распределение давления можно представить с помощью изобарических поверхностей, во всех точках которых давление одинаково.

Изменение давления с высотой можно характеризовать барической ступенью или значением вертикального градиента давления.

Барической ступенью называется высота, на которую нужно подняться или опуститься, чтобы давление изменилось на 1 мбар.

Если произошло изменение высоты на ΔH, то давление изменится на ΔP; барическая ступень будет равна

$$h' = -\frac{\Delta H}{\Delta p} \text{ м/мбар} = \frac{8000}{P'}(1 + \alpha t). \qquad (42)$$

При нормальном давлении $h' = 7{,}8$ м/мбар.

Формулой Бабине (42) пользуются для приведения давления к уровню моря.

Величина, обратная барической ступени, называется вертикальным градиентом. Вертикальный барический градиент характеризует падение давления на единицу высоты и определяется формулой

$$I_в = -\frac{\Delta P}{\Delta H}. \qquad (43)$$

---

* В Международной системе единиц (СИ) постоянной единицей давления является паскаль (Па).

Линии пересечения изобарических поверхностей с уровнем моря или любым другим уровнем называются изобарами.

На картах изобары представляют линии, соединяющие точки с одинаковым давлением. Непериодические колебания давления обусловлены как термическими, так и динамическими причинами.

Неравномерное нагревание земной поверхности или ее охлаждение приводит к изменению давления над различными участками. Вторжение теплых или холодных воздушных масс на данную территорию также приводит к изменению давления. Когда теплые (легкие) массы заменяются холодными (тяжелыми), происходит рост давления, если вместо холодных приходят теплые массы, давление падает.

Суточные колебания давления определяют относительно осредненных ежемесячных величин. Выделяют за сутки 2 максимума и 2 минимума давления. Максимум 10 и 22 ч, минимум 4 и 16 ч.

Наибольшее изменение давления между двумя сутками — зимой над океанами, наименьшее — летом над материками.

Давление, температура и плотность воздуха являются физическими параметрами, тесно связанными между собой и оказывающими значительное влияние на полеты. Производная температуры и давления — плотность воздуха определяет величину полной аэродинамической силы, действующей на самолет; увеличение плотности приводит к увеличению этой силы и наоборот — уменьшение плотности приводит к уменьшению аэродинамической силы. Длина разбега при взлете самолета с ростом плотности воздуха уменьшается. Соответственно этому уменьшаются посадочная скорость и длина пробега самолета. Этим объясняется тот факт, что в зимнее время, при низких температурах и высоких давлениях, скорость отрыва гораздо меньше, чем летом.

§ 26. Скорость и направление ветра

Атмосфера находится в непрерывном движении относительно поверхности земли. Давление воздуха по отношению к земной поверхности называется ветром. Обычно ветер характеризуется двумя величинами — направлением и скоростью.

Скорость ветра измеряется в линейных единицах, это, как правило, 1 м/с или 1 км/ч. Направление ветра в метеорологии определяется той точкой горизонта, откуда он дует. Это значит, что при северном ветре воздух перемещается с севера на юг и т. д. Следует отличать «метеорологический» ветер от «навигационного». В навигации за направление ветра принято то направление, куда дует ветер, т. е. названные два ветра отличаются между собой на 180°.

На метеостанциях для измерения ветра у земной поверхности используют такие приборы, как флюгер, чашечный ане-

мометр, конус и вымпел. При измерении ветра на разных высотах скорость и направление его определяют при помощи шаров-пилотов.

Шар-пилот представляет тонкую синтетическую оболочку, наполняемую перед выпуском легким газом.

При подъеме шара вверх засекают с помощью специального теодолита его положение в пространстве в два последовательных момента времени, а затем определяют скорость и направление.

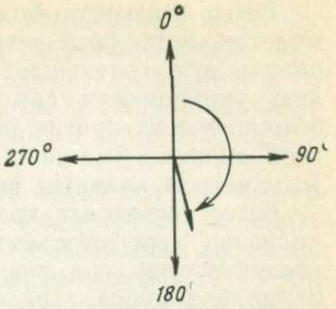


Рис. 33. Определение направления ветра

Направление ветра измеряется в градусах от северного направления меридиана от 0 до 360° по ходу часовой стрелки (рис. 33).

Ветер не представляет собой однородного течения, имеющего одинаковые скорости и направление во всей воздушной массе. Он дует отдельными толчками и порывами, непрерывно изменяется и направление. По мере поднятия над земной поверхностью порывы ветра уменьшаются.

Происхождение ветра обусловлено наличием горизонтального градиента давления, который появляется в тех местах, где давление воздуха изменяется в горизонтальном направлении.

После того как под действием барического градиента возникло движение воздуха, вступают новые силы, такие, как отклоняющая сила вращения Земли, центробежная сила, сила трения.

Ветер имеет ярко выраженный суточный ход. Днем скорость ветра вблизи земной поверхности больше, чем ночью. Днем с увеличением термической неустойчивости и турбулентного обмена усиливается воздействие нижних и верхних слоев воздуха. В нижние слои усиливается приток быстродвижущихся частиц из верхних слоев, а в верхние — медленно движущихся частиц нижних уровней. Этим объясняется дневное возрастание скорости ветра в нижнем слое и уменьшение его в верхних слоях.

Ветер является одним из наиболее важных метеорологических элементов, оказывающих существенное влияние на полет самолета. Так как самолет участвует в движении атмосферы и в движении относительно воздуха, вводится понятие о воздушной и путевой скорости. Путевая скорость ($\overline{w}$) представляет векторную сумму воздушной скорости (v) и скорости ветра ($\overline{u}$). Большие градиенты скорости ветра приводят к развитию сильного турбулентного обмена, особенно наблюдаемого на больших высотах.

Ветер оказывает большое влияние на взлет и посадку самолетов. Встречный ветер создает дополнительную подъемную силу и этим уменьшает длину разбега, способствует увеличению устойчивости самолета. Поэтому взлет осуществляется обычно всегда против ветра. Для полетов самолетов гражданской авиации (машины среднего класса) предельно допустимым ветром является ветер 15 м/с.

Ветер оказывает крайне неблагоприятное влияние на выполнение аэрофотосъемочных полетов. С увеличением ветра увеличивается угол сноса самолета, что в свою очередь влияет на подбор курса следования и выдерживания заданного направления полета.

§ 27. Влажность воздуха

В атмосфере содержится водяной пар, который попадает в нее, главным образом, вследствие испарения с морей, океанов и других поверхностей планеты. Благодаря диффузии и воздушным течениям водяной пар распространяется во всей атмосфере. Для характеристики его содержания в воздухе используют величины, которые носят название гигрометрических характеристик. К ним относятся:

упругость водяного пара (e) — давление, которое имел бы этот газ, если бы он один занимал весь объем смеси (парциальное давление);

абсолютная влажность (Q) — количество водяного пара в граммах в 1 м^3 воздуха.

Соотношение между упругостью и абсолютной влажностью выражается простой зависимостью

$$Q = \frac{1{,}06}{1 + 0{,}004t}\, e, \tag{44}$$

где t — температура воздуха; относительная влажность (R) — отношение упругости водяного пара, содержащегося в воздухе, к упругости насыщенного пара при той же температуре. Относительная влажность выражается в процентах и равна

$$R = \frac{e}{E}\, 100\%. \tag{45}$$

Понятие состояния насыщения относится только к водяному пару. Водяной пар достигает состояния насыщения независимо от атмосферного давления и наличия в атмосфере других газов, а зависит только от температуры.

Наблюдениями установлено, что упругость водяного пара в атмосфере убывает с высотой. Объясняется это тем, что содержание водяного пара в атмосфере постоянно пополняется испарением, кроме этого, температура с высотой убывает, что ограничивает содержание пара в определенных пределах. Так, на высоте 5—6 км в среднем в 10 раз упругость пара меньше,

чем упругость у земной поверхности. Абсолютная и относительная влажность имеет наибольшее значение ночью, наименьшее — днем. В течение года она достигает максимального значения зимой, а минимального — летом. Абсолютная влажность, наоборот, летом больше, чем зимой, а днем больше, чем ночью.

В процессе эволюции водяного пара выделяют два его состояния: конденсацию и сублимацию. Конденсацией водяного пара называют процесс перехода из газообразного состояния в жидкое, т. е. в воду. Переход пара из газообразного состояния в твердое, минуя жидкое состояние, называют сублимацией. В результате конденсации и сублимации водяного пара в атмосфере образуются капли воды, льда, из которых состоят облака и осадки.

§ 28. *Облака*

Для конденсации водяного пара в атмосферных условиях необходимо присутствие инородных частичек, на которых мог бы сгущаться водяной пар. Такие твердые или жидкие частички носят название ядер конденсации. Ядрами конденсации являются обычно мельчайшие частицы, взвешенные в воздухе и обладающие гигроскопичностью. Конденсация водяного пара происходит, когда относительная влажность воздуха повысилась до определенной величины, необходимой для этого процесса. Обычно эта величина не равна 100%, а значительно меньше. Рост капель вокруг ядер конденсации происходит до тех пор, пока влажность не достигнет критического значения, более 100%. Далее капли быстро растут, а относительная влажность понижается. Начиная с этого момента в атмосфере образуются облака, представляющие собой взвешенные в воздухе капли воды или кристаллы льда. В зависимости от условий образования облака имеют разную форму.

Согласно Международному атласу облаков, облака классифицируются по характеру строения и по высоте.

Облачность, встречающаяся на всех высотах, имеет следующие формы: а) изолированные массы, развивающиеся по вертикали; б) слои, обнаруживающие определенную структуру; в) более или менее равномерный покров на различной стадии развития.

В зависимости от высоты распространения облака делятся на несколько классов:

1. Облака верхнего яруса ($H \geqslant 6000$ м): перистые, перисто-кучевые, перисто-слоистые;

2. Облака среднего яруса ($H = 6000 \div 2000$ м): высоко-кучевые, высоко-слоистые;

3. Облака нижнего яруса ($H < 2000$ м): слоисто-кучевые, слоистые;

4. Облака вертикального развития ($H<500$ м, достигают перистых облаков): кучевые; кучево-дождевые, слоисто-дождевые.

Остановимся на краткой характеристике основных типов облаков. Перистые облака Ci располагаются на высоте около 10 км и представляют собой отдельные облака белого цвета в виде волокон или перьев. Облака являются обычно предвестниками ухудшения погоды. Перисто-кучевые облака Cc располагаются на высоте около 7,5 км, имеют вид барашков, расположенных группами или рядами.

Перисто-слоистые облака Cs располагаются на высоте 7,5 км. Они представляют белесоватую пелену, затягивающую обычно все небо. В случае, когда все небо не затягивается облаками, то видна их резкая граница. При этих облаках вокруг солнца наблюдается явление «гало». Высоко-кучевые облака имеют вид крупных барашков белого или серого цвета, расположенных группами. В облаках этого типа часто наблюдается обледенение летательных аппаратов.

Высоко-слоистые облака As представляют достаточно плотный покров светло-серого цвета. Из этих облаков выпадают осадки, которые в летний период не доходят до земной поверхности. Облака состоят из переохлажденных капель и кристаллов льда. Слоисто-лучевые облака Sc имеют вид гальки, валов серого цвета, с темными пятнами. Образуются облака этого типа в результате волновых процессов радиационного выхолаживания, а также в результате распада других облаков. Выпадание осадков не наблюдается, а если и наблюдается, то в виде мороси.

Слоистые облака St располагаются на высоте до 1 км и представляют однородный слой облаков, похожий на густой туман; принципиально мало чем отличаются от облаков предыдущего типа. Они часто образуются в результате подъема тумана с увеличением высоты солнца.

Кучевые облака Cu представляют собой мощные облака, развитые по вертикали, с куполообразными вершинами в виде выступов. В облаках этого типа наблюдается болтанка самолета.

Кучево-дождевые облака Cb представляют мощные массы в виде гор с сильно выраженным вертикальным развитием. С облаками этого типа связаны ливни и грозы.

Слоисто-дождевые облака Ns имеют вид плотного покрова. Из них выпадают осадки в течение длительного времени. Слоисто-дождевые облака имеют фронтальное происхождение, под их покровом наблюдается скопление разорванно-дождевых облаков.

Главной причиной образования кучевых облаков являются восходящие течения, обусловленные тепловой конвекцией.

За облачной системой атмосферы на метеорологических станциях ведутся постоянные наблюдения.

При наблюдениях фиксируются количество, форма и высота нижней границы облаков. Количество облаков оценивается визуально по десятибалльной шкале. 0 баллов означает полное отсутствие облачности, 10 баллов — сплошная облачность по всему небосводу. Для полетов авиации облачность представляет определенные трудности, такие как отсутствие видимости при взлете и посадке, обледенение, наличие грозовых разрядов и др.

Наличие облачности, практически в любом ее качестве и форме над участком съемки, исключает процесс воздушного фотографирования для картографических целей. Облака и их тени маскируют ландшафт земной поверхности, влияют на ее освещенность, что отрицательно сказывается на изобразительном и фотограмметрическом качестве аэрофотоснимков. Исключение составляет высокая, сплошная облачность, равномерно пропускающая солнечные лучи, при которой можно выполнять аэрофотосъемку, особенно ландшафтов, расчлененных по вертикали: съемка городов и т. д.

§ 29. Атмосферные осадки

Элементы облаков находятся в атмосфере во взвешенном состоянии. Выпадение из них осадков возможно в тех случаях, когда они укрупняются настолько, что преодолевают восходящие токи и сопротивление воздуха.

Капли воды и кристаллы льда, выпадающие из атмосферы, называются осадками. Осадки подразделяются по форме на несколько видов: дождь, снег, снежная крупа, град. В зависимости от условий образования осадки делят на три типа: обложные, ливневые и моросящие.

Обложные осадки — непрерывные или с очень короткими перерывами, охватывающие большие площади.

Ливневые осадки характеризуются внезапностью начала и прекращения. Выпадение нередко сопровождается грозой и шквалами.

Моросящие осадки — многочисленные мелкие капли воды или снежной пыли.

Осадки, как жидкие, так и твердые, имеют суточный и годовой ход. Суточный ход осадков представляет собой сложное явление и имеет два максимума и два минимума. Еще большее разнообразие имеет годовой ход осадков. Для характеристики выделяют ряд географических зон: экваториальную, имеющую максимум осадков после весеннего и осеннего равноденствия и минимум после летнего и зимнего солнцестояния.

Тропическую зону от 10° до 30° широты, имеющую один период с максимальным количеством осадков (4 месяца)

в летний период, субтропическую зону от 30 до 40° по обе стороны экватора.

Если говорить о количестве осадков, выпадающих в разных местах земного шара, то оно весьма различно. Здесь наблюдаются резкие изменения и годового количества осадков, и месячного. Поэтому для характеристик участков пользуются средними статистическими величинами. Отклонение от средних величин для данной территории носит название средней изменчивости годового количества осадков. Например, для Средней Европы она составляет 15%, для европейской части СССР — 12—18%, в Сибири — 20—30%.

Районы земного шага с большим годовым количеством осадков являются сложными для выполнения аэрофотосъемки. Помимо того, что съемку нельзя производить в период выпадения осадков, ее нельзя производить в течение нескольких дней и после их прекращения; происходит активное образование кучевой облачности, зон сильного тумана и других образований, влияющих на качество аэрофотосъемочного материала.

§ 30. Видимость

Видимость оказывает существенное влияние на деятельность авиации. Для количественной характеристики вводится понятие дальности видимости. Под дальностью видимости понимается наибольшее расстояние, на котором при значительном усилии еще можно обнаружить предмет и отличить его от других предметов. Для определения метеорологической видимости необходимы ориентиры, по которым она и определяется. Ориентиры должны располагаться на конечных расстояниях и иметь угловые размеры не менее 0,5°, быть достаточно темными и четко проецироваться на фоне неба у горизонта.

Дальность видимости зависит от целого ряда факторов, из которых следует выделить следующие: прозрачность атмосферы, освещенность предмета и фона, яркость предмета и фона и ряд других.

Таблица 3

Видимость	$T_{0,55}$	$T_{0,55}$	S, км
Хорошая (прозрачность высокая)	Более 0,82	Менее 0,2	50
Удовлетворительная (прозрачность средняя)	0,74	0,3	20
Плохая (прозрачность низкая)	0,60 и менее	0,5 и более	5 и менее

Таблица 4

Объекты	Высота H, м						
	500	1000	2000	3000	5000	7000	8000
Крупные населенные пункты	20 км	40 км	50 км	60 км	80 км	100 км	120 км
Мелкие населенные пункты	10	15	20	30	50	70	70
Большие реки	10	20	30	40	50	85	100
Малые реки	8	10	15	20	35	50	60
Железные дороги	8	15	20	20	25	35	40
Шоссе	10	15	20	25	40	60	80
Проселочные дороги	5	10	10	15	20	20	20
Озера	10	20	30	40	50	85	100
Леса	10	15	30	35	40	60	70

С учетом количественных показателей прозрачности атмосферы выделяют три основных состояния атмосферы по дальности видимости (табл. 3).

Здесь $T_{0,55}$ — прозрачность атмосферы для длины волн $\lambda = 0{,}55$ мкм.

В практике аэрофотосъемки представляет интерес, для целей ориентировки в полете, дальность видимости различных ориентиров с самолета, приведенная в табл. 4 для наиболее характерных ориентиров местности.

§ 31. Происхождение атмосферной дымки

Как было отмечено ранее, атмосфера состоит из ряда газов. Эти газы обладают весьма высокой прозрачностью. Если бы атмосфера состояла только из одних газов, то дальность видимости для светлого времени суток была бы величиной постоянной и достаточно большой — порядка 250—300 км. Единственным пределом для восприятия объектов в этих условиях явились бы их угловые размеры и кривизна Земли.

Однако в атмосфере, помимо основных газов, содержится водяной пар, а также огромное количество пыли, дымовых частиц, микроорганизмов и т. д. Их присутствие вносит существенное изменение в прозрачность атмосферы.

Наибольшее влияние на прозрачность атмосферы оказывают продукты конденсации водяного пара — мельчайшие капельки воды и кристаллики льда. Световые лучи, столкнувшись с молекулой или мельчайшей частицей, испытывают с их стороны воздействие. Часть энергии будет отклонена от первоначального направления или рассеяна в разные стороны. Световой луч будет распространяться в первоначальном направлении уже не с той энергией, которой он обладал до встречи

с молекулой. При этом потери энергии за счет превращения ее в другие виды энергии при столкновении невелики и во внимание обычно не принимаются. Рассеяние света находится в зависимости от размеров рассеивающих частиц и увеличивается пропорционально квадрату их объема.

В приземных слоях атмосферы в 1 м^3 содержится от нескольких сот до нескольких десятков тысяч таких частиц. Лучи Солнца при своем движении в атмосфере при столкновении с молекулами газов, а затем и с мельчайшими частицами воды и пыли подвергаются непрерывному рассеиванию по всем направлениям и теряют около 20% своей энергии.

Особенно сильное рассеивание происходит в слое, близком к поверхности Земли, где концентрация перечисленных примесей наибольшая.

Когда в приземных слоях атмосферы находится много взвешенных частиц, количество рассеянного света увеличивается настолько, что глаз видит его в виде световой завесы, световой пелены, заметной на фоне удаленных, а также и близких предметов. Эта светимость атмосферного слоя, обусловленная рассеиванием части световых лучей, проходящих через этот слой, получила в науке название атмосферной или воздушной дымки.

В метеорологии различают несколько видов дымки, в основу деления положен принцип происхождения или природы рассеивающих частиц.

К дымке первого рода, которую иногда называют «голубой», относят молекулярную или релеевскую дымку, образующуюся в результате рассеивания светового потока в молекулах газов, составляющих атмосферу. Эта дымка наиболее сильно рассеивает коротковолновую радиацию.

К дымке второго рода относят дымку, возникающую вследствие аэрозольного рассеивания. Она по своей природе может быть пылевой, водяной. Обычно ее называют «серой» дымкой, так как она рассеивает все видимые лучи в равной степени.

Для количественной характеристики атмосферной дымки вводят понятие яркости дымки $B_д$, которая для надирного направления определяется приблизительно следующей формулой:

$$B_{д.\,н} \approx \frac{B_д}{8{,}0} H_п, \tag{46}$$

где $B_{д,н}$ и $B_д$ — яркость дымки соответственно для слоя атмосферы высотой H и для всей атмосферы; $H_п$ — приведенная высота.

В табл. 5 согласно [8] приведены значения яркости дымки для условий высокой прозрачности ($\tau_{0,55}=0{,}2$, $S=50$ км) и средней ($\tau_{0,55}=0{,}3$, $S=20$ км), где $\tau_{0,55}$ — оптическая толщина

Таблица 5

Условия освещения			Яркость воздушной дымки $B_д$ при длине волны λ, мкм								
$Z_\odot^\circ$	θ°	φ°	0,40	0,45	0,50	0,55	0,60	0,65	0,70	0,75	0,80
20	0	—	54,4	60,0	41,2	34,9	25,8	18,7	18,3	18,9	17,0
	45	90	64,2	66,3	44,6	38,4	28,0	20,6	20,9	22,2	20,4
40	0	—	49,6	59,0	36,3	28,6	21,3	15,7	15,4	15,6	14,2
	45	90	58,6	62,7	41,9	35,6	26,2	19,3	19,2	20,2	17,9
60	0	—	37,6	39,8	27,9	27,9	16,1	11,6	12,4	11,2	10,1
	45	90	48,8	55,8	34,9	27,9	18,1	15,2	15,5	14,7	13,2
20	0	—	62,8	67,0	45,4	43,3	32,1	23,7	25,5	28,7	27,7
	45	90	73,3	79,6	53,7	49,6	37,6	28,4	30,9	34,6	33,7
40	0	—	54,4	58,6	41,2	37,0	27,8	21,5	22,1	24,4	23,2
	45	90	67,7	71,9	51,0	46,1	34,6	26,4	27,2	30,1	28,9
60	0	—	41,9	45,4	31,4	27,9	20,9	16,3	16,4	17,4	16,3
	45	90	53,0	58,6	41,2	36,3	26,9	21,4	21,4	22,0	20,7

атмосферы, определенная с учетом молекулярного и аэрозольного рассеивания для длины волны $\lambda = 0{,}55$ мкм.

Для определения влияния воздушной дымки на контраст объектов используют понятие коэффициента задымленности атмосферы $\chi_д$.

Коэффициентом задымленности атмосферы называется отношение яркости дымки $B_д$ в данном направлении к яркости B_0 абсолютно белой, идеально рассеивающей поверхности, наблюдаемой сквозь слой атмосферы с прозрачностью T, т. е.

$$\varkappa_д = \frac{B_д}{B_0 T}. \tag{47}$$

Коэффициент снижения контраста объектов определяют по формуле

$$C_{\varkappa_д} = \frac{u}{u_1} = \frac{r_{max} + \varkappa_д}{r_{min} + \dfrac{\varkappa_д}{u}}, \tag{48}$$

r_{max}, r_{min} — соответственно максимальный и минимальный коэффициенты яркости объектов; u — относительный фотографический контраст объекта;

$$u = \frac{B_{max}}{B_{min}}.$$

§ 32. Атмосферный аэрозоль

В атмосфере Земли наблюдается присутствие взвешенных частиц твердого или жидкого вещества земного и космического происхождения. Эти частицы получили название атмосферные аэрозоли.

Аэрозоли — оптически активные составляющие атмосферы, имеющие размеры от $d=10^{-7}$ см до 40 мкм. Изучению аэрозоля посвящено много работ как отечественных, так и зарубежных ученых.

Распределение концентрации аэрозоля по высоте весьма разнообразно, и вертикальный профиль плотности имеет слоистую структуру.

Важную роль в атмосфере играет приземный аэрозольный слой на высотах до 5 км. Его оптические свойства и вертикальный профиль плотности хорошо изучен и считается, что с увеличением высоты плотность аэрозоля уменьшается по экспоненциальному закону.

В нижних слоях тропосферы аэрозоль представляет собой водяные частицы с ядрами разного химического состава, источниками которого являются почвы, растения, вулканы, поверхности морей и океанов, хозяйственная деятельность человека и т. д. Его микроструктура чрезвычайно изменчива и включает частицы разного радиуса. В географических зонах с сухим климатом аэрозоль представляет собой в основном частицы почвы. В верхней тропосфере и стратосфере бо́льшую часть аэрозоля составляют гигроскопические частицы.

Для количественной характеристики аэрозоля в теории теплового излучения Земли используются такие понятия, как функция распределения частиц по размерам $\gamma(q)=\frac{dN}{dr}$ и его объемная концентрация $V_{\text{аэр}}$.

Главными оптическими характеристиками являются: α_{λ_a} — объемный коэффициент ослабления; $\delta_{\lambda_{as}}$ — объемный коэффициент рассеивания; δ_{λ_a} — объемный коэффициент поглощения; $\lambda(\psi)$ — индикатриса рассеяния.

Названные величины, согласно [13], определяются такими выражениями:

$$\left.\begin{aligned}
\alpha_{\lambda_a} &= \int_0^\infty \pi d_a^2\, \theta(\rho_a)\, \gamma(d_a)\, \alpha d_a \\
\sigma_{\lambda_{as}} &= \int_0^\infty \pi d_a^2 \theta_s(p_a)\, \gamma(d_a)\, \alpha d_a \\
\sigma_{\lambda_a} &= \int_0^\infty \pi d_a^2 \theta_a(\rho_a)\, \gamma(d_a)\, \alpha d_a
\end{aligned}\right\}, \qquad (49)$$

где функции $\theta(\rho_a)$ — факторы ослабления одной частицы с параметрами (ρ_a). Изучение коэффициентов аэрозольного ослабления, рассеивания и поглощения дает возможность говорить о большом количестве слоев, изменяющихся по своим оптическим свойствам, высоте и времени. Если, как было отмечено, до высоты 5 км наблюдается экспоненциальное уменьшение

плотности аэрозоля, то выше 5 км его вертикальный профиль становится немонотонным.

Наиболее стабильные слои повышенного аэрозольного ослабления на высотах 9—11, 17—23 и около 27—29 км. Такое расположение аэрозольных слоев указывает на существование двух механизмов переноса частиц на эти высоты: гравитационного оседания и турбулентной диффузии. Вероятность появления этих слоев очень велика и в среднем составляет 0,6—0,7.

Так как оптические свойства аэрозоля зависят от его микроструктуры и от плотности, то характер влияния аэрозоля на поле теплового излучения Земли зависит от типа аэрозольного образования и вертикального профиля концентрации. Исследованиями установлено, что в спектральных диапазонах 2,4—3,4; 1—4,6; 14—40 мкм, соответствующих полосам молекулярного поглощения, атмосферный аэрозоль не влияет на интенсивность теплового излучения $I^{\downarrow\uparrow}_{\Delta\lambda}$ для $H<5$ км. В диапазонах 3,1—4; 4,6—4,9; 8—14 мкм интенсивность $I^{\downarrow\uparrow}_{\Delta\lambda}$ наиболее выражена, при этом наблюдается увеличение интенсивности *нисходящего излучения* $I^{\downarrow}_{\Delta\lambda}$ для углов визирования $\alpha<60°$ и уменьшение для углов $\alpha>80°$. В условиях мутной атмосферы в приземном слое аэрозоль приводит к увеличению интенсивности по направлению в зенит на 20—60%.

Влияние атмосферного аэрозоля на спектральную интенсивность восходящего излучения $I^{\uparrow}_{\Delta\lambda}$ менее существенно и проявляется только в полосах восходящего излучения аэрозоля. Так, в случае, когда аэрозоль не поглощает, изменения $\Delta I^{\uparrow}_{\Delta\lambda}$ не превышают 2—5%, а в спектрах поглощения аэрозоля уменьшение $I^{\uparrow}_{\Delta\lambda}$ составляет 20%.

Приведенные примеры подтверждают существенное влияние аэрозоля на спектральное и пространственное распределение теплового излучения и необходимость его учета. Это вызывает определенные затруднения, так как окончательно не установлены закономерности вертикального распределения аэрозоля и нет единой аэрозольной модели.

§ 33. Солнечная радиация

Лучистая энергия, испускаемая Солнцем и проникающая в нашу атмосферу, называется солнечной радиацией. Лучистая энергия распространяется в окружающей среде в виде электромагнитных колебаний с длиной волны от 0,17 до 4,0 мкм. Как известно, этот диапазон делится на части: ультрафиолетовую с длиной волны $\lambda<0{,}4$ мкм, видимую $\lambda=0{,}4$—0,68 мкм, инфракрасную $\lambda>0{,}70$ мкм.

Среднее значение цветовой температуры солнечного излучения колеблется от 5744 до 6136 К, причем максимуму

энергии в спектре с длиной волны $\lambda = 0{,}47$ мкм соответствует $T_ц = 6133$ К.

Исследования спектра солнечной радиации показывают, что около 50% всей энергии Солнца приходится на видимые лучи. Солнечная радиация, поступающая в атмосферу, частично отражается от земной поверхности и облаков, поглощается и рассеивается атмосферой. В общем считают, что теряется около 40% поступающей радиации и лишь 60% используется Землей и атмосферой.

Поглощение энергии в атмосфере обусловлено наличием молекул газов, составляющих атмосферу, в основном водяным паром, углекислым газом и азотом. Лучистая энергия при этом переходит в другие формы — тепловую, химическую и другие виды энергии.

Рассеивание радиации происходит на неоднородностях плотности воздуха и на частицах аэрозоля и зависит от часового угла Солнца, географической широты и высоты точки над уровнем моря.

Рассеивание солнечной радиации имеет место во всех частях спектра, но неравномерно, степень рассеивания растет с уменьшением длины волны.

Согласно Буге и Ламберту, ослабление радиации при прохождении пути ds в газовой среде с плотностью ρ выражается формулой

$$dI_\lambda = -K_\lambda I_\lambda \rho ds, \tag{50}$$

где K_λ — коэффициент пропорциональности; I_λ — интенсивность радиации для участка $\lambda - \lambda + d\lambda$.

Для характеристики потерь солнечной энергии в единичной массе вводят понятие световых коэффициентов поглощения α, рассеивания p и прозрачности T:

$$\alpha = \frac{F_\alpha}{F_0}; \quad p = \frac{F_r}{F_0}; \quad T = \frac{F}{F_0},$$

где F_0 — поток, поступающий в атмосферу, F_α — поток, поглощенный атмосферой; $F_р$ — поток, рассеянный атмосферой; F — поток, пропущенный атмосферой, солнечной энергии.

Основной частью коэффициента рассеивания p является коэффициент аэрозольного рассеивания для некоторой опорной длины волны, в качестве которой обычно берут $\lambda_0 = 0{,}555$ мкм.

Аэрозольный коэффициент рассеивания в приземных слоях превышает молекулярный (для опорной волны $\lambda = 0{,}555$ мкм) в 15—20 раз, а в красной зоне спектра он еще больше.

С высотой рассеивание радиации убывает линейно (с высоты 5 км), а в районе 20 км равна нулю.

Картину рассеивания солнечного излучения можно достаточно характерно описать индикатрисой рассеивания $I_{(\gamma)}$, пред-

ставляющей отношение интенсивности радиации, рассеянной частицей в данном направлении, к потоку энергии, рассеянному во всех направлениях,

$$I_{(\gamma)} = \frac{F_\nu(\gamma)}{\int\limits_0^{4\pi} F_\nu(\gamma)\, d\omega}. \tag{51}$$

Здесь $F_\nu(\gamma)$ — интенсивность света в направлении, определяемом углом γ, а $d\omega$ — элемент телесного угла.

Графическая форма индикатрис и их характеристики достаточно хорошо освещаются в курсе «Аэрофотография», поэтому более подробно останавливаться на них не будем.

Помимо коэффициента прозрачности, для оценки прозрачности атмосферы иногда пользуются понятием оптической толщины атмосферы τ, за которую принимают отрицательный логарифм прозрачности T.

Оптическую толщину атмосферы рассчитывают через $\tau_{0,55}$ для опорной волны $\lambda = 0{,}55$ мкм:

$$\tau_\lambda = \tau_{м;\,0,55}\left(\frac{0{,}55}{\lambda}\right)^4 + \tau_{а;\,0,55}\left(\frac{0{,}55}{\lambda}\right), \tag{52}$$

где $\tau_{м;\,0,55}$ и $\tau_{а;\,0,55}$ — молекулярная и аэрозольная толщина атмосферы для волн $\lambda = 0{,}55$ мкм.

Оптическая толщина $\tau_н$ атмосферы для определенной высоты H вычисляется по формуле

$$\tau_н = \frac{\tau}{8{,}0} H. \tag{53}$$

§ 34. Влияние атмосферы на спектральные яркости природных образований

Солнечная радиация, падающая на природные объекты, поразному отражается ими в мировое пространство. Способность земной поверхности отражать солнечную радиацию характеризуется спектральным коэффициентом яркости r_λ, показывающим отношение монохроматической яркости горизонтальной поверхности B_λ к монохроматической яркости горизонтальной, полностью отражающей поверхности $B_{0\lambda}$, при освещении обеих поверхностей потоком солнечной радиации

$$r_\lambda = \frac{B_\lambda}{B_{0\lambda}}. \tag{54}$$

Часто для характеристики отражательных свойств природных образований используют понятие альбедо. Альбедо определяет (в процентах) отношение потока радиации, отраженного объектами (поверхностью) по всем направлениям, к радиации, пришедшей на эту поверхность. Отличают спектральное альбедо A_λ и альбедо A для широкой спектральной зоны.

Для ортотропной поверхности r_λ и A равны, для других поверхностей они различаются. Согласно экспериментальным исследованиям коэффициент яркости во многом зависит от шероховатости поверхности и ее влажности. Так, r_λ шероховатой поверхности в 2 раза меньше ровной, и в 1,5—2 раза меньше, если поверхность мокрая. Большое влияние на r_λ и A_λ оказывает сочетание растительного покрова и характера грунта (подстилающей поверхности).

Изменение яркости природных образований в пространстве требует необходимости ее измерения. Для измерения спектральных характеристик объектов существуют специальные *методики и приборы.*

Приборы, предназначенные для определения r_λ, должны обеспечивать два измерения: измерение отраженного потока и измерение падающего потока. Интересующие параметры определяют путем сравнения измеренных потоков, отраженных местностью и эталонной поверхностью $r_\lambda = 1{,}0$. Во всех приборах регистрация спектральных потоков осуществляется фотографическим или фотоэлектрическим путем. Фотоэлектрический способ регистрации позволяет получить спектры отражений от многих участков одновременно с точностью 10%, но требует большого объема последующей обработки и охватывает только видимую зону спектра. Фотоэлектрический способ регистрации имеет высокую точность (1%), но не позволяет получить данные по нескольким участкам одновременно и требует относительно сложной привязки информации к местности.

При интерпретации материалов аэрофотосъемки, изучении поверхности Земли и других планет с помощью спектрофотометрических методов необходимо учитывать трансформирующее влияние атмосферы. Для удобства решения данной проблемы вводят понятие передаточной функции: атмосферы — подстилающая поверхность. Передаточная функция позволяет находить соответствующие природные образования по их спектральным яркостям и контрастам. Передаточные функции яркостей фона $П_ф$ и объекта $П_о$ могут быть записаны следующими соотношениями [9]:

$$П_ф = \frac{1}{P_ф T}; \qquad П_о = \frac{1}{P_о T}, \tag{55}$$

где T — прозрачность атмосферы;

$$P_ф = 1 + \frac{j_д^ф}{j_ф^о T}; \qquad P_о = 1 + \frac{j_д^{об}}{j_{об}^о T}, \tag{56}$$

$j_д^{об}$; $j_д^ф$ — соответственно спектральные яркости атмосферной дымки над объектом и фоном.

Одной из важных и сложных задач является определение массива значений передаточной функции и его изменение,

в зависимости от оптических характеристик атмосферы, подстилающей поверхности, условий освещения излучением и др. обстоятельств.

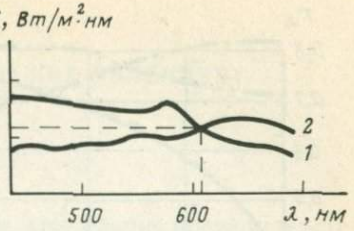


Рис. 34. Значение передаточной функции атмосферы по результатам синхронного спектрофотометрирования с КК и самолета

Геометрические условия освещения обычно характеризуются зенитным расстоянием Z_0 Солнца. Согласно исследованиям яркостные характеристики (коэффициент и альбедо) возрастают с увеличением зенитного расстояния Солнца. Это объясняется повышением доли рассеянной радиации в суммарном потоке. Наименьшее значение эти величины принимают в полуденное время.

Мокрые поверхности уменьшают отражающую способность примерно в 2 раза.

В связи с широким использованием орбитальных потоков космических аппаратов появилась возможность определения передаточных функций путем синхронного измерения яркости природных образований со спутника и самолета, летящего над интересующими ранее выбранными участками местности. В этом случае сопоставление орбитальных данных и самолетных (с низких высот) позволяет найти функции $П_ф$. Такие работы, например, были выполнены советскими учеными при полетах КК «Союз-7» и «Союз-9» [9]. В эксперименте по спектрофотометрическим работам с малых высот использовался самолет ЛИ-2.

Результаты синхронного спектрофотометрирования одного и того же участка с КК «Союз-7» и самолета ЛИ-2 приведены на рис. 34.

Кривые спектральных яркостей показывают влияние атмосферной дымки. Наибольший эффект дымки наблюдается в коротковолновой области спектра (λ=450—470 нм). Кривая *1* получена при наблюдениях из космоса, кривая *2* получена с самолета. Разность в их расположении по оси яркостей объясняется разницей оптических толщин слоя атмосферы под самолетом и под КК.

При увеличении длины волны до λ=600 нм значения спектральных яркостей выравниваются вследствие уменьшения рассеивающей способности атмосферы. Затем при λ=680 нм значения спутниковых данных меньше самолетных вследствие поглощения отраженного излучения толщей атмосферы.

Характер изменения передаточной функции «атмосфера — подстилающая поверхность» определяется изменением яркостей подстилающих поверхностей I_i и атмосферной дымки $I_д$

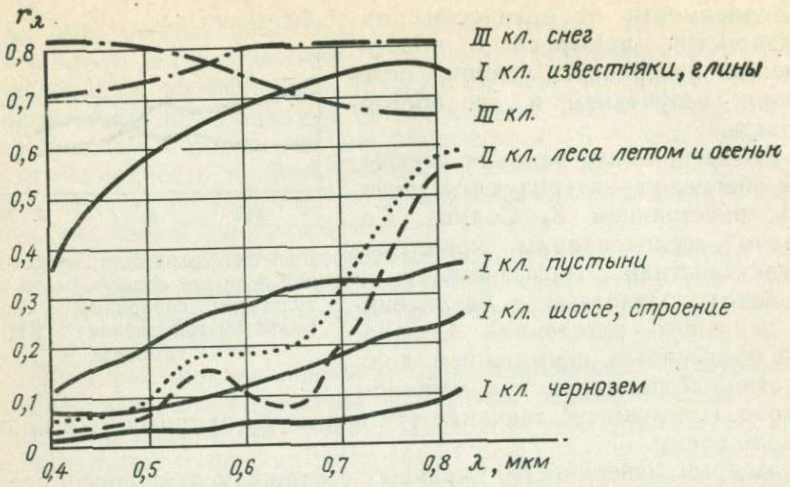


Рис. 35. Зависимость спектрального коэффициента яркости природных образований от длины волны

по мере приближения или удаления от границы раздела двух сред.

Вблизи границы раздела яркость атмосферной дымки над поверхностью с малым альбедо, так же как и яркость самой поверхности, возрастает за счет влияния соседней поверхности с бóльшим альбедо.

По спектрофотометрической классификации природные образования разделены на три класса: I класс — почвенные образования; II класс — растительные образования; III класс — водные и степные поверхности.

Каждый класс образований характеризуется своими спектральными кривыми, приведенными на рис. 35.

При выполнении аэрофотосъемочных работ необходимо учитывать дальность видимости, задымленность и передаточную функцию атмосферы. Спектральные характеристики природных образований определяют выбор технических средств аэрофотосъемки: аэрофотоаппарата, аэропленки, а также организацию летно-съемочных работ — съемка в утренние или дневные часы и т. д.

Глава V

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ ОПТИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЯХ В АТМОСФЕРЕ

§ 35. Миражи

Световые лучи при прохождении в атмосфере претерпевают искривление. Искривление световых лучей (в астрономии это явление называют рефракцией) зависит от плотности атмосферы, с увеличением которой увеличивается и искривление. Этим объясняется известное явление сплюснутости Солнца и Луны около горизонта. При заходе Солнца нижний край его диска кажется в среднем на 35′ выше, чем в действительности, а верхний, который находится дальше от горизонта, смещается на 28—29′. За счет разности в искажении сжатие достигает 6′. Изменение плотности атмосферы является следствием необычного распределения температуры.

В зависимости от количества солнечной радиации и характера подстилающей поверхности слои атмосферы в горизонтальном направлении прогреваются по-разному. Если нижние слои воздуха нагреваются больше, чем верхние, они становятся оптически более разреженными и менее преломляющими, вследствие чего лучи света изгибаются в направлении от Земли. Отдельные объекты, обычно невидимые, становятся видимыми. В тех случаях, когда искривление лучей бывает чрезвычайно сильным, наблюдается одно из самых интересных оптических явлений природы — мираж.

Миражи принадлежат к явлениям аномальной рефракции света, при которых видно кроме предметов и их изображение.

Изображение может располагаться над предметом — верхние миражи, под предметом — нижние миражи.

Явления миража обязаны своим происхождением резкому изменению плотности воздуха в вертикальном положении, в случае верхнего миража должно иметь место резкое падение плотности в направлении вверх.

Явления нижнего миража, как обратные явлениям верхнего миража, очевидно, должны быть обусловлены ростом плотности воздуха вверх.

Пусть (рис. 36) в точке A находится объект, а в O — наблюдатель. Плотность воздуха и показатель преломления в слоях атмосферы уменьшаются с высотой. Луч света, идущий от объекта под некоторым углом к горизонту, попадая в слои с меньшим показателем преломления, удаляется от перпендикуляра, восставленного к поверхности раздела слоев. Траектория луча образует кривую линию, обращенную выпуклостью вверх от Земли, т. е. отрезок дуги AKO. Наблюдатель будет видеть изображение объекта в точке A по направле-

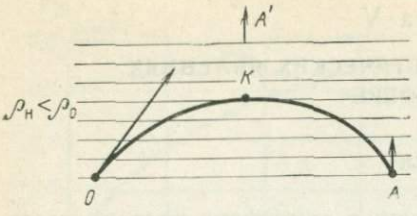


Рис. 36. Искривление луча в слоях атмосферы разной плотности

нию касательной к этой кривой, проведенной в точке *O*.

Таким образом, изображение объекта получается в точке *A'*, расположенной над точкой *A*. По аналогии с верхним миражем не представляется сложным представить себе ход лучей в случае нижнего миража.

Для образования миража необходимы такие условия, как сравнительно большая по размерам плоская поверхность Земли и ее сильное нагревание. Это обычно бывает над районами морей, степей, пустынь, над которыми в большинстве случаев и наблюдаются миражи.

§ 36. Явление гало

Водяные капли и ледяные кристаллы, из которых состоят облака, оказывают значительное воздействие на световые лучи и дают начало целому ряду разнообразных явлений, наблюдаемых вокруг Солнца и Луны.

Явление атмосферы, происходящее вследствие преломления и отражения света в ледяных кристаллах правильной формы, носит название явление «гало» (рис. 37). Под этим явлением подразумевают ряд разнообразных явлений:

гало, представляющее круг, описанный вокруг Солнца радиусом около 22°. Так как угол отклонения красных лучей меньше угла отклонения синих лучей, то видимый круг с внутренней стороны окрашен в красный цвет, а снаружи — в голубоватый;

гало, представляющее круг, описанный радиусом в 46°. Происхождение его то же, что и круга в 22°, и наблюдается также вокруг Солнца (редко Луны). Однако его размеры вдвое больше малого круга, из-за чего он наблюдается частями и лишь изредка вырисовывается целиком;

касательные дуги. Иногда к гало в 22 и 46° примыкают дуги различной длины, обращенные выпуклостью к Солнцу или Луне. Выделяют и другие виды явления гало (паргелии и параселены, световые столбы и т. д.), но они редко наблюдаются и останавливаться на них нет необходимости.

Большое количество различных явлений гало обусловлено разнообразием форм кристаллов и их ориентировкой в пространстве.

Так как явления гало происходят вследствие преломления и отражения света в кристаллах, то важно рассмотреть ход луча в ледяном кристалле. Известно, что луч, вошедший

в призму, может выйти из нее через другую грань в том случае, если угол, образованный этими гранями, не больше 90°. В природе существует целый ряд призм с углами между гранями, не превышающими 90°, благодаря чему получается отмеченное разнообразие явлений гало.

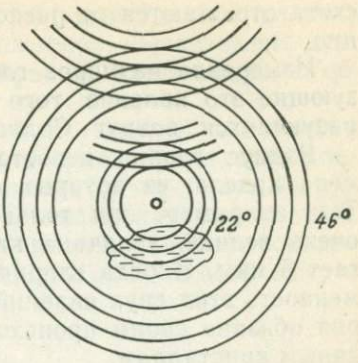


Рис. 37. Схема образования явления «гало»

Материалом для оптических призм является лед. В образовании явлений гало имеет значение не только форма кристаллов, но и их ориентация в атмосфере. Опытным путем установлено, что при падении призмы устанавливаются так, что их поверхности, имеющие наибольшую протяженность, ориентируются горизонтально, т. е. испытывают максимальное сопротивление воздуха.

В некоторых облачных образованиях, хотя они состоят из ледяных частиц, не возникает явление гало. Это объясняется тем, что эти частицы имеют форму звездообразных снежинок, шариков, а зачастую вообще обладают неправильной формой и не могут вызывать преломления света. Рассмотренные выше правильные призмы, способствующие появлению гало, представляют исключение. И если таковые образуются, то они быстро деформируются под влиянием внешних факторов, чем объясняется довольно-таки редкое и непродолжительное по времени явление гало.

§ 37. Глория

Иногда вокруг тени, падающей на поверхность, состоящую из водяных капель, наблюдается сияние яркой окраски в виде кругов. Это явление называется глорией. Наиболее часто глорию можно видеть вокруг тени самолета на облаках. Цветные круги внезапно сжимаются и потом снова расширяются. Это зависит от величины капель в облаке.

Объяснение причин возникновения глории долгое время отсутствовало, да и сейчас изучено недостаточно точно. Считали, что облако водяных капель каким-то образом рассеивает свет Солнца в том направлении, откуда он падает, и эти лучи дифрагируют на других каплях воды. Голландский ученый Ван де Хюлст разработал теорию возникновения явлений глории, в которой показал, что глория возникает непосредственно при рассеивании света назад. При прохождении света через верхний слой облаков наблюдается дифракционное явление, лучи

света отражаются от расположенных в нижних слоях ледяных игл.

Измерение размеров глорий показало, что элементы, образующие это явление, того же порядка, что и для венцов, образующихся вокруг Солнца или Луны.

Радиус глории непостоянный и зависит от разного размера капель, из которых состоит подстилающая поверхность. Так, например, при только что поднявшемся тумане глория очень велика, величина капель тумана в этот момент достигает 6 мкм. Иногда глория окружена белой радугой. Одновременность этих двух явлений лишний раз подтверждает, что глория обязана своим происхождением водяным каплям, а не ледяным кристаллам.

Наблюдениями отмечено, что капли в облаке, в котором возникает глория, переохлаждены, и их температура на несколько градусов ниже точки замерзания воды.

На аэрофотоснимках бывают отчетливо видны «пятна» глории. В аэрофотосъемочных партиях перед вылетом производят расчет возможного возникновения брака из-за этого явления. При этом учитывают высоту полета, съемочное время, фокусное расстояние и формат кадра.

§ 38. Серебристые облака

Серебристые облака образуются в атмосфере на высоте 75—95 км и наблюдаются при нормальных атмосферных условиях, но лучше всего при оптических возмущениях. Условиями, удобными для их наблюдения, являются сумерки, когда высота Солнца достигает $6 \div 16°$. Солнечный свет, рассеянный в мезосфере, дает возможность обнаружить облака, имеющие жемчужно-серебристый или бело-голубой цвет.

В северном полушарии серебристые облака наблюдаются летом на широтах от 50 до 70°, в южном полушарии — между 40 и 60° южной широты. Согласно статистическим данным, 50% случаев наблюдения серебристых облаков зафиксировано в июле и 94% в период с июня по август. Горизонтальная протяженность облачных полей составляет 100—500 км, толщина облачных полей составляет 1—3 км, скорость движения около 40—60 км/с. Преобладающее направление движения с востока на запад. Существует несколько теорий образования серебристых облаков:

1) облака формируются в области минимальной температуры и имеют конденсационное или ледяное происхождение;

2) облака состоят из твердых частиц космической пыли и метеорных продуктов;

3) облака представляют скопление ледяных частиц, образовавшихся в результате сублимации водяного пара на твердых частицах, поступающих из атмосферы. Однако анализ ре-

зультатов захвата частиц из слоя облаков показал наличие железа и никеля внеземного происхождения. Эксперимент дает основание предполагать комплекс причин, приводящих к образованию серебристых облаков.

При полете КК были проведены эксперименты по изучению и фотосъемке серебристых облаков. Космонавтами опубликованы результаты визуальных наблюдений за серебристыми облаками. Явление это представляет большой научный интерес. Серебристые облака не влияют на проведение аэрофотосъемочных работ, так как они расположены на большой высоте.

Глава VI

ВОЗДУШНЫЕ МАССЫ

§ 39. Классификация воздушных масс

Анализ атмосферных процессов с помощью синоптических карт дал возможность метеорологам установить, что тропосфера расчленена на ряд крупных масс воздуха. При этом каждая из этих масс по своим физическим свойствам относительно однородна в горизонтальном направлении, соизмерима по площади с большими частями материков и океанов и перемещается в общей циркуляции атмосферы. Такие количества воздуха принято называть воздушными массами. Основным метеорологическим элементом, характеризующим различные воздушные массы, является температура воздуха. Ее горизонтальный градиент, как правило, не превышает 1° на 100 км. Кроме температуры, каждая воздушная масса имеет свою влажность, облачность, характер осадков, а также ряд других явлений и свойств.

Общность свойств воздушной массы объясняется условиями ее формирования, которое обычно происходит над сравнительно однородными подстилающими поверхностями материков или океанов. Воздушные массы разделяются по месту формирования:

арктические, формирование которых происходит за Полярным кругом;

полярные (умеренные) — в умеренных широтах;

тропические — формирование происходит в тропических и субтропических областях;

экваториальные — воздух экваториальной зоны, переходящий из одного полушария в другое.

Среди воздушных масс выделяют морские и континентальные. Даже при небольших движениях воздуха (12 м/с) частицы воздуха перемещаются за сутки более чем на 1000 км, вследствие чего воздушные массы трансформируются, и

поэтому применение только географической классификации или какой-то другой не может ни заменить, ни исключить детальный анализ физических свойств воздушной массы в каждом случае синоптической практики.

Наиболее общее деление воздушных масс на теплые и холодные. Теплые массы выхолаживаются из-за более холодной подстилающей поверхности. Но судить о температуре нельзя только по одному, наиболее близко расположенному слою. Для атмосферных процессов наибольшее значение имеют те воздушные массы тропосферы, вертикальная мощность которых наиболее велика. Последовательная смена теплых и холодных воздушных масс вызывает непериодические изменения температуры в данном районе. Но помимо температуры для условий формирования важны и другие элементы — выпадение осадков, облачность.

Устойчивость воздушных масс оценивают не только по величине температурного градиента внутри данной воздушной массы, но и по типу погоды.

Устойчивые воздушные массы — это массы, конвенция которых либо не развивается, либо слаба, а облака кучевых форм не образуются. При очень большой сухости воздуха облака вообще отсутствуют. Как правило, устойчивая воздушная масса является одновременно и теплой воздушной массой. Но и холодная масса (зимой) может быть устойчивой.

Типичным примером такой массы является сплошная слоистая облачность, иногда мороз и адвективные туманы.

Неустойчивой воздушной массой называют ту, в которой вертикальный градиент температуры в нижнем слое больше, чем в верхнем. Конвективные движения велики. Образуются облака кучевых форм. При большой сухости достигаются сильные конвективные движения, которые могут происходить и при отсутствии облаков.

Чем больше влажность и чем неустойчивее воздушная масса, тем более мощные облака образуются в ней.

Наибольшее проявление неустойчивости — это ливневые осадки, грозы. Как правило, неустойчивая масса холодная.

Однако летом и теплая воздушная масса может быть неустойчивой. Это наблюдается, когда, например, холодный морской воздух северной части Атлантического океана поступает на материк Европы. В результате создается типичная неустойчивая масса. Ее неустойчивость наибольшая днем. Суточный ход температуры и других метеорологических элементов в неустойчивой массе особенно велик. Ночью, как правило, ветер стихает, и слой воздуха, прилегающий к земле, устойчивый.

Таким образом, устойчивые и неустойчивые воздушные массы в типичных случаях характеризуются различными системами облаков, типами осадков и существенно отличаются по своему типу погоды.

§ 40. Атмосферные фронты

Воздушные массы, обладающие различными физическими характеристиками, образуют между собой переходный слой шириной от 2—5 км до 300 км, называемый атмосферным фронтом (рис. 38).

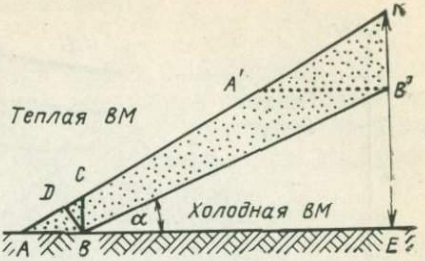


Рис. 38. Геометрические характеристики атмосферного фронта

Фронт характеризуется параметрами:

AB, $A'B'$ — ширина фронта на разных уровнях (высотах), которая вблизи земли наименьшая, а в вертикальных слоях достигает значительных размеров; BD — толщина слоя; EK — высота фронта, достигающая иногда 10 км; AE — горизонтальная проекция фронта, составляющая 100—1000 км.

Атмосферный фронт характеризуется резким изменением метеорологических условий (элементов) при переходе из одной воздушной массы в другую и имеет вид узкого воздушного клина, имеющего наклон $\alpha = 10' \div 1°$. Пересечение этого воздушного слоя с поверхностью Земли обычно рассматривают как геометрическую линию — линию фронта, которая на синоптических картах изображается одной извилистой линией.

Атмосферные фронты классифицируются с разных точек зрения. В каждое название фронта вкладывается определенный физический смысл.

По характеру движения различают стационарные, теплые и холодные фронты. По признаку разделяемых воздушных масс: главные и вторичные. По признаку вертикального развития: низкие, высокие и верхние. По «происхождению» (месту формирования): арктические, полярные и тропические. Иногда различают простые и сложные фронты.

§ 41. Теплые фронты

Если при движении фронта в горизонтальном направлении холодный воздух уступает место теплому, который вытесняет его, то такой фронт называется теплым.

В разрезе теплый фронт показан на рис. 39.

Над всей поверхностью теплого фронта теплый воздух поднимается вверх и охлаждается. Водяной пар достигает насыщения, конденсируется, образуя мощную облачную систему из слоисто-дождевых и других форм облаков, имеющих клиновидную форму.

Впереди приближающегося фронта наблюдаются тонкие перистые облака, находящиеся за 800—700 км от линии фронта.

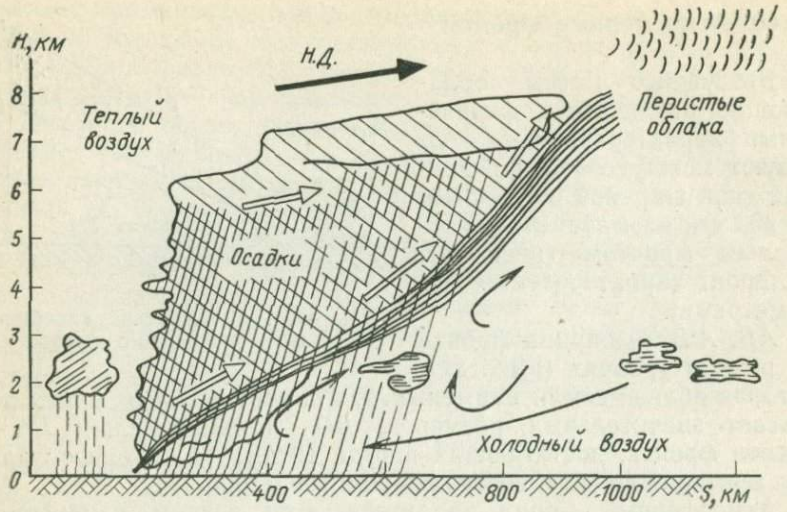


Рис. 39. Теплый фронт

Перистые облака сменяются перисто-слоистыми толщиной до 3 км. В этих облаках обычно наблюдается явление гало.

Первые осадки при приближении теплого фронта выпадают с высот 3—5 км, таким образом, перед линией фронта образуется обширная зона облачных облаков, ширина которой достигает до 400 км. Скорость перемещения теплого фронта достигает 20—40 км/ч, а продолжительность выпадения осадков составляет от 12 до 24 ч.

Очень часто в случае образования кучево-дождевых облаков происходит выпадение ливневых осадков с грозой, градом. В летнее время в области облаков образуется зона в 100—200 км тумана. С появлением перистых облаков начинается медленное падение давления, достигающее максимума в момент прохождения фронта (до 10—12 мм за 3 часа). Одной из причин падения давления является постепенное уменьшение столба холодного воздуха и увеличение более легкого теплого воздуха. Температура постепенно повышается. По мере падения давления ветер постепенно усиливается, принимая часто порывистый характер.

Как видно, теплый фронт характеризуется большими осадками и общим повышением температуры воздуха. Эти два фактора, наличие большого количества влаги на поверхности земли и повышение температуры приводят к интенсивному испарению в зафронтальной зоне. Происходит процесс образования кучевых облаков и отдельных кучево-дождевых, из которых выпадают незначительные осадки местного характера.

§ 42. Холодные фронты

Холодным фронтом называется фронт, движущийся в сторону теплого воздуха, т. е. теплая воздушная масса вытесняется *холодной массой воздуха*. Обычно прохождение этого фронта вызывает похолодание. Падение температуры достигает нередко 10° за 1—3 часа.

Разрез холодного фронта представлен на рис. 40.

Холодный фронт отличается от теплого большей крутизной фронтальной поверхности, имеющей в нижней части вид вала.

Принято различать два рода холодного фронта: первый (I) и второй (II). К холодному фронту первого рода относится медленно движущийся фронт. Облачная система холодного фронта расположена позади линии фронта, а ее структура обратна (примерно) структуре облачности теплого фронта. Ширина зоны осадков составляет 100—200 км, сопровождающихся грозами и сильными ливнями. После прохождения фронта давление растет.

Холодный фронт второго рода отличается от рассмотренного выше тем, что восходящее движение теплого воздуха наблюдается в узком пространстве у передней части фронта. Над остальной частью поверхности теплый воздух опускается вниз (рис. 41).

Ливневые осадки холодного фронта второго рода непродолжительны (не более часа), а скорость перемещения фронта значительная. Происхождением этого фронта, особенно в теплое время года, вызваны грозы и шквалы. Облачность характеризуется большой вертикальной мощностью. Для авиации холодные

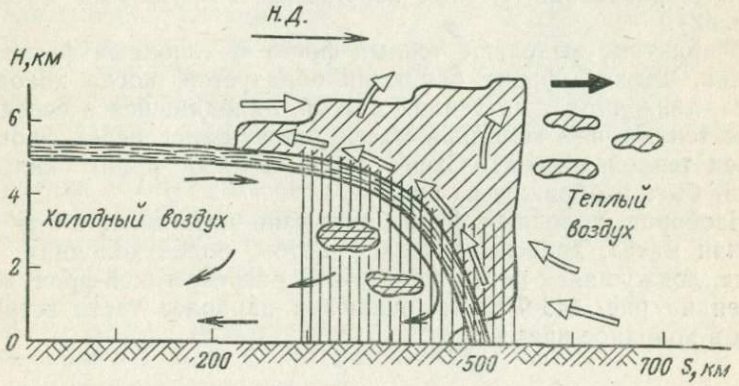


Рис. 40. Холодный фронт I рода

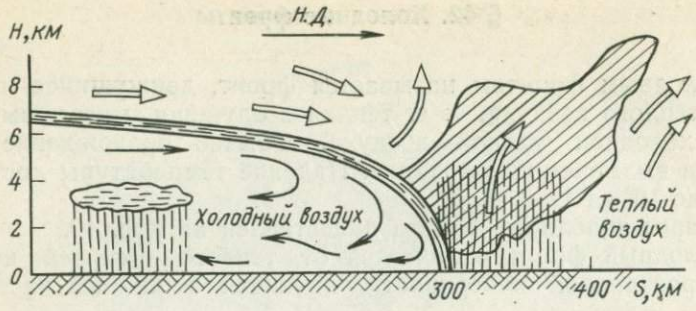


Рис. 41. Холодный фронт II рода

фронты второго рода представляют большую опасность из-за большой вертикальной мощности, гроз, шквалов, ледяных ядер, обледенения самолета.

§ 43. Фронты окклюзии

В атмосфере часто наблюдаются комплексные фронты, представляющие собой сочетание холодного и теплого фронтов, называемые фронтами окклюзии. Классическим примером образования фронта окклюзии является ситуация, когда воздушная масса, перемещаясь в каком-нибудь направлении, заключена между двумя более холодными массами. По ходу движения впереди эта масса будет ограничена теплым фронтом, а с противоположной стороны холодным фронтом. Холодный фронт, двигаясь быстрее, сольется с массами теплого фронта и возникнет фронт окклюзии. Теплый воздух от поверхности земли будет вытеснен вверх и расположится над холодными воздушными массами (рис. 42).

В практике выделяют теплый фронт и холодный фронт окклюзии. Теплый фронт окклюзии образуется, когда холодная масса, движущаяся за теплой массой, находящейся в середине, более теплая, чем холодная масса, движущаяся перед фронтом (перед теплой массой). Схематически теплый фронт окклюзии может быть изображен на рис. 43.

Наоборот, холодный фронт окклюзии возникает, когда воздушная масса, движущаяся за фронтом, более холодная, чем масса, движущаяся перед фронтом. В разрезе такой фронт изображен на рис. 44. Фронты окклюзии наиболее часто встречаются в холодное время года.

§ 44. Барические системы

На формирование погоды над большими территориями значительное влияние оказывает образование и развитие барических систем, к которым относят циклоны, антициклоны, ложбины, седловины.

Образование названных барических систем связано с большими констрастами температур воздуха, атмосферными фронтами и сопровождается волнообразованием на фронте. Волнообразование возникает тогда, когда два соседних участка фронта начинают перемещаться в противоположных направлениях и на фронте образуется волна (рис. 45).

В результате волнообразования в ложбине волны образуется теплый сектор и зона пониженного давления, на гребне волны сосредоточивается холодный воздух, в котором давление повышено. Область пониженного давления представляет собой циклон, а повышенного давления представляет собой антициклон.

В своем развитии циклон проходит три стадии: стадию волны, стадию холодного циклона и стадию окклюдированного циклона.

Стадия волны — это начало образования циклона при устойчивых фронтах — теплом и холодном в тыльной части волны.

В случае неустойчивой фронтальной волны, когда теплый фронт все более смещается в сторону холодной массы воздуха, а холодный —

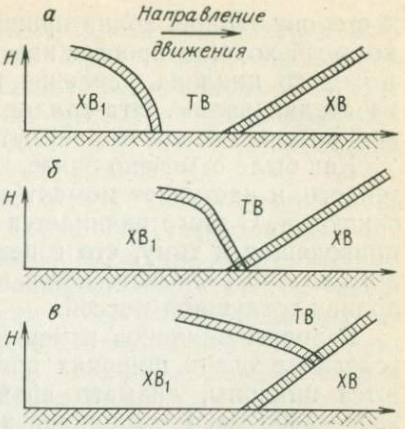


Рис. 42. Образование фронта окклюзии

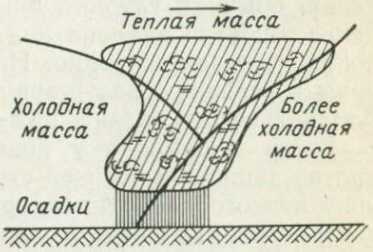


Рис. 43. Теплый фронт окклюзии

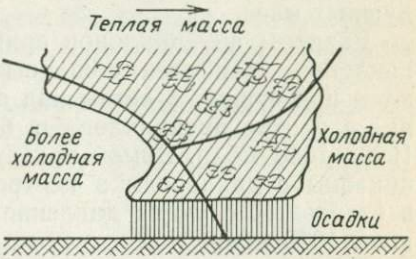


Рис. 44. Холодный фронт окклюзии

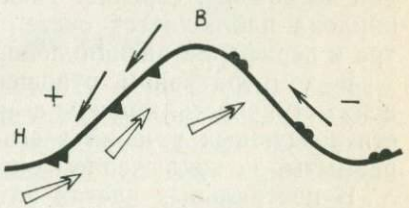


Рис. 45. Образование волны атмосферного фронта

в сторону теплой, волна принимает характер молодого циклона, который хорошо прослеживается на высоте до 5 км. В центре молодого циклона давление на 15—20 мбар ниже, чем было на стадии волны. Эта стадия циклона является кратковременной и обычно не превышает суток.

Как было отмечено ранее, холодный фронт движения быстрее теплого, и наступает момент их слияния, т. е. образуется фронт окклюзии. С этого начинается стадия окклюдирования циклона, приводящая к тому, что в центре циклона не оказывается теплого воздуха. Он вытеснен в верхние слои атмосферы более холодной воздушной массой.

Размеры циклонов изменяются в зависимости от различных условий в очень широких пределах. В ряде случаев встречаются циклоны, диаметр крайней изобары которых достигает 2500—3000 км. Если циклон имеет одну замкнутую изобару, диаметр ее чаще всего составляет 200—300 км. Давление в центре циклона (глубина циклона) также изменяется в широких пределах, обычная глубина циклона — от 1010 до 970 мбар. Давление в центре циклона ниже 970 мбар во внетропических циклонах встречается редко. Наиболее обширные и глубокие циклоны в северном полушарии встречаются над северной частью Атлантического океана, над севером Тихого океана.

Ветер в циклоне у поверхности земли дует в направлении против движения часовой стрелки, отклоняясь от изобары в сторону низкого давления в среднем на 30—40 мбар. В самом центре циклона ветер слабый, нередко здесь наблюдается **штиль. Характер облачности** и осадков в циклоне определяется характером располагающихся в нем фронтов и состоянием воздушных масс.

Размеры антициклонов примерно такие же, как и размеры циклонов. Наиболее обширные антициклоны зимой наблюдаются над сушей, а летом над океаническими районами. Давление в центре антициклона в большинстве случаев составляет 1020—1030 мбар. Зимой над сушей нередко встречаются антициклоны с давлением в центре около 1040—1050 мбар. Лишь в отдельных случаях давление в центре антициклонов превышает 1070 мбар.

Ветер в антициклоне у земной поверхности дует в направлении по часовой стрелке. Таким образом, в нижней части антициклона наблюдается система течений, расходящихся от центра к периферии антициклонов.

В температурном отношении в антициклоне наблюдается асимметричность. Фронты в антициклоне вследствие расходимости воздушных течений в его области в большинстве случаев размыты, за исключением окраинных частей антициклона.

В центральных частях антициклона преобладает безоблачная или малооблачная погода. Сложные метеорологические условия полетов могут наблюдаться главным образом за счет ра-

диационных туманов зимой и осенью, преимущественно в ночные и ранние утренние часы, а также при возникновении тонкой слоистой облачности приподнятых туманов. В теплое время года радиационные туманы непродолжительны и, как правило, не наблюдаются днем, тогда как зимой они иногда бывают в антициклонах и в дневное время.

Ложбиной называется узкая вытянутая полоса пониженного давления, расположенная между двумя областями повышенного давления. В ложбине наблюдается перемещение воздушных течений к ее оси, что способствует появлению контрастов температуры и влажности. В связи с этим у оси ложбины возникают восходящие движения воздуха и создаются условия, благоприятные для образования облачности. Обычно с ложбиной связана линия фронта, совпадающая с его осью.

Погода в области ложбины, как правило, облачная, по своему характеру совпадающая с погодой фронтальной зоны.

В летнее время даже при отсутствии выраженного фронта наблюдается грозовая деятельность, начинающая свое развитие у оси ложбины.

К барическим системам относится барическая седловина, которая представляет собой область, заключенную между двумя областями повышенного и двумя областями пониженного давления, расположенными крест-накрест, т. е. барическая седловина, изображенная изобарами, подобна седловине рельефа местности, изображенного горизонталями.

Ветры в области седловины слабые, часто наблюдаются туманы. В летнее время за счет нагревания подстилающей поверхности и отсутствия инверсии при достаточном влагосодержании воздушной массы развивается кучево-дождевая облачность.

В области седловины располагаются малоподвижные фронты с мощной по вертикали облачностью.

Условия полета в ложбине и седловине связаны с преодолением облачности различной мощности, опасностью попасть в грозу. Естественно, выполнение аэрофотосъемочного полета практически невозможно.

Глава VII

МЕТОДЫ ИЗУЧЕНИЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ ОБСТАНОВКИ

§ 45. Синоптические карты

Наиболее удобным методом изучения атмосферных процессов является нанесение результатов одновременных наблюдений, выполненных сетью метеорологических станций, на географические карты. Такая карта называется синоптической картой. Различают четыре вида синоптических карт: основные, кольцевые карты, барической топографии и вспомогательные карты. В авиации в основном используют кольцевые карты, они

охватывают территорию порядка 1000×1000 км и составляются через каждые 2 ч. Масштаб синоптической карты выбирается с таким расчетом, чтобы данные соседних станций, наносимые на карту, не сливались, но в то же время промежутки между ними были бы небольшими. Обычно для основных карт применяют масштаб 1 : 10 000 000, для кольцевых 1 : 5 000 000.

На бланках синоптических карт показывают распределение суши и моря, крупные реки, важнейшие города, метеостанции. Станции показываются кружком диаметром 1,5—2 мм с собственным номером. Станции, лежащие выше 500 м над уровнем моря, показываются квадратиками.

Весь земной шар разделен на ряд районов, которые имеют свой номер. Границами большого района служат определенные меридианы и параллели, а также государственные границы. Малые страны объединяются в один район.

Все метеостанции ведут наблюдения в единые сроки. Для СССР основными сроками являются 3, 9, 15, 21 ч. Кроме этого, для нужд народного хозяйства наблюдения выполняются и чаще, согласно индивидуальным требованиям данной отрасли.

Результаты метеонаблюдений сообщаются в синоптические центры в виде телеграмм, закодированных по коду КН-01. Метеорологические телеграммы имеют цифровой вид, состоящий из нескольких пятизначных групп. При составлении карты погоды каждая телеграмма раскодируется и ее содержание наносится тушью на карту цифрами и условными символами, располагаемыми вокруг данной станции на строго определенных местах.

Все цифры пишутся с запада на восток параллельно географическим параллелям. Нанесение данных необходимо выполнять максимально точно, четко и аккуратно, чтобы синоптик мог легко и быстро прочитать обширную информацию о погоде.

При нанесении метеорологических элементов на карту соблюдают следующие правила (рис. 46). Общее количество облаков N наносится в кружке станции. В соответствии с количеством баллов определения часть кружка зачеркивается. Направление ветра dd показывается стрелкой, направленной к кружку станции от той части горизонта, откуда ветер дует. Скорость ветра $f_m f_m$ обозначается оперением на конце стрелки, указывающей направление ветра. Количество перьев, их форму выбирают из синоптического кода согласно принятой символике. При штиле на карту ничего не наносится.

$T_e T_e$	$C_н$	
TT	$C_м$	PPP
WW	(N)	ppa
VV	$C_L N_h$	W
$T_d T_d$	$h_s^n h_s$	RR

Рис. 46. Схема нанесения метеорологической обстановки на синоптическую карту

Горизонтальную видимость VV наносят цифрами в километрах согласно таблице раскодировки vv.

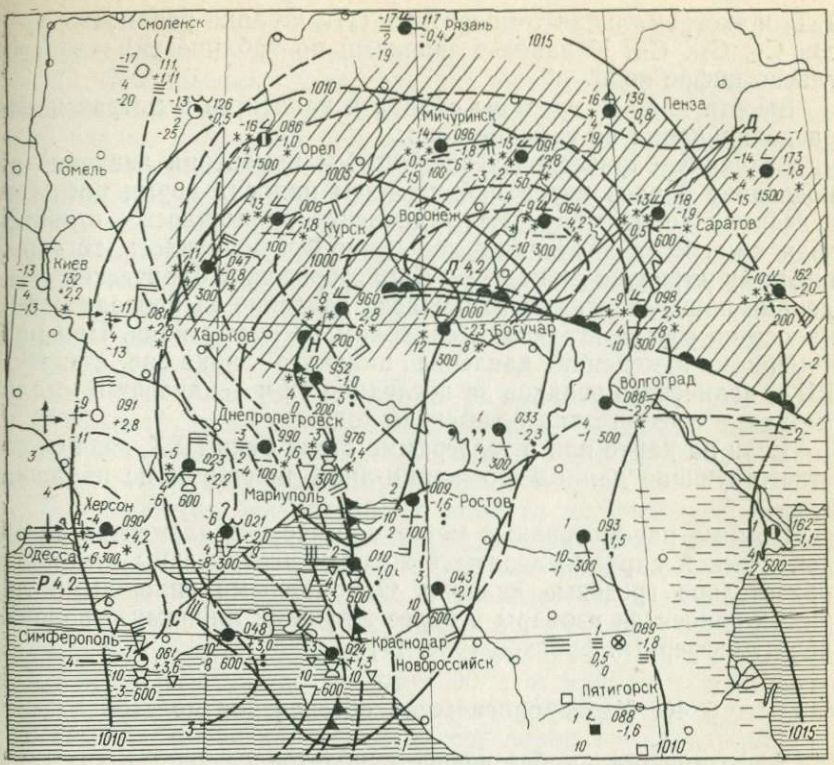


Рис. 47. Синоптическая карта

Явления погоды в срок наблюдений ww и между сроками W наносят из 100 значков кода. Исключение составляют случаи, когда в телеграмме стоят цифры 00, 01, 02, 03, указывающие на характер состояния неба. В этом случае ww изображается в виде черточки у кружка станции в соответствии с кодом.

Атмосферное давление PPP наносится тремя последними цифрами с десятыми долями миллибара, стоящими в телеграмме. Так, например, если цифры 016 — это означает, что давление равно 1001,6 мбар, если цифры 889, — соответственно равно 988,9 мбар.

Температура воздуха TT наносится красным цветом в целых градусах. При отрицательной температуре ставится знак «—». Здесь следует отметить, что минусовые температуры в телеграмме шифруются цифрами больше 50; 50 принимается за нуль. Таким образом, если в телеграмме стоит цифра 58, это значит температура —8°. Эта цифра и пишется на карте. Плюсовые температуры даются в телеграмме цифрами от 1 до 49, т. е. цифра 2=2°, 49=49°. Точно так же наносятся точка росы

T_dT_d и экстремальная температура T_eT_e. Облака различных ярусов C_L, C_M, C_H, N наносят значками по таблице символов согласно цифре кода.

Высота нижней границы облака h наносится в метрах после раскодирования по таблице кода.

Величину барической тенденции PP изменения давления за последние 3 часа перед наблюдением наносят двумя цифрами в десятых долях мбар. Если давление повысилось — ставится знак «+». Если давление в последние 3 ч понизилось, то перед цифрами ставится знак «—». Характеристика барической тенденции показывает, как изменялось давление за последние 3 ч, наносится соответствующим символом по цифре кода. При равномерном изменении давления никакого знака не ставится. RR — количество осадков за последние 12 ч — наносят в миллиметрах, в соответствии с таблицей кода.

Если на карте или в телеграмме стоят буквы XX, значит, соответствующие данные по каким-либо причинам не наблюдались.

Помимо рассмотренных метеорологических элементов на синоптической карте выделяются желтым цветом зоны туманов и обязательно грозовые явления. Одномерными сплошными линиями наносятся изобары и более жирными линиями — положение атмосферных фронтов (рис. 47).

§ 46. Метеорологическое обеспечение полетов

Эффективность и безопасность полетов самолетов гражданской авиации (ГА) во многом зависит от умения летного состава и работников службы движения правильно учитывать метеорологическую обстановку, а также от качества самого метеорологического обеспечения.

Метеорологическое обслуживание ГА организует Главное управление гидрометеорологической службы при Совмине СССР (ГУГМС). Метеорологические подразделения, осуществляющие непосредственное обеспечение авиации в портах ГА, делятся на следующие типы: Московский главный авиаметеорологический центр, зональные авиаметеорологические центры (АМЦ), авиаметеорологические станции I, II, III и IV разрядов и авиационные метеорологические посты. Их основные задачи состоят в следующем:

осуществлять непосредственное метеорологическое обеспечение полетов, летательных аппаратов;

изучение и обобщение авиационно-климатических условий в районах полетов;

внедрение в практику наиболее надежных способов прогнозирования погоды;

контроль за работой метеорологических приборов, используемых в ГА, и организация их ремонта;

проведение занятий по авиационной метеорологии с руководящим летным и диспетчерским составом.

Из перечисленных задач главной является обеспечение безопасности полетов в метеорологическом отношении. Для решения этой задачи подразделения метеослужбы обеспечивают летные отряды ГА метеорологической информацией. К метеорологической информации относят все виды сведений о текущем и ожидаемом состоянии метеорологических элементов и явлений погоды. Основу метеоинформации составляют наблюдения и инструментальные измерения. Источниками информации являются наземная союзная и ведомственная метеосеть; сеть международного обмена; сеть автоматических станций; средства разведки погоды.

Для того чтобы подразделения ГА всегда располагали метеоинформацией, станции ГУГМС, регулярно проводят аэрологические и метеорологические наблюдения, порядок которых определяется «Наставлением по метеообеспечению ГА».

В аэропортах ведутся наблюдения за количеством, формой и высотой облаков, метеоявлениями, видимостью, направлением и скоростью ветра у земли и на высотах полета ЛА, атмосферным давлением, температурой и влажностью воздуха, закрытием облачности искусственных препятствий, находящихся вблизи аэродрома. Наблюдения производятся вблизи рабочих стартов, на расстоянии не более 300 м от начала взлетно-посадочной полосы, т. е. место наблюдений выбирается с расчетом, чтобы наблюдения отражали метеоусловия на аэродроме.

Метеорологические наблюдения в период полетов производятся через 30 мин, в остальное время через 1 ч. Кроме этих наблюдений метеонаблюдения производятся в любое время по требованию диспетчера.

На основе метеорологической информации ведут работу по составлению прогноза погоды. Эта работа является одним из наиболее важных видов деятельности подразделений ГУГМС.

Прогноз погоды — это научное ее предвидение, основанное на анализе атмосферных процессов, исходя из известных науке закономерностей их развития. Его разработка основывается на глубоком и всестороннем анализе синоптических материалов.

Авиационные прогнозы погоды в зависимости от их назначения делятся на несколько видов: прогноз по аэродрому; прогноз по району аэродрома; прогноз по местным воздушным линиям; прогноз по району полета (по площади).

Текст авиационного прогноза должен быть лаконичным, ясным, не допускать двойственного толкования. Оправдываемость прогноза оценивается сопоставлением ожидаемого состояния погоды с ее фактическим состоянием на соответствующем пункте, в районе или трассе. Неоправдавшиеся прогнозы, а также наиболее удачные, которые составлялись при сложной метеообстановке и поучительны для личного состава, тщательно разбира-

ются. Ко всей метеорологической информации ГА предъявляются соответствующие требования, которые состоят:

в своевременном обеспечении каждого летного и диспетчерского состава метеоинформацией в установленные сроки, согласно заявкам;

в полноте метеообеспечения, которая заключается в представлении информации о фактическом и ожидаемом состоянии погоды, по содержанию и объему удовлетворяющей требованиям, предъявляемым к ней.

Основными положениями по обеспечению ГА органами гидрометеослужбы являются непрерывность, оперативность, эффективность, надежность. Для реализации названных положений или принципов установлен соответствующий порядок обеспечения полетов информацией.

Выдача метеорологической информации экипажам самолетов осуществляется согласно планам или дополнительным заявкам, подаваемым в АМЦ диспетчером аэродрома в письменном виде. Непосредственно от командиров кораблей прием заявок на метеообслуживание запрещается. План полетов и заявки являются теми документами, с учетом которых метеоподразделение аэропорта строит свою дежурную работу.

В период предполетной подготовки дежурный синоптик дает экипажу самолета устную консультацию с использованием приземных синоптических карт и прогнозических авиационных карт погоды. Перед вылетом каждый экипаж обеспечивается: а) данными о фактической погоде; б) прогнозами погоды; в) предупреждениями об опасных явлениях погоды в районе полета; г) метеорологической консультацией.

Экипажу дается характеристика барической системы, фронтальных разделов, определяющих погоду. Особое внимание уделяется синоптическим процессам, при которых возможно уменьшение нижней границы облаков, ухудшение видимости, возникновение гроз, усиление ветра и другие явления.

При выполнении специального полета, длительность которого превышает 6 ч, например аэрофотосъемочного, составляются шестичасовые прогнозы погоды по району полета, а если это необходимо, то и на весь период полета. Перечень и границы территорий, по которым должны составляться прогнозы, определяются местоположением объектов и участков местности, подлежащих фотографированию, и согласуются начальником аэрофотосъемочной партии с командиром авиационного подразделения и руководителем метеорологической станции порта (аэродрома) базирования. В случае когда полет проходит по установленному маршруту (обычно это является долет к участку и возвращение), метеообслуживание осуществляется аналогично обеспечению на обычных линиях ГА.

В начальный период выполнения съемочных работ руководитель аэрофотосъемочного подразделения знакомит синоптиков

с особенностями аэрофотосъемочного полета, а при необходимости проводит занятия.

Перед вылетом аэрофотосъемочных самолетов для выполнения задания начальник партии совместно с командирами самолетов и синоптиками детально изучает метеорологическую обстановку на объекте фотографирования, вдоль трассы долета к нему. В особо затруднительных случаях состояние погоды уточняется по радио у экипажей самолетов, пролетающих в районах съемки или вблизи их.

По решению начальника аэрофотосъемочной партии один из самолетов может быть отправлен на разведку погоды. Сведения о его полете и результатах наблюдений передаются диспетчеру порта по радио. Окончательное решение о вылете остальных экипажей на объект работы принимается начальником партии.

Аэрофотосъемка выполняется при условии, когда кучевая облачность не превышает 2 баллов.

В случае если облачность закрывает значительную часть участка, подлежащего съемке, самолеты или возвращаются на базу, или выполняют аэрофотосъемку соседних открытых участков местности. Это решение принимает командир экипажа при согласии начальника партии. Аэрофотоснимки, полученные с тенями от облаков, превышающими требования инструкции, считают браком, и вторично производят аэрофотосъемку этих участков.

Поэтому метеорологическая обстановка в аэрофотосъемочных партиях анализируется особенно тщательно, так как перезалеты не позволяют достичь незапланированной эффективности работ и в значительной степени ухудшают качество и точность последующих фотограмметрических работ.

§ 47. Использование космических летательных аппаратов в метеорологии

Развитие науки и техники способствовало созданию метеорологических космических систем, предназначенных для сбора информации, необходимой для оценки параметров атмосферы в определенные периоды. Эта информация находит широкое применение в метеорологии.

Основными видами информации, поступающей с метеорологических спутников, являются:

космические снимки подстилающей поверхности Земли и облачного покрова;

радиационные данные излучения системы Земля — атмосфера;

спектрометрические измерения и измерение теплового излучения Земли.

В настоящее время для сбора и распространения метеорологической информации с космических аппаратов используют две системы — централизованную и автономную.

Централизованная система обеспечивает получение моментальных фотоснимков определенной территории поверхности Земли. После поступления полученной информации на Землю она проходит централизованную обработку.

Автономная система отличается от централизованной тем, что не имеет на борту специальных запоминающих устройств, а полученное изображение мгновенно передает в автономные пункты приема информации, которое затем поступает в центральный пункт и обрабатывается совместно с другими.

Информация с метеорологических спутников в глобальном масштабе крайне важна для анализа атмосферных процессов, на основе которых прогнозируется состояние погоды. Источником метеорологической информации из космоса являются вариации интенсивности электромагнитных волн, отраженных или излучаемых системой Земля—атмосфера в различных диапазонах спектра. В спутниковой метеорологии принято информацию разделять на две группы.

В первую группу относят изображение облачности и подстилающей поверхности, полученное в видимом диапазоне спектра, телевизионные и инфракрасные снимки дневной и ночной стороны планеты.

Во вторую группу относят измерения абсолютной величины излучений системы Земля — атмосфера. Эта информация собирается с помощью измерительной актинометрической, радиационной и спектрометрической аппаратуры.

Телевизионные системы метеоспутников работают или в режиме накопления информации на борту в запоминающем устройстве, или в режиме, когда вся информация передается непосредственно в реальном масштабе времени на автономные пункты приема. Параметры аппаратуры определяются, исходя из необходимости получения по снимкам сведений о форме облаков, их количестве на площадях, соизмеримых с размером циклонов, антициклонов, атмосферных фронтов и т. д.

Актинометрическая аппаратура на борту ИСЗ представляется многоканальными радиометрами, узкоугольными и широкоугольными. Спектральные каналы измерений не остаются постоянными и изменяются от серии к серии спутника в зависимости от решаемых задач. При выборе спектральных интервалов для работы аппаратуры учитывается, что на область 0,3—3,0 мкм приходится основная часть потока отраженной солнечной радиации. Поэтому данные, полученные в этом диапазоне, используются для получения информации о тепловом балансе Земли.

Использование спутников в метеорологии весьма рентабельно; прогнозы, составляемые с привлечением спутниковой информации, надежны и оперативны. Особенно эта информация важна для прогноза возникновения и перемещения тропических циклонов и других опасных атмосферных явлений.

В области метеорологии осуществляется широкий обмен информацией, учреждены мировые метеорологические центры. Большое научное значение имеет реализация программы исследований глобальных атмосферных процессов, согласно которой на орбиту будут выведены 5 метеорологических спутников и ряд спутников, вращающихся по полярным орбитам. Целью этой программы является разработка средств и методов долгосрочных прогнозов погоды на основе комплексных наблюдений.

§ 48. Космические аппараты для метеорологических наблюдений

Первыми космическими аппаратами, используемыми для метеорологических целей, были советские спутники серии «Космос». Первый метеорологический спутник «Космос-122» был запущен в 1966 г.

Основной задачей спутника являлось испытание метеорологической аппаратуры, предназначенной для получения изображения облачности, снежного покрова, а также для измерения потока уходящей радиации. Полученные результаты подтвердили объективность и высокую информативность материала, что позволило осуществить запуск нескольких метеорологических спутников этой серии. Вся система получила название метеорологическая система «Метеор». Система «Метеор» предназначена для регулярного сбора метеорологической информации, необходимой для оперативной работы службы погоды. Она позволяет постоянно получать метеорологические данные в масштабах всей планеты. Первые опыты по использованию спутников в метеорологии показали, что необходимо не менее двух раз в сутки производить глобальные наблюдения, и желательно, чтобы сроки наблюдения совпадали или были близки к основным срокам наблюдений наземных станций. Анализ ряда требований показал, что на орбитах необходимо иметь одновременно несколько аппаратов. В связи с этим система «Метеор» состоит из двух спутников, одновременно находящихся на орбите.

Первые спутники системы выводились на круговые орбиты с высотой до 630 км и имели углы наклона к плоскости экватора 81°.

Каждый спутник за один оборот получает информацию, равную 8% от общей территории. Оба спутника были расположены на орбитах таким образом, что производили наблюдение за одной и той же территорией через 6 ч, а в течение суток вся система собирала информацию с половины поверхности планеты. Система «Метеор» получила дальнейшее развитие как в области технического оснащения, так и в области параметров, характеризующих полет. Некоторые данные о полете метеорологических спутников приведены в табл. 6.

Таблица 6

Страна	Название объекта	Дата запуска	Наклон орбиты	Период обращения, мин	Высота перигея, км	Высота апогея, км
СССР	ИСЗ № 3	1958 г.	65,2°	105,95	226	1881
США	«Авангард-2»	1959	32,8	125,7	559	3320
	«Тайрос-1»	1960	48,4	99,2	693	750
	«Нимбус-1»	1964	98,6	98,4	429	937
СССР	«Молния-1»	1965	65,0	720,0	548	39,957
США	«Тайрос-10»	1965	98,6	100,7	751	837
	«Нимбус-2»	1966	100,3	108,1	1103	1179
СССР	«Космос-122»	1966	65,0	97,0	625	625
	«Космос-144»	1967	81,2	96,9	625	625
	«Космос-156»	1967	81,2	97,0	630	630
США	«АТС-3»	1967	00,53	1444,9	35 778	36 116
	«АТС-4»	1968	29,5	93,92	219	726
	«ЭССА-8»	1968	102,14	114,7	1406	1489
СССР	«Метеор-1»	1969	81,2	979	644	713
	«Метеор-2»	1969	81,2	97,7	630	690
США	«ИТОС»	1970	102,0	115,1	1436	1482
Япония	«Осуми»	1970	31,07	144,2	340	5120
СССР	«Метеор-3»	1970	81,2	96,4	555	643
	«Метеор-4»	1970	81,2	98,1	637	736
	«Метеор-5»	1970	81,2	102,0	863	906
	«Метеор-6»	1970	81,2	97,5	633	674
США	«НОАА-1»	1970	101,9	114,9	1432	1472
Франция	«ЭОЛ»	1971	50,1	100,6	678	904
США	«ЭРТС-1»	1972	99,1	103,2	901	920
Италия	«Сан-Марко-4»	1974	2,5	—	—	—
США	«СМС-1»	1974	1,9	1340,0	32 345	35439
	«НОАА-4»	1974	102,00	115,00	1,432	1472
СССР	«Метеор-21»	1975	81,2	102,6	877	906

Полученная на борту спутника информация о состоянии атмосферы и подстилающей поверхности должна быть принята на Земле и оперативно обработана.

Для этих целей созданы специальные наземные комплексы приема и обработки спутниковой информации. Эти пункты осуществляют:

а) прием метеорологической информации с борта ИСЗ по телевизионному и телеметрическому каналу;

б) прием сигналов точного времени;

в) передачу в гидрометеоцентры информации в режиме ее поступления с ИСЗ.

К наземным пунктам приема информации предъявляются два довольно жестких требования:

весь поток информации должен быть собран и обработан в минимальные сроки. В противном случае информация устаревает и теряет свою актуальность;

анализ данных должен производиться совместно с данными наблюдений наземных метеорологических станций и постов.

Метеорологические искусственные спутники были созданы в ряде других стран: США, Франции, Италии.

Свой первый метеорологический эксперимент американцы осуществили на спутнике «Авангард-2» в 1959 г. Вообще ученые США внесли значительный вклад в использование космических аппаратов в метеорологии.

В США были созданы и запущены на орбиту такие известные системы, как «ТОС» (на базе спутников «Тайрос», «ИТОС», «НОАА») и «Нимбус». Целью создания названных систем является проведение научно-исследовательских наблюдений в области космической метеорологии.

В настоящее время ведется дальнейшее совершенствование спутниковых наблюдений, космических метеорологических систем, способных обеспечить регулярное получение метеорологических данных в масштабах всей планеты с высокой вероятностью надежности и скоростью доведения информации к потребителю. Ведутся работы по созданию систем, состоящих из низкоорбитальных (1000 км) и высокоорбитальных (30 000 км) спутников. Система таких спутников позволяет получить как детальную информацию из отдельных районов, так и обобщенную в глобальных масштабах земного шара. Планируется создание геостационарных ИСЗ в рамках международного сотрудничества, параметры которых будут сравнимы с параметрами ИСЗ других стран.

§ 49. Первичная обработка метеорологической информации, полученной со спутника

Полученные с борта ИСЗ космические снимки Земли подлежат квалифицированной обработке, которая заключается:

в изготовлении фотоснимков;

в географической и временно́й привязке снимков;

в исключении искажений, вносимых рядом факторов;

в дешифрировании фотоизображений и их анализе.

В процессе изготовления снимков особое внимание уделяется изобразительным качествам материала, от которых во многом будет зависеть качество дешифрирования метеорологических объектов. Сама возможность метеорологического дешифрирования космических снимков определяется качеством телевизионного изображения, зависящего от правильности передачи яркостей и контрастов объектов. Эти характеристики зависят от параметров ТВ системы и от ряда внешних факторов. Наиболее существенными являются: собственная яркость среды, расположенной между объектом и приемным устройством, внешняя захватка экрана, а также светорассеяние в объективе. Для уменьшения влияния названных факторов в системах используют светофильтры, срезающие излучение воздушной дымки, применяют просветленную оптику и т. д.

Одним из важных процессов первичной обработки снимков является их географическая привязка, которая состоит из определения географических координат (φ, λ) любой точки изображения.

Географическая привязка обычно осуществляется либо нанесением на снимок сетки меридианов и параллелей, либо переносом изображения снимка на карту в заданной проекции. В центрах приема спутниковой информации географическая привязка и трансформирование (устранение искажений) объединяются в один процесс и выполняются автоматически с помощью специальных электронных устройств, которые позволяют выполнять географическую привязку и получать снимки одного масштаба (обычно 1 : 7 500 000).

Эти снимки свободны от перспективных искажений и имеют нанесенную сетку географических координат. Недостатком автоматизированных систем является то, что используемая в автоматах картографическая проекция не дает возможности произвести стыковку снимков двух смежных орбит. Наиболее широко в пунктах приема информации применяют метод вычисления координат φ, λ узлов прямоугольной сетки, налагаемой на снимок. Такая же сетка, являющаяся изображением прямоугольной сетки снимка на Земле, строится на карте. По двум соответствующим сеткам переносят изображение со снимка на карту.

Основой для привязки снимка к местности в этом случае являются координаты подспутниковой точки $\varphi_{\text{пс}}$ $\lambda_{\text{пс}}$ (центр снимка при отвесном положении оси оптической системы) и азимут орбиты A в этой точке. В свою очередь, для нахождения названных величин исходными данными являются данные о точке пересечения орбиты с экватором (T, λ) и время фотографирования каждого снимка $T_{\text{ф}}$.

В связи с этим временна́я привязка снимков заключается в определении времени T фотографирования и времени ΔT, прошедшего с момента пересечения спутником экватора до момента фотографирования. После того как выполнена привязка космических снимков, для получения целостного изображения обширной территории составляется их фотомонтаж.

При выполнении фотомонтажа вырезаются перекрывающиеся части снимков, имеющие большие перспективные искажения. В этом случае линия разреза снимков должна проходить посередине перекрывающихся частей и по возможности перпендикулярно к линейным изображениям метеорологических объектов. Для уменьшения искажения предварительно выполняется трансформирование снимков.

§ 50. Особенности дешифрирования метеорологических объектов на космических снимках

Основными признаками при дешифрировании метеорологических объектов обычно являются тон и рисунок изображения объекта. Тон изображения зависит от таких факторов, как отражательные свойства подстилающей поверхности, взаимной ориентации Солнца, объекта и телекамеры (спутника), а также структуры, стадии и характера развития облачности. Все названные факторы необходимо учитывать в общей взаимосвязи, в различных сочетаниях. В спутниковой метеорологии обычно используют не абсолютные яркости, а их соотношения, в связи с чем различают несколько градаций относительной яркости:

1) наиболее светлые изображения — облака большой вертикальной мощности;

2) менее светлые — облака средней вертикальной мощности;

3) светло-серые — облака нижнего яруса в сочетании с перистой облачностью. Этим же тоном изображаются льды, снег, а иногда и степные или пустынные районы;

4) темно-серые — участки земной поверхности, покрытые лесной растительностью;

5) темные участки — объекты гидрографии.

Из перечисленных градаций следует, что, если использовать только яркостные характеристики изображения, вероятность точного определения объекта будет низкой. Поэтому для ее увеличения необходимо использовать изменения тона, которые формируют рисунок изображения и более устойчивы к внешним факторам, чем тон изображения. Существенную помощь в распознавании облаков оказывает знание дешифровщиком географии местности, которая влияет на размещение облачности, ее распределение по высоте и т. д.

Перистые облака могут быть идентифицированы по волокнистой структуре изображения, по «просвечиванию» через изображение подстилающей поверхности или по теням на земной поверхности или облачности среднего яруса.

Основной отличительной чертой слоистообразной облачности является ее матовый тон, часто имеющий полосную структуру больших горизонтальных размеров. От слоистообразной облачности следует отличать зоны тумана, границы которого обычно повторяют формы рельефа, а в самой зоне закрывают его элементы.

Хорошо и с высокой степенью достоверности опознаются на космических снимках кучево-дождевые облака, имеющие куполообразную текстуру изображения, большую яркость и размеры.

Особенно значительную пользу оказывает информация, полученная с космических снимков при выявлении таких атмосферных объектов, как фронты и циклоны. Облачная система

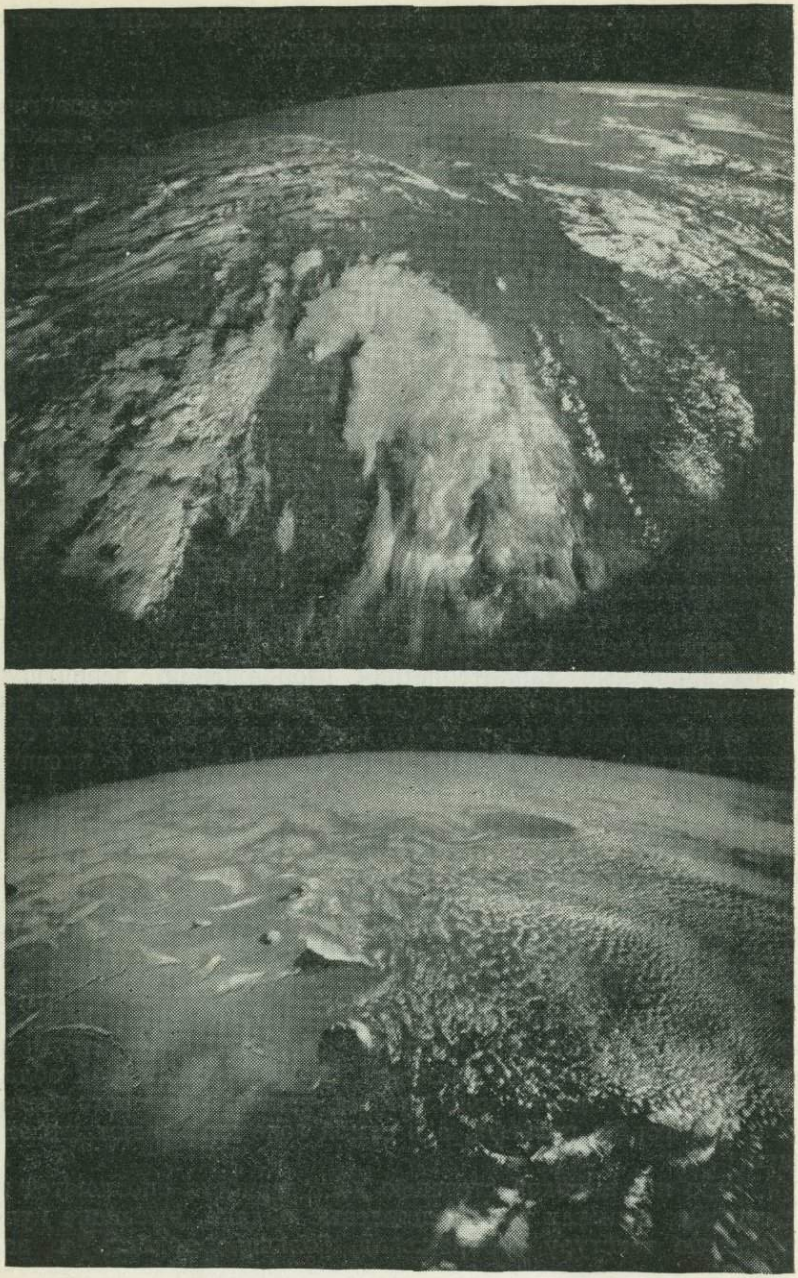


Рис. 48. Облачные системы, полученные из космоса

Рис. 49. Изображение циклонов на космическом снимке

атмосферных фронтов изображается на снимках в виде светлых полос, имеющих различную яркость. Активным фронтам соответствуют яркие облачные полосы (рис. 48), уменьшение активности фронта выявляется на изображениях по уменьшению ширины полосы и количества облачности. Особенно хорошо и четко выделяется структура холодных фронтов, представляющая полосы с резко очерченными краями длиной до 1000 км и шириной до 300 км. Отчетливо видны вкрапления округлых ярких пятен облаков вертикального развития.

Облачность теплого фронта хорошо обнаруживается только в начальной стадии его развития. Она отличается большим разнообразием размеров, яркости и рисунков изображения. Отмечается [4], что длинные облачные полосы в изображениях теплых фронтов встречаются очень редко.

Характерную картину дают циклонические образования, представляющие на фотографиях ярко выраженные спиральные полосы (рис. 49). Центром облачного вихря является точка сходимости спиралей. В северном полушарии сходимость полос наблюдается против часовой стрелки, в южном — по часовой стрелке.

В зависимости от масштабов циклона и стадии его развития спиральные формы отчетливо просматриваются в объеме на стереоприборах по перекрывающимся снимкам.

По снимкам, имеющим выраженную спиральную или полосную форму, относительно несложно установить перемещение всего образования. При этом необходимо хорошо представлять расположение центров давления в этих образованиях, т. е. знать законы возникновения и развития циклонов и атмосферных фронтов. Так, циклоны, имеющие одну спираль, в основном смещаются в направлении, параллельном той части спирали, которая имеет наименьшую кривизну. В случае двух спиралей и более циклон движется в направлении наименьшей кривизны и, как правило, перпендикулярно к направлению наименьшей кривизны первой спирали.

Оценка скорости перемещения циклонических образований может быть выполнена по материалам наблюдений, полученных с двух спутников или с двух смежных витков. Таким же путем выполняется оценка эволюции циклона, в основу которой положены закономерности развития облачной системы. По снимкам предыдущего сеанса съемки можно выполнить анализ изменений за прошедший период.

Признаками развития циклона являются: 1) расширение облачной полосы в данном районе; 2) уплотнение облачности; 3) появление антициклонического изгиба в сторону холодного воздуха и т. д.

Особенно показательным с точки зрения прогнозирования атмосферных процессов является анализ изображений тропической зоны, где эти процессы имеют сложный характер.

Дешифрирование космических метеорологических снимков и анализ состояния атмосферы выполняются с привлечением данных наблюдений наземных станций и радиационных данных систем Земля—атмосфера, полученных со снимка. Так как эти вопросы не входят в программу подготовки инженеров-аэрофотогеодезистов, то более подробно останавливаться на их изложении не следует. При необходимости их детального изучения можно рекомендовать работы чл.-корр. Академии наук СССР К. Я. Кондратьева, проф. М. А. Германа и ряда других ученых.

РАЗДЕЛ IV

АЭРОФОТОСЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ

Глава VIII

ОПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ АФА

§ 51. Общая схема устройства АФА

Аэрофотосъемочная система состоит из съемочной камеры-аэрофотоаппарата, установки для его крепления к носителю и командного прибора автоматического управления съемочным процессом.

Аэрофотоаппарат предназначен для построения на приемнике (светочувствительном материале) оптического изображения пространственных характеристик объектов местности. Требования к аэросъемочному аппарату можно подразделить на три категории: обеспечение высоких измерительных, дешифровочных свойств аэрофотоснимка, его надежность и экономичность. От совершенства аэрофотосъемочной камеры в значительной степени зависит качество фотографического материала — аэрофотоснимка. Аэрофотоаппараты подразделяют по многим признакам, но есть много общего в решении конструктивной схемы: каждый АФА имеет оптическую систему, устройство для хранения и транспортировки аэрофотопленки и корпуса для крепления разных частей аппарата. На рис. 50 показана блок-схема АФА.

В конусной части АФА расположены объектив, светофильтр, механизм установки выдержки и диафрагм и в некоторых АФА — обогрев, чтобы не было запотевания линз объектива при изменении температуры. Для установки бликов, рефлексов на некоторых АФА в конусной части устанавливают бленду. Корпус АФА объединяет конусную часть и кассету, в нем также располагают регистрационные приборы и распределительный механизм, передающий в определенной последовательности движения от силовой установки АФА на механизм кассеты и затвора. В топографических аэрофотоаппаратах с электрическими схемами распределительного механизма нет. Корпус АФА изготавливают из материалов с малым коэффициентом расширения: синцлина, дюраля.

Транспортирующее устройство аэрофотопленки — кассета служит для размещения аэрофотопленки, выравнивая фотопленки в плоскости и перемотки на заданный участок.

Коэффициент заполнения при конструктировании АФА должен быть не менее 0,95.

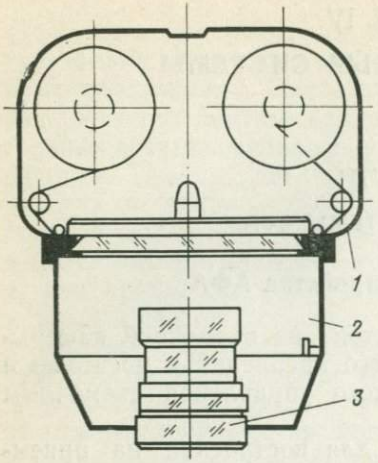


Рис. 50. Блок-схема АФА:
1 — кассета, *2* — корпус АФА, *3* — объектив

Аэрофотоаппарат должен обеспечивать высокие измерительные и изобразительные свойства фотографического изображения. Разрешающая способность оптической системы должна быть максимальной по всему полю изображения. Для современных аппаратов она достигает величины 50 л/мм в центре снимка и 15 л/мм на краю. При построении фотографического изображения должна сохраняться строгая масштабная зависимость, без геометрических искажений объектов местности. Передача модуляции пространственных частот съемочной системой АФА должна обеспечивать резкость и высокий контраст изображения. В оптической системе АФА должны быть минимальные потери света, идущие на построение изображения.

Аэрофотоаппараты классифицируют по назначению, величине фокусного расстояния, формату снимка, принципу действия, условиям съемки.

Важным требованием является также полная автоматизация всех съемочных процессов (включение и выключение АФА, перемотка пленки, разворот на угол сноса, определение и выдерживание экспозиции и др.). Экономическая эффективность съемочной системы определяется рядом факторов, обеспечением максимальной территории, сфотографированной на одном кадре, что определяется углом поля зрения и высотой фотографирования. Масштаб изображения при значительных высотах съемки должен быть достаточно крупным. Эксплуатационные характеристики АФА определяют его надежность в работе, гарантийный срок работы, удобство эксплуатации.

§ 52. Основные характеристики аэрофотообъективов

Построение изображения в аэрофотоаппаратах на светочувствительном слое производится с помощью оптической системы, представляющей сложную комбинацию сферических поверхностей линз, центры кривизны которых лежат на одной прямой линии, называемой оптической осью системы.

К оптической системе АФА относят также вспомогательные

оптические детали, используемые в аппарате: призмы, зеркала, плоскопараллельные пластинки и др.

Реальные оптические системы строят совершенное изображение только в очень узкой области, называемой параксиальной. На практике оптическая система работает в более широкой области, в связи с чем реальное изображение отличается от идеального. Это искажение возникает из-за наличия разного рода аберраций. Различают сферическую аберрацию, хроматическую, астигматизм, кому, кривизну поля изображения и дисторсию.

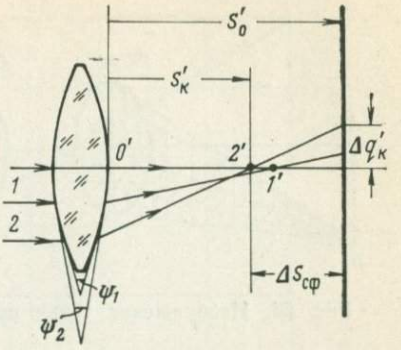


Рис. 51. Влияние сферической аберрации на построение изображения

Сферическая аберрация искажает изображение вблизи оптической оси. Это результат того, что лучи пучка, идущего от точки, расположенной на оптической оси, по выходе из линзы не собираются в одной точке на оси (рис. 51). Сферическая аберрация имеет место и для наклонных пучков лучей. Подбором положительных и отрицательных линз можно сконструировать объектив, в котором влияние сферической аберрации будет сведено к минимуму.

При прохождении через отдельные компоненты объектива лучи, имеющие разную длину волны, преломляются по-разному, образуя пучок. Когда этот пучок достигает плоскости изображения, получается цветовое пятно (рис. 52). Искажения, появившиеся при этом, называются хроматизмом, а сама аберрация — хроматической.

Астигматизм — аберрация, вследствие которой оптическая система строит изображение точки в виде овала отклонений (рис. 53). Как правило, овалы отклонений для всех точек объекта, изображение которых строится объективом, не лежат в одной плоскости. Это приводит к тому, что меридианные и сагиттальные фокальные поля представляют собой не плоскости, а поверхности сложной конфигурации. Для пучка лучей, идущего из точки на оси оптической системы, астигматизм отсутствует. Наличие астигматизма в центре поля изображения свидетельствует о нарушении центрировки отдельных компонентов оптиче-

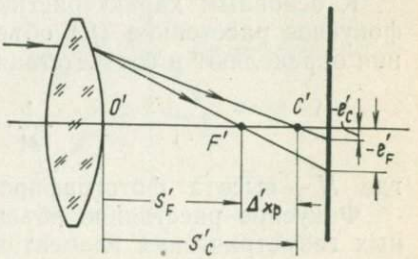


Рис. 52. Хроматическая аберрация

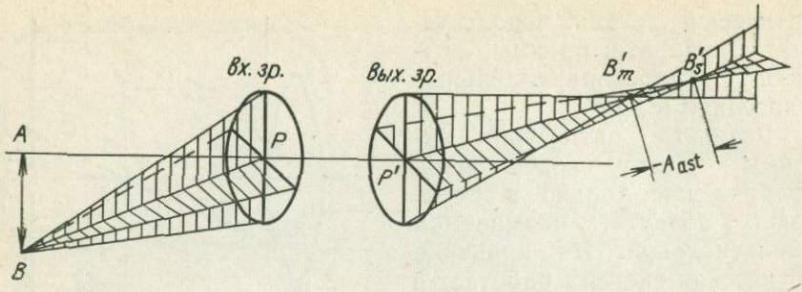


Рис. 53. Изображение точки при наличии астигматизма объектива

ской системы. Оптическая система, свободная от астигматизма, называется анастигматом.

Объективы АФА изготавливают из специально оптического стекла, которое характеризуется показателем преломления $n_{o\lambda}$, средней и частной дисперсией. Постоянство показателя преломления обеспечивает однородность всей массы оптического стекла. Показатель преломления $n_{o\lambda}$ определяется для данной длины волны. Разность показателей преломления для длин волн 486,1 и 656,3 нм определяет величину средней дисперсии $n_{\lambda_2} - n_{\lambda_1}$, а разность показателей преломления для произвольно выбранных длин волн определяет частную дисперсию $n_{\lambda_2} - n_{\lambda_1}$.

Нарушение однородности показателей преломления возникает из-за появления прозрачных слоистых или нитевидных участков, носящих название свилей. В зависимости от их числа качество оптической системы снижается. Если показатель преломления изменяется в двух разных направлениях, то это результат неравномерного охлаждения стекла после варки и появления внутреннего натяжения, приводящего к тому, что стекло становится двоякопреломляющим.

В зависимости от этих величин стекло для объективов подразделяют по типам, маркам, категориям и классам в соответствии с ГОСТом.

К основным характеристикам оптической системы относят фокусное расстояние (f') объектива АФА. Масштаб изображения определяют в соответствии с зависимостью

$$\frac{1}{M} = \frac{f'}{H},$$

где H — высота фотографирования.

Фокусное расстояние объектива является одним из основных геометрических элементов, определяющих конструктивные параметры АФА. Величина фокусного расстояния не должна

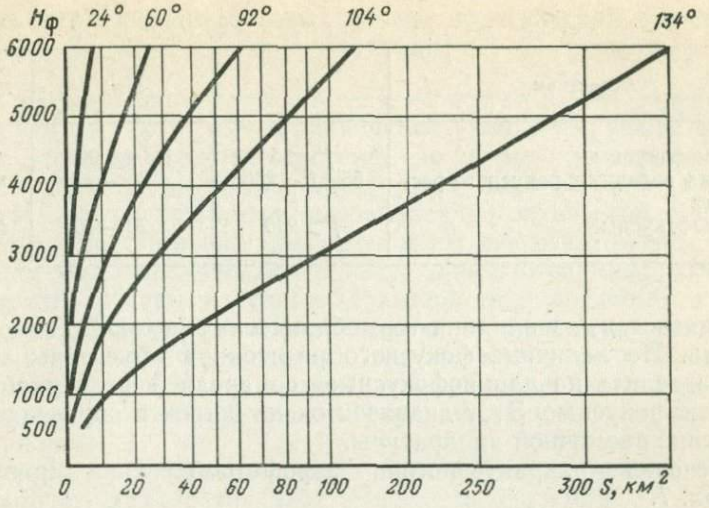


Рис. 54. Номограмма зависимости угла поля зрения АФА от захвата площади одним снимком

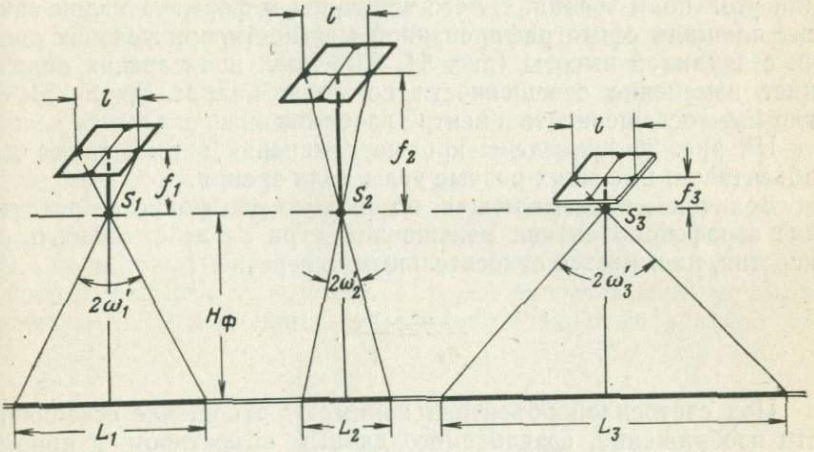


Рис. 55. Изменение площади местности, сфотографированной АФА с разными углами поля зрения

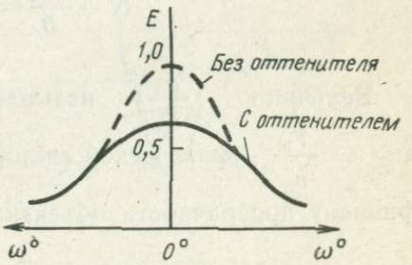


Рис. 56. Распределение освещенности в фокальной плоскости АФА

Таблица 7

Объективы	f'	$2\omega'$	R, мм$^{-1}$
Короткофокусные	$f' \leqslant 55$	Более 90°	40/15
Средняя величина фокусного расстояния	$55 \leqslant f' < 250$	$\approx 50°—90°$	40/15
Длиннофокусные	$f' > 250$	$\approx 20°—50°$	50/15

изменяться из-за влияния термобарических условий съемочного полета. По величине фокусного расстояния объективы можно подразделить на длиннофокусные со средней величиной f' и короткофокусные. Этот диапазон очень широк и определяет назначение съемочной аппаратуры.

Основные характеристики аэрофотообъектива приведены в табл. 7.

Одной из характеристик объектива, определяющих эффективность применения АФА, является угол поля изображения или угол поля зрения. От его величины и формата кадра зависит площадь сфотографированной местности при условии съемки с заданной высоты (рис. 54, 55). Угол поля зрения определяет изменение освещенности по полю кадра: $E_i = E_0 \cdot \cos^4\omega'$, где E_0 — освещенность в центре изображения.

На рис. 56 приведены кривые изменения освещенности для объективов, имеющих разные углы поля зрения.

Величина, показывающая, во сколько раз фокусное расстояние аэрофотообъектива меньше диаметра d_0 действующего отверстия, называется относительным отверстием:

$$\frac{1}{n_0} = \frac{d_0}{f'}.$$

Под светосилой объектива понимают отношение освещенности изображения, создаваемого данным объективом. к яркости объекта:

$$K = \frac{E'}{B} = \frac{\pi T_0}{4}\left(\frac{d_0}{f'}\right)^2. \qquad (57)$$

Величина $\left(\frac{d_0}{f'}\right)^2$ называется геометрической светосилой, а $\frac{T_0}{n_0^2}$ —физической светосилой объектива, где T_0 — коэффициент прозрачности объектива.

§ 53. Ограничение световых пучков в оптической системе. Виньетирование

Части реальной оптической системы всегда имеют определенные размеры, которые ограничивают ширину пучков лучей. Кроме этого, в сложных системах по разным причинам приходится ставить специальные преграды в виде светонепроницаемых деталей, центры которых совпадают с оптической осью.

Все части, ограничивающие размеры световых пучков, проходящих через оптическую систему, называются диафрагмами. Диафрагмы влияют на такие характеристики оптического прибора, как количество световой энергии, проходящей через систему. Диафрагмы ограничивают пространство, которое может быть изображено. Наличие диафрагмы улучшает качество изображения, задерживая боковые лучи, снижающие контрастность изображения.

Диафрагма, ограничивающая пучки лучей, проходящие через систему, называется действующей диафрагмой.

Рассмотрим, как происходит ограничение пучков лучей в оптической системе. Для этого в системе, состоящей из двух линз, установим действующую диафрагму посередине между линзами (рис. 57). Пучок лучей, идущий из точки A, ограничивается свободным отверстием линзы $Д_1Д_1$ и действующей диафрагмой $Д_AД_A$. Если наблюдать из точки A, то будут видны три диафрагмы: оправа первой линзы $Д_1Д_1$; изображение $Д'Д'$ действующей диафрагмы и изображение оправы второй линзы $Д_2Д_2$, которое из-за больших размеров на рисунке не показано. Эти диафрагмы имеют разный диаметр и располагаются на разном расстоянии от точки A. Ограничивает пучок лучей та из диафрагм, которая видна из точки A под наименьшим углом. Со стороны предмета, т. е. точки A, такой является мнимая диафрагма $Д'Д'$. Эта диафрагма называется входным зрачком си-

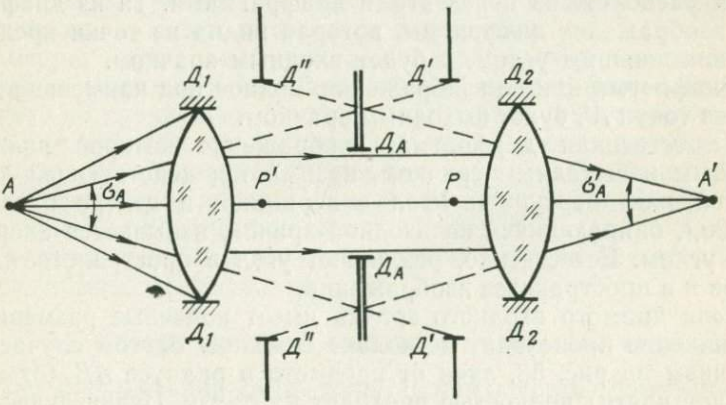


Рис. 57. Ограничение световых пучков в оптической системе

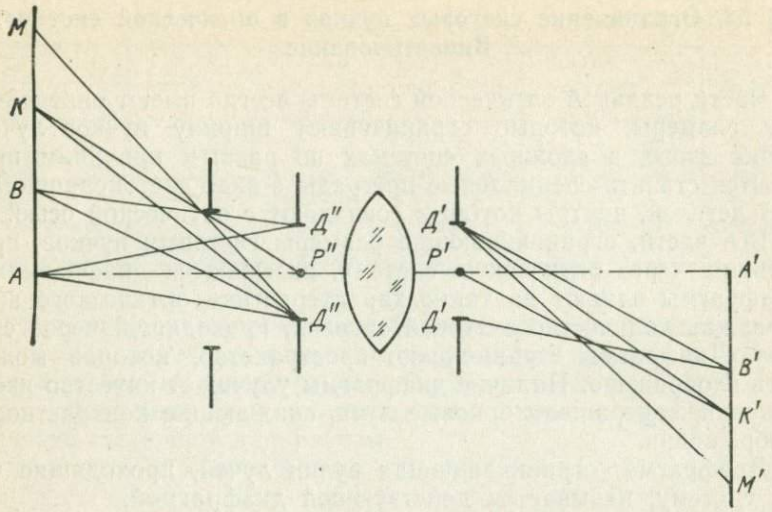


Рис. 58. Виньетирование световых пучков

стемы. Из точки A также будут видны три диафрагмы, но наименьший угловой размер имеет диафрагма $Д''Д''$, являющаяся мнимым изображением вещественной диафрагмы $Д_A Д_A$. Эта диафрагма называется выходным зрачком. Центры зрачков являются физическими центрами проекций. Вследствие расположения действующей диафрагмы посередине симметричных объективов входной и выходной зрачки находятся в главных плоскостях, а поэтому физические и геометрические центры проекции совмещены.

Для нахождения входного зрачка необходимо построить изображение всей системы через ту часть оптической системы, которая расположена перед этими диафрагмами. Та из диафрагм или изображение диафрагмы, которая видна из точки предмета под наименьшим углом, и будет входным зрачком.

Диафрагма или ее изображение, видное под наименьшим углом из точки A', будет выходным зрачком.

Вещественная диафрагма, изображение которой является входным и выходным зрачком, называется действующей диафрагмой, или апертурной. Угол с вершиной в центре предмета $A=2\sigma_A$, опирающийся на входной зрачок, называется апертурным углом. Естественно, различают угол в пространстве предметов и в пространстве изображения.

Если диаметр входного зрачка имеет конечные размеры, то ограничение происходит несколько сложнее. В этом случае, показанном на рис. 58, лучи от предмета в радиусе AB (от центральной части) полностью проходят на линзу. Пучки лучей, выходящие из точек предмета K и M, не могут полностью пере-

крыть входной зрачок, так как часть их срезается. Пучек из точки K заполняет примерно половину зрачка, а из точки M проходит только бесконечно тонкий пучок.

Таким образом, изображения точек предмета, находящихся на различных расстояниях от оптической оси, будут иметь различную освещенность.

Освещенность в центре, в радиусе $A'B'$ будет наибольшая, а в точке M' — практически равна нулю.

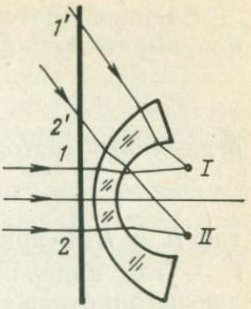


Рис. 59. Аберрационное виньетирование

Явление частичного диафрагмирования пучков лучей, идущих от предмета, расположенных вне оптической оси, называется виньетированием. Виньетирование будет отсутствовать в двух случаях: а) когда диаметр зрачка входа обратится в точку; б) когда части, виньетирующие пучок, будут совпадать с плоскостью предмета.

Очевидно, что оба случая не имеют практического применения, поэтому в большинстве случаев в реальных системах имеет место виньетирование. Площадь входного зрачка, которая заполняется лучами наклонного пучка, проходящего через систему, носят название действующего отверстия зрачка.

Отношение действующего отверстия зрачка S_1 к площади зрачка входа S_p называется коэффициентом виньетирования для данного угла поля зрения:

$$K_\omega = \frac{S_1}{S_p}. \qquad (58)$$

Для уменьшения влияния виньетирования и обеспечения равномерной освещенности по полю применяют различные способы: аберрационное виньетирование; введение в систему оттенителя; увеличение диаметра передних и задних линз.

Аберрационное виньетирование заключается в увеличении диаметра наклонных световых пучков, проходящих через диафрагму, по сравнению с центральными. Конструктивно это достигается путем использования в качестве внешнего компонента объектива отрицательной линзы или группы линз (рис. 59).

Оттенением называется тонкая полупрозрачная металлическая пленка с плотностью, уменьшающейся от центра к краям. Эта пленка наносится на один из компонентов оптической системы, обычно светофильтр.

§ 54. Потери световой энергии в оптической системе

При прохождении оптической системы часть световой энергии отражается от преломляющихся поверхностей и не принимает участия в образовании изображения.

Световой поток, падающий на элементарную площадку dS_0, выражается формулой

$$d^2F = BdS_0 \cos i d\omega, \tag{59}$$

отраженный световой поток будет равен

$$d^2F_1 = B_1 dS_0 \cos i' d\omega_1, \tag{60}$$

где B и B_1 — яркость падающего и отраженного пучков; i и i' — углы падения и отражения; $d\omega$, $d\omega_1$ — телесные углы падающего и отраженного пучков.

По законам геометрической оптики $i=i'$, $d\omega=d\omega_1$, тогда

$$\frac{d^2F_1}{d^2F} = \frac{B_1}{B} = \rho, \tag{61}$$

где ρ — коэффициент отражения, характеризующий потери яркости пучка при отражении, который, согласно волновой теории, равен

$$\rho = \frac{1}{2}\left[\frac{\sin^2(i-i')}{\sin^2(i+i')} + \frac{\operatorname{tg}^2(i-i')}{\operatorname{tg}^2(i+i')}\right]. \tag{62}$$

Углы i и i' связаны известным отношением

$$n \sin i = n' \sin i'.$$

При малых углах sin и tg можно заменить значением углов в радианной мере

$$\rho = \left(\frac{i-i'}{i+i'}\right)^2. \tag{63}$$

Используя закон преломления для малых углов

$$ni = n'i',$$

получим приближенную формулу для коэффициента ρ:

$$\rho = \left(\frac{n'-n}{n'+n}\right)^2. \tag{64}$$

При углах падения от 0 до 45° коэффициент отражения ρ изменяется в небольших пределах, при $i>45°$ коэффициент быстро растет и при $i=90°$ достигает $\max=1$.

Коэффициент отражения сохраняет свою величину для данных двух сред. С увеличением показателя преломления возрастает яркость отраженного пучка, т. е. увеличиваются потери световой энергии. Потери вследствие отражения в системах с большим числом линз достигают больших величин, кроме того, отраженный свет, падая на изображение, понижает контраст. Эти потери значительно снижаются путем просветления оптических деталей. Просветление состоит в том, что на поверх-

ность стекла наносится одна или несколько тонких прозрачных пленок. Показатели преломления и толщина пленок подбираются так, чтобы световые потоки, отраженные от поверхности пленка — воздух, пленка — стекло, были равны. Вследствие интерференции оба потока поглощаются и световая энергия не отражается от просветленной поверхности.

Полного просветления достичь нельзя, так как для каждой длины волны необходима своя толщина пленки. Поэтому просветляющее покрытие рассчитывается для видимой части спектра длин волн 540—550 нм.

Помимо отражения при прохождении светового потока через оптическую систему часть его поглощается оптической средой. Если яркость пучка после прохождения пути l обозначить через B_l, то согласно [1], она будет равна

$$B_l = B\tau_l,$$

где B — первоначальная яркость светового пучка; τ_l — коэффициент пропускания с учетом только поглощения.

Яркость пучка лучей после прохождения в оптической среде пути в l см равна первоначальной яркости, умноженной на коэффициент пропускания. Коэффициент пропускания τ_l у оптического стекла не превосходит обычно 0,01, и можно считать, что на 1 см хода луча потери энергии на поглощение составляют 1%.

§ 55. Дополнительные оптические приспособления к АФА

В аэрофотоаппаратах широко используются различные элементы нелинзовой оптики, которые можно подразделить на три основных вида: отражающие, преломляющие и отражающе-преломляющие. К ним относятся плоские зеркала, призмы и плоскопараллельные пластинки. Эти элементы служат для сокращения габаритов длиннофокусных камер путем изменения хода лучей, для построения изображения показаний вспомогательных приборов (часы, уровень, сенситометрический клин, индикатор номера кадра, маршрута, объекта съемки и пр.); в качестве рабочей плоскости при выравнивании фильма; в качестве светофильтров, защитных стекол и др.

Зеркала, особенно кривые, применяются в астрономических фотографических камерах и бывают сферические, параболические и эллиптические. При размещении источника света в фокусе параболического зеркала он изобразится в бесконечности. Если необходимо одновременно наблюдать и фотографировать изображение в контрольно-измерительных или других системах, то используют светоделительные зеркала. В аэрофотоаппаратах наиболее часто встречаются призмы и плоскопараллельные пластинки, имеющие некоторые преимущества перед зеркалами. Число призм и призменных систем очень велико, поэтому рас-

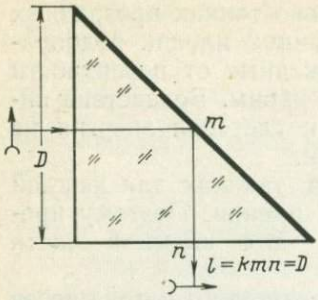


Рис. 60. Прямоугольная призма с одной отражающей гранью

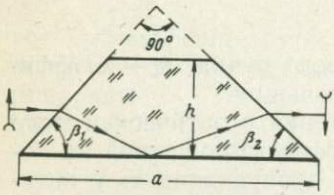


Рис. 61. Призма Дове

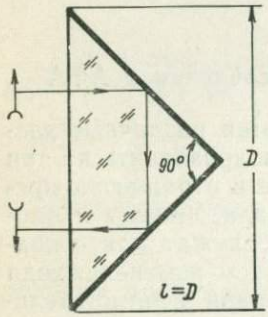


Рис. 62. Призма, отклоняющая ход луча на 180°

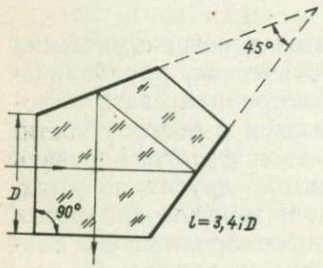


Рис. 63. Пентапризма БП-90

смотрим те из них, которые нашли применение в аэрофотосъемочных системах и фотограмметрических приборах.

По количеству отражающих граней они делятся на призмы с одной отражающей гранью, двумя или тремя гранями и сложные призмы, состоящие из нескольких отдельных призм.

Призмы с одной отражающей гранью дают симметричное зеркальное изображение, а при повороте такой призмы вокруг оси, параллельной ребру угла при вершине, изображение поворачивается на двойной угол. На рис. 60 показана прямоугольная призма, главное сечение которой представляет равнобедренный треугольник. Такая призма изменяет ход луча на 90° от первоначального направления, а длина самого хода l равна катету треугольника в главном сечении.

Призма Дове (рис. 61) представляет прямоугольную призму со срезанным прямым углом, но лучи, входящие в нее, идут параллельно гипотенузе главного сечения, т. е. грани, лежащей против прямого угла. Она дает зеркальное изображение и ставится только в параллельных пучках. Длина хода луча в призме равна 3,3 высоты призмы ($l \approx 3{,}3\,h$).

Исходя из равенства

$$\beta_1 = \beta_2 = 90° - \frac{\gamma}{2},$$

видно, что, варьируя углами β_1 и β_2, можно получить множество возможных призм с различным углом отклонения γ. В практике наиболее часто встречаются призмы с углом $\gamma = 45°$ и $\gamma = 60°$.

Если в прямоугольной призме взять за входную грань гипотенузу, а катеты использовать как отра-

жающие грани, то такая призма будет отклонять ход луча на 180°, независимо от его угла падения, и давать полное оборачивание изображения (рис. 62).

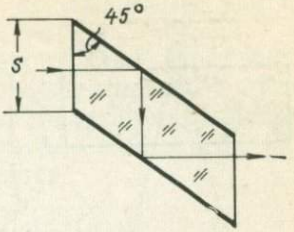


Рис. 64. Призма-ромб

Широкое применение в фотограмметрических приборах находит пентапризма (рис. 63). Пентапризма отклоняет оптическую ось на угол 90°, который не зависит от угла падения луча на входную грань, поэтому при вращении ее вокруг линии пересечения отражающих граней изображение остается неподвижным.

Для смещения лучей параллельно самим себе применяют призму-ромб, которая смещает ход лучей на величину s, равную расстоянию между отражающими гранями (рис. 64). Призма-ромб, как и пентапризма, дает прямое изображение предмета. Из сложных призм в оптических приборах наиболее часто встречаются призма-куб, призма Аббе, система Порро и др.

Как было отмечено выше, в оптических системах АФА в качестве выравнивающих стекол, светофильтров и оттенителей применяются плоскопараллельные пластинки. Плоскопараллельная пластинка, помещенная в пучке лучей, формирующих изображение, вызывает смещение плоскости изображения, приводящее к расфокусировке объектива; поперечное смещение, называемое кривизной поля изображения, и уменьшает освещенность изображения.

Смещение плоскости изображения показано на рис. 65, а его величина определяется формулой:

$$\left.\begin{array}{ll} \text{для углов } \omega<15^\circ & \Delta f'=d\left(1-\dfrac{\operatorname{tg} u'}{\operatorname{tg} u}\right) \\ \text{для углов } \omega>15^\circ & \Delta f'=d\left(1-\dfrac{1}{n_c}\right) \end{array}\right\}, \qquad (65)$$

где u, u' — угол падения и преломления луча; d — толщина пластины; n_c — показатель преломления, для стекла $n_c=1{,}5$.

Для пластинки толщиной $d=5$ мм (толщина выравнивающего стекла, $n_c=1{,}5$, угла $\omega=45^\circ$ расфокусировка равна $\Delta f'=2{,}33$, для угла $\omega=15^\circ$ $\Delta f_2'=1{,}50$ мм.

Очевидно, что вносимую пластиной нерезкость изображения можно уменьшить для центра поля, изменив фокусировку объектива на величину $\Delta f_2'$. Расфокусировка на краю поля изображения $\delta f'=\Delta f_1'-\Delta f_2'$ не компенсируется, и ее влияние исключается путем включения плоскопараллельной пластины в расчет объектива.

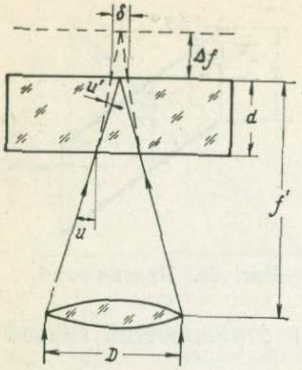


Рис. 65. Осевой сдвиг изображения, вызываемый плоскопараллельной пластинкой

Поперечное смещение изображения в фокальной плоскости, вызванное плоскопараллельной пластиной, определяется формулой

$$\delta = d\left(\frac{\operatorname{tg} u}{n_c} - \operatorname{tg} u'\right), \qquad (66)$$

из которой следует, что искажение зависит от толщины пластинки и неодинаково по полю.

При $d=5$ мм, $n_c=1{,}5$ для $\omega=15°$ $\delta=0{,}070$ мм, для $\omega=45°$ $\delta=0{,}210$ мм.

Величина поперечного смещения изображения в случае, когда плоскопараллельная пластина имеет клиновидность и прогиб, носит более сложный характер и определяется формулами:

при клиновидности

$$\delta = \frac{\theta f'\left(\dfrac{n_c \cos^2 u'}{\cos^2 u} - 1\right)}{\cos^2 \omega} \qquad (67)$$

и прогибе пластинки

$$\delta = \frac{1{,}2 \cdot 10^5 f' d \operatorname{tg}^3 \omega}{r}, \qquad (68)$$

где ω — половина угла поля изображения; f' — фокусное расстояние объектива; r — радиус кривизны пластины; θ — угол клиновидности пластины.

По приведенным формулам легко установить, что клиновидность плоскопараллельной пластинки, равная $\theta=3\div5''$, вызывает смещение на краю поля изображения около $\delta=5$—7 мкм, а ее кривизна ($r=3\cdot10^5$ мм) — $\delta\approx5$ мм.

Как видно, при использовании плоскопараллельной пластинки в оптической системе к ней необходимо предъявлять чрезвычайно высокое требование по соблюдению параллельности поверхностей и сохранению плоскостности. Согласно исследованиям [8] серийные выравнивающие стекла АФА вносят искажения в центральной части поля, не превышающие 2,5 мкм. На краю поля их величина достигает 25—30 мкм.

Потери световой энергии при прохождении лучей через пластину зависят от показателя преломления стекла, коэффициента поглощения, толщины стекла и угла падения лучей. Так как плоскопараллельные пластинки, используемые в АФА, изготовлены из стекла, перечисленные показатели которого очень высокие, а толщина мала, то потери световой энергии незначи-

тельны и в практической деятельности их можно не учитывать.

Плоскопараллельная пластинка, установленная перед объективом (светофильтр), не изменяет его фокусировку, а лучи, идущие от предмета, расположенного на практической бесконечности, претерпевают смещение параллельно самим себе. Искривление поля изображения не наблюдается.

§ 56. Светофильтры аэрофотоаппаратов

При желании полностью использовать всю чувствительность аэрофотоматериала в области сенсибилизации и компенсировать влияния воздушной дымки применяют светофильтры. Светофильтром называется светопоглощающая среда, служащая для поглощения лучей определенной области спектра. Светофильтры, используемые в аэрофотосъемке, представляют собой плоскопараллельную пластинку, однородную по своей массе, являющуюся частью оптической системы АФА. Допустимая клиновидность определяется формулой

$$i' = \frac{6700}{f'} \Delta_{max}, \tag{69}$$

где Δ_{max} — максимальный допустимый сдвиг изображения.

Угол клиновидности не должен превышать 2′, а отступление от плоскостности 1 мкм.

Так как светофильтры устанавливаются перед объективом, то эти требования особенно существенны при съемке объектов, расположенных на конечном расстоянии. В этом случае будет наблюдаться расфокусировка объектива фотокамеры. При воздушном фотографировании объекты находятся на значительном удалении, поэтому лучи, исходящие от них и падающие на объектив, можно считать параллельными и влиянием светофильтра можно пренебречь.

Одной из основных характеристик фильтров является его спектральное пропускание, которое находится в тесной связи с оптической плотностью для монохроматического излучения,

$$D_\lambda = \lg \frac{\Phi_{0\lambda}}{\Phi_{в\lambda}}, \tag{70}$$

где $\Phi_{0\lambda}$ — световой поток, входящий в светофильтр; $\Phi_{в\lambda}$ — световой поток, выходящий из него.

Оптическую плотность определяют на специальных приборах (спектрофотометрах) для разных длин волн и строят кривую спектрального поглощения светофильтра (рис. 66).

По характеру спектрального пропускания светофильтры делятся на несколько групп.

Монохроматические светофильтры выделяют из спектра очень узкую область лучей, селективные — выделяют более

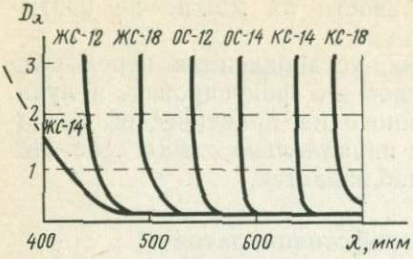


Рис. 66. Спектральные кривые светофильтров

широкую область лучей по сравнению с первыми и широко применяются в цветной фотографии.

Компенсационные светофильтры характеризуются широкой зоной пропускания и используются для выравнивания действия отдельных лучей.

Субтрактивные светофильтры поглощают узкую область спектра, пропуская бóльшую его часть. Очевидно, что при фотографировании через светофильтр наблюдаются потери световой энергии, поглощаемой светофильтром. Для характеристики этого поглощения вводят понятие эффективной светочувствительности *фотослоя* $S_{эф}$, равной чувствительности его к лучам, прошедшим данный светофильтр. Отношение общей светочувствительности фотоматериала к эффективной светочувствительности называется кратностью светофильтра:

$$q = \frac{S}{S_{эф}}. \qquad (71)$$

Кратность светофильтра показывает, во сколько раз должна быть увеличена выдержка при фотографировании с данным светофильтром по сравнению с выдержкой при съемке без светофильтра. Следует отметить, что кратность для каждого светофильтра является величиной не постоянной, зависящей от спектральной чувствительности материала и спектрального состава освещения.

Каждый светофильтр имеет свой номер и шифр, обозначающий цвет стекла. В табл. 8 приведены характеристики светофильтров, применяемых для аэрофотосъемки.

При выполнении аэросъемки на черно-белый фотоматериал, когда не ставится задача выделения определенной зоны спектра, светофильтр применяется для компенсации влияния

Таблица 8

Светофильтр	Минимальная оптическая плотность D_0	Кратность				Цвет
		пропуск λ	изопанхром	панхром	инфра	
ЖС-16	0,06	470	—	—	—	Светло-желтый
ЖС-18	0,06	510	1,8	1,6	1,5	Темно-желтый
ОС-12	0,06	550	3,0	2,0	2,0	Светло-оранжевый
ОС-14	0,07	580	5,7	2,8	2,0	Темно-оранжевый
КС-14	0,08	640		4,6	5,0	Красный

Таблица 9

Тип пленки	Светофильтр	Значение τ при высотах				
		1 км	2 км	4 км	8 км	15 км
Изопанхром тип 15	Без светоф.	0,03	0,06	0,15	0,19	0,26
	ЖС-16	0,03	0,05	0,11	0,17	0,23
	ЖС-18	0,03	0,05	0,10	0,16	0,22
	ОС-12	0,03	0,05	0,10	0,16	0,22
	ОС-14	0,03	0,05	0,09	0,16	0,19

воздушной дымки. В первом разделе говорилось о таком параметре атмосферы, как ее оптическая толщина τ, которая изменяется с изменением длины волны и имеет наименьшее значение в инфракрасной области. Отсекая с помощью светофильтра часть спектра, съемку производят в тех зонах, для которых τ меньше. В табл. 9 приведены величины толщин атмосферы для разных светофильтров при разной высоте фотографирования.

Выбирая пленку и светофильтр, можно или сгладить контраст изображения или, наоборот, поднять его, тем самым выделив некоторые детали. Однако следует отметить, что не всегда светофильтры дают желаемый результат, и при их выборе необходимо учитывать спектральный характер дымки. В последние годы для поднятия информативности аэрофотоснимков, особенно в целях тематического дешифрирования, широкое применение находит одновременное фотографирование в отдельных, узких зонах спектра. Такое фотографирование называется многозональной съемкой, особенности которой будут рассмотрены отдельно.

§ 57. Коллиматор и автоколлиматор

Коллиматором называется оптическая система, дающая на выходе параллельный пучок лучей, имитирующий световой поток бесконечно удаленного предмета, и предназначенная для оптических исследований АФА.

Оптическая схема коллиматора (рис. 67, *а*) состоит из откоррегированного объектива *1* и сетки нитей *2*, размещенной в его фокальной плоскости. Часто вместо сетки нитей устанавливают угломерные шкалы и допусковые фигуры. Сетка нитей освещается источником света *3*, установленным на месте окуляра трубы. Световой поток, пройдя сетку и объектив, выйдет параллельным пучком, имитирующим искусственную бесконечность расположения сетки.

Как и зрительные трубы, коллиматоры бывают короткофокусные и длиннофокусные. При определении оптических характеристик объективов применяют коллиматоры с фокусным рас-

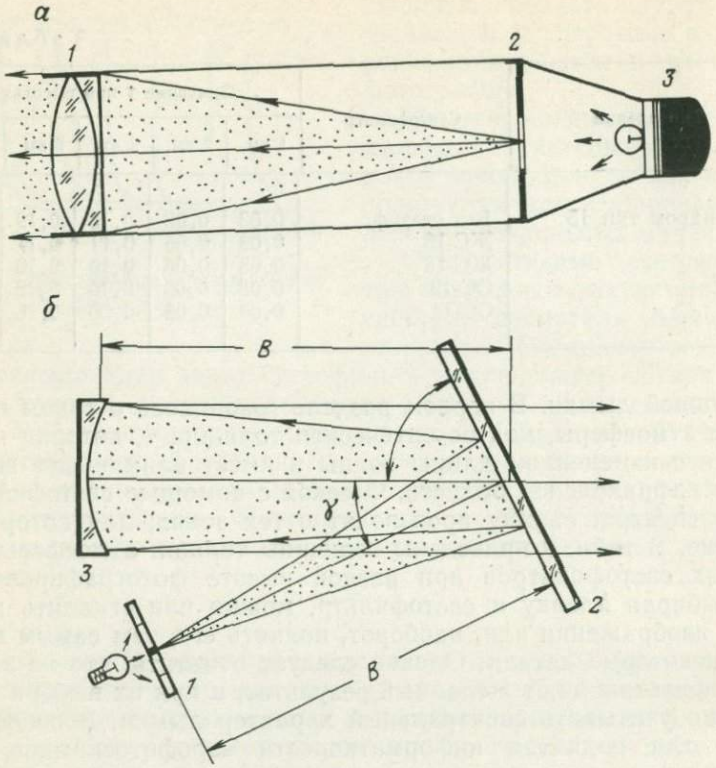


Рис. 67. Схема коллиматора:
а — оптическая схема, *б* — схема коллиматора с зеркальным объективом

стоянием в диапазоне 600—2500 мм. Чем больше фокусное расстояние коллиматора, тем меньшая ошибка определений.

Если в коллиматоре объектив заменен сферическим зеркалом, то такой прибор называют зеркальным коллиматором. Визирная ось зеркальных коллиматоров изогнута под углом, а в фокальной плоскости зеркала ($f=A+B$) устанавливается сетка нитей *1* (*рис. 67, б*).

Лучи света, прошедшие через пластинку с сеткой, отражаются от плоскопараллельной пластинки *2* и попадают на сферическое зеркало *3*. Вторично отразившись от зеркала, световые лучи выходят из коллиматора через полупрозрачную плоскопараллельную пластинку параллельным пучком. Такие коллиматоры широко применяются при определении разрешающей способности приборов ночного наблюдения и в других контрольно-измерительных устройствах.

Коллиматоры первого типа используются для исследований АФА, в шаровом коллиматоре, визуальной оптической и фотографической скамье.

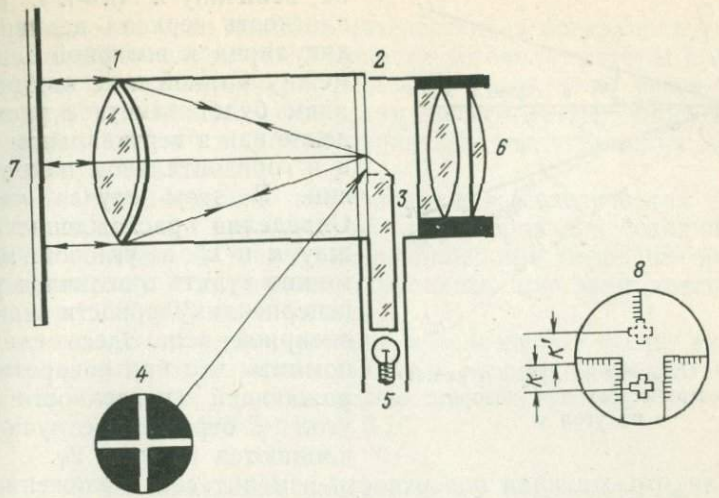


Рис. 68. Схема автоколлиматора с призмой

Если перед коллиматором, перпендикулярно к визирной оси, поставить плоское зеркало, то параллельный пучок, отразившись от него, снова соберется в точку, расположенную в фокальной плоскости, т. е. на сетке получим ее изображение. Изображение, получаемое после отражения от вспомогательной плоскости зеркала, называется автоколлимационным, а приборы — автоколлиматорами. Таким образом, сущность автоколлимации заключается в способности оптической системы строить после отражения параллельного пучка действительное *изображение предмета в плоскости самого предмета.*

Для того чтобы иметь возможность наблюдать совмещение автоколлимационного изображения с самим предметом, система имеет автоколлимационный окуляр. В практике наиболее широко используются автоколлимационные окуляры, называемые система Аббе, система Гаусса, окуляр с призмой (рис. 68).

В фокальной плоскости объектива *1* коллиматора установлена сетка *2, склеенная с призмой 3, угол скоса которой равен* 45°. Ниже центра сетки, в плоскости склейки, покрытой серебром, прорезана прозрачная марка в виде креста *4*. Размер креста не превосходит величины проекции наклонной грани призмы на сетку.

Световой пучок от электролампочки *5*, осветив прозрачную марку, попадает на зеркало *7*, отразившись от которого, даст в плоскости сетки действительное изображение марки (креста) *8*, наблюдаемое в окуляр *6*.

В связи с тем, что марка нанесена ниже центра сетки на величину *к,* отраженное изображение будет смещено к верху

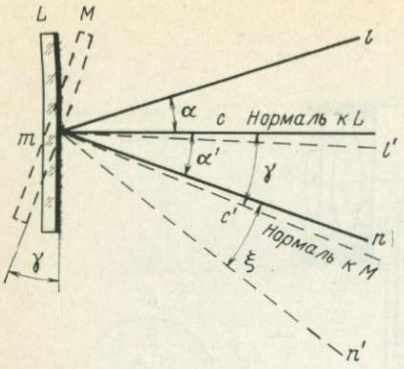


Рис. 69. Отклонение лучей отражающей поверхностью при повороте ее на угол γ

на величину κ' ($\kappa=\kappa'$). Если плоскость зеркала не перпендикулярна к визирной оси, то между маркой и ее изображением будет заметное расхождение как в вертикальном, так и в горизонтальном направлении. В этом случае $\kappa\neq\kappa'$. Определив расхождение между κ и κ' в угловой мере, можно судить о величине угла неперпендикулярности зеркала визирной оси. Здесь следует помнить, что при повороте отражающей поверхности на угол γ отраженные лучи отклоняются на угол 2γ.

Если отражающая поверхность изменит свое положение от первоначального L на угол γ, то при неизменном ходе луча lm угол его падения будет равен (рис. 69)

$$lmc'=\alpha+\gamma, \tag{72}$$

где α — угол падения,
а угол отражения

$$c'mn'=\omega+\alpha'-\gamma, \tag{73}$$

где α' — угол отражения.

Так как углы падения луча и отражения равны, то и правые части выражений (72) и (73) равны:

$$\alpha+\gamma=\omega+\alpha'-\gamma \tag{74}$$

или

$$\omega=2\gamma.$$

В автоколлиматорах в качестве отражающей поверхности обычно используют плоские зеркала с наружным отражающим покрытием. Однако можно использовать и плоскопараллельную пластинку без покрытия (при юстировке оптической скамьи, скамьи ЦНИИГАиК и др.). Пластинка должна иметь минимальную клиновидность с отклонением от плоскости в 3—4 кольца интерференционной картины. При использовании плоскопараллельной пластинки работы проводятся в затемненном помещении, так как яркость автоколлимационного изображения (блика) мала.

Автоколлимационные методы широко используются для контроля различных параметров: при определении взаимной параллельности и перпендикулярности плоскостей, прямолинейности направляющих, установке плоскостей под заданным углом

и определении угла наклона интересующих поверхностей. В оптико-механической промышленности автоколлиматоры применяются для контроля центрировки линз объективов, углов призм, радиусов кривизны сферических поверхностей, плоскопараллельности пластин и других характеристик оптических деталей и приборов в целом.

Коллиматоры нашли применение и в геодезических измерениях, так как они используются в приборах для создания бесконечно удаленной точки визирования, при передаче ориентировки по ходу с короткими сторонами, при этом достигается точность $\pm 2''$—$3''$ на станцию.

Автоколлимационные методы обеспечивают более высокую точность, чем коллимационные, так, средняя квадратическая ошибка измерения угловых перемещений у фотоэлектрического автоколлиматора АФ-2 равна $0{,}1''$.

§ 58. Измерение распределения освещенности, светорассеяния и светопропускания объективов АФА

Измерение распределения освещенности в плоскости изображения АФА производится двумя методами: фотоэлектрическим и фотографическим. В обоих методах в качестве объекта фотографирования используют специальный прибор, называемый «фотометрическим» шаром (рис. 70).

Фотометрический шар представляет собой полый шар диаметром более 0,5 м, окрашенный внутри белой матовой краской. Шар имеет два отверстия: одно диаметром 20 мм (*1*) служит для сменных пробок, другое (*2*) — для установки АФА (*3*) или коллиматора с фокусным расстоянием, равным диаметру шара. Оба отверстия расположены в диаметрально противоположных частях шара. Внутренняя поверхность шара освещается специальными лампами, свет которых не попадает в объектив испытуемого АФА, устанавливаемого в плоскости отверстия *2*. Аэрофотоаппаратом производят экспонирование равномерно освещенных стенок шара при белой пробке — в отверстие *1*.

Полученный негатив в виде круга с плотностями почернения, убывающими к краям, разбивается на равные интервалы, через которые на денситометре измеряют оптические плотности изображения *D*. Измеренные плотности приводят к плотности почернения в центре, которую принимают за

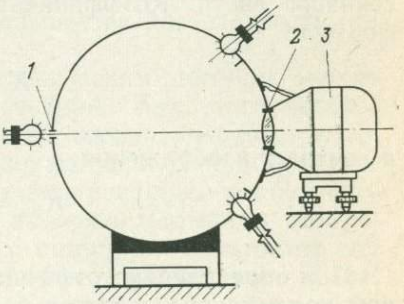


Рис. 70. Схема шарового коллиматора

Таблица 10

ω, °	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45
D	0,810	0,800	0,780	0,750	0,720	0,680	0,633	0,550	0,432	0,420
$D_{пр}$	1,000	0,987	0,962	0,925	0,888	0,839	0,761	0,679	0,607	0,518

единицу. В результате получается приведенная плотность $D_{пр}$, которая уже будет характеризовать освещенность в фокальной плоскости АФА. Результаты исследования обычно представляют в виде табл. 10.

Фотоэлектрический способ заключается в использовании фотоэлемента, который помещают в разные части прикладной рамки АФА (поля изображения), снимая при этом показания со шкалы гальванометра. Отношение показаний гальванометра к его показанию в центре фокальной плоскости дает характеристику светораспределения. Величины, характеризующие светораспределение, выражают в долях единицы или в процентах.

Коэффициенты светорассеяния и светопропускания аэрофотообъективов определяют также с помощью фотометрического шара с использованием сменных пробок: черной и белой.

Аэрофотоаппарат устанавливается вблизи объектива фотометрического шара, между ними помещается диафрагма, а в фокальной плоскости — вторая (рис. 71).

С помощью гальванометра берут два отсчета, один B_1 при белой пробке *2*, а второй B_2 — при черной. Пробка, оклеенная черным бархатом, представляет собой «черное тело». Рассеянный свет, образованный в системе, накладывается на изображение, отчего оно становится несколько осветленным. Отсчет по гальванометру будет соответствовать величине яркости рассеянного света. Коэффициент светорассеяния вычисляется по формуле

$$K = \frac{B_2}{B_1}, \tag{75}$$

а контраст изображения

$$K_{из} = 1 - \frac{B_2}{B_1}. \tag{76}$$

При определении коэффициента светопропускания τ в шаровом коллиматоре ставится белая пробка с отверстием, не превышающим 2 мм, освещаемая осветителем *1*.

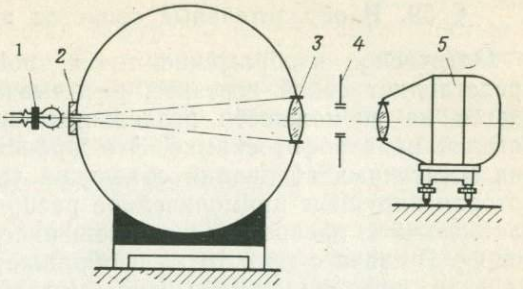


Рис. 71. Схема определения светорассеяния и светопропускания АФА

Пучок лучей, выходящих из отверстия, пройдя объектив коллиматора *3* и диафрагму *4*, попадает в объектив фотокамеры *5*. Для измерения светового потока фотоэлемент помещают между диафрагмой и объективом и берут отсчет B_1', характеризующий энергию лучей, падающих на объектив. Затем фотоэлемент помещают после объектива и замеряют B_2' — энергию света, прошедшего через систему. В обоих случаях фотоэлемент помещается по возможности ближе к аэрофотообъективу при постоянном диаметре диафрагмы *5*, несколько меньшем его относительного отверстия.

Отношение показаний гальванометра B_2' к B_1' дает величину коэффициента пропускания испытуемого объектива

$$\tau = \frac{B_2'}{B_1'}. \qquad (77)$$

Следует отметить, что общепринятой методики определения названных выше энергетических характеристик аэрофотообъектива нет.

Помимо рассмотренных способов иногда для определения светораспределения фотографируют равноосвещенный экран, сплошную облачность или снежный покров. Однако во всех трех случаях не наблюдается ровной освещенности фотографируемого фона, а следовательно, уменьшается достоверность определений.

В лабораторных условиях фотографическим способом можно также исследовать и светорассеяние АФА. Для этого необходимо выполнить фотографирование абсолютно «черного тела», в качестве которого можно использовать черную пробку фотометрического шара. Если рядом с экспонированным кадром впечатать сенситометрический клин и измерять плотности изображения «черного тела» и фона, то с помощью сенситометрического графика можно определить соответствующие экспозиции. Зная экспозиции, нетрудно вычислить в процентах, какую часть составляет рассеянный свет от общего количества света.

§ 59. Изобразительные свойства аэрофотообъектива

Оптическое изображение точки, построенное объективом, представляет собой нерезкое, расплывчатое пятно, что сказывается на возможности раздельного воспроизведения мелких деталей на аэрофотоснимке. Это происходит вследствие наличия остаточных аберраций объектива (см. § 52) и дифракции, которая нарушает прямолинейное распространение света и создает сложное распределение освещенности в плоскости изображения. В связи с этим точка изображается в виде пятна, окруженного дифракционными кольцами с убывающей яркостью. Радиус дифракционного кольца является функцией длины волны и относительного отверстия объектива

$$r = F(\lambda,\ n_0). \tag{78}$$

При прохождении оптической системы дифрагированный фронт волны бесконечно удаленного предмета отклоняется от первичного фронта на угол φ с разностью хода, равной $\Delta = 1{,}22\,\lambda$ (рис. 72).

Объектив, при прохождении которого деформация волновой поверхности не превышает четверти длины волны, считается идеальным.

Освещенность пятна изменяется от максимума в точке O до нуля в точке B, причем это увеличение происходит пропорционально увеличению разности хода от 0 до $1{,}22\,\lambda$.

Радиус темного кольца в связи с этим будет равен

$$r = f'\varphi = \frac{1{,}22\,\lambda}{D} \cdot f' = \frac{0{,}61\,\lambda}{u}, \tag{79}$$

где D — диаметр действующего отверстия объектива; u — апертурный угол.

Для среднего значения длины волны видимого спектра $\lambda = 0{,}555$ мкм, в линейной мере он равен

$$r = \frac{0{,}34}{u} \text{ мкм}. \tag{80}$$

Известно, что глаз видит две точки плоскости изображения раздельно при необходимой разности яркости в середине ди-

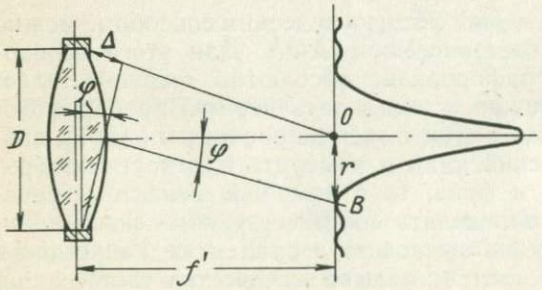


Рис. 72. Отклонение фронта волны, идущей от бесконечно удаленной точки

фракционных пятен и в точке их соприкасания. Такая чувствительность глаза называется контрастной чувствительностью и для среднего глаза равна 5% при отношении освещенности в точке минимума к точке максимума, равном 85%.

Из приведенных формул (79), (80) следует, что радиус первого темного кольца при постоянной длине волны света зависит от относительного отверстия объектива $n_0 = \frac{D_0}{f'}$. Существует некоторое оптимальное значение относительного отверстия, при котором наблюдается наилучшее соотношение влияний дифракций и аберраций на качество изображения. Согласно исследованиям для аэрофотообъективов такое отверстие находится в диапазоне 1 : 4÷1 : 11.

Очевидно, что оценка построения изображения по приведенным формулам будет приближенной и недостаточной. Для оценки качества изображения применяют другие методы и критерии, дающие возможность характеризовать оптическую систему в комбинации с приемником изображения, в данном случае фотослоем.

В настоящее время для оценки качества изображения применяют два критерия: разрешающую способность (R, мм$^{-1}$) и передаточную функцию P (N), мм$^{-1}$.

Разрешающей способностью оптической системы называется свойство оптической системы раздельно изображать две близко лежащие точки или линии. Разрешающая способность выражается числом линий, раздельно передаваемых на 1 мм изображения, и обозначается в лин/мм или мм$^{-1}$. В случае, когда разрешающая способность выражена в угловой мере, ее называют изобразительной способностью объектива и вычисляют по формуле

$$\operatorname{tg} \varphi'' = \frac{\cos^2 \omega}{f' R_0}. \qquad (81)$$

В результате взаимодействия объектива и светочувствительного слоя получается фотографическая разрешающая способность системы, которая является основной характеристикой АФА. Определение разрешающей способности аэрофотообъективов и фотографических систем производят с помощью стандартных штриховых мир (рис. 73). Разрешающая способность объектива определяется визуально. Стандартные штриховые миры выпускаются, согласно ГОСТу, шести номеров и представляют собой стеклянные пластинки, на которые нанесены 25 элементов, оцифрованных по краям. Каждый из 25 элементов состоит из четырех групп параллельных светлых полос одинаковой ширины и длины на черном фоне. Группы штрихов в каждом элементе расположены по четырем направлениям: горизонтальному, вертикальному и под углами 45° к двум первым. Под шириной одного штриха понимают расстояние между двумя сосед-

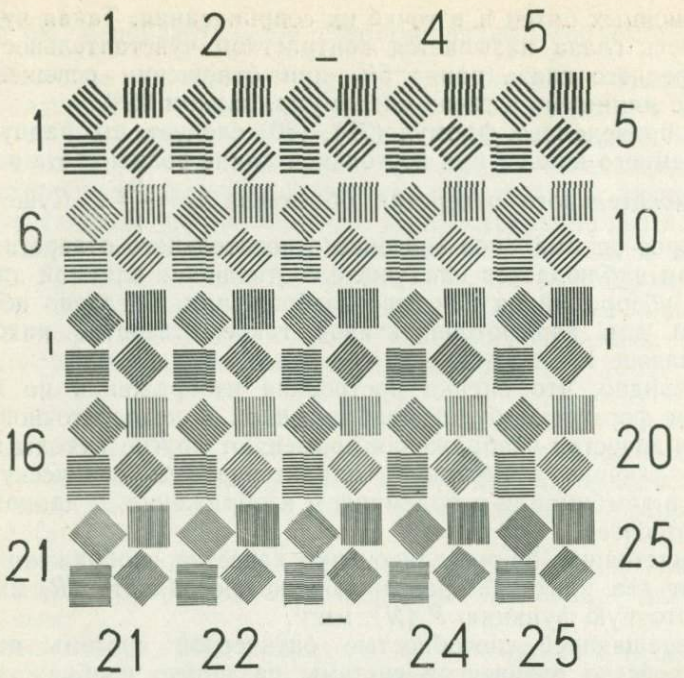


Рис. 73. Штриховая мира

ними темными или светлыми штрихами, т. е. темная и светлая полоса составляют один штрих. Ширина штрихов убывает от элемента к элементу по закону геометрической прогрессии с знаменателем, равным 0,94. Угловое расстояние между осями рядом расположенных полос равно $\gamma'' = 206\,265$, а количество полос в одном миллиметре любого элемента определяется из выражения

$$N = \frac{60}{B} \cdot K_n, \tag{82}$$

где N — количество штрихов в 1 мм; B — длина базы миры в мм, расстояние между отметками элементов 3 и 23, 11 и 15; $K = 1{,}06\ (n-1)$ — коэффициент, зависящий от номера n миры.

Миры различают по номерам. Числовые значения параметров мир от № 1 до № 5 приведены в табл. 11.

Стандартные миры имеют абсолютный контраст, равный единице. Под контрастом миры понимают отношение разности между максимальной и минимальной освещенностями (E_{max}, $E_{\min}$) к максимальной освещенности

$$K = \frac{E_{\max} - E_{\min}}{E_{max}}. \tag{83}$$

Таблица

Длина базы	Номер мир					Длина базы	Номер мир				
	1	2	3	4	5		1	2	3	4	5
B	1,2	2,4	4,8	9,6	19,2	b	1,14	2,27	4,55	9,07	18,02
d	0,219	0,438	0,877	1,75	3,51	m	0,05	0,1	0,2	0,4	0,8
C	0,01	0,02	0,04	0,08	0,16	S	0,005	0,01	0,02	0,04	0,08

Наряду со штриховой мирой часто встречается и радиальная мира (рис. 74). В зависимости от используемой миры разрешающая способность определяется по формулам:

1) *для штриховой миры*

$$R_0 = \frac{f'}{l_0 F}, \tag{84}$$

2) для радиальной миры

$$R_0 = \frac{N_к}{\pi d_к}, \tag{85}$$

где l_0 — ширина линий в оригинале миры; $d_к$ — диаметр кружка нерезкости в центре изображения миры, измеренного на приборе; $N_к$ — общее число линий радиальной миры; f' и F — фокусные расстояния, соответственно исследуемого объектива и объектива коллиматора.

Разрешающая способность для реальных оптических систем, имеющих большой угол поля зрения, изменяется к краям снимка по сравнению с разрешающей способностью в центре. Это изменение значительно и даже в хорошо коррегированных объективах достигает порядка 40%. Качественная оценка фотографирующей системы производится также по критерию добротности q. Это понятие облегчает сравнение различных фотографирующих систем, имеющих разные фокусные расстояния. Значение добротности системы определяется формулой

$$q = 2 R_{N\,max} f'. \tag{86}$$

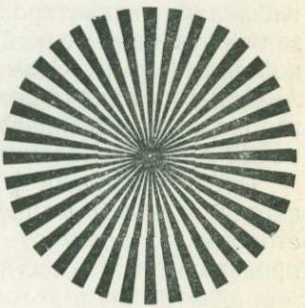


Рис. 74. Радиальная мира

Зная угловую разрешающую спо-

собность системы γ, можно определить минимальные размеры объекта фотографирования L_{min}:

$$L_{min} = \gamma H, \tag{87}$$

где

$$\gamma = \frac{1}{2Rf'}.$$

Применяя понятие добротности фотографической системы, получим

$$L_{min} = \frac{H}{q}. \tag{88}$$

Из формулы видно, что при одной и той же высоте фотографирования наименьший размер объекта будет получен объективом, у которого добротность больше, т. е. информационная способность фотографической системы будет характеризоваться величиной добротности. Размеры и количество сфотографированных объектов зависят от качества оптической системы, т. е. от ее добротности. У современных съемочных систем величина добротности может быть от нескольких тысяч до ста тысяч и определяется в значительной мере величиной фокусного расстояния.

§ 60. Определение фотографической разрешающей способности АФА

При эксплуатации аэрофотоаппарата важно знать не разрешающую силу объектива АФА, а фотографическую разрешающую способность всей системы, так как от нее зависит качество конечного результата съемки — аэрофотоснимка.

Определение фактической разрешающей способности АФА производится при помощи оптического коллиматора, в фокусе объектива которого помещается штриховая мира (рис. 75). Во избежание виньетирования аэрофотоаппарат устанавливается задней узловой точкой объектива над осью вращения поворотной платформы. Совмещение выполняется путем перемещения АФА вдоль направляющих скамьи до положения, при котором изображение светящейся на расстоянии перед объективом лампочки будет неподвижным.

После установки фотокамеры с заряженной кассетой выполняется экспонирование миры с одинаковой выдержкой, в обе стороны по полю от центрального положения. Поворот АФА производится совместно с платформой на определенные углы: для объективов с углом $2\omega < 20°$ через 2,5°, с углами $2\omega > 20°$ — через 5° или 10°. После проявления экспонированной пленки

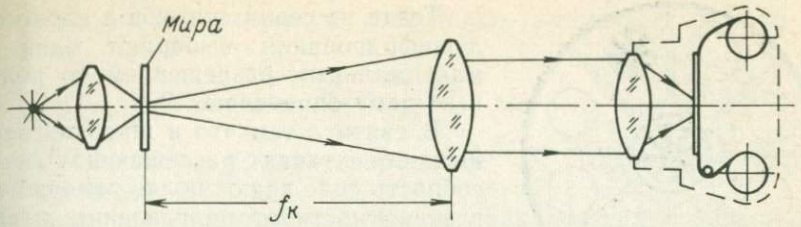


Рис. 75. Схема коллиматора для определения разрешающей способности АФА

при помощи микроскопа с 15—20-кратным увеличением определяют разрешающую способность системы.

Дешифрирование ведется от крупных штрихов миры к мелким. За предельное разрешение принимается элемент миры, в котором штрихи разрешены по всем четырем направлениям и их можно еще сосчитать.

В случае когда среди разрешаемых элементов встречается элемент, в котором штрихи не различаются (провал изображения), за предельное разрешение принимается предшествующий элемент без провалов. Таким же образом поступают и в случае инверсии изображения, когда черные штрихи изображаются белыми, и наоборот. Иногда для выбора плоскости наилучшего изображения после каждого ряда съемок производят расфокусировку объектива, смещая миру на величину $\Delta f_к$, определяемую формулой

$$\Delta f'_к = \left(\frac{f_к}{f'}\right)^2 \Delta f', \tag{89}$$

где $f_к$ — фокусное расстояние объектива коллиматора; f' — фокусное расстояние объектива АФА; $\Delta f'$ — выбранная величина расфокусировки (обычно $\Delta f' = 0{,}1—0{,}01$ мм).

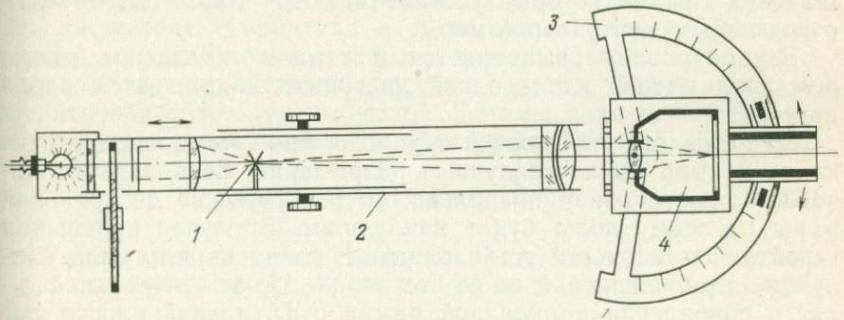


Рис. 76. Схема глубинного коллиматора:
1 —тест-объект, *2* — коллиматор, *3* — поворотная платформа, *4* — АФА

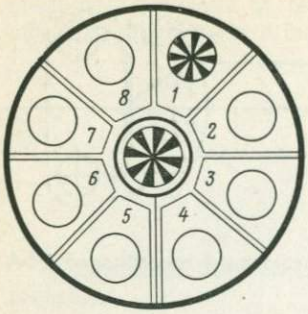


Рис. 77. Расположение мир в тест-объекте

Тогда из серии снимков в процессе дешифрирования выбирают один с максимальным разрешением по полю и по нему определяют R.

В связи с тем что в широкоугольных объективах разрешающая способность на краю поля изменяется в зависимости от направления штрихов миры [1] (для вертикальных пропорционально $\cos^3 \omega$, для горизонтальных пропорционально $\cos \omega$), в полученные значения R необходимо ввести соответствующие поправки.

Определение разрешающей способности можно производить совместно с проверкой фокусировки АФА на глубинном коллиматоре, схема которого показана на рис. 76.

Глубинный коллиматор имеет аналогичное устройство с рассмотренным выше коллиматором, только в нем вместо одной штриховой миры установлен тест-объект. Тест-объект состоит из девяти одинаковых радиальных мир (рис. 77), из которых центральная жестко связана с тубусом коллиматора, а восемь остальных могут быть установлены на различных известных расстояниях от нее вдоль оптической оси, т. е. коллиматор позволяет получить девять изображений мир, расположенных на разной глубине. Центральная мира устанавливается в главном фокусе объектива коллиматора при помощи перемещения тубуса. При правильной фокусировке объектива АФА ее изображение должно получиться в фокальной плоскости камеры. Изображения других мир будут отстоять от этой плоскости на расстояниях, определяемых формулой (89).

По этой формуле для значений $\Delta f'$, равных $\pm 0{,}001$, 0,002 и т. д. фокусного расстояния объектива АФА, рассчитываются значения $\Delta f_к$, на которые устанавливаются миры тест-объекта относительно центральной миры.

Экспонирование выполняется в темном помещении затвором коллиматора вдоль одной диагонали кадра, затем вдоль другой.

Для каждого угла поля изображения по снимку определяют, какая из мир имеет наилучшее разрешение. Если аэрофотоаппарат отфокусирован правильно, то изображение центральной миры по всему полю будет наилучшим. В случае нарушения такой закономерности устанавливают, какая из мир дала наилучшее изображение, и по ее отстоянию $\Delta f_к$ от центральной судят о совпадении прикладной рамки с фокальной плоскостью объектива. При определении разрешающей способности измеряют на микроскопе диаметр d кружка нерезкости наиболее

резкой миры. Разрешающую способность вычисляют по формуле

$$R_{\text{о}} = \frac{N_{\text{к}}}{\pi d_{\text{к}}},$$

где $d_{\text{к}}$ — диаметра кружка нерезкости; $N_{\text{к}}$ — количество пар штрихов миры.

Однако разрешающей способности, как критерию качества фотографического изображения, присущи недостатки, связанные с контрастом объекта, субъективными особенностями исследователя и контрастной чувствительностью глаза. Кроме того, эта характеристика не дает возможности предсказать выходной сигнал по известному входному, по ней нельзя судить о воспроизведении деталей, находящихся выше предела разрешения системы. Но оценка фотографической съемочной системы с применением критерия «разрешающая способность» весьма наглядна, проста и оперативна. Поэтому наряду с математическими методами оценки системы по функции передачи модуляции сигнала критерий «разрешающая способность» еще часто встречается на производстве.

§ 61. Оценка оптического изображения по методу передаточной функции

Развитие математических методов оценки качества аэрофотоизображения обусловило появление новых методов оценки качества изображения, основанных на частотном методе Фурье, устанавливающих связь между объектом и его изображением при помощи передаточной функции. Оптическая система аэрофотоаппарата работает с некогерентным источником света, а поэтому она линейна относительно энергии излучения, и ее можно рассматривать как канал информации, передающий полноту изображения объекта в зависимости от свойств самого канала и светового потока, излучаемого объектом. Естественно, что сигнал на входе канала будет в какой-то мере отличаться от сигнала на выходе. Амплитуда и фаза синусоидального сигнала на выходе зависят от его частоты и выражают частотно-контрастную и фазово-частотную характеристики. Таким образом, передаточная функция оптической системы является комплексной функцией, математическое выражение которой имеет вид

$$\Pi(N) = |T(N)| \exp[\varphi(N)], \qquad (90)$$

где N — пространственная частота; $|T(N)|$ — частотно-контрастная характеристика; $\varphi(N)$ — фазово-частотная характеристика.

Первая из них показывает изменение передачи контраста объекта, излучающего синусоидальный сигнал от его простран-

ственной частоты. Под пространственной частотой понимают количество распределения освещенности на единицу длины.

Фазово-частотная характеристика показывает способность системы сохранять подобие изображения и объекта, т. е. определяет ортоскопичность оптической системы.

Частотно-контрастная характеристика (ЧКХ) представляет собой коэффициенты передачи контраста $T(N)$, определенные для различных частот N и показывающие уменьшение контраста $K_{и\,N}$ изображения по отношению к контрасту K_N объекта,

$$T(N) = \frac{K_{и\,N}}{K_N}, \tag{91}$$

где

$$K_{и\,N} = \frac{E'_{max} - E'_{min}}{E'_{max} + E'_{min}},$$

E'_{max}, E'_{min} — максимальная и минимальная освещенности оптического изображения объекта. Для штриховой миры — освещенность темных и светлых штрихов.

Передаточная функция может быть определена, если известны спектр объекта и спектр изображения. Задача ее определения сводится к измерению коэффициентов контраста изображения, получаемого от мир различной пространственной частоты с контрастом, равным 1.

Величина изменения контраста в изображении миры по сравнению с абсолютным контрастом служит исходным материалом для построения графиков ЧКХ. ЧКХ выражают графически, показывая зависимость контраста от пространственной частоты для всех углов поля зрения (рис. 78).

Контраст, который еще может быть воспринят при данных условиях наблюдения, называется пороговым контрастом ($K_{пор}$), а частота $N_{пор}$, соответствующая ему — граничной частотой. Граничная частота определяет предел разрешения данной оптической системы.

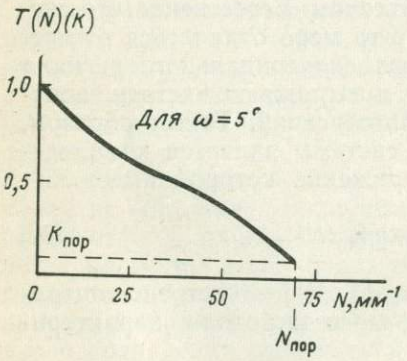


Рис. 78. График ЧКХ для угла поля зрения $\omega=5°$

Для характеристики изменения контраста от угла поля зрения при постоянной фокусировке строится график, приведенный на рис. 79.

Если необходимо показать изменение контраста во взаимосвязи со всеми факторами, строят пространственные графики, так называемые «Т-горы» или «холмы контраста» (transfer — передача контраста), предложенные шведскими уче-

ными. «Т-гора» передачи контраста пространственной частоты приведена на рис. 80. В пространственной системе координат по оси абсцисс откладывают углы поля зрения ω, по оси ординат — величины расфокусировки ($\Delta f_к$), а по оси аппликат — значение контраста K. Выбирают сечение контраста ΔK, равное 10%, и соответствующие точки соединяют плавными кривыми (горизонталями), в результате чего получают пространственное тело.

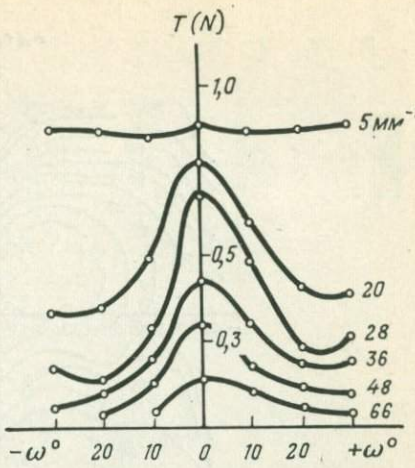


Рис. 79. Зависимость контраста от угла ω

Для специалистов, использующих АФА в производственных целях, более удобным является график, когда по оси абсцисс откладываются углы ω, а по оси ординат — пространственные частоты N, мм$^{-1}$ (рис. 81). Кривые линии, проведенные через ΔK%, показывают изменение контраста в зависимости от первых двух факторов.

ЧКХ оптических систем могут быть вычислены по конструктивным параметрам [8], [18] с ошибкой отклонения от экспериментальных значений, равной $\pm 0{,}04 \div 0{,}07$. Однако наиболее объективные данные получаются в результате непосредственного измерения ЧКХ. Для этих целей созданы специальные установки, называемые электронно-оптическими скамьями (ЭОС). Следует отметить, что большинство ЭОС предназначено для испытаний только отдельных объективов. В ЦНИИГАиК (СССР) создана электронно-оптическая скамья для исследований аэрофотосъемочных объективов, вмонтированных непосредственно в камеру.

ЭОС ЦНИИГАиК является фотоэлектрической установкой, позволяющей измерять ЧКХ аэрофотообъективов с фокусным расстоянием до 150 мм, в диапазоне полевых углов $\omega = \pm 60°$. Скамья работает по методу непосредственного сканирования штрихов миры с синусоидальным изменением яркости. В связи со сложностью создания синусоидальных мир на практике используют прямоугольные миры с постепенным изменением частоты штрихов. В этом случае необходимо выполнить пересчет результатов $T'(N)$, полученных по прямоугольной мире, в коэффициенты $T(N)$, соответствующие синусоидальной мире,

$$T(N) = \frac{\pi}{4}\left[T'(N) + \frac{1}{3}T'(3N) - \frac{1}{5}T'(5N) + \ldots\right]. \qquad (92)$$

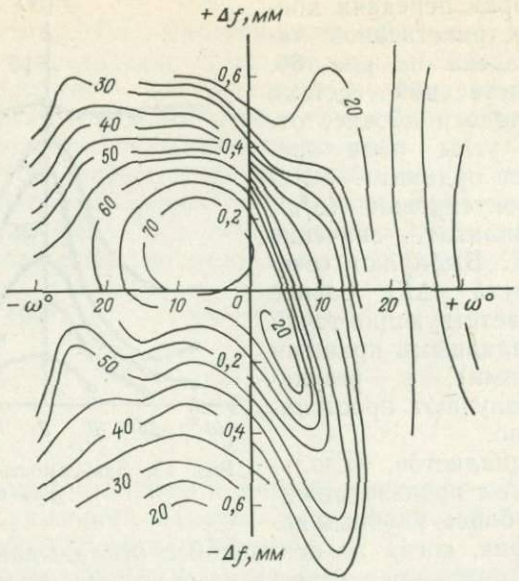


Рис. 80. «Т-гора» передачи контраста объективом

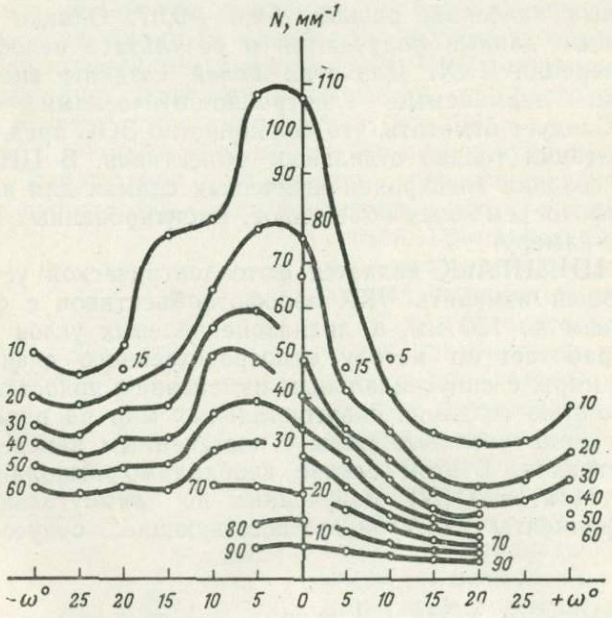


Рис. 81. График изменения контраста в зависимости от ω и N мм$^{-1}$

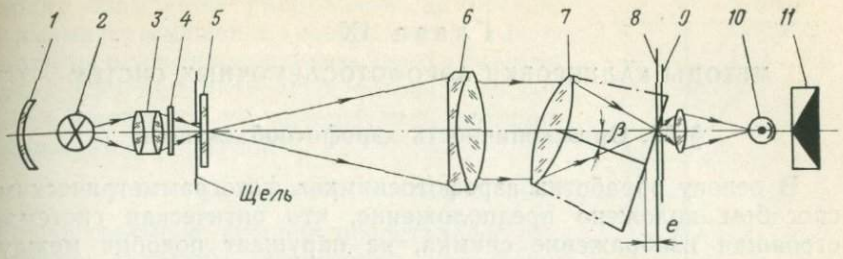


Рис. 82. Схема электронно-оптической скамьи

Общая схема ЭОС показана на рис. 82. В фокальной плоскости объектива коллиматора *6* помещена вращающаяся мира *5*, которая освещается через конденсор *3* со светофильтром *4*.

Исследуемый объектив *7*, установленный в параллельном пучке, стрит изображение миры в фокальной плоскости 8, с которой совмещена анализирующая диафрагма *9* с узкой щелью. Световой поток от источника *2* и отражателя *1* проходит через подвижную миру и диафрагму и падает на фотоэлемент электронного усилителя *10*, возбуждая в нем фототок, регистрируемый гальванометром или осциллографом *11*. Через аэрофотообъектив поочередно пропускают световые потоки, идущие от миры, с разными частотами, и на выходе регистрируют показания гальванометра, соответствующие изменениям светового потока. По отсчетам гальванометра определяют значения максимальной и минимальной освещенности, а по ним контраст $K_{и\,N}$ оптического изображения на разных частотах. Зная исходный контраст K_N, по формуле (91) вычисляют величины коэффициентов передачи контраста $T(N)$. По значениям коэффициентов $T(N)$, полученным для разных углов поля зрения ω и частот N, строят графики. Следует отметить, что при определении ЧКХ по полю изображения АФА поворачивается по сектору на выбранный угол β. При этом фокальная плоскость смещается от первоначального положения на величину l, равную

$$l = f'_к\left(\frac{1}{\cos\beta} - 1\right), \qquad (93)$$

где $f'_к$ — фокусное расстояние АФА.

В связи с этим частоту миры необходимо умножить на косинус соответствующего угла β. Точность определения ЧКХ на ОЭС составляет 1% ординаты кривой ЧКХ для $N = 50$ мм$^{-1}$ и 2% для $N = 100$ мм$^{-1}$.

Глава IX

МЕТОДЫ КАЛИБРОВКИ АЭРОФОТОСЪЕМОЧНЫХ СИСТЕМ

§ 62. Ортоскопичность аэрофотообъективов

В основу обработки аэрофотоснимков фотограмметрическим способом положено предположение, что оптическая система, строящая изображение снимка, не нарушает подобия между предметом и изображением, т. е. удовлетворяет основным законам солинейного сродства. Способность оптической системы аэрофотоаппарата удовлетворять названным требованиям называется ортоскопией системы.

На практике в самых лучших ортоскопичных аэрофотообъективах не удается обеспечить эти законы в различных участках поля изображения, т. е. в реальных объективах не наблюдается параллельности оптически сопряженных лучей (рис. 83).

Точка изображения r не соответствует идеальному положению точки r_0, соответствующей лучу AS, в связи с неравенством углов ω и ω', в поле предмета (R) и в поле изображения r'. Смещение $\Delta\bar{r}$ точки r может быть записано выражением

$$\Delta\bar{r} = Or_0 - f' \operatorname{tg}\omega, \tag{94}$$

где f' — фокусное расстояние объекта, а отрезок $Or_0 = f' \operatorname{tg}\omega$ или

$$\Delta\bar{r} = Or_0\left(\frac{\operatorname{tg}\omega}{\operatorname{tg}\omega'} - 1\right). \tag{95}$$

Объективы, которые обеспечивают отношение

$$\frac{\operatorname{tg}\omega}{\operatorname{tg}\omega'} = \text{const}, \tag{96}$$

называются ортоскопическими. Нарушение ортоскопии аэрофотообъектива (системы) называется дисторсией.

К причинам, ведущим к возникновению дисторсии, относят:

отступление показателей преломления, радиусов кривизны, толщины линз и воздушных промежутков от значений, заданных при расчете объектива;

отступление поверхностей линз от идеальной формы и неоднородность оптического стекла;

нарушение центрировки оптических деталей объектива и ряд других причин.

Все аэрофотообъективы представляют относительно сложную оптическую систему, состоящую из нескольких компонентов, которые должны быть строго центрированы относительно оптической системы. В случае хорошей центрированности системы наблюдается и центрированность дисторсии. Такая дис-

торсия называется радиальной дисторсией и вызывает смещение изображения точек вдоль радиуса, проходящего через главную точку. Иногда в литературе встречается деление дисторсии на абсолютную, которая выражается формулой

$$\Delta \bar{r} = \bar{r} - \bar{r}', \tag{97}$$

и относительную, которая представляет отношение величины абсолютной дисторсии к величине неискаженного изображения отрезка ($\bar{r}$), т. е.

$$\delta \bar{r} = \frac{\Delta \bar{r}}{\bar{r}} = \frac{\bar{r} - \bar{r}'}{\bar{r}}. \tag{98}$$

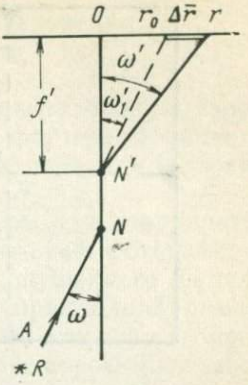


Рис. 83. Нарушение параллельности оптически сопряженных лучей

В связи с тем, что любое изображение связано с предметом, а естественно, и с углом, под которым он виден, то функцию абсолютной дисторсии часто представляют через значение этого угла

$$\Delta \bar{r} = r_i - f' \operatorname{tg} \omega_i. \tag{99}$$

Так как центрированной системе соответствует центрированное распределение дисторсии относительно ее оси, при изменении знака у аргумента, через который записана функция, должно произойти и изменение знака у абсолютной дисторсии, без изменения ее по абсолютной величине, т. е. дисторсия записывается нечетной функцией от аргумента:

$$\Delta \bar{r}_i = c_1 \bar{r}_i + c_2 \bar{r}_i^3 + c_3 \bar{r}_i^5 + \ldots \tag{100}$$

В реальных аэрофотообъективах наблюдается нарушение центрировки, а естественно, и нарушение центрировки дисторсии. Такая дисторсия называется нецентрированной дисторсией или наиболее часто тангенциальной дисторсией. Тангенциальная дисторсия смещает изображение точек в направлении, перпендикулярном к радиальному (рис. 84).

Линия, проходящая через главную точку, получается искривленной, за исключением линии нулевой тангенциальной дисторсии.

Таким образом, дисторсия изображения представляет собой некоторый вектор, произвольно ориентированный относительно координатной системы снимка. Для фотограмметрической обработки снимков необходимо знать компоненты этого вектора δx и δy в системе координат снимка.

Из опыта создания аэрофотообъективов установлено, что радиальная дисторсия не превышает 20 мкм, а тангенциальная — примерно в 3 раза меньше. В лучших ортоскопических аэрофотообъективах остаточная дисторсия не превышает 5 мкм.

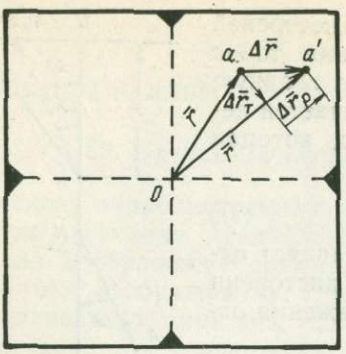


Рис. 84. Искажение изображения, вызванное дисторсией объектива

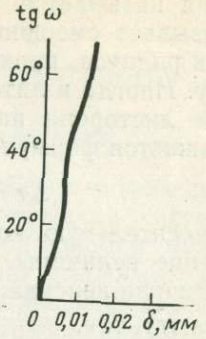


Рис. 85. График зависимости дисторсии от угла ω

Величина дисторсии определяется в процессе калибровки АФА и записывается в паспорт данного аэрофотоаппарата. Значение дисторсии представляют различным образом:

графиком функциональной зависимости δ от тангенса угла поля зрения объектива (tg ω) (рис. 85);

графиком зависимости изменения δx и δy от координат точек снимка (рис. 86);

таблицами значений δx и δy для различных зон снимка;

в виде векторного поля ошибок (рис. 87).

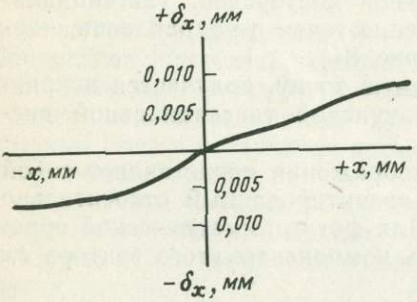


Рис. 86. График дисторсии в зависимости от координат точек снимка

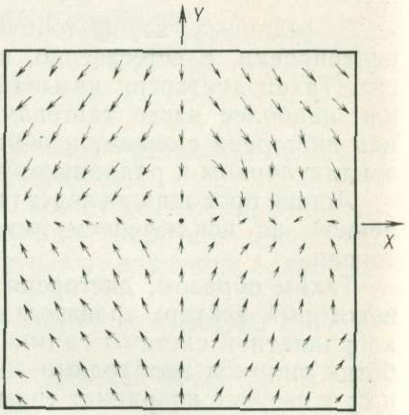


Рис. 87. Векторное поле ошибок, вызванное дисторсией аэрофотообъектива

§ 63. Элементы внутреннего ориентирования аэрофотографических камер

Величины, характеризующие взаимное расположение аэрофотоснимка и центра проекций в момент фотографирования, называются элементами внутреннего ориентирования аэрокамеры.

К ним относят фокусное расстояние камеры $f_к$ и координаты главной точки x_0 и y_0. Под фокусным расстоянием фотокамеры подразумевается величина перпендикуляра, опущенного из задней узловой точки объектива к плоскости прикладной рамки АФА. Точка пересечения перпендикуляра с плоскостью прикладной рамки называется главной точкой аэрофотоснимка. Главная точка должна совпадать с началом плоской системы координат снимка, задаваемой координатными метками (рис. 88). Из-за ряда технических трудностей и ошибок в реальных фотокамерах такого совпадения не наблюдается. Вследствие чего главная точка O будет иметь координаты (x_0, y_0, f') в системе координат $xyzN'$, а отрезок $N'a'$ соответственно равен

$$\overline{P} = \begin{pmatrix} x_a - x_0 \\ y_a - y_0 \\ z_a - z_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_a - x_0 \\ y_a - y_0 \\ 0 - f' \end{pmatrix}. \tag{101}$$

Очевидно, что в идеально отъюстированном аэрофотоаппарате или в случае, когда значения координат главной точки незначительны по сравнению с точностью обработки снимков, отрезок $N'a$ (вектор $\overline{p}$) часто записывается так:

$$\overline{P} = \begin{pmatrix} \bar{x}_a \\ \bar{y}_a \\ -f' \end{pmatrix}. \tag{102}$$

Элементы внутреннего ориентирования дают возможность восстановить связку проектирующих лучей, существующих в момент фотографирования, и тем самым производить точную фотограмметрическую обработку аэрофотоснимков.

Названные параметры не всегда являются постоянными величинами и изменяются в известных пределах.

Анализируя основную формулу геометрической оптики для бесконечно тонкой линзы

$$\frac{1}{f'} = (n_{с/в} - 1)\left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_2}\right), \tag{103}$$

можно заключить, что фокусное расстояние аэрофотообъектива будет изменяться с изменением относительного показателя преломления $n_{с/в}$ и радиуса кривизны линзы, зависящих от длины волны светового потока, температуры и давления воздуха.

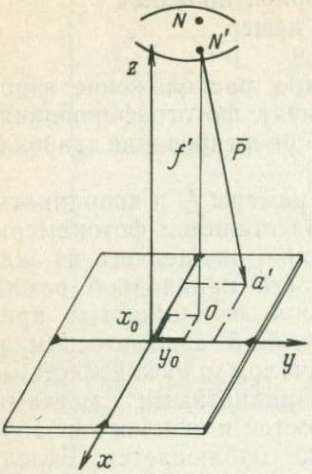


Рис. 88. Элементы внутреннего ориентирования

В связи с этим различают несколько понятий фокусного расстояния:

расчетное фокусное расстояние, взятое при расчете и создании объектива;

фактическое фокусное расстояние, соответствующее параметрам стандартной атмосферы и определенной спектральной зоне;

фактическое мгновенное фокусное расстояние, соответствующее конкретному моменту фотографирования в конкретных условиях;

калиброванное фокусное расстояние — вычисленное на основе измерения (определения) физической величины фокусного расстояния фотокамеры под каким-нибудь определенным условием.

Зная дисторсию объектива, можно вычислить калиброванное фокусное расстояние, причем условия выбора могут быть различны. Например, калиброванное фокусное расстояние вычисляют при условии, что сумма квадратов ошибок дисторсии должна быть минимальной $[vv]$-min или максимальное положительное и отрицательное значения дисторсии в пределах нужной зоны поля зрения объектива должны быть равны между собой.

Аэрофотоаппарат используется в различных условиях, претерпевает как динамические, так и температурные изменения, а поэтому определение элементов внутреннего ориентирования является важным этапом в аэрофотосъемочном процессе.

Однако при обработке аэрофотоснимков на современных приборах аналитической фотограмметрии знание только перечисленных величин (x_0, y_0, f') недостаточно. Необходимо знать величины фотограмметрической дисторсии по всему полю изображения.

Существует множество методов определения элементов внутреннего ориентирования аэрокамер и величин дисторсии их объективов. Эти методы отличаются между собой как технологией, методикой, так и сложностью применяемой аппаратуры. Их можно разделить на два вида: визуальные и фотографические. Последние, в свою очередь, подразделяются на камеральные (лабораторные) и полевые. В табл. 12 приведены основные способы калибровки АФА.

Таблица 12

Страна	Учреждение или фирма	Применяемый способ	Примечание
СССР	Цех аэрофотосъемочного отряда	Визуальный способ (лаб.)	Применяется оптическая скамья гониометрического типа
»	Центральный научно-исследовательский институт геодезии, аэрофотосъемки и картографии (ЦНИИГАиК)	Фотографический способ (лаб.)	Применяется скамья, содержит 11 коллиматоров. Она обеспечивает единое начало измерений, для чего применяется специальное устройство, дающее недисторсированное направление, параллельное плоскости осей коллиматоров
США	Национальное бюро стандартов	Фотографический способ	Используемая скамья содержит 25 коллиматоров
»	Ю. С. Н. Фотограф. Интер. центр, Вашингтон	Визуальный способ	Имеет место сочетание гониометра с теодолитом
»	То же	Фотографирование звезд	
»	То же	Фотографирование полигона в полетном режиме	
Великобритания	Орднанс Сервей	Гониометрический способ (полевой)	Специальная оптическая скамья
»	Военное министерство	Визуальный и фотографический способы (лаб.)	Применяется для обоих способов специальная оптическая скамья
ГДР	Народное предприятие «Карл Цейсс», Йена	Фотографический способ (лаб.)	Применяемая скамья имеет 17 коллиматоров, расположенных в одной вертикальной плоскости
Италия	Галилео-Сантони	Визуальный способ	Используется установка в виде оптического теодолита
Канада	Отдел прикладной физики Национального Совета по исследованиям	Фотографический способ (лаб.)	Применяемая оптическая скамья состоит из пространственной системы коллиматоров
Швеция		Фотографический способ (лаб.)	Одиночный коллиматор перемещается между экспозициями на определенный интервал
»	«Ройал», Институт технологии, Стокгольм	Фотографирование полигона с башни	

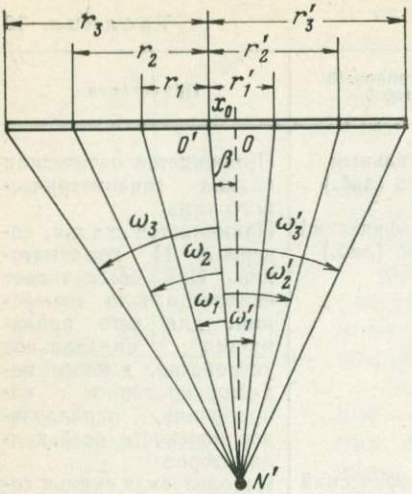


Рис. 89. Схема измерения углов при визуальном способе калибровки АФА

§ 64. Визуальный способ определения элементов внутреннего ориентирования АФА и величины дисторсии

Визуальный способ является одним из старейших из всех способов решения данной задачи. Благодаря своей простоте и обработке определяемых данных он до настоящего времени находит широкое применение. Сущность его заключается в следующем: в фокальной плоскости АФА помещается контрольная сетка, расстояния между пересечениями которой известны с высокой точностью. В пространстве предметов измеряются углы (ω') между марками контрольной сетки с вершиной в задней узловой точке объектива (рис. 89).

По измеренным углам ω' и известным отрезкам r от главной точки до наблюдаемой вычисляют искомые элементы.

Согласно рис. 89 для каждой зоны (i) определяется значение фокусного расстояния f_i:

$$f_i = \frac{r_i}{\operatorname{tg} \omega_i'}, \tag{104}$$

а затем фокусное расстояние АФА

$$f_к = \frac{\Sigma r_i}{\sum \operatorname{tg} \omega_i'} \tag{105}$$

Очевидно, что если главная точка совпадает с началом координат, тогда величина дисторсии для метки под номером i определится из выражения

$$\delta_i = r_i - f_к \operatorname{tg} \omega_i'. \tag{106}$$

Как было отмечено ранее, добиться точного совпадения главной точки с началом координат в реальных АФА не удается. Тогда углы ω' и ω_i между симметрично расположенными штри-

хами не будут равны. Значения дисторсии для точек i и i' равны

$$\left.\begin{aligned}\delta_i &= r_i - f_к \operatorname{tg}\omega_i = r_i - f_к \frac{r_i}{f_i} = r_i\left(1-\frac{f_к}{f_i}\right)\\ \delta_{i'} &= r_{i'}\left(1-\frac{f_к}{f_{i'}}\right)\end{aligned}\right\}. \qquad (107)$$

Обращаясь к рис. 89, можно записать

$$\left.\begin{aligned}f_i &= \frac{r_i + x_0}{\operatorname{tg}(\omega_i + \beta)}\\ f_{i'} &= \frac{r_{i'} - x_0}{\operatorname{tg}(\omega_{i'} - \beta)}\end{aligned}\right\}. \qquad (108)$$

Подставляя значения f_i и $f_{i'}$ в выражение (107), получим

$$\delta_i = r_i\left(1-\frac{r_{i'}-x_0}{f_i \operatorname{tg}(\omega_i-\beta)}\right) = r_i\left[1-\frac{(r_i-x_0)(1+\operatorname{tg}\omega_i \operatorname{tg}\beta)}{f_i(\operatorname{tg}\omega_i - \operatorname{tg}\beta)}\right]. \qquad (109)$$

Учитывая, что $\operatorname{tg}\omega_i = \frac{r_i}{f_i}$, а $\operatorname{tg}\beta = \frac{x_0}{f_к}$, последнее выражение можно упростить:

$$\delta_i = r_i\left[1-\frac{(r_i-x_0)\left(1+\frac{r_i x_0}{f_i f_к}\right)}{r_i + \frac{x_0 f_i}{f_к}}\right]. \qquad (110)$$

Так как x_0 — величина незначительная по сравнению с f, а $\frac{f_i}{f} \approx 1$, формулы (110) примут вид

$$\left.\begin{aligned}\delta_i &= -\frac{r_i^2 x_0}{f_i f_к},\\ \delta_{i'} &= -\frac{r_i^2 x_0}{f_i f_к}, \qquad \delta_{i'} - \delta_i = \frac{2 r_i^2 x_0}{f_к^2} = 2\operatorname{tg}^2\omega' x_0\end{aligned}\right\}. \qquad (111)$$

Откуда координаты главной точки будут равны

$$x_0 = \frac{\delta_{i'} - \delta_i}{2\operatorname{tg}^2\omega_i}. \qquad (112)$$

При обработке измерений большого количества марок (n) координаты главной точки вычисляются по формуле

$$x_0 = \frac{\Sigma\,\delta_{n'} - \Sigma\,\delta_n}{2\,\Sigma\operatorname{tg}^2\omega_n}. \qquad (113)$$

Те же формулы используются при обработке измерений по другой координатной оси (y) для определения ординаты главной точки (y_0):

$$y_0 = \frac{\Sigma \delta_{n'} - \Sigma \delta_n}{2 \Sigma \operatorname{tg}^2 \omega_{n_0}}. \tag{114}$$

После определения координат главной точки вычисляются поправки к предварительным значениям радиальной дисторсии

$$\left.\begin{aligned} \Delta\delta x &= x_0 \operatorname{tg}^2 \omega_x \\ \Delta\delta y &= y_0 \operatorname{tg}^2 \omega_y \end{aligned}\right\}, \tag{115}$$

где ω_x, ω_y — измеренные углы, соответственно между крестами по оси абсцисс и ординат.

Окончательно дисторсия будет равна

$$\left.\begin{aligned} \delta x \rightarrow \delta x &= \delta x \pm \Delta\delta x \\ \delta y \rightarrow \delta y &= \delta y \pm \Delta\delta y \end{aligned}\right\}. \tag{116}$$

Для целей визуального определения параметров аэрофотоаппарата существует множество разнообразных приборов. Это приборы:

а) гониометрического типа (горизонтального и вертикального расположения);

б) типа оптической скамьи с угломерным прибором;

в) призменного типа;

г) типа оптической скамьи, работающей по принципу узловой точки.

§ 65. Оптическая скамья с угломерным прибором

Наиболее распространенным в производственной практике прибором является оптическая скамья, поэтому и остановимся более подробно на ее описании.

На рис. 90 показана схема оптической юстировочной скамьи с неподвижными зрительными трубами. Основанием оптической скамьи является массивная станина *6*, на краях которой укреплены две зрительные трубы *1*, *3* с автоколлимационными окулярами. Подставки зрительных труб позволяют регулировать их установку. При этом зрительные трубы могут перемещаться по высоте и поворачиваться по трем взаимно перпендикулярным осям. В центре станины размещена вращающаяся горизонтальная платформа *2*. Платформа приводится в горизонтальное положение тремя нивелирными винтами *7* с помощью накладного уровня. Поворот платформы определяется по лимбу *4*, и через один микроскоп-микрометр *5* поочередно производятся отсчеты по двум диаметрально противоположным сторонам лимба. Платформа снабжена закрепительным *9* и наводящим *8* винтами. Закрепительный винт позволяет фиксировать платформу

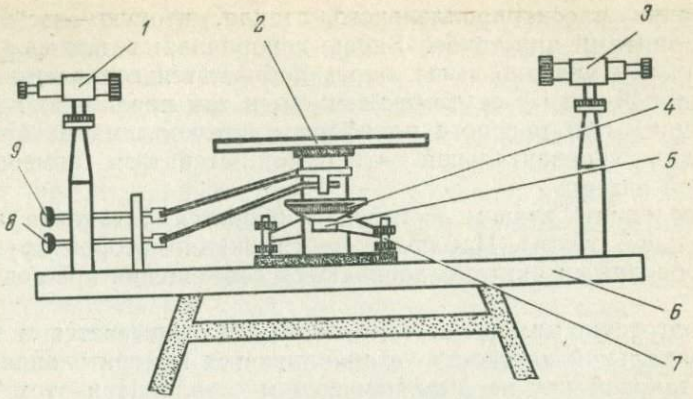


Рис. 90. Схема оптической скамьи фирмы «Карл Цейсс», Иена

в определенном положении. В закрепленном положении платформа может поворачиваться в небольших пределах наводящим винтом.

Работа по определению элементов внутреннего ориентирования на оптической юстировочной скамье включает следующие этапы:

1. Юстировка скамьи.
2. Подготовка и установка фотокамеры.
3. Выполнение измерений на оптической скамье.
4. Вычисление элементов внутреннего ориентирования и дисторсии.

При работе на скамье ось вращения платформы должна быть вертикальна, а оптические оси зрительных труб должны совпадать и быть перпендикулярны к оси вращения платформы. В обеих зрительных трубах одна из нитей сетки должна быть вертикальна.

Вначале по накладному уровню ось вращения платформы приводится в вертикальное положение при помощи подъемных винтов. Затем в поле зрения поверяемой зрительной трубы устанавливают нить с подвешенным отвесом. Вращая трубу в лагерах, добиваются параллельности нити сетки и нити отвеса. После этого устанавливается перпендикулярность визирной оси к оси вращения платформы. Для этого на платформе, над ее осью вращения, на высоте визирного луча устанавливается плоскопараллельное стекло. Включают подсветку креста нитей выверяемой трубы и, наблюдая в окуляр, добиваются совпадения креста нитей и его автоколлимационного изображения вращением винтов подставки плоскопараллельного стекла. Поворачивают платформу на 180°, если горизонтальная нить и ее автоколлимационное изображение не совпадают, то одну половину несовпадения устраняют подъемными винтами

подставки плоскопараллельного стекла, вторую — юстировочными винтами при трубе. Вновь поворачивают платформу на 180° и, как указано выше, опять добиваются совпадения горизонтальной нити с ее изображением, и так продолжают до тех пор, пока при повороте платформы автоколлимационное изображение горизонтальной нити будет оставаться совмещенным с самой нитью.

Последним этапом юстировки является установка второй зрительной трубы. Наблюдая через окуляр второй трубы, ее юстировочными винтами добиваются совмещения крестов обеих труб.

Подготовка камеры состоит в том, что открывается ее затвор и в фокальной плоскости устанавливается измерительная сетка, если таковой нет на выравнивающем стекле. При этом линии сетки, образующие центральный крест, должны проходить через соответствующие координатные метки прикладной рамки камеры. Центр сетки и перекрестия, по которым будут производиться измерения, необходимо замаркировать. Измерения производятся по крестам, лежащим на одной прямой, проходящей через центр сетки. Обычно этими прямыми являются оси и диагонали снимка.

При установке камеры на скамью выполняются следующие условия:

1) передняя узловая точка объектива фотокамеры должна быть расположена на оси вращения платформы;

2) прямая с замаркированными отметками должна быть горизонтальна и расположена на высоте визирного луча;

3) плоскость прикладной рамки должна быть вертикальна.

Камера устанавливается на платформу при помощи специальной подставки с тремя нивелировочными винтами. При этом оптическая ось камеры должна быть расположена вдоль платформы на высоте зрительных труб, а прикладная рамка параллельна плоскости, проходящей через два подъемных винта подставки. Поставив камеру на скамью, совмещают переднюю узловую точку объектива с осью вращения платформы. Для этого со стороны прикладной рамки камеры параллельно ей устанавливают экран. Перед объективом помещают лампочку, перемещением которой вдоль оптической оси добиваются резкого изображения ее на экране. Теперь, поворачивая платформу в ту или другую сторону, наблюдают за изображением лампочки. Если изображение лампочки смещается в ту же сторону, куда двигался АФА, то передняя узловая точка объектива находится между экраном и центром вращения. В этом случае камеру с подставкой надо сдвинуть назад к лампочке. В противном случае, когда изображение лампочки смещается в сторону, противоположную движению АФА, камеру следует сдвинуть вперед к экрану. Так методом подбора добиваются того, чтобы изображение лампочки на экране не смещалось при поворотах плат-

формы, при этом передняя узловая точка объектива будет лежать на продолжении оси вращения платформы.

Нивелирование камеры сводится к совмещению центральной прямой с замаркированными крестами на всем протяжении с горизонтальной нитью трубы. Для этого вначале зажигают подсветку во второй зрительной трубе — освещают мерную сетку; затем наводят первую зрительную трубу на крайний замаркированный крест и боковым подъемным винтом подставки камеры, расположенным по ходу луча, совмещают горизонтальный штрих креста с горизонтальной нитью трубы. После этого наводят зрительную трубу на другой крайний крест и совмещают горизонтальный штрих креста с горизонтальной нитью трубы уже другим, боковым, подъемным винтом. Вновь возвращаются на первый крайний крест и снова совмещают его с горизонтальной нитью трубы и т. д., т. е. последовательными приближениями добиваются совмещения замаркированной прямой с горизонтальной нитью трубы на всем протяжении.

В заключение приводят прикладную рамку камеры в положение, перпендикулярное к визирной оси зрительных труб. Выполняют эту юстировку следующим образом: включив подсветку первой зрительной трубы, добиваются совпадения креста нитей трубы с его автоколлимационным изображением, полученным при отражении от стекла (измерительной сетки), установленного в плоскости прикладной рамки. Совмещение горизонтальной линии с ее автоколлимационным изображением осуществляется третьим винтом, расположенным по центру платформы; вертикальная линия креста совмещается поворотом платформы. После выполнения этой юстировки следует проверить, не нарушилась ли горизонтальность замаркированной линии.

Измерение углов осуществляется путем последовательного совмещения замаркированных крестов сетки с оптической осью скамьи. При каждом таком совмещении производится отсчет по лимбу. При выполнении этой работы рекомендуется следующий порядок наведений:

1) центрального креста;

2) всех замаркированных крестов, начиная с крайнего правого и заканчивая крайним левым (прямой ход);

3) центрального креста;

4) всех замаркированных крестов, начиная с крайнего левого и заканчивая крайним правым (обратный ход);

5) центрального креста.

Записи измеренных значений ведутся в специальном бланке (см. прил. 2), где указаны расстояния от центрального до замаркированных крестов, а также их расположение (вправо или влево) от центрального креста. В отдельной колонке записываются отсчеты по одной стороне лимба, принятой за основную. Эти отсчеты берутся в градусах и минутах дуги. В колонках 4

и 5 записываются отсчеты в минутах и секундах дуги, снимаемые с микрометра при наведении на младший (колонка 4) и старший (колонка 5) штрихи лимба. Эти отсчеты производятся по обеим сторонам лимба. В колонке 6 записываются средние значения из отчетов по младшему и старшему штриху. В колонке 7 записывается среднее значение между полученными в колонке 6 отсчетами по одной и другой стороне лимба. В колонке 8 записывается окончательный отсчет для данного креста, получаемый суммированием величин, записываемых в колонках 3 и 7. Окончательное значение отсчета на центральный крест определяется как среднее арифметическое из всех отсчетов. Значение этого отсчета записывается в примечании (колонка 10). В колонку 9 записываются величины углов между центральным направлением и направлением на данный крест. Эти углы вычисляются как разность между окончательным значением отсчета на центральный крест и отсчетами на все остальные кресты. Вычисление элементов внутреннего ориентирования и значений дисторсии выполняется по формулам, рассмотренным в предыдущем параграфе. Визуальный способ определения постоянных АФА, хотя значительно прост и требует относительно несложных приборов, не лишен недостатков: а) калибровка выполняется в условиях, отличных от условий эксплуатации АФА. К этим факторам относятся несоответствие спектрального состава излучения при калибровке спектральному составу солнечного излучения, изменение температуры и давления, наличие вибраций в полете и отсутствие их при исследовании и т. д.; б) не поддается простому измерению (а иногда и вовсе не измеряется) тангенциальная составляющая дисторсии; в) определяемые параметры взаимозависимы, т. е. ошибка в определении одного из них сказывается на определении другого.

Точность определения элементов внутреннего ориентирования и дисторсии АФА визуальным способом разными авторами приводится разная и находится в пределах ± 4—8 мкм.

§ 66. Лабораторный фотографический способ определения постоянных АФА

Фотографический способ решения данной задачи возник вследствие стремления приблизить условие калибровки к реальным условиям эксплуатации АФА.

Приборы, используемые в этом способе, предполагают вертикальное расположение фотокамеры и имитируют в пространстве предметов различные системы проектирующих лучей, пересекающихся в одной точке.

Создание пространственной связки проектирующих лучей осуществляется пучком лучей коллиматоров, расположенных в одной плоскости или в двух взаимно перпендикулярных плос-

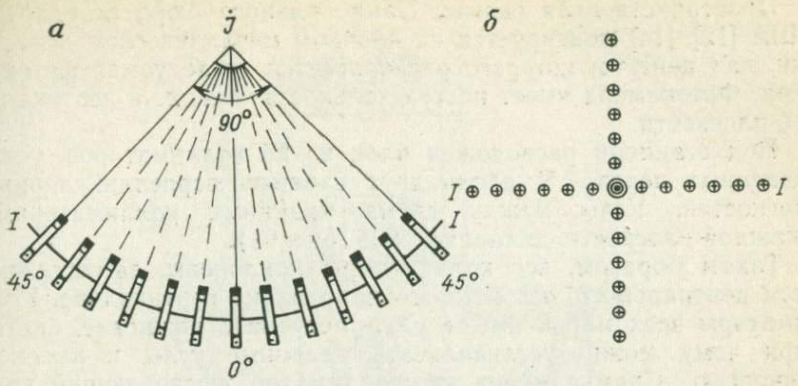


Рис. 91. Схема расположения коллиматоров в пространственной фотографической скамье:
а — расположение коллиматоров в плоскости *I—I*; *б* — схема расположения коллиматоров в плане

костях. Такие приборы называются фотографической скамьей, соответственно плоскостного или пространственного типа.

Марки коллиматоров фотографируют испытуемой камерой на фотопластину (фотопленку), помещенную в фокальной плоскости. По измеренным на высокоточном компараторе радиальным отрезкам между изображениями марок и соответствующим им известным углам в пространстве предметов вычисляют элементы внутреннего ориентирования и дисторсию объектива.

Фотографические скамьи с пространственным расположением коллиматоров получили широкое распространение в США и Канаде.

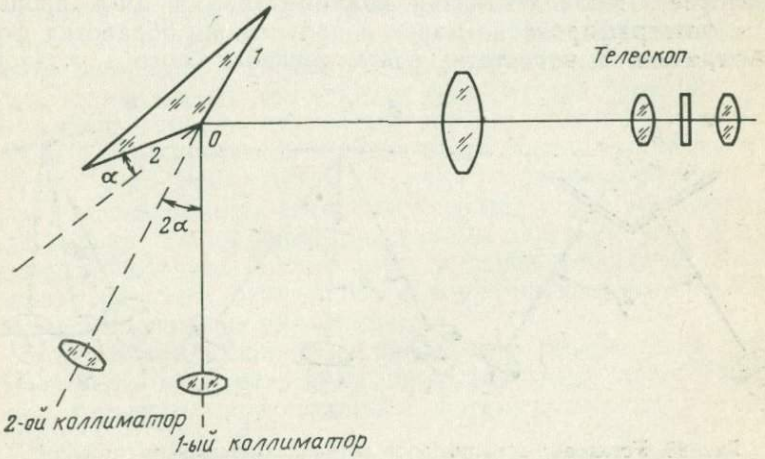


Рис. 92. Схема установки коллиматоров с помощью телескопа

Пространственная скамья Национального бюро стандартов США [12], [14] монтируется на прочном металлическом основании, над центром которого располагается исследуемая фотокамера. Фотокамера имеет поступательное движение в вертикальной плоскости.

Под станиной расположен блок из 25 коллиматоров, установленных через 7,5° вдоль двух взаимно перпендикулярных плоскостей. Углы между двумя крайними коллиматорами в каждой плоскости составляют 90° (рис. 91).

Таким образом, все коллиматоры наклонены, за исключением центрального, ось которого направлена вертикально. Коллиматоры всех марок имеют микрометренное движение, благодаря чему можно устанавливать заданные углы с высокой точностью. Скамья имеет автоколлиматор, позволяющий контролировать установку АФА и совмещение входного зрачка объектива камеры с точкой пересечения осей коллиматоров. Для установки осей коллиматоров в заданное положение используется специальное приспособление, состоящее из бипризмы и телескопа (рис. 92). Вокруг горизонтальной оси O вращается бипризма с внешним углом $\alpha=3°45'$. Если ось вращения (точка O) совпадает с точкой схода осей коллиматоров, то, очевидно, всегда найдется такое положение, когда отраженный от грани *1* пучок лучей, идущий из телескопа, будет параллелен оси центрального коллиматора. В этом случае изображение марки коллиматора совместится с крестом нитей телескопа. Вторая часть лучей, идущих от телескопа, отразится от грани *2* под углом, равным $2\alpha=7,5°$. Совмещая изображение марки второго коллиматора с сеткой нитей телескопа, выставляют ось коллиматора под углом 7,5° с осью первого коллиматора. Подобным образом устанавливаются оси всех последующих коллиматоров. После установки коллиматоров и АФА производится фотографирование марок и дальнейшая обработка фотоизображения. К недостатку рассмотренного способа установки

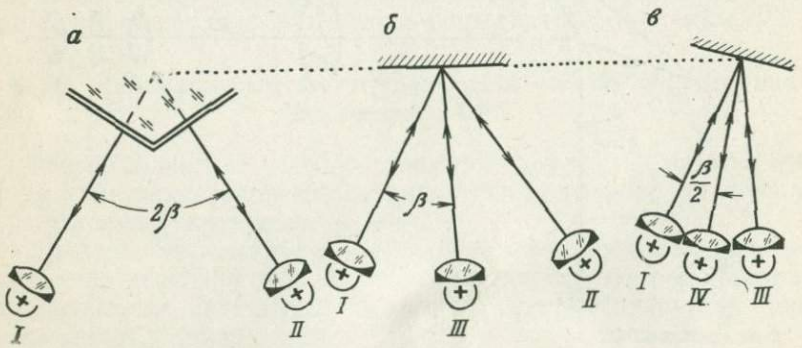


Рис. 93. Установка коллиматоров автоколлимационным способом:
а — установка крайних коллиматоров *I* и *II*; *б* — установка среднего коллиматора *III* делением угла пополам; *в* — установка промежуточного коллиматора

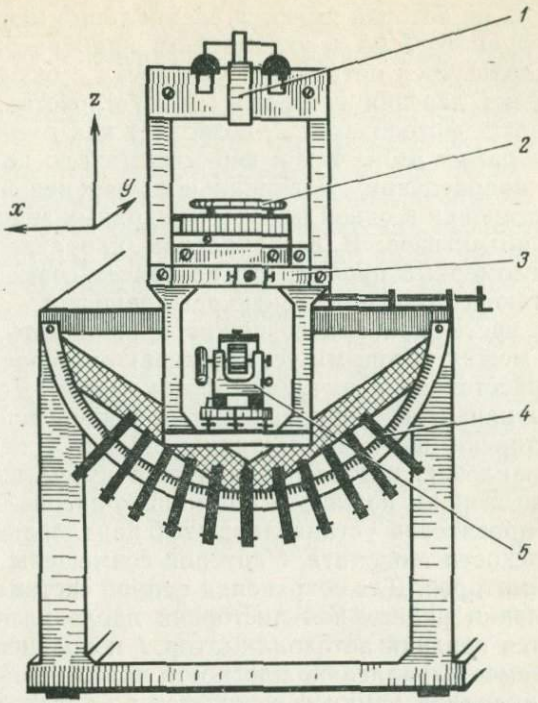


Рис. 94. Схема фотографической скамьи ЦНИИГАиК

коллиматоров относят неизбежное накопление ошибок при многократном откладывании угла 2α.

Скамья Национального совета по исследованиям Канады отличается от рассмотренной лишь способом установки коллиматоров. Канадцы эту задачу решают путем автоколлимационного деления, для чего используют специальный ромб, по которому устанавливают два крайних коллиматора (рис. 93). Затем по ним ориентируют оптическое зеркало, совмещая их марки. В этом случае плоскость зеркала будет перпендикулярна к биссектрисе угла. Установив ось третьего коллиматора вдоль биссектрисы, тем самым расположим его под углом β относительно двух первых. Таким последовательным делением угла пополам устанавливают все коллиматоры в одной плоскости. Каждый коллиматор имеет осветитель с коррегирующими светофильтрами и затвором для экспозиции.

В Советском Союзе фотографическая скамья была создана в Центральном научно-исследовательском институте геодезии, аэрофотосъемки и картографии и поэтому носит название скамьи ЦНИИГАиК (рис. 94).

Скамья ЦНИИГАиК является плоскостной и состоит из двух частей: верхней и нижней. Верхняя часть представляет

собой плиту *3*, на которой имеются специальные места для установки исследуемого АФА и угломерного прибора *5*, в качестве которого используется оптический универсал с окулярным микрометром, цена деления которого 1,3″. Устройство, в котором устанавливается фотоаппарат *2*, позволяет как горизонтировать прикладную рамку АФА, так и перемещать всю камеру в вертикальном направлении. Вертикальное перемещение необходимо для установки в одной плоскости входных зрачков различных типов объективов. В вертикальном направлении перемещается и угломерный прибор, что позволяет совмещать с этой же плоскостью его горизонтальную ось вращения.

Нижняя часть прибора содержит одиннадцать коллиматоров *4*, углы между которыми устанавливаются в зависимости от фокусного расстояния испытуемой фотокамеры. Для обеспечения единого начального направления при измерении тангенциальной дисторсии на фотопластинке создается недисторсированное направление, которое реализуется путем впечатывания двух меток со стороны подложки с помощью специальных проекторов. Оси проекторов устанавливаются параллельно коллимационной плоскости теодолита, с которой совмещены оси одиннадцати коллиматоров. Для сохранения единой системы координат при определении радиальной дисторсии вдоль разных направлений имеется верхний автоколлиматор *1* и кольцевое зеркало, устанавливаемое параллельно плоскости прикладной рамки. Положение прикладной рамки фиксируется по автоколлимации от этого зеркала.

Марки коллиматоров имеют микрометренные перемещения и освещаются специальными осветителями. Установленные в осветителях светофильтры корректируют спектральный состав излучения ламп осветителя к спектральному составу дневного света и создают условия освещения, при которых выполняется аэрофотосъемка.

Калибровку фотографической камеры начинают с наладки скамьи, которая выполняется в определенном порядке, согласно прилагаемым инструкциям, и, естественно, является очень ответственным процессом. После того как скамья приведена в рабочее положение, на горизонтирующее устройство устанавливается АФА и на поверхность пластинки, расположенной в фокальной плоскости объектива, фокусируют оба проектора верхней части прибора. Как было отмечено выше, проекторы впечатывают на фотопластинку метки, определяющие линию, параллельную коллимационной плоскости теодолита. Таким образом, смещение изображения марок коллиматоров от этой линии будет представлять собой тангенциальную дисторсию.

Контроль за положением прикладной рамки осуществляют с помощью специального зеркала, размещенного на горизонтирующей платформе.

После подбора экспозиции совмещают ось абсцисс АФА со следом плоскости, содержащей визирные оси коллиматоров. Одновременно фотографируют марки всех коллиматоров и метки проекторов через специальные отверстия в кассете. Отключив центральный коллиматор и вращая камеру вокруг оптической оси на заданные углы, последовательно фотографируют марки наклонных коллиматоров и метки обоих проекторов. После того как марки коллиматоров впечатаны по всему полю изображения, выполняется фотохимическая обработка негатива. Следует отметить, что для калибровки камер применяются специальные стеклянные фотопластинки с индексом Г или КГ, а проявление проводится в проявителе Чибисова.

Измерения негатива выполняют на монокомпараторе или микроскопе УИМ-21. При установке негатива в приборе необходимо, чтобы метки проекторов совпадали с координатной осью прибора. В прямом и обратном направлениях (ходах) измеряют координаты изображений марок. По средним значениям из двух ходов находят радиальные отрезки, соответствующие известным углам между визирными осями коллиматоров, а по ним величины радиальной дисторсии

$$\Delta r_i = r_i - f'_к \operatorname{tg} \alpha_i, \tag{117}$$

где

$$f'_к = \frac{\Sigma r_i}{\Sigma \operatorname{tg} \alpha_i}.$$

Для вычисления тангенциальной дисторсии по каждому изображению марки коллиматора составляют систему уравнений типа

$$\Delta r_{t_i} = \Delta p_i - K r_i, \tag{118}$$

где Δp_i — разность отсчетов p_0 по маркам центрального и p_i наклонного коллиматора; K — коэффициент, учитывающий систематическую ошибку, обусловленную несовпадением линии отсчета со следом коллимационной плоскости; r_i — радиальное расстояние от изображения центральной марки до марки i.

Решая систему уравнений (118) под условием $\delta_{in}^2 = \min$, получают вероятнейшее значение коэффициента K и величин тангенциальной дисторсии.

К основным источникам ошибок фотографического способа определения параметров АФА следует отнести:

а) метрическую нестабильность эмульсионного слоя фотоматериала;

б) неверное положение фотопластинки в момент экспозиции;

в) приближенность установки аэрокамеры по отношению к точке пересечения осей коллиматоров;

г) нестабильность коллиматоров по положению, а следовательно, и их осей;

д) ошибки угломерного прибора;

е) ошибки измерения координат марок на негативе.

Согласно исследованиям скамьи ЦНИИГАиК [19] центровка АФА выполняется с ошибкой $=2{,}5''$, ошибки измерения углов оптическим универсалом составляют около $2—3''$, а что касается нестабильности визирных осей коллиматоров в радиальном и тангенциальном направлениях, то они составляют соответственно $\pm 1{,}4''$ и $\pm 0{,}8''$.

Ошибки измерения отрезков на высокоточном компараторе при строгом учете систематических ошибок не превышают ± 5 мкм.

Определение элементов внутреннего ориентирования и дисторсии лабораторным фотографическим способом может быть выполнено с ошибкой порядка ± 7 мкм.

§ 67. Определение элементов внутреннего ориентирования фотокамеры по снимкам звезд

Появление спутниковых фотокамер, использование космической фотографии в различных отраслях науки и народного хозяйства привело к возникновению нового способа калибровки камер по звездам. Звезды представляют систему точек, координаты которых известны с достаточно высокой точностью, а их удаленность позволяет считать, что направления на них с любой точки Земли и околоземного космического пространства исходят с центра Земли. Помимо всего этого звезды излучают достаточное количество световой энергии, чтобы оставить свое изображение на современном светочувствительном фотоматериале при фотографировании их аэрофотоаппаратом или другой оптической системой. В основу способа положена зависимость между положением изображений звезд на снимке и их расчетными значениями, полученными по астрономическим данным. Эта зависимость может быть представлена известными уравнениями:

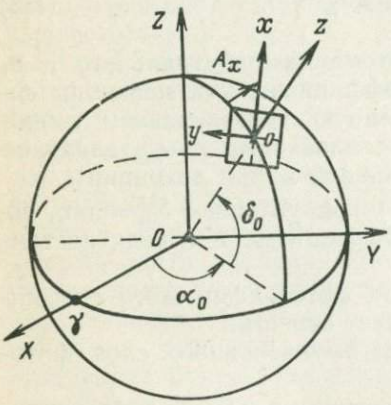


Рис. 95. Геоцентрическая система координат и система координат снимка

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ -f_к \end{pmatrix} = KA \begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix}, \quad (119)$$

где x, y — расчетные значения координат изображений звезд;

A — матрица ориентации системы координат $sxyz$ АФА в геоцентрической системе координат $OXYZ$ (рис. 95).

Элементы матрицы являются функциями углов α_0, δ_0, характеризующих направление оптической оси, и азимута A_x оси абсцисс:

$$\left.\begin{aligned}
a_{11} &= -\sin A_x \sin\alpha_0 + \cos A_x \sin\delta_0 \cos\alpha_0 \\
a_{12} &= \sin A_x \cos\alpha_0 - \cos A_x \sin\delta_0 \sin\alpha_0 \\
a_{13} &= \cos A_x \cos\delta_0 \\
a_{21} &= \cos A_x \sin\alpha_0 - \sin A_x \sin\delta_0 \cos\alpha_0 \\
a_{22} &= -\cos A_x \cos\alpha_0 - \sin A_x \sin\delta_0 \sin\alpha_0 \\
a_{23} &= \sin A_x \cos\delta_0 \\
a_{31} &= \cos\alpha_0 \cos\delta_0 \\
a_{32} &= \sin\alpha_0 \cos\delta_0 \\
a_{33} &= \sin\delta_0
\end{aligned}\right\}. \qquad (120)$$

K — коэффициент пропорциональности; l, m, n — направляющие косинусы направлений на звезды в геоцентрической системе координат:

$$\left.\begin{aligned}
l &= \cos\alpha\cos\delta \\
m &= \sin\alpha\cos\delta \\
n &= \sin\delta
\end{aligned}\right\}. \qquad (121)$$

Исключив из выражений (119) коэффициент K, получим уравнение коллинеарности вида

$$\bar{x},\ \bar{y} = (f,\ l,\ m,\ n),$$

которое в развернутом виде записывается так:

$$\left.\begin{aligned}
\bar{x} &= -f_к \frac{a_{11}l + a_{12}m + a_{13}n}{a_{31}l + a_{32}m + a_{33}n} = -f_к \frac{L}{N} \\
\bar{y} &= -f_к \frac{a_{21}l + a_{22}m + a_{23}n}{a_{31}l + a_{32}m + a_{33}n} = -f_к \frac{M}{N}
\end{aligned}\right\}. \qquad (122)$$

Так как измеренные на снимке координаты отнесены к условному началу координат, необходимо учесть координаты главной точки

$$\left.\begin{aligned}
x' &= x - x_0 \\
y' &= y - y_0
\end{aligned}\right\} \qquad (123)$$

и величины дисторсии

$$\left.\begin{aligned}
\Delta x' &= \frac{\Delta r}{r} x' \\
\Delta y' &= \frac{\Delta r}{r} y'
\end{aligned}\right\}. \qquad (124)$$

С учетом (123), (124) при условии, что все другие систематические ошибки исключены, выражения (122) можно записать в виде условных уравнений:

$$\left.\begin{aligned}(x'-x_0)\left(1+\frac{\Delta r}{r}\right)+f_к\frac{L}{N}=0\\(y'-y_0)\left(1+\frac{\Delta r}{r}\right)+f_к\frac{M}{L}=0\end{aligned}\right\}. \tag{125}$$

Величины дисторсии Δr должны быть записаны в удобном для машинной реализации виде. В большинстве источников [5], [12] для этого используется полином вида

$$\Delta r = c_1 r + c_2 r^3 + c_3 r^5 + \ldots \tag{126}$$

Уравнения (125) приводятся к линейному виду путем разложения в ряд Тейлора и в матричной форме для звезды под номером i могут быть записаны

$$v_i + C_i\delta = \varepsilon_i, \tag{127}$$

где

$$v=\begin{pmatrix}v_{x_i}\\f_{y_i}\end{pmatrix};\quad \delta=\begin{pmatrix}\delta f_к\\\delta x_0\\\delta y_0\end{pmatrix}; \tag{128}$$

C_i — матрица коэффициентов условных уравнений, являющихся частными производными функций ε_x, ε_y от определяемых параметров: f, x_0, y_0, c_1, c_2, c_3...

Составленные для каждого изображения звезды два уравнения типа (125) решаются по способу наименьших квадратов методом последовательных приближений.

Определяемые в процессе решения величины δf, δx_0, δy_0, δc_1, δc_2... прибавляются к исходным параметрам, и задача решается итерационным способом. Процесс решения продолжается до тех пор, пока поправки δ не будут равны заранее установленному допуску ε. Обычно в качестве такой величины разумно выбирать значение, равное или несколько выше точности измерения координат изображений звезд.

Оценка точности полученных величин выполняется известным из [2] методом весовых коэффициентов с вычислением ошибки единицы веса.

К основным источникам ошибок в рассмотренном способе относят такие факторы, как:

а) ошибки фотографического процесса: деформация фотоматериала и отступление последнего от плоскости в момент экспозиций;

б) несоответствие спектрального состава света при исследовании спектральному составу света при эксплуатации АФА;

в) ошибки измерения координат изображений звезд;

г) влияние атмосферной рефракции на геометрию построения изображения;

д) параллакс, дифференциальная годичная аберрация звезд;

е) влияние прецессии и нутации Земли;

ж) уравнение яркости;

з) ошибки опознавания и ошибки каталожных координат звезд.

Из перечисленных факторов ошибки фотографического процесса оказывают наибольшее влияние на точность определения параметров.

Согласно специальным исследованиям при их строгом учете средняя остаточная величина находится в пределах $\pm 0{,}009$ мм.

Несоответствие спектрального состава света при калибровке и эксплуатации вызывает ошибку, равную $\pm 0{,}005$ мм, а ошибки измерения координат изображений звезд на высокоточных монокомпараторах составляют $\pm 0{,}002$ мм.

Если в полевых способах атмосферная рефракция считается одним из основных источников ошибок, то в данном способе ее влияние не столь существенное, хотя окончательных доказательств на данный период нет. Согласно теории атмосферной рефракции [3], чем дальше объект удален от Земли, тем точнее определяется поправка за рефракцию.

Однако так как рефракция изменяется с зенитным расстоянием, то звезды с разным зенитным расстоянием сместятся относительно центральных звезд. Поэтому смещение изображения, вызванное данным фактором, необходимо учитывать.

Остальные факторы при аккуратном и строгом выполнении процесса фотографирования оказывают второстепенное влияние и носят чисто теоретический характер.

§ 68. Фотографирование звезд и предварительная обработка материала

Фотографирование небесной сферы для целей калибровки камер выполняется в ясную ночь фотокамерой, оптическая ось которой направлена в зенит, а одна из координатных осей (обычно ось абцисс) занимает известное положение по отношению к плоскости меридиана. Такая установка фотокамеры упрощает дальнейшие расчеты, облегчает опознавание (идентификацию) звезд, уменьшает влияние атмосферы на геометрические свойства негатива. Очевидно, что при такой ориентации камеры углы, характеризующие ее положение, будут равны

$$\left.\begin{aligned} \alpha_0 &= S_{\text{гр}} + \lambda \\ \delta_0 &= \varphi \\ A_x &= 0 \end{aligned}\right\}, \qquad (129)$$

где φ и λ — географические координаты места съемки; S_Γ — звездное время экспозиции; A_x — азимут оси абсцисс.

Исходя из выражений (129), фотографирование должно выполняться в точке с известными координатами. Угловые величины φ, λ, A_x для более быстрого решения задачи желательно знать с максимально возможной точностью, но достаточно и с точностью до долей градуса, азимут A_x — до нескольких градусов. С такой же точностью следует выставлять и оптическую ось по вертикали.

Величина действующего отверстия объектива устанавливается такой, с которой аппарат наиболее часто используется в производстве. Вообще все детали, особенно оптические — светофильтр, иллюминатор и другие, должны быть в рабочем положении. За оптимальную выдержку принимают ту, при которой изображение звезды на фотоматериале будет, с одной стороны, иметь минимальные размеры, а с другой стороны, получены при максимальной экспозиции. Желание получить минимальные размеры изображения звезды связано с повышеним точности измерений ее координат на снимке, а максимальная экспозиция необходима для получения изображений наименее ярких звезд. Из опыта практических работ установлено, что при фотографировании на фотопленку светочувствительностью $S_{0,85} = 1400$ ед. с выдержкой 1 см изображаются звезды 4—5-й звездной величины. Для более равномерного размещения изображений звезд по полю изображения необходимо использовать суточное движение небесной сферы, т. е. фотографирование выполнять путем многократного экспонирования одного кадра через определенные промежутки времени. Обычно это выполняется следующим образом: открывается затвор на значительное время (5—10 мин), за которое звезда изображается в виде штриха длиной 5—7 мм, затем объектив закрывается и через некоторое время затвор срабатывает с рабочей выдержкой, в результате которой получается точечное изображение (рис. 96). Длинный штрих изображения называют «опознавательным» и используют для безошибочной идентификации звезд, а точечное изображение — для измерения координат. Время каждой рабочей экспозиции фиксируется с точностью до ± 1 с, при этом замеряются температура воздуха, давление и относительная влажность. Необходимо помнить, что перед фотографированием следует произвести впечатывание координатных меток контрольного или выравнивающего стекла. После фотолабораторной обработки снимков, которая направлена на получение наиболее высокого контраста изображения, отбираются изображения звезд, обладающие оптимальной четкостью и равномерно расположенные по полю снимка. Идентификация звезд выполняется с помощью ЭВМ, для чего должна быть составлена специальная программа с вводом каталога в память машины, или визуальным сопоставлением снимка с картой звездного неба.

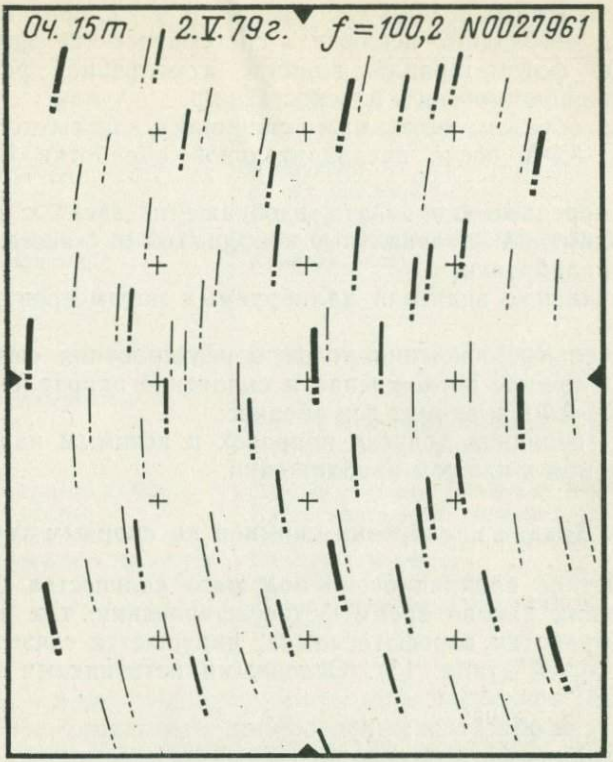


Рис. 96. Снимок звездного неба

Для этих целей удобным является «Звездный атлас» А. Л. Михайлова и копия снимка, выполненная в масштабе карты на прозрачной основе.

Для определения прямого восхождения (α) и склонения (δ) звезд используется каталог Босса, откуда выписываются все данные, необходимые для вычисления видимых координат изобразившихся звезд. Нахождение видимых координат звезд выполняется по формулам, известным из курса сферической астрономии и поэтому здесь не приведенным.

Отобранные для калибровки изображения звезд и координатные метки измеряются на высокоточном компараторе. Для этих целей используют специально созданный предприятием «Карл Цейсс», Йена монокомпаратор «Аскорекорд». Измерения выполняются при измерении визирной системы в пределах $25 \div 40^{x}$ по специальной программе, предусматривающей поворот изображения на 180° между прямым и обратным ходом.

Если расхождение результатов двух наведений более 3 мкм, измерения на соответствующие изображения звезд повторяют.

Из полученных в процессе измерения координат изображений звезд необходимо исключить систематические ошибки: деформацию фотоматериала, влияние атмосферной рефракции, невыравнивание пленки в плоскость и др.

Таким образом, исходными величинами для вычисления параметров АФА после предварительной обработки будут являться:

а) измеренные координаты изображений звезд x, y;

б) видимые экваториальные координаты α, δ звезд, выбранных для калибровки;

в) начальные значения калибруемых параметров f_0, x_0, y_0, c_{10}, c_{20}, c_{30}. . .;

г) начальные значения углов ориентирования фотокамеры α_0, δ_0, A_x, прямое восхождение и склонение направления оптической оси АФА и азимут оси абсцисс;

д) ε — величина допуска поправок к искомым параметрам, определяемая в каждом приближении.

§ 69. Задачи калибровки снимков по опорным точкам

Вследствие влияния очень большого количества факторов, действующих как во время фотографирования, так и на всех этапах обработки аэрофотоснимка, нарушается связь проектирующих лучей (табл. 13). Основными источниками при этом являются:

дисторсия объектива;
деформация фотоматериала;
влияние рефракции и термобарических факторов;
невыравнивание эмульсионного слоя в плоскость;
клиновидность светофильтра;
ошибки измерения координат точек снимков.

В настоящее время точность измерения координат составляет 1—3 мкм, а точность построения точек фотоизображения равна 1—5 мкм, в большинстве случаев 0,01 мм. Поэтому для обеспечения высокой точности измерения координат точек снимка необходимо повысить точность учета ошибок построения фотоизображения. Ошибки по характеру влияния могут быть разделены на случайные и систематические.

Влияние случайных ошибок ослабляют применением соответствующей методики измерений.

Систематические ошибки определяют и, зная закономерности их возникновения, учитывают.

Рассмотренные лабораторные способы калибровки камер не учитывают полностью реальных условий съемки (температуры, давления, спектрального состава воздуха). В полете на внутренней и наружной поверхностях защитного стекла неодинаково изменяются температура и давление. Это нарушает плоскостность стекла, оно утрачивает оптическую однородность и пре-

Таблица 13

Источники ошибок калибровки аэрокамер

№ п/п	Фактор	Характеристика
1	Атмосфера	Рефракция «Тепловая линза» Температурный градиент
2	Летательный аппарат	Скорость перемещения, вибрация
3	Светофильтр	Клиновидность
4	Выравнивающее устройство	Отступление его поверхности от плоскости
5	Фотоматериалы: основа	Отступление поверхности от плоскости в момент экспозиции Метрическая нестабильность
6	Ориентировка АФА	Приближенность установки АФА
7	Инструмент	Инструментальные ошибки
8	Исполнитель	Неопытность, личные ошибки
9	Методические факторы	Неверная методика Влияние несоответствия условий калибровки аэрокамер условиям их эксплуатации

вращается в линзу. Искажения при этом достигают 15 мкм. Таким образом, результаты лабораторных калибровок могут служить только в качестве приближенных значений. Калибровка фотокамер должна выполняться строгим способом и, конечно, в условиях, близких к реальным [10].

Обычно считают наиболее совершенным способом тщательную калибровку всей аппаратуры в условиях полета. Для решения этой задачи в практике идут двумя путями:

1) определяют параметры всех элементов фотографической системы, фиксируют данные условий фотографирования и затем по этим величинам расчетным путем получают поправки в точки аэрофотоснимка за влияние систематических ошибок;

2) во время воздушного фотографирования получают несколько специальных снимков, которые обрабатываются фотограмметрическим путем совместно с остальными.

Процесс учета ошибок названными способами называется калибровкой снимков. В результате калибровки получают величины, характеризующие уклонение точек фотоизображения от центральной проекции. Эти величины носят название параметров калибровки. К ним относятся поправки к элементам внутреннего ориентирования и поправки в координаты точек за суммарное влияние всех источников ошибок, независимо от их происхождения и без разделения на составляющие.

Каждая точка снимка имеет две поправки

$$\left.\begin{aligned}\Delta x_i &= \delta x_0 + \delta x_i \\ \Delta y_i &= \delta y_0 + \delta y_i\end{aligned}\right\}. \tag{130}$$

Поправки δx_i, δy_i для каждой точки снимка различны, а поэтому определяются по зонам, в пределах которых их разности не превышают установленной величины. Количество зон выбирают в зависимости от дальнейшего использования аэрофотоснимка и точности его измерения.

В каждой зоне для калибровки выбирается одна точка, по результатам измерений координат которой вычисляются поправки.

Сущность способа калибровки состоит в фотографировании фотокамерой в условиях, близких к условиям съемки, специального полигона местности, состоящего из ряда маркированных точек, имеющих координаты в единой системе.

Решение задачи осуществляется с использованием уравнений связи между координатами $X_г$, $Y_г$, $Z_г$ точек местности и координатами их изображений на аэрофотоснимке

$$\left.\begin{aligned}\overline{X}_г &= X_s + H\frac{a_{11}x + a_{12}y - a_{13}f'_к}{a_{31}x + a_{32}y - a_{33}f'_к} \\ \overline{Y}_г &= Y_s + H\frac{a_{21}x + a_{22}y - a_{23}f'_к}{a_{31}x + a_{32}y - a_{33}f'_к}\end{aligned}\right\}, \tag{131}$$

где $f'_к$ — фокусное расстояние фотокамеры; a_{ij} — элементы матрицы ориентирования системы координат снимка в геодезической системе, вычисляемые через угловые элементы α, ω, $\varkappa$ внешнего ориентирования по формулам:

$$\left.\begin{aligned}a_{11} &= \cos\alpha\cos\varkappa - \sin\alpha\sin\omega\sin\varkappa \\ a_{12} &= -\cos\alpha\sin\varkappa - \sin\alpha\sin\omega\cos\varkappa \\ a_{13} &= -\sin\alpha\cos\omega \\ a_{21} &= \cos\omega\sin\varkappa \\ a_{22} &= \cos\omega\cos\varkappa \\ a_{23} &= -\sin\omega \\ a_{31} &= \sin\alpha\cos\varkappa + \cos\alpha\sin\omega\sin\varkappa \\ a_{32} &= -\sin\alpha\sin\varkappa + \cos\alpha\sin\omega\cos\varkappa \\ a_{33} &= \cos\alpha\cos\omega\end{aligned}\right\}. \tag{132}$$

Измеренные координаты связаны с вычисленными зависимостью

$$\left.\begin{aligned}\bar{x}_i &= x_i + \delta x_0 + \delta x_i \\ \bar{y}_i &= y_i + \delta y_0 + \delta y_i\end{aligned}\right\}. \tag{133}$$

Уравнения (131) после приведения к линейному виду с учетом последних выражений (133) могут быть записаны в виде уравнений поправок:

$$\left.\begin{aligned} &A\delta x_0 + B\delta y_0 + C\delta f + D\delta x_i + E\delta y_i + K\delta\alpha + M\delta\omega + H\delta\varkappa + \\ &+ P\delta X_S + R\delta Y_S + T\delta Z_S + L = V \\ &A'\delta x_0 + B'\delta y_0 + C'\delta f + D'\delta x_i + E'\delta y_i + K'\delta\alpha + M'\delta\omega + H'\delta\varkappa + \\ &+ P'\delta X_S + R'\delta Y_S + T'\delta Z_S + L' = V' \end{aligned}\right\}, \tag{134}$$

где

$$\left.\begin{aligned} A &= \frac{\partial X_\Gamma}{\partial x_0}; \quad B = \frac{\partial X_\Gamma}{\partial y_0}; \\ C &= \frac{\partial X_\Gamma}{\partial f'}, \quad D = \frac{\partial X_\Gamma}{\partial x_i}; \\ E &= \frac{\partial X_\Gamma}{\partial y_i}; \quad K = \frac{\partial X_\Gamma}{\partial \alpha}; \\ M &= \frac{\partial X_\Gamma}{\partial \omega}; \quad H = \frac{\partial X_\Gamma}{\partial \varkappa} \\ P &= \frac{\partial X_\Gamma}{\partial X_S}; \quad R = \frac{\partial X_\Gamma}{\partial Y_S}; \\ T &= \frac{\partial X_\Gamma}{\partial Z_S} \end{aligned}\right\}. \tag{135}$$

Аналогично получают коэффициенты A', B', $C' \ldots T'$, дифференцируя второе уравнение (131).

$$\left.\begin{aligned} L &= \overline{X}_\Gamma - X_\Gamma \\ L' &= \overline{Y}_\Gamma - Y_\Gamma \end{aligned}\right\}, \tag{136}$$

где $\overline{X}_\Gamma$, $\overline{Y}_\Gamma$ — вычисленные по формулам; X_Γ, Y_Γ — известные из геодезических измерений.

Таким образом, одна точка дает два уравнения с одиннадцатью неизвестными. Для решения задачи необходимо много точек. Коэффициенты условных уравнений вычисляются по измеренным координатам точек и их геодезическим данным X_Γ, Y_Γ, Z_Γ и приближенным значениям углов α, ω и $\varkappa$. Обычно поправки δx и δy принимают равными нулю.

Полученную переопределенную систему уравнений необходимо решить под условием $[pvv]=\min$ и получить значение неизвестных. Путем прибавления полученных поправок

к начальным значениям искомых параметров находят их значения в первом приближении

$$\left.\begin{array}{lll} x_{0_1} = x'_0 + \delta x_{0_1}; & X_{S_1} = X_{S_0} + \delta X_{S_1}; & \alpha_1 = \alpha_0 + \delta\alpha_1 \\ y_{0_1} = y'_0 + \delta y_{0_1}; & Y_{S_1} = Y_{S_0} + \delta Y_{S_1}; & \omega_1 = \omega_0 + \delta\omega_1 \\ f' = f'_0 + \delta f_1; & Z_{S_1} = Z_{S_0} + \delta Z_{S_1}; & \varkappa_1 = \varkappa_0 + \delta\omega_1 \\ & \delta x = \delta x_1 & \\ & \delta y = \delta y_1 & \end{array}\right\}. \tag{137}$$

По исправленным значениям неизвестных вновь составляют уравнения и решают полученную систему. Решение продолжают до тех пор, пока поправки неизвестных не станут менее установленного допуска.

Оценка точности выполняется путем нахождения единицы веса

$$\mu = \sqrt{\frac{[vv]}{2n-1}}, \tag{138}$$

где n — число опорных точек.

$$\left.\begin{array}{lll} m_{x_0} = \mu\sqrt{Q_{11}}, & & \\ m_{y_0} = \mu\sqrt{Q_{22}}, & m_f = \mu\sqrt{Q_{33}} & \\ m_{\delta x} = \mu\sqrt{Q_{44}} & m_{\delta y} = \mu\sqrt{Q_{55}}, & \end{array}\right\}. \tag{139}$$

Как видно из уравнений, девять неизвестных являются общими для всех точек и только два (δx_i, δy_i) относятся к данной точке, т. е. неизвестных всегда будет больше числа уравнений. Для устранения данной неопределенности поправки δx_i и δy_i определяют не для каждой точки, а для областей (зон) на снимках, в пределах которых разности поправок меньше точности измерений.

В этом случае число уравнений M и неизвестных N можно рассчитать по формулам

$$\left.\begin{array}{l} M = 2\sum_1^n m_j \\ N = 6n + W + 2z \end{array}\right\}, \tag{140}$$

где m_j — число точек; n — количество снимков; z — число зон; W — количество определяемых элементов внутреннего ориентирования.

В случае горизонтальной местности ΔZ_r одинаково для всех точек, наблюдается пропорциональность коэффициентов, свидетельствующая о невозможности однозначного определе-

ния $f'_к$. Чем больше разность высот точек, тем точнее определяется фокусное расстояние. Для определения параметров камеры с точностью до 0,005 мм разность высот не должна быть меньше величин:

$$\left.\begin{aligned} &2\omega < 75^\circ; \quad \frac{\Delta h}{H} < 0{,}5 \\ &2\omega = 75^\circ - 105^\circ; \quad \frac{\Delta h}{H} < 0{,}3 \\ &2\omega > 105^\circ; \quad \frac{\Delta h}{H} < 0{,}2 \end{aligned}\right\}.$$

Поскольку данный способ предусматривает определение параметров АФА и поправок снимка в условиях, наиболее близких к условиям эксплуатации аэрокамеры, то влияние методических факторов искажения является минимальным. К основным источникам ошибок относятся остаточные ошибки фотографического процесса, влияние вибраций и поступательного движения летательного аппарата, влияние атмосферной рефракции, ошибки измерения изображения точек полигона, ошибки определения координат точек полигона и опознавания их изображения.

Суммарное влияние последних двух факторов не должно превышать точности измерений:

$$\left.\begin{aligned} &\sqrt{\left(\frac{m_X}{m}\right)^2 + \overline{m}_x^2} \leqslant \frac{1}{3} m_x \\ &\sqrt{\left(\frac{m_Y}{m}\right)^2 + \overline{m}_y^2} \leqslant \frac{1}{3} m_y \\ &\sqrt{P\left(\frac{m_Z}{H}\right)^2 + \overline{m}_x^2} \leqslant \frac{1}{3} m_p \end{aligned}\right\}, \qquad (141)$$

где m_X, m_Y, m_Z — точность определения координат точек полигона; $\overline{m}_x$, $\overline{m}_y$ — точность опознавания изображения точек; m_x, m_y, m_p — точность измерения координат и параллаксов точек снимка.

Анализируя приведенные формулы (141), нетрудно заметить, что точность определения геодезических координат точек полигона и их опознавания должна быть достаточно высокая. В связи с этим к полигону, предназначенному для калибровки фотографических камер, предъявляются специальные требования, касающиеся вопросов выбора места для строительства полигона, густоты, схемы, размеров и формы знаков, качества геодезических работ.

Как уже было отмечено, местность для строительства полигона должна иметь значительный перепад высот рельефа

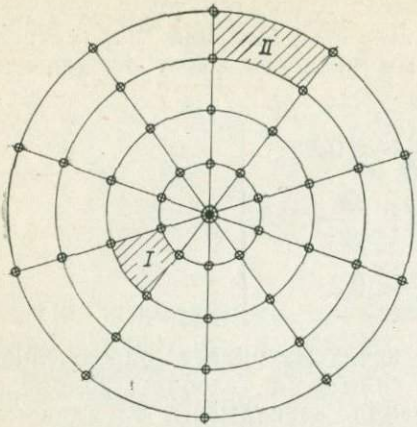


Рис. 97. Схема радиального расположения точек полигона

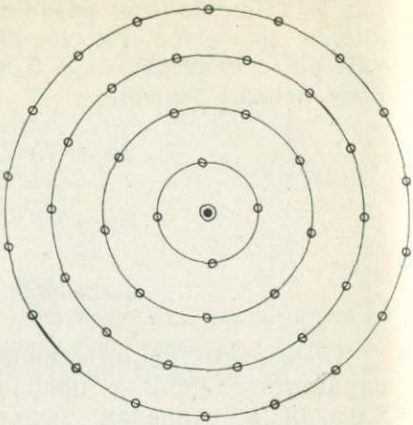


Рис. 98. Схема расположения точек полигона в Швеции

и не подвергаться природным явлениям, вызывающим смещение знаков в плане и по высоте.

При выборе схемы размещения точек обычно руководствуются соображениями сохранения требуемой точности определяемых параметров при минимальном количестве знаков, а следовательно, затрат на их сооружение. Здесь же следует учитывать возможность выполнения линейной интерполяции поправок для промежуточных точек с необходимой точностью. Предложено несколько схем расположения точек: радиальная с изменением густоты точек в зависимости от удаления их положения от центра полигона (рис. 97). Площади участков *I* и *II* не равны, а следовательно, будет разной и точность интерполяции поправок для точек аэрофотоснимка.

Схема, используемая в Швеции (проф. Б. Халлерт) (рис. 98), предполагает расположение точек через равные отрезки по концентрическим окружностям. При обеспечении достаточной густоты точек в центральной части полигона их густота на краях будет недостаточная и наоборот.

Наиболее удобной по созданию (разбивке) и отвечающей изложенным выше требованиям является сетка квадратов с точками, расположенными на пересечениях ее сторон (рис. 99).

Для повышения точности опознавания точек полигона знак должен быть оформлен в виде белого круга размером 30 см, размещенного в центре прямоугольника (рис. 100). Конструктивно знак слагается из подземной и наземной частей. Наземная часть оформляется бетонной плитой соответствующих размеров с отверстием в центре. Плита укладывается на горизонтальном участке и не должна заливаться водой. Цент-

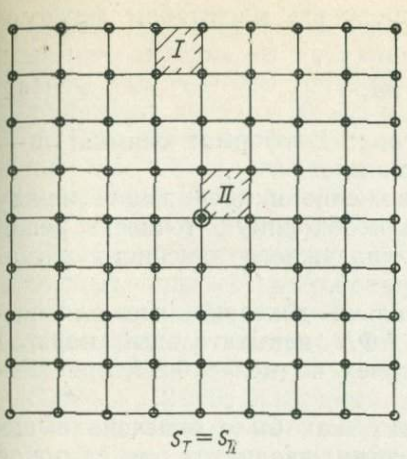


Рис. 99. Схема расположения точек полигона в виде сетки квадратов

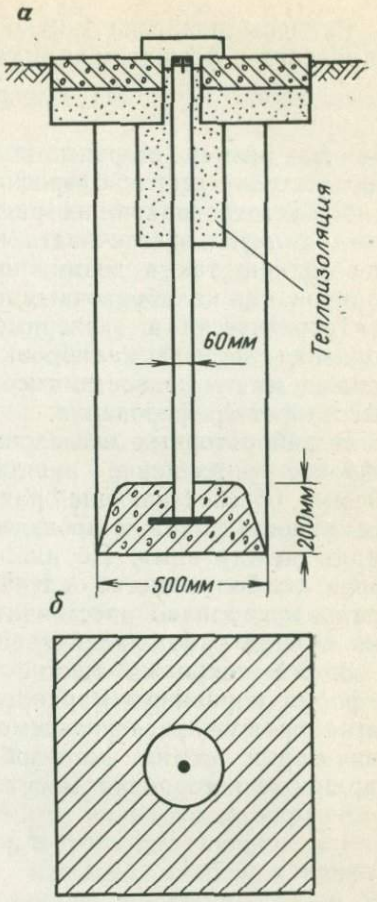


Рис. 100. Конструкция знака испытательного полигона:
а — разрез по вертикали, *б* — вид сверху

ром знака является отверстие, нанесенное на поверхность керна, который помимо геометрического центра будет являться и «геодезическим» центром знака, координаты которого определяются геодезическим путем.

§ 70. Основные требования, предъявляемые к испытательному полигону для калибровки АФА

Эталонные (испытательные) полигоны, предназначенные для калибровки АФА, должны удовлетворять следующим основным требованиям:

1. Размеры эталонного полигона для данного масштаба съемки должны обеспечивать аэроснимок изображениями маркировочных знаков полигона по всей его площади.

Размеры полигона можно определять масштабом фотографирования и форматом снимка:

$$L = ml, \tag{142}$$

где L — размер стороны полигона; l — формат снимка; m — знаменатель масштаба аэрофотоснимка.

2. Густота знаков, их расположение и превышение между ними должны обеспечивать как необходимую точность решения задачи, так и возможность надежного линейного интерполирования калибровочных поправок.

Теоретически и экспериментально доказано, что для выполнения полной калибровки АФА испытательный полигон должен иметь разности высот точек не менее $0{,}2H$, где H — высота фотографирования.

В лабораторных исследованиях, как было отмечено выше, широкое применение нашли сетки квадратов со стороной 10 мм, обеспечивающие равномерное размещение точек по всему полю кадра и проведение надежной линейной интерполяции между ними. По аналогии точки испытательных полигонов в большинстве случаев располагают в узлах сетки квадратов, однако расстояние между ними с целью сокращения объема работ увеличивается до 15 мм в масштабе снимка.

3. Все точки на местности должны быть замаркированы, а форма и размеры маркировочных знаков должны обеспечивать хорошую распознаваемость и высокую точность наведения марки на их фотоизображение. Приближенно размеры маркировочного знака могут быть вычислены по формуле

$$d_{\text{см}} = \frac{m}{300}, \tag{143}$$

где $d_{\text{см}}$ — диаметр (сторона) маркировочного знака в сантиметрах; m — знаменатель масштаба снимка.

4. Ошибки определения взаимного положения точек испытательного полигона в масштабе снимка должны быть меньше ошибок измерения, которые для современных компараторов составляют 2—3 мкм. Таким образом, ошибки планово-высотного обоснования полигона в масштабе снимка должны быть не более 1—2 мкм. Абсолютные их значения можно рассчитать по формулам

$$m_{x,\,y} = m\delta_{x,\,y}; \qquad m_z = \frac{\delta_{x,\,y} H}{r_{x,\,y}}, \tag{144}$$

где $m_{x,\,y}$ — средняя квадратическая ошибка определения плановых координат точек полигона; m_z — средняя квадратическая ошибка определения высоты; $\delta_{x,\,y}$ — средняя квадратическая ошибка координат точек полигона в масштабе снимка; m — знаменатель масштаба снимка; H — высота фотографи-

рования; $r_{x,y}$ — проекция радиуса-вектора изображения знака полигона на одну из координатных осей снимка.

Так, для $m=1000$ точность планово-высотного обоснования должна быть порядка 10—20 мм.

5. Закрепление знаков на местности должно обеспечивать устойчивое их положение и длительную эксплуатацию. Точки, как правило, закрепляются реперами, тип которых выбирается, исходя из климатических условий и характера грунтов.

Приведенная табл. 14 дает представление о характеристиках испытательных полигонов различных стран.

На основании таблицы можно сделать заключение, что основное число полигонов имеют идентичные характеристики, предназначенные для фотографирования в масштабах 1 : 8000—1 : 12 000; плотность точек в среднем составляет 50 на 1 км^2; планово-высотная привязка выполнена с точностью ±10—20 мм; маркировка точек сделана в форме кругов, крестов или квадратов размерами 0,3—0,8 м.

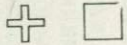
Наряду с этим некоторые полигоны имеют существенные отличия от всех остальных.

Следует отметить полигон (ФРГ), каждая «точка» которого состоит из трех точек, расположенных на некотором удалении друг от друга, что позволяет определить поведение интерполяционной функции вблизи каждой точки полигона и контролировать надежность линейной интерполяции.

Заслуживает внимания форма маркировочных знаков испытательного полигона в штате Аризона (США). Преимущество такого маркировочного знака заключается в том, что его можно рассматривать как простейшую радиальную миру, благодаря чему съемку такого знака можно производить в различных масштабах. Однако для каждого масштаба съемки необходимо обеспечивать определенную плотность точек на местности. Существуют проекты полигонов, предназначенных для калибровки АФА при различных масштабах съемки. Плотность такого полигона непостоянна и изменяется, увеличиваясь от его краев к центру. В этом случае для маркировки точек может быть рекомендована приведенная выше форма маркировочного знака в виде радиальной миры.

Широкое применение в последнее время методов космической съемки вызывает необходимость калибровки АФА для мелких масштабов. Очевидно, что испытательный полигон в данном случае должен иметь значительные размеры.

Таблица 14

Страна	Рельеф (превышен), м	Размеры (площадь), км²	Кол-во знаков	Плотность на 1 км²	Маркировка		Средние квадратические ошибки координат (мм)		Масштаб
					Форма	Описание	m_x	m_y	
СССР	Плоский	1,80×1,65	160	52,3		Белый круг диаметром 0,6 м на фоне черного квадрата	±12	±10	1 : 10 000
Швеция	Плоский 90—620	1,8×1,8 9×9	70			Бетонные круги диаметром 1,2 м	±20	±20	1 : 3 000 1 : 8 000
						Квадраты размерами 0,15×0,15 и 0,30×0,30 и кресты размерами 0,80×0,80 м	±50	±50	
Франция	Плоскоравнинный	1,1×0,8 1,1×0,8 2,2×1,6 6,8×3,8	6,8 24 50 36	6,8 27,3 14,2 1,4		Цементные плиты черного цвета с крестами и квадратами желтого цвета	±30	±20	
Чехословакия	200	5,0×2,5×2,5	292	58,4		Кресты и квадраты из белой полистироловой пленки	±30 ±20	±20 ±10	
ФРГ	300	3×3	600	66,7		Квадратные металлические щиты размерами 0,25×0,25 м	±10	±10	1 : 8 000 1: 12 000
Канада	Равнинный	1,3×2,0	125	5,0		Черные и белые круги	±50	±20	1 : 10 000
США		25×25	244	0,4		Мальтийские кресты размерами 16×16 м			1 : 100 000

Глава X

ЗАТВОРЫ АЭРОФОТОАППАРАТОВ

§ 71. Основные характеристики аэрофотозатворов

Экспонометрическое устройство, предназначенное для дозированного пропускания световых лучей от объектов съемки к приемнику лучистой энергии — аэрофотопленке, носит название затвора.

Классифицируют затворы по расположению в оптической системе аэрофотоаппарата, конструктивному оформлению, по характеру экспонирования. Основные требования к затвору определяют возможность решения экспонометрической задачи и обеспечение измерительных свойств аэрофотоснимка. По расположению в оптической системе можно выделить междулинзовые затворы и внелинзовые, расположенные между объективом и фотослоем. По конструктивному оформлению затворы классифицируют на центральные, жалюзи, щелевые и обтюраторы.

Основные характеристики затвора:

оптический коэффициент полезного действия η;

экспозиционный интервал $t_{max} \div t_{min}$;

эксплуатационные данные, куда следует отнести простоту конструкции, надежность в работе, постоянство параметров и др.

Затвор должен обеспечивать возможность включения его в схему автомата регулирования экспозиции.

Продолжительность цикла работы затвора должна быть минимальной.

Затвор не должен вносить линейных и угловых искажений размеров объектов, т. е. сохранять ортоскопичность изображений.

Оптический коэффициент полезного действия затвора возможно определить графически. По оси абсцисс отложим время, а по оси ординат — площади отверстия объектива, открытого затвором. Точка A — время подачи импульса на затвор от командного прибора аэрофотоаппарата, B — время начала открытия затвора. Время, определяемое отрезком AB,— инерция затвора, она должна быть минимальной. Различают три фазы работы затвора — время

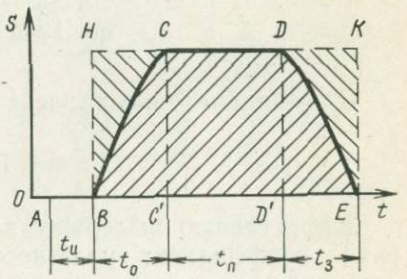


Рис. 101. Кривая, характеризующая работу затвора

начального ($t_о$), полного ($t_п$) открытия затвора и закрытия затвора ($t_з$) (рис. 101).

Фактической выдержкой ($t_ф$) называется время, в течение которого приемник лучистой энергии подвергался воздействию света,

$$t_ф = t_о + t_п + t_з. \tag{145}$$

Оптический коэффициент полезного действия затвора (η) показывает отношение света, прошедшего через затвор, к количеству света, которое пропустил бы идеальный затвор, открывающийся и закрывающийся мгновенно, или отношение светового потока (F), пропущенного затвором, к световому потоку, прошедшему через объектив ($F_п$),

$$\eta = \frac{\int_0^{t_ф} F dt}{F_п t} = \frac{S}{P}, \tag{146}$$

где S — площадь $BCDE$; P — площадь $BHKE$.

Найдем коэффициент полезного действия для отдельных фаз работы затвора

$$\eta_о = \frac{S_о}{P_о}; \quad \eta_п = \frac{S_п}{P_п} = 1; \quad \eta_з = \frac{S_з}{P_з},$$

откуда

$$\eta = \frac{\frac{S_о}{P_о} + \frac{S_п}{P_п} + \frac{S_з}{P_з}}{P} = \frac{P_о\eta_о + P_п\eta_п + P_з\eta_з}{P}. \tag{147}$$

Приравняем $P_з = P_о$ и после преобразования (147) получим

$$\eta = 1 - 2\frac{P_о}{P}(1 - \eta_о);$$

$$\frac{P_о}{P} = \frac{t_о}{t_ф};$$

$$\eta = 1 - 2\frac{t_о}{t_ф}(1 - \eta_о). \tag{148}$$

Для приближенных расчетов положим, что $\eta_о = 0{,}5$, тогда

$$\eta = 1 - \frac{t_о}{t_ф}.$$

Эффективную выдержку затвора ($t_{эф}$) определяют оптический коэффициент полезного действия и фактическая выдержка:

$$t_{эф} = \eta \cdot t_ф. \tag{149}$$

Экспозиционный интервал работы затвора должен обеспечивать возможность фиксации объектов местности при изменяющихся условиях освещенности, яркости и прозрачности атмосферы.

§ 72. Конструктивное решение затворов

Принцип расположения затвора определяется конструкцией аэрофотоаппарата, его назначением и основными требованиями к качеству фотографического изображения. Затворы подразделяют на центральные, щелевые, шторные, жалюзи. Известны также световые затворы и дифференциальные.

Центральные затворы подразделяют на прямого действия (ротативные) и возвратного действия (реверсивные).

Название затвора определено характером пропускания светового потока через объектив — от центра к краям.

Принципиальная схема центрального затвора включает:

1) определенное число лепестков (ламелей);
2) заводную пружину;
3) регулятор скорости работы затвора;
4) передачу, приводящую во вращение лепестки;
5) спусковой упор или защелку;
6) амортизаторы.

Центры вращения лепестков затвора располагают симметрично по окружности, удаленной от оптической оси на величину r (рис. 102). В центральном затворе прямого действия (ротативном) движение дисков происходит постоянно в одном направлении. Применяют многодисковые затворы, состоящие из двух ламелей с вырезами и более.

Диски одновременно вращаются или от одной корончатой шестерни, или с помощью рычагов (как шатунно-кривошипная система). Спуск затвора происходит с помощью пружины при ее освобождении от защелок до упоров. Закручивание пружины происходит от распределительного механизма. На этом принципе устроены затворы типа ЗВМ (затвор Вертипороха модернизированный).

В современных отечественных топографических аппаратах устанавливают централь-

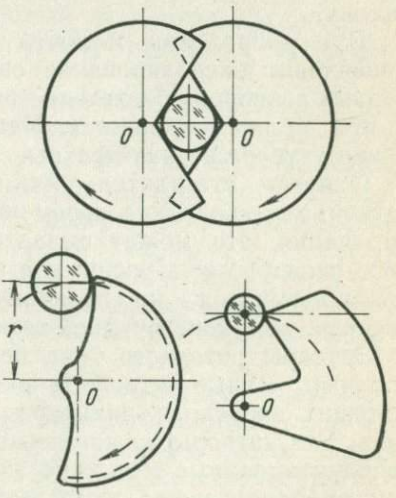


Рис. 102. Формы ламелей центральных затворов

ные затворы типа ЗБСМ (затвор больших скоростей модернизированный).

В затворе больших скоростей три лепестка закреплены на одном кольце. Угловые скорости их вращения различные, т. е. $\omega_1 \neq \omega_2 \neq \omega_3$ и относятся как 6 : 4 : 3. В дисках имеются вырезы, при совпадении которых происходит экспонирование светочувствительного слоя.

Однако выдержка возможна только при одновременном прохождении всех вырезов перед световым отверстием.

Так как диски вращаются с различным числом оборотов, то совпадение прорезей возможно только через относительно большие промежутки времени, но они малы для того, чтобы производить в этот период разгон и остановку лепестков. Был введен еще лепесток — пластина, закрывающая затвор один раз за цикл работы затвора, когда диски наберут полную скорость вращения.

В *другие моменты дополнительный* лепесток отсекает все открытия светового отверстия дисками во время остановки и разгона последних.

Выдержка в затворе типа ЗБС зависит только от угловой скорости затвора $\eta \approx 0{,}8$ при диаметре действующего отверстия 30 мм. В этом затворе легко осуществить автоматизацию экспонирования, так как необходимо регулировать только числа оборотов мотора, которые пропорциональны освещенности и яркости аэроландшафта.

В центральных затворах (рис. 103) роторного и пружинного типа «Rapidin» имеются две системы дисков, работающие раздельно на открытие и закрытие действующего отверстия объектива.

При совпадении момента «открытие — закрытие» затвора происходит экспонирование светочувствительного слоя. У роторных затворов обеспечение высокого к. п. д. происходит даже и при малых выдержках. Ударные нагрузки во время остановки затвора незначительны.

Отметим, что длительность цикла работы АФА с роторными затворами — величина переменная и зависит от времени экспонирования, это может вызвать изменение процента продольного перекрытия аэроснимков из-за изменения интервала фотографирования τ_c на величину $\Delta\tau$, определяемую разностью экспозиций и конструкцией затвора.

Затворы роторного типа перспективны, так как позволяют получать малые величины выдержек, высокий к. п. д. при больших значениях диаметра действующего отверстия объектива. Эти затворы не накладывают каких-либо ограничений на эксплуатационные возможности АФА и не вызывают значительной вибрации после их воздействия. Коэффициент полезного действия центрального затвора зависит от формы и величины выреза в дисках, угловой скорости их вращения. Приведем

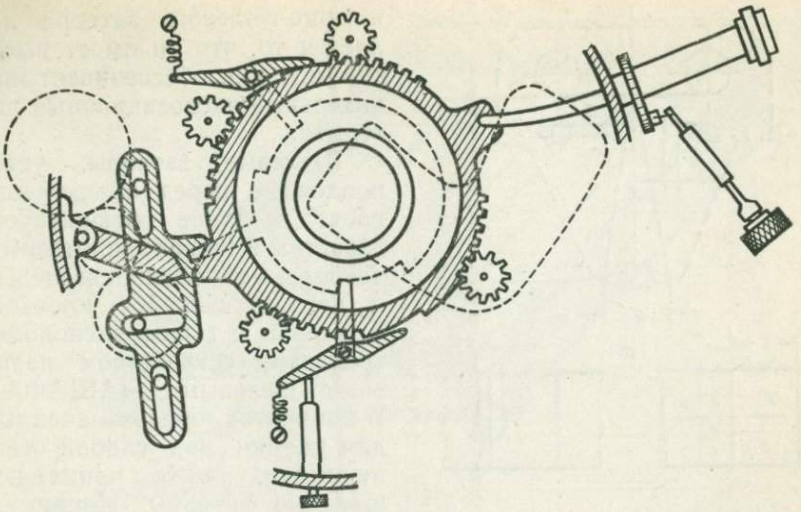


Рис. 103. Центральный затвор

упрощенную формулу определения к. п. д. центрального затвора:

$$\eta = 1 - (1 - \eta_0)\frac{\alpha}{\gamma},$$

где α — угол «охвата», построенный в центре вращения лепестка касательными к действующему отверстию объектива; γ — угол выреза лепестков.

Щелевые затворы располагают вне линз объектива и подразделяют на шторно-щелевые, обтюраторы и щелевые. Шторно-щелевой затвор (рис. 104) состоит из шторки, движущейся под действием пружины со скоростью $v_{щ}$ перед светочувствительным слоем. Экспозиционный интервал шторно-щелевого затвора обеспечивается изменением ширины щели c и скорости движения шторки. Коэффициент полезного действия этого затвора зависит от места его расположения относительно светочувствительного слоя l, относительного отверстия объектива n_0.

Оптимальное расположение шторно-щелевого затвора — в фокальной плоскости объектива аэрофотоаппарата, т. е. при условии $d = 0$; к. п. д. изменяется при изменении положения диафрагмы, что необходимо учитывать при экспонометрических расчетах. Диаметр светового пучка d, пропускаемого щелью, при разных действующих отверстиях объектива и разной ширине щели будет различным. Основным преимуществом

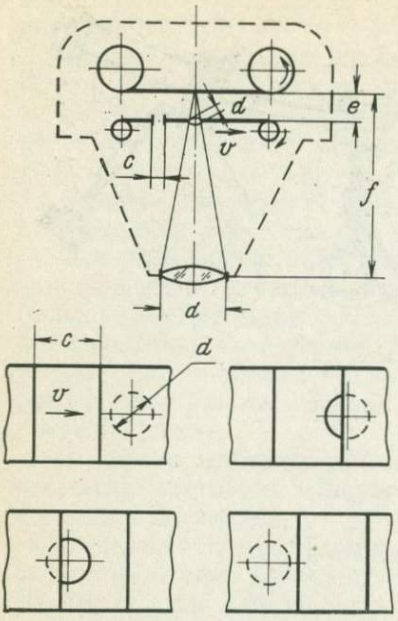


Рис. 104. Построение изображения шторно-щелевым затвором

шторно-щелевого затвора является то, что он имеет высокий о. к. п. д., обеспечивает значительный экспозиционный интервал.

Щелевые затворы, установленные перед объективом, носят название обтюраторов, известны и широко применимы затворы с неподвижной щелью и передвигающейся пленкой. Аппараты с таким экспонометрическим устройством называют щелевыми (АЩАФА). В аппаратах, предназначенных для съемки при слабой освещенности, также применяют щелевые затворы. Например, в ночном автоматическом щелевом аэрофотоаппарате.

Затвор типа «жалюзи» состоит из перекрывающихся между собой на незначительную величину ламелей и механизма, приводящего ламели одновременно во вращение. Затвор устанавливает вне оптической системы объектива, поворот ламелей вокруг продольных осей может быть как в прямом, так и в обратном направлениях. Схема затвора типа «жалюзи» приведена на рис. 105.

Определим фактическую выдержку $t_ф$ и к. п. д. затвора жалюзи:

$$t_ф = t_o + t_з; \qquad \eta = \frac{S}{P}, \tag{150}$$

где t_o, $t_з$ — выдержки, соответствующие открытию и закрытию затвора; фазы полного открытия у этого затвора нет. На рис. 106 этим фазам соответствуют площади S и P.

$$\sigma = l - L\cos\beta_н; \qquad S = \int_{t_1}^{t_2} \sigma dt;$$

$$t = \frac{\beta}{\omega}; \qquad dt = \frac{d\beta}{\omega}$$

или

$$S = \int_{t_1}^{t_2} \sigma \frac{d\beta}{\omega}. \tag{151}$$

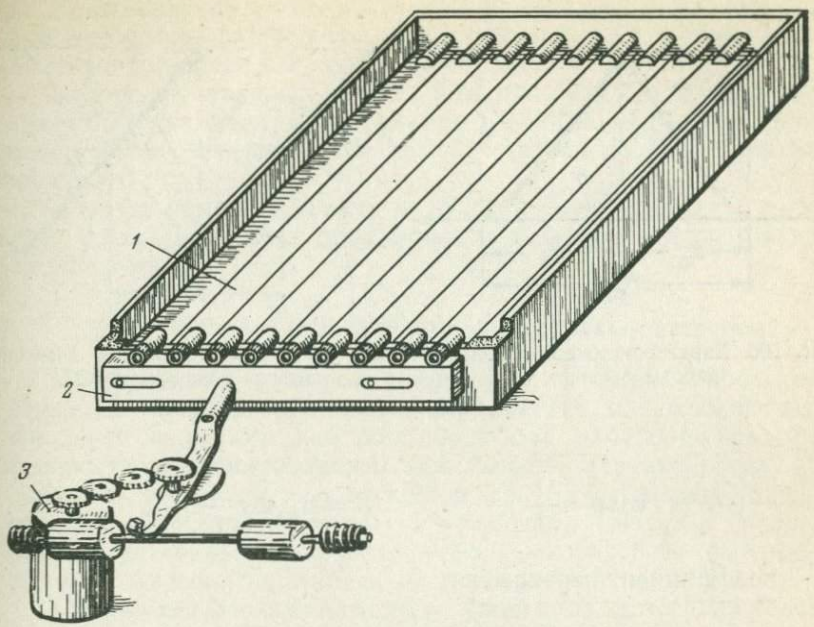


Рис. 105. Кинематическая схема затвора типа «жалюзи»:
1 — ламель, *2* — рейка, *3* — электродвигатель

После преобразования (151) получим

$$\left.\begin{aligned} S &= \frac{l}{\omega}\int_{t_1}^{t_2} d\beta - \frac{L}{\omega}\int_{t_1}^{t_2}\cos\beta_н d\beta \\ P &= \frac{l}{\omega}\int_{t_1}^{t_2} d\beta - \frac{l}{\omega}\int_{\beta_н}^{\pi/2} d\beta = \frac{l}{\omega}\left(\frac{\pi}{2} - \beta_н\right) \end{aligned}\right\}. \qquad (152)$$

В соответствии с (150) коэффициент полезного действия равен

$$\eta = 1 - \frac{L\,(1-\sin\beta)}{l\left(\frac{\pi}{2}-\beta\right)}. \qquad (153)$$

Для наклонного пучка лучей

$$\eta_\beta = 1 - \frac{L\,(1-\sin\beta_0)}{l\cos\beta\left(\frac{\pi}{2}-\beta_0\right)}, \qquad (154)$$

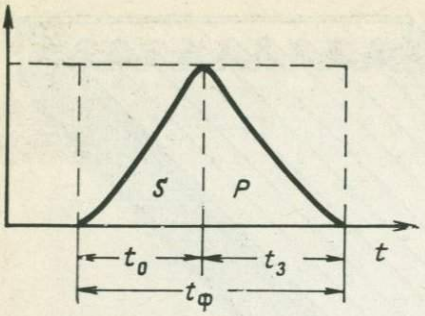


Рис. 106. Характеристическая кривая работы затвора

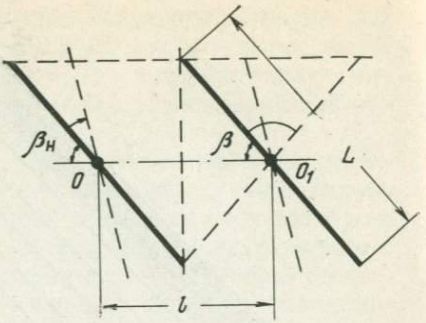


Рис. 107. Схема движения ламелей затвора типа «жалюзи»

где

$$\cos\beta = \frac{l}{L}; \qquad \beta = \arccos\frac{l}{L};$$

C — коэффициент перекрытия;

$$C = \frac{L-l}{l}$$

и соответственно

$$\beta = \arccos\frac{1}{C+1}.$$

После подстановки значения η из (154) в (151) получим

$$t_ф = \frac{2}{\omega}\left(\frac{\pi}{2} - 2\arccos\frac{1}{C+1}\right). \qquad (155)$$

Если ширина ламелей L будет равна расстоянию l, то свет может проникать на светочувствительный слой, в связи с чем ламели несколько перекрываются, т. е. $L>l$ (рис. 107).

Анализируя формулу (155), находим, что время выдержки в затворах типа «жалюзи» зависит от угловой скорости движения ламелей ω, коэффициента перекрытия ламелей, угла падения лучей светового потока. Экспозиционный интервал обеспечивается только за счет изменения скорости вращения и равен $^1/_{50} \div {}^1/_{500}$. На величину о. к. п. д. затвора «жалюзи» влияют число ламелей затвора, находящихся в пределах действующего отверстия объектива, их размеры и процент перекрытия. Увеличить о. к. п. д. возможно, если остановить створки после поворота на 90°, но при этом разные участки кадра будут экспонироваться в различное время.

Коэффициент полезного действия затвора типа «жалюзи» изменится при изменении диафрагмы, так как в поле зрения объектива попадет различное число ламелей.

В аэрофотоаппарате с большим относительным отверстием объектива рекомендуют устанавливать затворы типа «жалюзи», которые обеспечивают при этом достаточный экспозиционный интервал.

Следует отметить, что о. к. п. д. затвора невысок и составляет 0,5—0,6, так как фаза полного открытия у этого затвора отсутствует.

§ 73. Методы исследования и тарировки затворов

Исследование затворов производят в целях определения основных эксплуатационных характеристик: оптического коэффициента полезного действия, диапазона изменения продолжительности экспонирования, стабильности характеристик, способности не нарушать ортоскопичность изображения, надежности и износоустойчивости. Разработаны методы фиксации работы затвора: оптико-механический, скоростного фотографирования, светометок, запись на электронный осциллограф.

Оптико-механический метод основан на фотографировании световых отверстий диска, вращающегося с помощью электродвигателя перед барабаном с пленкой. На рис. 108 показана блок-схема оптико-механической установки для исследования затвора.

Имея фотограмму работы затвора, подсчитываем число сфотографированных фигур K и, зная, число прорезей в диске p и число оборотов двигателя в секунду n, определяем фактическую продолжительность экспонирования, даваемую затвором,

$$t = \frac{K}{pn}, \tag{156}$$

по отдельным фазам

$$\left.\begin{aligned} t_{\text{о}} &= \frac{K_{\text{о}}}{pn}; \qquad t_{\text{п}} = \frac{K_{\text{п}}}{pn}; \qquad t_{\text{з}} = \frac{K_{\text{з}}}{pn} \\ \eta &= \frac{\sum_{i=1}^{i=k} S_i}{K \cdot S_{\max}} \end{aligned}\right\}, \tag{157}$$

где S_i — площадь сфотографированных фигур; $S_{\max}$ — площадь фигуры при полностью открытом действующем отверстии объектива.

Если подсчитать по фотограмме площадь фигур, затем отложить по оси абсцисс время их экспонирования, по оси ординат — площадь фигуры, то получим характеристическую кри-

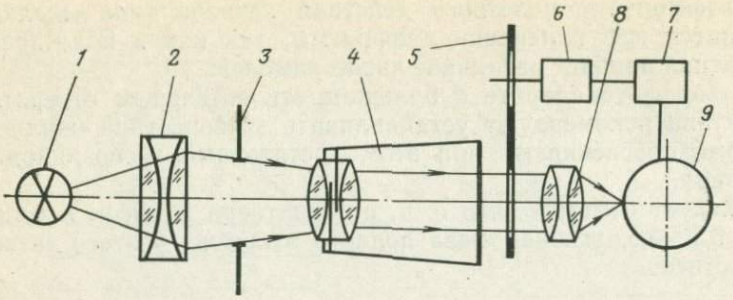


Рис. 108. Схема оптико-механической установки для исследования затворов:
1 — источник света, *2* — конденсор, *3* — диафрагма, *4* — аэрофотоаппарат с исследуемым затвором, *5* — диск с *n* вырезами, *6* — электродвигатель, *7* —редуктор, *8* — объектив, *9* — барабан с пленкой

вую работы затвора (рис. 109). Площадь фигур измеряется планиграфом или на компараторе с эталонированной сеткой или другими приборами. Метод скоростного фотографирования заключается в проектировании на аэрофотопленку пучка световых лучей от импульсной лампы. При этом частота следования вспышек калибруется.

На рис. 110 показана установка для испытания затворов скоростным методом. На фотограмме получим ряд светлых и темных полос, по ширине которых возможно определить скорость работы затвора и о. к. п. д.

Скорость движения щели по кадру и выдержку определим по формулам

$$v_{щ} = \frac{L}{\nu}; \qquad t = \frac{n_0 l + L}{n \cdot v_{щ}}, \tag{158}$$

где L — расстояние между изображениями щели; ν — частота импульсных вспышек в с; l — ширина щели; $\frac{1}{n_0}$ — относительное отверстие объектива.

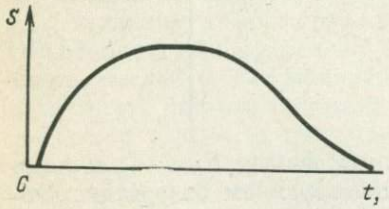


Рис. 109. Характеристическая кривая работы затвора, полученная при исследовании

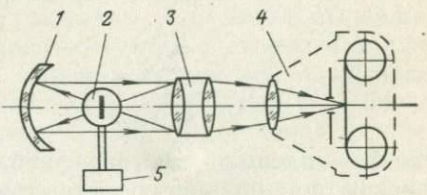


Рис. 110. Схема установки для испытания затворов скоростным методом:
1 — параболическое зеркало, *2* — импульсная лампа, *3* — конденсатор, *4* — АФА с испытуемым затвором, *5* — генератор

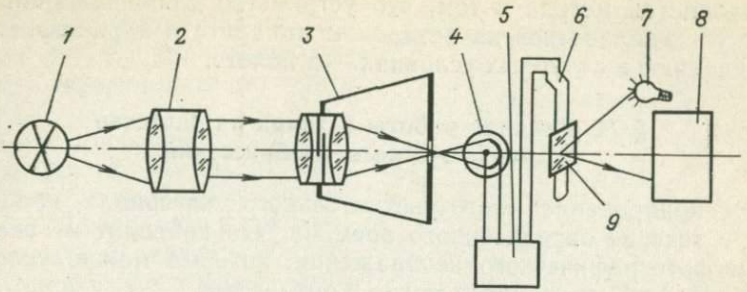


Рис. 111. Схема установки с осциллографом для испытания затворов:
1, 7 — источник света, *2* — конденсатор, *3* — АФА с испытуемым затвором, *4* — фотодиод, *5* — усилитель, *6* — вибратор, *8* — осциллограф, *9* — зеркало

Запись характеристик работы затвора может осуществляться на шлейфовый или электронный осциллограф, для чего служит установка, блок-схема которой приведена на рис. 111. Ток, возникающий в фотоэлементе, пропорционален интенсивности лучистого потока, пропускаемого затвором. Усиленный ток поступает на вибратор, состоящий из двух нитей и зеркала, расположенных в сильном магнитном поле. При изменении силы тока изменится положение зеркала, которое отклоняется на угол, пропорциональный току, что будет зафиксировано осциллографом.

$$t = \frac{L}{r\omega}; \qquad \omega = 2\pi n = \frac{\pi N}{30}; \qquad t = \frac{30L}{\pi \cdot r \cdot N} = 9{,}55, \qquad (159)$$

где L — расстояние между двумя экстремальными точками работы затвора; ω — угловая скорость вращения барабана; r — радиус барабана; n — количество оборотов барабана в с; N — количество оборотов барабана в мин.

При фиксации световых меток для исследования работы затвора изменяют установку, блок-схема которой показана на рис. 112. Метод заключается в проектировании на аэрофотопленку пучка световых лучей от импульсной лампы через цилиндрическую линзу. На фотограмме получим ряд светлых и темных полос, длина которых характеризует работу затвора.

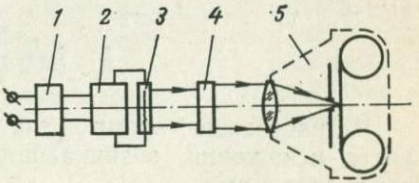


Рис. 112. Метод фиксации световых меток:
1 — генератор импульсов, *2* — усилитель, *3* — импульсная лампа, *4* — цилиндрическая лампа, *5* — АФА с затвором

Достоинство метода в том, что устройство для испытаний может устанавливаться на летальном аппарате и характеристики определяют в натурных условиях — в полете.

§ 74. Влияние работы затвора на качество фотографического изображения

Экспонирование светочувствительного материала происходит в течение определенного времени, что приводит к искажениям фотографического изображения, которые можно условно подразделить на геометрические и оптические.

Геометрические искажения возникают из-за перемещения ЛА за период t из одной точки съемки в другую, неодновременного экспонирования всего поля кадра, остаточных вибраций после ударного момента между тормозящими и тормозимыми деталями затвора. Это приводит к нарушению ортоскопии изображения объектов и его смазу.

Оптические искажения фотометрических свойств объектов возникают из-за неравномерности экспонирования из-за разной скорости в начале и конце открытия затвора, непостоянства времени выдержки для разных участков кадра. Возможны блики на аэронегативах из-за отражения света от металлических частей затвора. Геометрические искажения изображения объектов фотографирования при съемке аппаратами со шторно-щелевыми затворами существенны. На рис. 113 схематично показано искажение из-за работы шторного затвора. В момент времени $t_н$ будут зафиксированы на снимке точки B и другие, в момент времени t_i шторка переместится со скоростью v, но ЛА также переместится на отрезок пути ΔL со скоростью W. Лучи в это время будут проходить от точки A, которая зафиксируется в точке a. Отрезок $a'a=\delta$ пропорционален масштабу изображения, путевой скорости и времени экспонирования:

$$\delta = \frac{Wtf'}{H}, \tag{160}$$

где f' — фокусное расстояние объектива АФА; H — высота фотографирования.

Расстояние, которое пробегает шторка, установленная от светочувствительного слоя на расстоянии h, за время экспонирования, определяется форматом кадра и равно l. С учетом этого

$$\delta = l\frac{(f'-h)\,W}{H\cdot v}. \tag{161}$$

В настоящее время разработаны методы аналитического учета искажений, возникающих при съемке со шторно-щелевыми затворами.

Поправки вводятся в измеренные координаты при условии строгой калибровки работы шторно-щелевого затвора.

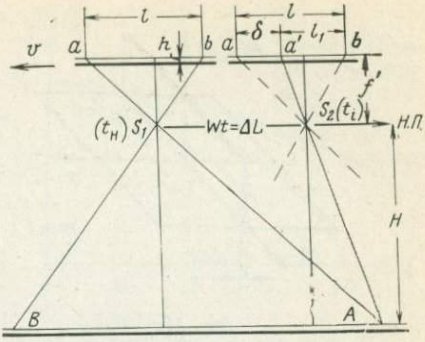


Рис. 113. Искажение изображения шторно-щелевым затвором

Геометрический сдвиг изображения в соответствии с (161) возникает из-за перемещения ЛА во время экспонирования t и зависит от путевой скорости, высоты фотографирования и фокусного расстояния АФА. Отрезок на местности L, соответствующий сдвигу δ, назовем приведенным сдвигом изображения. При съемке кадровыми АФА приведенный сдвиг изображения пропорционален масштабу съемки и одинаков по всему полю зрения объектива:

$$L = \frac{\sigma}{m} = \text{const}. \tag{162}$$

Оптическое изображение объектов будет менее резким из-за сдвига изображения, изменения пограничного контраста объекта фона:

$$K = \frac{B_{об} - B_{ф}}{B_{об} + B_{ф}}, \tag{163}$$

где K — контраст изображения; $B_{об}$, $B_{ф}$ — яркость объекта и фона.

Уменьшение разрешающей способности съемочной системы за счет появления сдвига изображения весьма существенно. Самые совершенные АФА не могут обеспечить разрешающую способность выше, чем

$$R_{сд} = \frac{1}{\delta}. \tag{164}$$

Для характеристики оптической системы помимо разрешающей способности часто используют передаточную функцию. Пространственно-частотная передаточная функция $П_{сд}$ определяет искажение изображения из-за влияния работы затвора и сдвига изображения.

Рассмотрим, как происходит преобразование оптической информации, поступающей от объекта, при условии съемки линии. Если фотографируем линию, а скорость изображения равна 0, то распределение освещенности на кадре показано на рис. 114. Пространственно-частотный спектр линии равен

$$L_{(H)} N_x = 1, \tag{165}$$

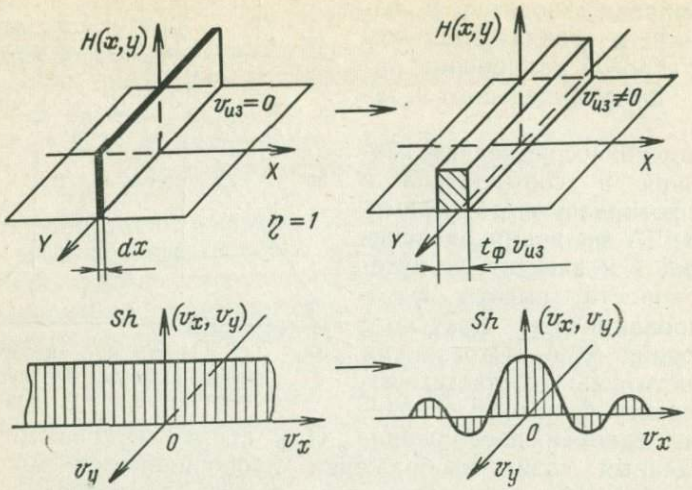


Рис. 114. Преобразование информации оптической системой

он имеет одномерный характер и не изменяется вдоль оси X. Если фотографирование линии производить аппаратом с идеальным затвором, то распределение H в изображении линии имеет сечение в виде прямоугольника, а пространственный спектр имеет вид

$$L_{(H)з}(N_x) = \frac{\sin \pi v_{из} t_ф N_x}{\pi v_{из} t_ф N_x}. \qquad (166)$$

Преобразование изображения спектра линии при работе затвора и без него определяется формой характеристической кривой работы затвора. Отношение $\frac{L_{(H)з}(N_x)}{L_{(H)з}(N_x)}$ определяется количественной характеристикой оптического изображения — передаточной функцией сдвига, т. е.

$$П_{сд}(N_x) = \frac{\sin \pi v_{из} t_ф N_x}{\pi v_{из} t_ф N_x}. \qquad (167)$$

Передаточная функция сдвига одномерна и представляет преобразование Фурье от функции распределения экспозиции вдоль оси X при работе затвора с характеристической кривой с фазами открытия, полного открытия и закрытия:

$$П_{сд}(N_x) = \int_{-\infty}^{+\infty} H(x)\, e^{-i2\pi N_x} dx. \qquad (168)$$

Частотная передаточная функция определяет связь между выходным и входным гармоническими сигналами. Если харак-

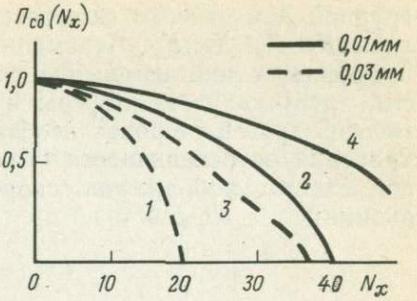


Рис. 115. График зависимости величины сдвига изображения и пространственной частоты:

1, 2, 3, 4 — кривые для определения частотной передаточной функции при разных сдвигах изображения

теристическую кривую работы затвора аппроксимировать трапецией, то распределение экспозиций $H(x)$ можно записать с учетом скорости изображения v, выдержки t и коэффициента полезного действия η:

$$П_{сд}(N_x) = \frac{\sin \pi N_x v_{из} t_ф (1-\eta)}{\pi N_x v_{из} t_ф (1-\eta)}. \qquad (169)$$

Для затворов с $\eta < 0{,}7$

$$П_{сд}(N_x) = \frac{\sin^2 \pi N_x^2 v_{из} t_ф \eta v_{из} t_ф (1-\eta)}{\pi^2 N_x^2 v_{из}^2 \eta t_ф^2 (1-\eta)}. \qquad (170)$$

На рис. 115 приведены графики функции $П_{сд}(N_x) = П_з(N_x)$ в соответствии с (169). На оси абсцисс отложим пространственную частоту N_x, на оси ординат — $П_{сд}(N_x)$, для скорости полета ЛА порядка 300 км/ч и сдвига изображения 0,01 и 0,03 мм.

§ 75. Оптимизация выбора затвора

При выборе типа затвора, его светотехнических характеристик необходимо учитывать условия аэрофотосъемки. Время выдержки, в течение которого светочувствительный слой подвергается воздействию света, определяется экспонометрической зависимостью

$$t = \frac{4 K_S K_ф n_0^2}{E r S_d K_c K_a T_a}, \qquad (171)$$

где K_S — коэффициент, зависящий от выбора критерия светочувствительности; $K_ф$ — кратность светофильтра; n_0 — знаменатель относительного отверстия объектива; E, r — освещенность и коэффициент яркости аэроландшафта; S_0 — светочувствительность пленки в заданной выбранной системе; K_c, K_a — коэффициент светоотдачи затвора и светопропускания объектива АФА.

Рассматривая формулу, можно выделить величины постоянные для данного полета и переменные, определяющие требуемый экспозиционный интервал. Назовем постоянные величины

группой A и отнесем сюда светочувствительность и коэффициенты K_S, $K_а$, $K_с$, $K_ф$. Переменные величины назовем группой B и отнесем к ним изменение освещенности, коэффициент яркости, пропускание атмосферы и относительное отверстие объектива. С другой стороны, необходимо учитывать требования сохранения ортоскопичности объектов, что определяется величиной сдвига изображения, скоростью полета ЛА и масштабом съемки:

$$t = \frac{\delta H}{Wf'}. \tag{172}$$

Для сохранения этого условия необходимо $t \to \min$.

Величины коэффициентов группы A определяем перед полетом в лабораторных условиях. K_S зависит от выбора системы единиц светочувствительности и изменяется при определении светочувствительности по критерию

$$S = \frac{K_S}{H_{D_0+0,2}} = \frac{1}{H_{D_0+0,2}}, \tag{173}$$

где H — экспозиция; D_0 — оптическая плотность вуали.

При определении S для цветных и спектрозональных материалов по критерию

$$S = \frac{K_S}{H_{D_0+0,85}} = \frac{10}{H_{D_0+0,85}}. \tag{174}$$

Коэффициент $K = 20$.

Кратность светофильтра для случая съемки на черно-белых материалах изменяется в пределах от 1,5 до 8,0, светочувствительность аэропленок имеет большой диапазон и изменяется от $S_{D_0+0,85} = 150$ единиц до 1500÷2000 ед. ГОСТа.

Таким образом, изменения величин группы A значительны, и их необходимо учитывать при определении типа затвора. Все постоянные величины группы A устанавливают на калькуляторе электронного аэроэкспонометра или автомата регулирования экспозиции.

Изменения величин группы B более существенны. Освещенность аэроландшафта изменяется при съемке от 6 до 120 тыс. лк, следует отметить, что это изменение плавное и зависит от времени и географического места съемки. Это изменение необходимо учитывать при съемке с космического летательного аппарата, при его движении по орбите. Коэффициент прозрачности атмосферы изменяется в небольших пределах, но следует учитывать при этом изменение выдержки с изменением высоты полета. Диаметр действующего отверстия объектива и фокусное расстояние АФА, определяющие знаменатель относительного отверстия и освещенность в фокальной плоскости, изменяются в аппаратах в пределах 1/2,5÷1/22.

Фокусное расстояние аппарата определяет масштаб съемки, поэтому величина n_0 зависимая и не может быть изменена исходя только из условий минимальной выдержки.

Таким образом, можно выделить величины постоянные для данного полета (зависимые), переменные зависимые и переменные независимые. К постоянным зависимым величинам можно отнести высоту фотографирования и скорость полета ЛА, к переменным зависимым — величину относительного отверстия и время экспонирования t.

Глава XI

КАССЕТЫ АЭРОФОТОАППАРАТОВ

§ 76. Устройство кассет аэрофотоаппаратов

Кассетой называется часть аэрофотоаппарата, предназначенная для размещения и предохранения от засветки светочувствительного материала, его перемотки и выравнивания в плоскость в момент фотографирования.

Кассета АФА является сложным механизмом, к которому предъявляются специфические требования. Кассета должна вмещать заданное количество пленки, обеспечивать ее перемотку от кадра к кадру с выдерживанием заданного расстояния между ними, производить выравнивание пленки в плоскость в момент экспозиции, обеспечивать светонепроницаемость и предохранять от различного рода механических воздействий.

Кассета состоит из устройства для размещения аэрофотопленки, транспортирующего механизма и механизма выравнивания (рис. 116). Большинство кассет являются съемными и легко отделяются от фотокамеры.

Однако встречаются и несъемные кассеты, фотопленка в которых располагается в специальных пеналах, размещенных на полуосях сматывающей и наматывающей катушек.

Катушка, на которой находится неэкспонированная аэрофотопленка, называется сматывающей, а катушка, на которую перематывается экспонированная фотопленка, называется наматывающей или принимающей.

По характеру движения аэрофотопленки кассеты можно разделить на две группы — с прерывистым движением и непрерывным движением пленки. Прерывистое движение пленки применено во всех кадровых АФА, непрерывное — у щелевых.

Транспортирующий механизм может работать или от автономного привода или от распределительного механизма камеры. В большинстве топографических АФА используется первая система, как более надежная в эксплуатации. В зависимо-

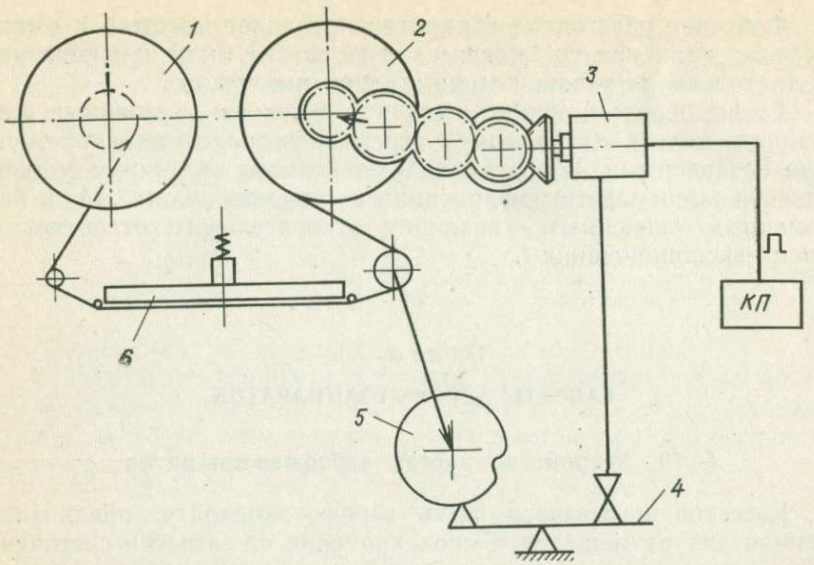


Рис. 116. Основные части кассеты:
1 — сматывающая катушка, *2* — наматывающая катушка, *3* — двигатель, *4* — коромысло, *5* — мерный валик, *6* — прижимной стол

сти от кинематики транспортирующие механизмы кассеты делятся на три типа:

безизмерительные;

измерительно-тянущие;

тянуще-измерительные.

Безизмерительные механизмы практически не применяются, так как в них в течение цикла работы угол поворота наматывающей катушки постоянен, что приводит к увеличению перемотанного фильма по мере увеличения радиуса наматывающей катушки. Угол поворота наматывающей катушки должен обеспечивать перемотку участка аэрофотопленки при начальном радиусе сердечника катушки r_0 и при радиусе $r_к$ намотанной пленки.

Запас аэрофотопленки в кассете определяется формулой

$$L = \frac{\pi}{\sigma}\left(r_k^2 - r_0^2\right). \qquad (175)$$

Очевидно, что для обеспечения необходимого и постоянного межкадрового расстояния угол поворота наматывающей катушки должен измеряться обратно пропорционально ее радиусу.

Изменение угла поворота можно осуществить или непрерывным регулированием или прерывистым регулированием от цикла к циклу.

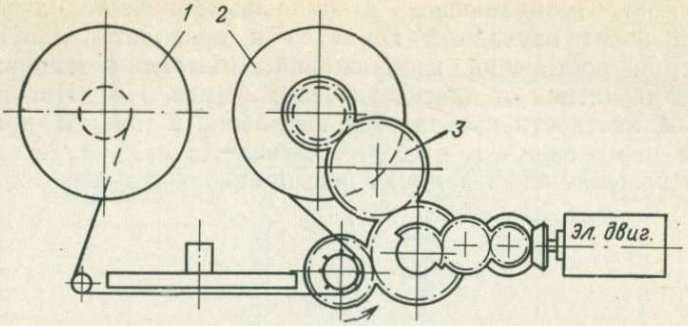


Рис. 117. Схема транспортирующего устройства с воздухомерным валиком: *1* — сматывающая катушка, *2* — наматывающая катушка, *3* — мерный валик

В измерительно-тянущих механизмах в качестве ведущего звена, т. е. механизма, непосредственно прикладывающего усилие к пленке и осуществляющего ее движение, является мерный валик, делающий постоянное число оборотов в течение цикла. В этих механизмах требуется специальная конструкция мерного валика, обеспечивающая надежную связь его с аэрофотопленкой, чтобы избежать проскальзывания пленки. Как правило, в кассетах с измерительно-тянущим механизмом используется перфорированная пленка. Основными недостатками механизмов этого типа является необходимость тщательной и частой проверки и регулировки фрикционных муфт, приложение усилия тяги к краям пленки, опасность ее разрыва в случае несовпадения отверстий перфорации с выступами валика и т. д.

В тянуще-измерительных механизмах в качестве ведущего звена используется наматывающая катушка *2*, вращательное движение на которую передается от привода кассеты (рис. 117).

При движении аэропленка плотно огибает мерный валик, в результате чего последний вращается и делает всегда одно и то же число оборотов в течение цикла. Радиус мерного валика рассчитывается таким образом, чтобы при постоянном числе его оборотов было перемотано требуемое количество пленки (размер кадра плюс межкадровое расстояние).

§ 77. Выравнивание аэрофотопленки в кассетах АФА

В топографических аэрофотоаппаратах, предназначенных для получения измерительных аэрофотоснимков, предусмотрен механизм выравнивания пленки в момент фотографирования в плоскость прикладной рамки или выравнивающего стекла, расположенного в фокальной плоскости аэрофотокамеры.

Ошибки, возникающие из-за невыравнивания аэрофотопленки, носят случайный характер и приводят к нарушению геометрии построений изображений. Обозначим величину отступления пленки от плоскости через Z (рис. 118). При съемке точка A местности изобразится на пленке в точке a, правильное ее положение — в точке a'. Смещение $a_0a' = \delta$ характеризует искажение из-за наличия невыравнивания аэрофотопленки.

$$\left.\begin{aligned} oa' &= l_0 \\ oa &= l \\ \delta_{\text{нев}} &= l_0 - l \end{aligned}\right\} \qquad (176)$$

или

$$\Delta x = \frac{x}{f'}\Delta f'; \qquad \Delta y = \frac{y}{f'}\Delta f'.$$

Невыравнивание аэрофотопленки влияет на резкость изображения, что, в свою очередь, снижает разрешающую способность съемочной системы. При выборе метода выравнивания аэрофотопленки необходимо обеспечить независимость качества выравнивания от атмосферных условий, не должно быть физических повреждений аэрофотопленки, выравнивающее приспособление не должно вносить геометрических искажений изображения, должна обеспечиваться кратковременность цикла выравнивания. Требования к точности выравнивания аэрофотосъемки могут быть обеспечены механическим или пневматическим методом. Кроме того, известны пневматические и электрические методы выравнивания аэрофотопленки в плоскость. Из механических наибольшее распространение получил метод выравнивания прижимом к стеклу (рис. 119). Выравнивающее стекло закреплено в фокальной плоскости объектива АФА, на нем нанесены калибровочные оптические метки, которые позволяют с высокой степенью точности определять ошибки координат местности из-за влияния разных факторов.

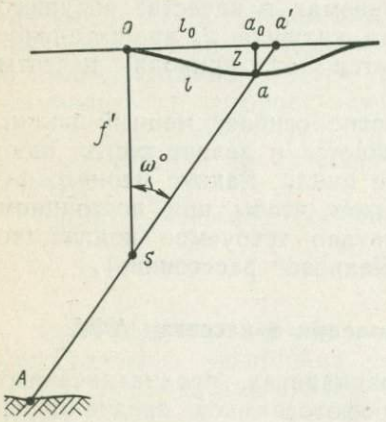


Рис. 118. Искажение изображения, вызванное невыравниванием аэрофотопленки

Выравнивающее стекло должно входить в расчет оптической системы АФА, так как оно устанавливается в сходящемся пучке лучей. Аэрофотопленка выравнивается с помощью прижимного стола, давление которого 10 г/см² обеспечивает выра-

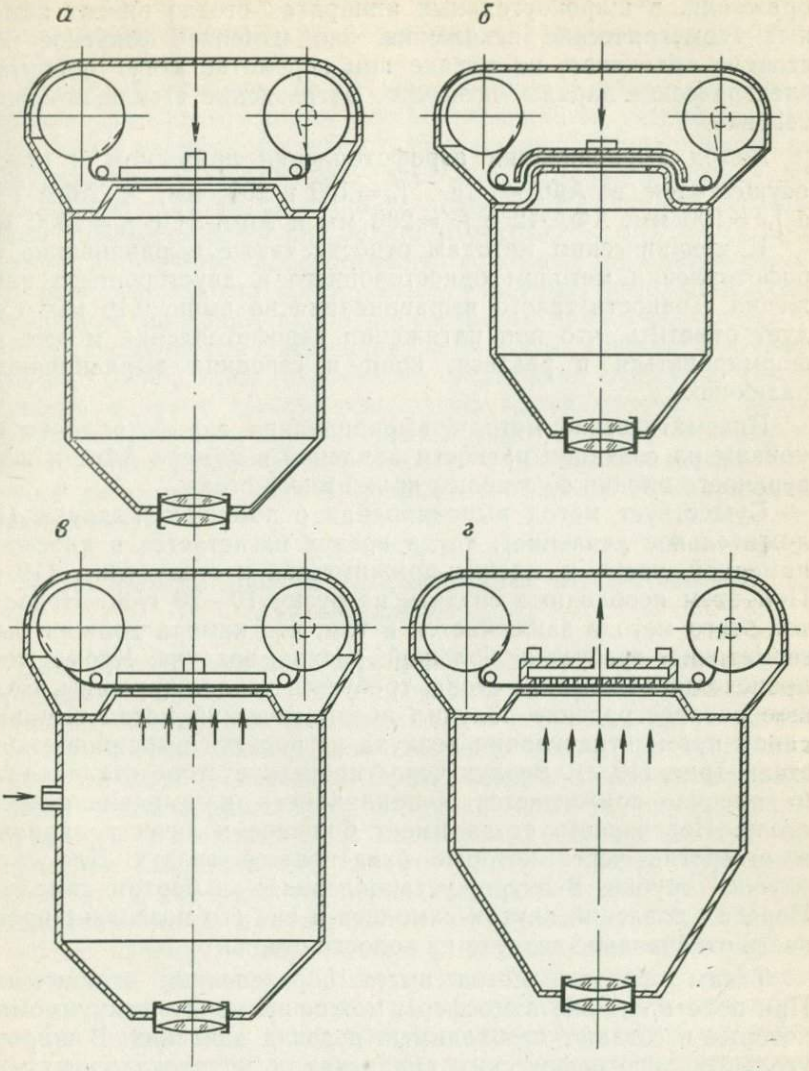


Рис. 119. Схема устройств выравнивания аэропленки:
а — механический способ выравнивания, *б* — метод двустороннего натяжения, *в* — метод «наддува», *г* — выравнивание методом «вакуума»

нивание с точностью 0,03÷0,05 мм. Метод прост, независим от условий съемки, позволяет определять дисторсию и деформацию материалов.

Следует отметить и недостатки способа выравнивания прижимом к стеклу: из-за наличия стекла увеличивается светорассеяние, что ухудшает качество фотографического изо-

бражения, в широкоугольных аппаратах стекло вносит заметные геометрические искажения, оно изменяет фокусное расстояние объектива, на пленке при перемотке могут появиться электрические заряды, возможно загрязнение стекла, его запотевание.

Метод выравнивания аэрофотопленки прижимом к стеклу осуществлен в АФА-41 с $f_к' = 100$ и 200 мм, в АФА-ТЭС с $f_к' = 100$ мм, АФА-42 с $f_к' = 200$ мм и АФА-54 с $f_к = 1000$ мм.

К механическим методам относят также выравнивание аэрофотопленки методом одностороннего и двустороннего натяжения. Точность такого выравнивания не выше 0,16 мм. Следует отметить, что при натяжении аэрофотопленка может деформироваться и рваться, края и середина выравниваются различно.

Пневматические методы выравнивания аэрофотопленки основаны на создании разности давлений в камере АФА и у поверхности пленки со стороны прижимного стола.

Существует метод выравнивания с помощью наддува (положительное давление), когда воздух нагнетается в плоскость камерной части и пленка прижимается к столу (рис. 119, *в*). При этом необходимо создать нагрузку 10—20 г/см. Недостаток этого метода заключается в том, что камера должна быть герметична, требуется большой расход воздуха. Кроме того, происходит отжимание стола, требуется усилие пружины. Большое распространение получил пневматический метод выравнивания путем откачивания воздуха из полости выравнивающего стола (рис. 119, *г*). Воздух через прорези в столе откачивается и пленка прижимается («прилипает») к выравнивающему столу. Поверхность стола имеет большое количество канавок и отверстий, через которые откачивается воздух. Для этого служит трубка Вентури, установленная за бортом самолета. Перепад давлений внутри самолета и вне его позволяет произвести откачивание воздуха из полости стола.

Таким образом, метод имеет определенные ограничения. При полете ЛА вне атмосферы можно применить вакуумпомпы, которые и создают необходимый перепад давлений. В широкоугольных топографических аппаратах и крупнокадровых (например НАФА-МК-75 и др.) применяют вакуумный способ выравнивания аэрофотопленки. Известны такие комбинированные методы, когда перед выравниванием пленки происходит ее предварительное натяжение. Иногда применяют комбинированный пневматический метод, когда создается в камере наддув, а из полости стола воздух откачивается.

Наибольшее распространение в АФА нашел механический метод выравнивания аэрофотопленки прижимом к стеклу из-за его универсальности, возможности учета геометрических искажений, простоты и точности.

При выполнении аэрофотосъемки необходимо тщательно осуществлять контроль за качеством выравнивания аэрофотопленки.

Одной из наиболее часто встречающихся причин невыравнивания аэрофотопленки в плоскость является засорение трубопроводов вакуумной системы. При недостаточном вакууме на аэронегативе будут заметны отдельные нерезкие участки, расположенные по всей площади негатива. При непрерывном хранении аэрофотопленки она может пересохнуть, что также приведет к нарушению плоскостности в момент экспонирования. Это явление заметно по нерезким участкам, расположенным, в основном, по краям кадра поперечными полосами.

Неравномерность натяжения, неплотный прижим выравнивающей доски, преждевременное включение вакуума также приводит к браку аэрофотосъемочных материалов из-за невыравнивания аэрофотопленки. Необходимо также обеспечивать чистоту прижимной доски, стекла, так как попадание под пленку даже очень тонких предметов приводит к нарушению плоскостности.

§ 78. Методы контроля выравнивания аэрофотопленки в кассетах АФА

Наиболее приемлемым для исследования выравнивания аэрофотопленки является способ, основанный на явлении интерференции, которое возникает на границе воздушного клина, образованного поверхностями пленки и стекла при освещении выравнивающей системы. При контроле аэрофотопленка должна быть обращена к источнику света не эмульсионной стороной, а подложкой. Если на систему, обеспечивающую механическое выравнивание аэрофотопленки, падает луч света нормально к поверхности выравнивающего стекла, то первый интерферирующий луч отразится от первой поверхности обратно по своему первоначальному направлению, а второй от поверхности — в точке *P*. Интерференционное поле локализовано на аэропленке, поэтому его можно наблюдать при аккомодации глаза или фокусировке оптического прибора непосредственно на поверхность подложки. Так как светочувствительный слой аэрофотопленки почти совпадает с поверхностью локализации интерференционной картины, то ее можно получить фотографическим путем. Очевидно, для всех точек аэрофотопленки с одним и тем же значением условия образования максимума и минимума одинаковы, т. е. мы имеем дело с полосами равной толщины. На рис. 120 представлена схема установки для исследования выравнивания пленки интерференционным методом.

При проведении эксперимента необходимо учитывать следующие условия: свет должен быть монохроматичным, размеры

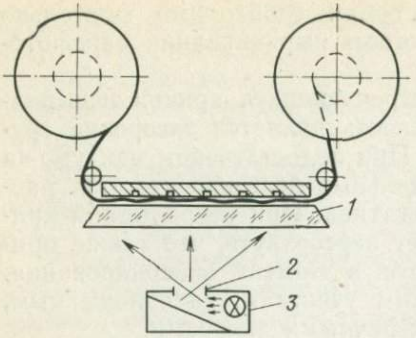


Рис. 120. Схема установки для исследования выравнивания аэрофотопленки интерферационным методом:
1 — эталонное стекло, *2* — затвор, *3* — осветительная система (натровая лампа $\lambda = 589.3$ нм)

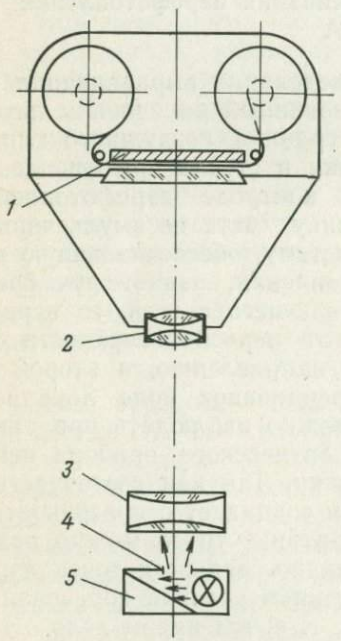


Рис. 121. Установка для исследования АФА интерференционным методом:
1 — прижимной стол, *2* — объектив, *3* — конденсатор, *4* — диафрагма; *5* — осветительная система

источника света должны быть близки к точечному. Качество передачи интерференционной картины фотографическим методом зависит от яркости применяемой лампы. Для образования полос равной толщины пучок света должен быть параллельным и падать нормально к поверхности пластины.

Для получения интерференционной картины непосредственно в АФА применяют установку, схема которой показана на рис. 121.

Для оценки качества выравнивания пользуются формулой

$$\Delta l = m \frac{\lambda}{2} \sin \alpha, \qquad (177)$$

где Δl — величина искажения изображения, вызванная неплоскостностью пленки; m — порядок интерференции; λ — длина волны света, излучаемого источником; α — угол падения лучей.

Последняя формула справедлива при условии

$$m \frac{\lambda}{2} \cos \alpha \operatorname{tg} \alpha = m \frac{\lambda}{2} \sin \alpha, \qquad (178)$$

т. е. $\dfrac{1}{\cos \alpha} = 1.$

Для получения более точных данных о качестве выравнивания следует использовать другую формулу:

$$\Delta l = m \frac{\lambda}{2} \frac{\sin \alpha}{\cos^2 \alpha} = \Delta h_m \operatorname{tg} \alpha, \qquad (179)$$

где Δh_m — значение величины неплоскостности фотопленки,

$$\Delta h_m = \frac{m\lambda}{2\cos\alpha}. \qquad (180)$$

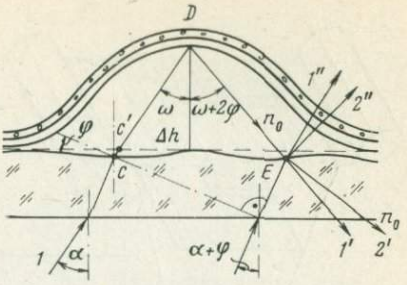


Рис. 122. Непараллельность интерферирующих лучей

Эта формула не учитывает неплоскостности выравнивающего стекла и непараллельности интерферирующих лучей. Обращаясь к рис. 122, видим, что луч *1*, пройдя сквозь выравнивающее стекло, отражается от вертикальной поверхности подложки фотопленки и пойдет по пути *DE*. В точке *E* часть световой энергии пойдет по пути *E2''* и даст в этом направлении интерферирующий эффект с лучом *1''* (интерференция в проходящем свете), оставшаяся часть пойдет по пути *E2'* и будет интерферировать с лучом *1'* (интерференция в отраженном свете). Оптическая разность света Δ вычисляется по формуле

$$\Delta = (CD + DE)\, nb - \sum F \cdot n, \qquad (181)$$

где *nb* — показатель преломления воздуха; *n* — показатель преломления стекла.

Зная значения пути лучей *CD*, *EF* и *DE*, Δh_m определяют по формуле

$$\Delta h_m = \frac{m\lambda}{n_0\left\{\frac{1}{\cos\omega} + \frac{1}{\cos(\omega+2\varphi)} - \sin(\alpha+\varphi)\cdot[\operatorname{tg}\omega + \operatorname{tg}(\omega+2\varphi)]\right\}}, \qquad (182)$$

а затем и значение

$$\Delta l = \frac{m\lambda}{2}\operatorname{tg}\alpha \times \frac{1}{\times\left(\frac{1}{\cos\omega} + \frac{1}{\cos(\omega+2\varphi)} - \sin(\alpha-\varphi)\,[\operatorname{tg}\omega + \operatorname{tg}(\omega+2\varphi)]\right)}. \qquad (183)$$

Из последних формул вытекает методика оценки качества выравнивания пленки. Выбираются места наиболее плохого выравнивания, отличающиеся наибольшей густотой полос и большими расстояниями между точками плотного прилегания пленки к стеклу, последние обнаруживаются по характерным концентрическим кольцам, диаметр которых уменьшается по мере приближения пленки к стеклу.

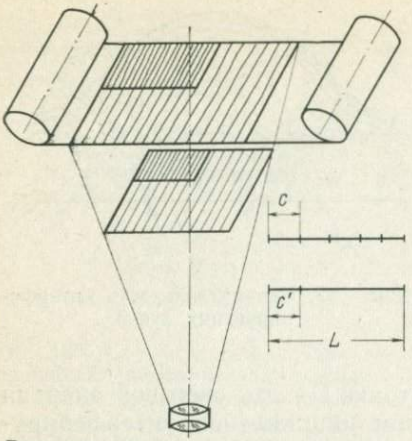


Рис. 123. Метод контроля с использованием растра

В месте наиболее плотного прилегания пленки к стеклу последнее кольцо размыто, в центре заметно темное пятно. Здесь порядок интерференции $m=0$ называется вершиной неровности.

Наметив на негативе характерные вершины, наиболее далеко отстоящие и разделенные близко расположенными друг к другу кольцами, соединяют их прямыми линиями.

При помощи микроскопа с увеличением $5 \div 10^{x}$ ведем подсчет колец. В тех случаях, когда рядом с высотами имеются хорошо выраженные седловины, ведут подсчет колец от вершины до седловины.

Известны методы контроля выравнивания аэрофотопленки, основанные на проектировании предметов и непосредственном измерении искажений этой проекции, растровой решетки, нитей, зеркального отражения предметов.

При использовании растра его устанавливают в непосредственной близости от пленки, параллельно ей или под небольшим углом к плоскости выравнивающей доски и освещают. Проекция растра на пленку будет искажена в тех местах, где нет прижима. Отступление пленки от выравнивающей доски определяют или по изменению муаровых линий, или по изменению расстояния между муаровыми линиями (рис. 123):

$$L = c(n+1),$$

$$L = c'n.$$

Обозначим c, c', L через обратные им значения частоты полос:

$$\nu_1 = \frac{1}{c}; \quad \nu_2 = \frac{1}{c'} \quad \nu_3 = \frac{1}{L}; \quad \nu_3 = \nu_1 - \nu_2;$$

$$\frac{1}{\nu_2} - \frac{1}{\nu_1}; \ (\nu_1\nu_2) = \nu_1 - \nu_2. \qquad (184)$$

Если $\nu \approx 3$ л/мм, то удается обнаружить отступление от плоскости, равное 0,05 мм. Можно также устанавливать два растра с одинаковой частотой, но на разных расстояниях. Наиболее

просто можно проверить выравнивание по искажению прямой линии (рис. 124).

Отступление пленки от плоскости определяется формулой

$$\Delta f = \Delta l \operatorname{tg} \alpha. \qquad (185)$$

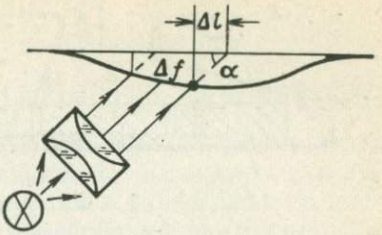


Рис. 124. Метод косого луча

Этот принцип ранее широко применялся в топографических АФА. В плоскости прикладной рамки натягивались четыре металлические или капроновые нити, тени от которых изображались на каждом негативе. Но при больших углах падения светового потока обнаруживались неровности порядка 0,06 мм и более. В связи с такой низкой точностью, а также учитывая, что контроль осуществляется только по краям негатива и после проявления пленки, метод применения в настоящее время не находит. При контроле плоскостности по светотеням для косой подсветки пленки используется электролампа. Невыравнивание определяется зависимостью между высотой h и шириной L волны пленки:

$$L = K \sqrt[4]{h},$$

где K — коэффициент, определяющий физические свойства пленки и действие нагрузки.

В производственных условиях применяют манометрический метод контроля выравнивания. Предложим, что поверхность прижимного стола идеальна, а пленка имеет постоянную толщину. В этом случае нарушение плоскостности может произойти только из-за плохого выкуума или попадания под пленку мелких частиц.

Принцип работы контрольного устройства показан на рис. 125.

Воздух при обеспечении прижима вакуумным методом откачивается по каналам *1* и через систему прорезей *2*, в столе *3* для осуществления контроля сделаны дополнительные прорези *4*. В случае хорошего прижима аэрофотопленки прорези *2* и камера *5* будут разобщены, в случае воздушной прослойки они будут сообщаться, т. е. будет происходить утечка воздуха из камеры. Для измерения величины этой утечки устанавливают манометр *6*, который улавливает изменение давления с высокой точностью. С помощью манометрического метода можно установить выравнивание аэрофотопленки с точностью 0,01 мм. К преимуществам метода относится то, что он применим к условиям полета и позволяет осуществлять контроль в процессе эксплуатации АФА.

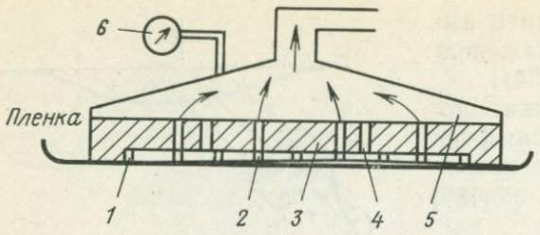


Рис. 125. Манометрический метод контроля выравнивания аэрофотопленки

Фотограмметрический способ интерполяции поперечных параллаксов позволяет определять невыравнивающие аэрофотопленки по искажениям координат в данной точке. Расхождение между измерениями и эталонными вычисленными значениями координат не должно превышать 0,1 мм. Известен также метод измерения координат контрольных точек в зоне тройного перекрытия аэрофотоснимков. По изменению координат судят о величине невыравнивания. Следует отметить, что фотограмметрические методы не дают возможности выделить ошибку из-за невыравнивания аэрофотопленки, так как координаты контрольных точек будут также искажены из-за деформации аэрофотопленки и дисторсии объектива. Перед началом съемочных работ осуществляется проверка транспортирующих устройств АФА на правильность перемотки пленки, светонепроницаемость, качество выравнивания пленки, плоскостность выравнивающей доски или качество выравнивающего стекла. Запасы аэрофотопленки в кассетах АФА определяют конструкция аэрофотоаппарата, толщина аэрофотопленки, метод фотохимической обработки аэрофотопленки. В проявительных машинах обрабатывают аэрофильм любой длины, в автоматических проявительных приборах может проявляться аэрофильм до 60 м длины. Наиболее распространены кассеты для топографических АФА с запасом пленки 60 и 120 м, для дешифровочных — 120 м. В кассете АФА предусматривают размещение приспособлений для фиксации в пределах кадра или в междукадровых промежутках показаний нескольких приборов: шкалы барометрического высотомера, часов, счетчика кадров, номера снимков, показаний радиовысотомера.

Данные, определяющие условия полета: высота и время фотографирования, скорость и т. д. — могут регистрироваться кодированной записью точечной матрицы. Для этого в кассете устанавливают электронное устройство, объективы, волоконную оптику.

В некоторых съемочных камерах предусмотрены кассеты с быстрой фотохимической обработкой аэрофотопленки с помощью пасты или диффузионного контактного метода.

Глава XII

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АФА

§ 79. Топографические аэрофотоаппараты АФА-ТЭ и АФА-ТЭС

Аэрофотоаппараты типа АФА-ТЭ (топографический, электрический) разработаны в Центральном научно-исследовательском институте геодезии, аэрофотосъемки и картографии в послевоенное время и выпускаются с объективами различных фокусных расстояний [18]: $f_к' = 55 \div 500$ мм.

Основной задачей при создании АФА являлось повышение точности и улучшение качества аэрофотоснимка при максимальной автоматизации съемочного процесса. Для полной взаимозаменяемости все части АФА выделены в самостоятельные механизмы с собственным приводом, связанные между собой только общей электросхемой (рис. 126). В отличие от многих аэрофотоаппаратов в АФА-ТЭ управление осуществляется не с помощью механических связей, а имеет электрическую схему управления. Это в значительной степени повышает надежность работы, обеспечивает высокий коэффициент заполнения конструкции. Внедрение АФА-ТЭ в практику аэрофотосъемочного производства, большой опыт его эксплуатации позволили усовершенствовать конструкцию и в значительной степени автоматизировать съемочный процесс. В конструкцию АФА-ТЭ введен блок автомата регулирования экспозиции, что повысило качество аэронегативов.

Конструктивное решение АФА-ТЭ выполнено по схеме, когда объектив жестко связан с корпусом. Прикладная рамка находится на корпусе, а не в кассетной части, как у многих АФА.

Это обеспечивает постоянство элементов внутреннего ориентирования. Температурные деформации блока сведены к минимуму путем подбора соответствующего малодеформирующегося сплава и его обработки.

Прикладная рамка выполнена в виде металлического четырехугольника размером 18×18 см, стороны которого находятся в одной плоскости. На каждой стороне рамки имеются треугольные выступы, называемые координатными метками. Линии, соединяющие противоположные метки, взаимно перпендикулярны с точностью 1—2′, определяют начало системы координат аэрофотоснимка, которая должна совпадать с главной точкой аэрофотоснимка.

В аэрофотоаппаратах с фокусными расстояниями до 200 мм используется междулинзовый центральный затвор МЗВ-1 с диапазоном выдержек до 1/300 с или затвор больших скоростей (ЗБС), позволяющий давать выдержки до 1/700 с.

Кассета аэрофотоаппарата снабжена механизмом перемотки фильма тянуще-измерительного типа с электродвигателем,

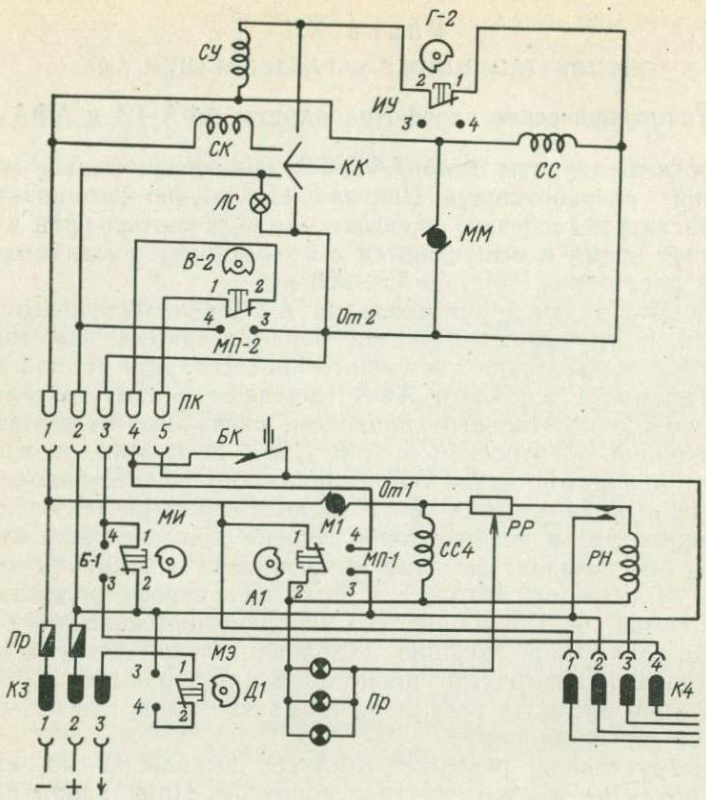


Рис. 126. Электросхема аэрофотоаппарата АФА-ТЭ

размещенным в кассете. Контроль за количеством перемотанной пленки осуществляется мерным валиком, постоянное число оборотов которого обеспечивается специальным лекалом, регулирующим продолжительность работы двигателя в зависимости от радиуса пленки на наматывающей катушке. Механизм снабжен двухступенчатыми фрикционами, обеспечивающими натяжение фильма перед выравниванием.

Выравнивание фильма в плоскость осуществляется пневматическим, вакуумным способом с прижимом пленки к поверхности прижимного стола. Разность давления воздуха в камерной части и плоскости стола принята равной 25 см водяного столба, что создает усилие около 6 кг. Благодаря выгодному распределению работы между камерной частью и кассетой применением гасящих устройств в механизме транспорта фильма в аэрофотоаппарате достигнута относительно малая продолжительность цикла, равная 2 с.

Для управления и контроля за работой АФА применяется командный прибор (КПТ-3) импульсного типа. Датчиком времени в КПТ-3 служит центробежный регулятор, обеспечивающий точность 1%. Для удобства в работе и уменьшения ошибок округления интервала фотографирования прибор работает в двух диапазонах: от 1 до 20 с с ценой деления 0,2 с и в диапазоне от 5 до 100 с, с ценой деления 1,0 с. Серийный командный прибор позволяет получить как единичный снимок, так и несколько снимков через установленный интервал. Помимо этого КПТ-3 сигнализирует о перемотке фильма и подаче очередного импульса, количество которых регистрируется сбрасываемым трехзначным счетчиком.

Аэрофотоаппарат АФА-ТЭ в производственных условиях используется с пружинной фотоустановкой трехточечного типа или специально созданной для него гиростабилизирующей установкой Н-55 и ГСУ-М.

Аэрофотоаппарат работает от постоянного тока напряжением 27±10%, со средней потребляемой мощностью около 25 Вт. Положительный импульс тока приходит на АФА через разъем К4, гнездо *5* колодки *ПК*, а затем через замкнутые контакты *1*, *2* переключателя *МП-2* попадает на общую точку *Отl*. В этот же момент сработает реле *РН*, так как на один из концов его обмотки поступит положительное напряжение от точки *Отl*. Теперь положительное напряжение на точку *Отl* будет подаваться через замкнутые контакты реле. С появлением положительного импульса на точке *Отl* начинает работу мотор *М1*, вращающий через редуктор лекало *А1*. Лекало *А1*, предназначенное для управления микропереключателем *МП-1*, переключит его с положения *1—2* в положение *3—4*. Этим переключением будет разорвана электрическая цепь, подающая отрицательное напряжение на реле, в результате чего контакты его разомкнутся. Точка *Отl* будет получать положительное напряжение от сети через контакты *3—4*. После окончания взвода затвора произойдет экспонирование, синхронно с которым микропереключатель *МЭ*, управляемый лекалом *Д1*, подаст импульс на радиовысотомер и статоскоп. После окончания выдержки лекало *Б—1* замкнет контакты *3—4* переключателя *МИ* и подаст импульс на кассету через контакты *3* колодки *ПК*. Одновременно с включением переключателя *МК* в положение *3—4* лекало *А1* переключит *МП-1* с положения *3—4* в положение *1—2*, и этим обесточит точку *Отl*. В результате отсутствия положительного напряжения на точке *Отl* работа камерной части прекращается. Все ее элементы приведены в исходное положение, и с появлением нового импульса от командного прибора начнут новый цикл.

С появлением импульса тока на точке *От2* начинается работа кассеты. Положительное напряжение поступает на соленоид *СС* прижимного стола и через замкнутые контакты *1—2*

переключателя *ИУ* на обмотку соленоида управления *СУ*, в результате чего первый (*СС*) поднимет прижимной стол, второй (*СУ*) откроет вакуумный кран, т. е. операции освободят аэропленку, и она будет подготовлена к перемотке.

В этот момент, при поступлении импульса на *Ст2*, начнет свое вращение мотор *М2*, который через мерный валик, приводимый во вращение движущейся аэропленкой, переключит *МП2* в положение *3—4*. Это необходимо для подачи положительного напряжения на точку *Ст2* от бортсети, и перемотка аэрофотопленки будет продолжаться. После перемотки 150 мм аэрофильма, лекало *Г—2*, управляемое мерным валиком, выключит переключатель *ИУ*, в результате чего обесточится обмотка соленоида *СУ*, и он закроет вакуумный кран и включит фрикцион большого натяжения. Оставшиеся 40 мм аэропленки будут транспортироваться с натяжением за счет проскальзывающего фрикциона.

Таким образом, к моменту окончания перемотки аэропленки и его выравнивания он будет достаточно натянут. После транспорта заданной длины аэрофильма переключатель *МП-2*, управляемый опять же мерным валиком, переключится в положение *1—2* и разомкнет положительную цепь точки *Ст2*.

Так как на точке *Ст2* не будет положительного напряжения, то сразу же остановится мотор *М2*, и соленоид *СС* опустит выравнивающий стол. В результате чего аэрофотопленка оказывается натянута и прижата столом к прикладной рамке корпуса АФА, а так как мгновеньем раньше был открыт вакуумный кран, то происходит откачивание воздуха с полости стола и пространства между пленкой и столом, т. е. аэропленка выровнена в плоскости и подготовлена к экспонированию.

В связи с увеличением требований к точности фотограмметрической обработки аэрофотоснимков на основе аэрофотоаппарата АФА-ТЭ созданы новые типы АФА, получившие название ТЭС: АФА-ТЭС-7 ($f_к' = 70$ мм), АФА-ТЭС-10 ($f_к' = 100$ мм), АФА-ТЭС-5 ($f_к' = 50$ мм).

В аэрокамерах этой серии применены конструктивно наиболее совершенные механизмы, позволяющие получать аэрофотоснимки с высокими изобразительными и геометрическими характеристиками.

В фокальной плоскости АФА помещено выравнивающее стекло с сеткой крестов, расположенных через 10 мм, и толщиной 0,03 мм, входящее в расчет объектива.

В связи с введением в фокальную плоскость выравнивающего стекла изменена, по сравнению с АФА-ТЭ, система выравнивания фильма. Выравнивание происходит путем прижима пленки к стеклу. Выравнивающее стекло выполнено в виде плосковогнутой линзы, что повышает сопротивляемость давлению прижимной доски, которая замедленно (0,2 с) опускается на пленку под малым давлением и наклонно, т. е. прижимная

доска опускается по способу «закрывания книги», выравнивает пленку, прижимая ее к поверхности стекла. Удаление оставшегося воздуха по канавкам доски обеспечивается увеличением давления прижимной доски. Конструкцией АФА предусмотрено впечатывание в фильм сенситометрического клина путем подачи соответствующей команды с пульта управления. Затвор АФА-ТЭС роторного типа (ЗБС-М) обеспечивает диапазон выдержек от $^1/_{50}$ до $^1/_{500}$ с при оптическом коэффициенте полезного действия, равном 0,77. В аэрофотоаппарате осуществляется автоматическое регулирование величины экспозиций, а также впечатывание на каждый снимок необходимой информации, записанной на специальной пластинке.

Для работы камеры с гиростабилизирующей установкой в камерной части находится электролитический уровень, расположенный в специальном карданном подвесе.

Управление аэрофотоаппаратом осуществляется с помощью пульта управления, который позволяет выполнять следующие операции: включение в сеть; установку автоматического или ручного режима съемки и режима работы; контроль транспорта пленки, поступление импульса от КП, момент экспонирования, обогрев АФА; впечатывание сенситометрического клина, установку режима подсветки регистрирующих приборов; холостую перемотку аэрофотопленки, а также контроль за работой других приборов аэрофотосъемочного комплекса.

Время цикла работы всего аппарата зависит от величины выдержки и колеблется от 3,0 до 1,5 с.

§ 80. Аэрофотоаппарат АФА-41

Аэрофотоаппарат типа АФА-41 выпускается промышленностью с фокусным расстоянием объектива $f'_к = 75$ мм, $f'_к = 100$ мм, $f_к' = 200$ мм и предназначен для выполнения воздушного фотографирования в картографических целях с высот до 20 км (рис. 127).

В конструкции АФА-41 использованы основные конструктивные решения АФА-ТЭ: объективный блок, помещенный во внешний корпус; мерный механизм с двойной фрикционной муфтой на подающей катушке; раздельные приводы корпуса и кассеты (рис. 128).

Объективный блок содержит объектив, выравнивающее стекло и затвор. Совмещение поверхности выравнивающего стекла с фокальной плоскостью осуществляется с большой точностью путем подрезки фокусировочного кольца, помещенного в средней части блока. Фокусировка выполняется независимо от камерной части, вследствие чего каждый объективный блок взаимозаменяем для любой камеры соответствующего варианта.

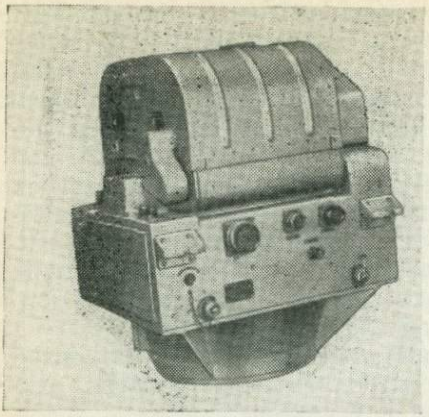


Рис. 127. Аэрофотоаппарат АФА-41

В межлинзовом пространстве объектива установлены диафрагма и центральный затвор, обеспечивающий диапазон эффективных выдержек от $^1/_{70}$ до $^1/_{700}$ с при о. к. п. д. не менее 0,65. 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, который необходимо предохранять от повреждений.

Транспорт фильма между экспозициями производится с помощью электродвигателя кассеты, передающего через редуктор вращательное движение на ось принимающей катушки. Контроль за количеством перемоточной аэрофотопленки

Основные характеристики аэрофотоаппарата АФА-41/7,5

Фокусное расстояние объектива	75 мм 100 мм 200 мм
Формат кадра	18×18 см
Затвор	Центральный
Диапазон выдержек	1/70÷1/700 с
Коэффициент полезного действия затвора	0,65
Разрешающая способность	В центре 47 мм$^{-1}$, по полю 10 мм$^{-1}$
Выравнивание	Прижим к стеклу
Шаг сетки крестов выравнивающего стекла	10 мм
Емкость кассеты	60 м 120 м
Питание от бортсети	27 ± 2А постоянного тока
Цикл работы	2,25÷2,55 с
Обеспечиваемый интервал фотографирования	3÷90 с
Применяемая аэрофотопленка	Перфорированная и неперфорированная
Применяемая аэрофотоустановка	Плановая и гиростабилизирующая

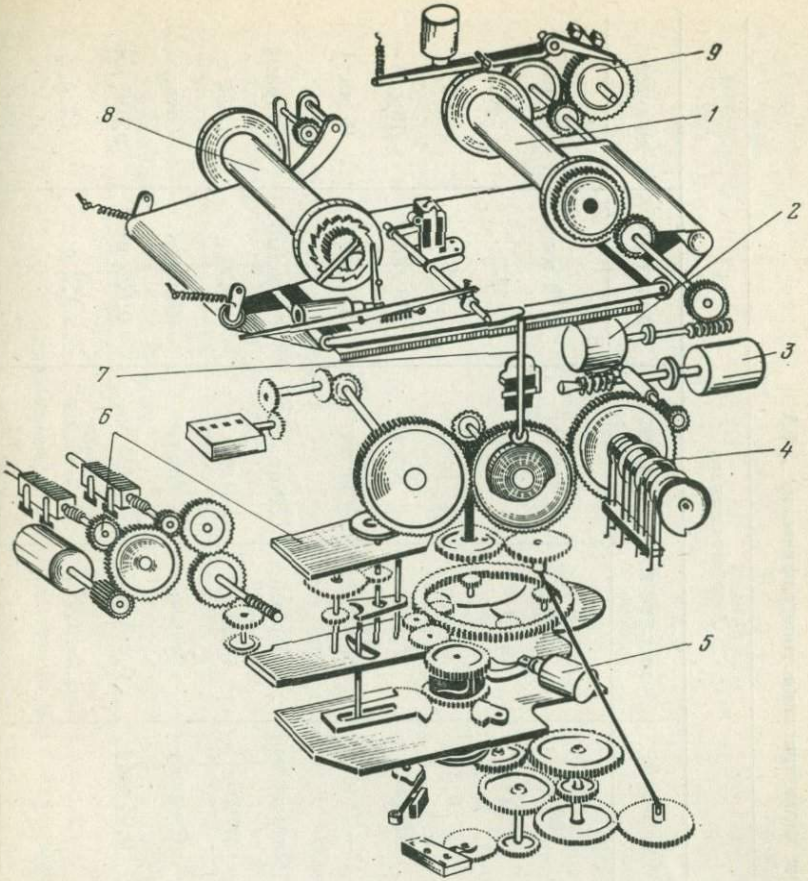


Рис. 128. Кинематическая схема АФА-41:

1 — принимающая катушка, *2* — электродвигатель кассеты, *3* — электродвигатель камерной части, *4* — распределительный валик с кулачками, *5* — электромагнит затвора, *6* — система перевода выдержки; *7* — толкатель подъема стола, *8* — подающая катушка, 9 — система контроля перемотки пленки

осуществляет мерный валик. Для уменьшения инерционного выбега и предотвращения образования петли аэрофотопленки ось сматывающей катушки и мерный валик имеют механизм тормоза.

Конструкцией АФА предусмотрена регистрация показаний часов, уровня, счетчика снимков и отметки каждого пятого снимка, впечатывающихся в межкадровом промежутке.

Управление работой АФА-41 осуществляется дистанционно от командного прибора, в основу которого положен принцип

Таблица 15

Технические характеристики топографических АФА

Параметры	Аэрофотоаппараты					
	АФА-ТЭ/100	АФА-41/100	АФА-ТЭС-7	АФА-ТЭС-10	АФА-ТЭ-70	АФА-ТЭС-5
Фокусное расстояние	100 мм	100 мм	72 мм	100 мм	70 мм	50 мм
Угол поля зрения	104°	104°	120°	103°	122°	136,5°
Относительное отверстие	1 : 6,8	1 : 6,8	1 : 6,8	1 : 6,8	1 : 9,0	1 : 9,0
Формат кадра	18×18	18×18	18×18	18×18	18×18	18×18
Разрешающая способность не менее:	30—15 $мм^{-1}$	47—10 $мм^{-1}$	26 $мм^{-1}$	26 $мм^{-1}$	15 $мм^{-1}$	16 $мм^{-1}$
Затвор	Центральный	Центральный	Роторный	Роторный	Роторный	Роторный
Минимальная выдержка	1/300 с	1/700 с	1/800 с	1/800 с	1/400 с	1/850 с
Выравнивание	Вакуум	Стекло	Стекло	Стекло	Вакуум	Стекло
Дисторсия	0,02 мм	0,01 мм	0,015 мм	0,015 мм	0,025 мм	0,030 мм
Цикл работы	2 с	2 с	1,2—2,3 с	1,2—2,3 с	1,2 с	2 с

Таблица 16

Технические характеристики АФА нетопографического назначения

Параметры АФА	Аэрофотоаппараты			
	АФА-БА-40	АФА-39М	АФА-40	АФА-42/100
1	2	3	4	5
Объектив	ТЕ-17	«Урал-27»	«Телемар-12»	«Телемар-7М»
Фокусное расстояние	400 мм	100 мм	1000 мм	100 мм
Формат кадра	13×18 см	70×80 мм	50×50 см	30×30 см
Угол поля зрения:				
по большой стороне кадра	25°	44°	16°	
по диагонали кадра	31°	54°	22°	24°
Относительное отверстие	1 : 6,3 ÷ 1 : 45	1 : 2,5	1 : 8 ÷ 1 : 22	1 : 7 ÷ 1: 22
Разрешающая способность:	Пленка Тип-15	Т-17		
в центре снимка	30 мм$^{-1}$	44 мм$^{-1}$		
на краю снимка	17 мм$^{-1}$	10 мм$^{-1}$		
Тип затвора	Шторный	Шторный	Жалюзи	Жалюзи
Диапазон выдержек	1/50 ÷ 1/1000 с	1/100 ÷ 1/1800 с	1/150 ÷ 1/600 с	1/100 ÷ 1/800 с
КПД затвора	0,69—0,82	0,60	0,40	0,45
Выравнивание	Стекло	Стекло	Стекло	Стекло
Запас аэрофотопленки	30 м (200 см)	19 м (200 см)	120 м (220 см)	60 м (190 см)
Продолжительность цикла	1,2 с	0,7 с	2 с	2 с
Командный прибор	1,5 ÷ 20 с	1,2 ÷ 16 с	3 ÷ 100 с	3 ÷ 100 с
АФУ	Пружинная	Пружинная	Пружинная	Пружинная
Питание	27±10% В	27±10% В	27В	27В
Светофильтры	ОС-14, КС-14, ЖС-18	ЖС-18, ОС-14	ЖС-18, ОС-14	ЖС-18, ОС-14

электромагнитной муфты. Командный прибор позволяет устанавливать режим работы АФА в интервале от 3 до 90 с, при цикле 2,25 с, дистанционный перевод выдержек, а также контролировать работу аппарата и всех вспомогательных устройств.

В комплект аэрофотоаппарата входят радиовысотомер РВТД-А, жидкостный статоскоп и гиростабилизирующая установка ТАУ.

В табл. 15, 16 приведены технические характеристики АФА.

§ 81. Зарубежные топографические аэрофотоаппараты

Топографические аэрофотоаппараты за рубежом выпускают фирмы разных стран: США, ГДР, Великобритании, ФРГ, Италии, Франции и др. Большинство из фирм одновременно с аэрофотоаппаратами выпускают и другие фотограмметрические приборы.

Характерной особенностью аэрофотоаппаратов капиталистических стран является формат снимка 23×23 см, однако, как видно из табл. 17, среди них определенное место занимают АФА с форматом снимка, несколько отличающимся от названного.

Выравнивание фильма в плоскость в момент экспозиции, как правило, осуществляется двумя способами: пневматическим с использованием вакуума или механическим с применением для этих целей выравнивающего стекла. Используемый ранее способ наддува (ФРГ) в последних образцах АФА практически не встречается. В качестве подложки для светочувствительного материала (аэрофотопленки) используются специальные синтетические материалы, лавсан и др., имеющие незначительную толщину. Однако в аэрофотоаппаратах, выпускаемых французской фирмой СОМ, применяются стеклянные пластинки толщиной 1,7 мм. Согласно последним сообщениям в периодической печати, эта фирма переходит к производству АФА, в которых будет использоваться фотопленка на эластичной основе.

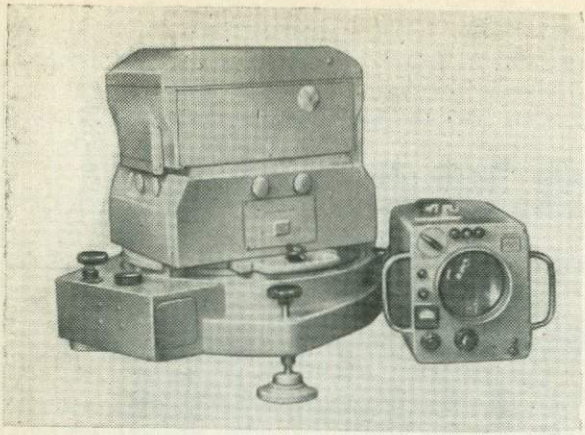
Углы поля зрения аэрофотообъективов не отмечаются большим разнообразием и, как правило, не превышают 100—125°, зато фокусные расстояния встречаются самые разные — от 85 до 600 мм.

Одной из самых известных фирм США, выпускающих аэрофотоаппараты, является фирма «Фейрчалд». Этой фирмой созданы широко используемые в практике аэросъемочных работ такие АФА, как Т-11, КС-1А, КС-1В, Fs-500 и др. Эти аэрофотоаппараты имеют центральный междулинзовый затвор с диапазоном выдержек от 1/75 до 1/500, 1/800 с и более. Дисторсия не превышает 10 мкм, а отступления рабочей поверхности при-

Таблица 17

Характеристика некоторых зарубежных АФА

АФА	Страна	Цикл, с	$f_к$, мм	$1/n_0$	Размер кадра, см	Затвор	Выдержка, с	Емкость кассеты, м
T-11	США	2,5	152	1 : 6,3	23×23	Центр.	1/75—1/500	117
KC-2	»	4,0	152	1 : 6,3	23×23	»	1/100—1/800	75
KC-3	»	2,5	88	1 : 5,6	23×23	»	1/80—1/8000	117
KC-6a	»	2,5	152	1 : 5,0	23×23	»	1/100—1/800	117
RC-8	»	3,5	152	1 : 5,6	23×23	»	1/100—1/700	60
SOM p. 1. Camera	Франция	4,0	125	1 : 6,2	18×18	»	1/150	96 пластинок
RMK 21/23	ФРГ	2,5	210	1 : 6,3	23×23	»	1/100—1/1000	120
RMK 11,5/18	»	2,5	115	115,6	18×18	»	1/100—1/1000	120
FX-105	Англия	2,5	152	1 : 4,5	23×23	»	1/500—1/1000	120
MRB 9/2323	ГДР	2,0	90	1 : 5,6	23×23	»	1/100—1/1000	60—120
MRB 11,5/1818	»	2,0	115	1 : 40	18×18	»	»	120—120



129. Аэрофотоаппарат MRB

жимного стола от плоскости составляет максимум 5 мкм. Созданный этой же фирмой аэрофотоаппарат КС-6А ($f_к' = 152$ мм) имеет дисторсию не более 8 мкм и разрешающую способность 40 л/мм, выравнивание осуществляется прижимом к плоскому стеклу с сеткой контрольных меток. Аппарат снабжен автоматом регулирования экспозиции и устройством компенсации сдвига изображения. Западногерманская фирма «К. Цейсс» создала ряд топографических АФА серии RMK, отличающихся между собой фокусным расстоянием, отдельные имеют формат снимка 18×18 и диапазон выдержек от $^1/_{100}$ до $^1/_{1000}$ с. Одно из ведущих мест по производству аэрофотоаппаратов занимает Народное предприятие «Карл Цейсс», Йена. Выпускаемые этим предприятием АФА типа MRB с разными фокусными расстояниями и форматом кадра 23×23 или 18×18 широко используются в различных странах мира (рис. 129).

Определенный интерес также представляет фотографическая система, созданная для целей картографирования Луны. Эта система состоит из трех частей (приборов): топографической камеры, выполнявшей фотографирование Луны, звездной камеры, фотографировавшей звездное небо синхронно с топографической, и лазерного высотомера, определяющего высоту фотографирования. Вся фотографическая система представляла единый блок, выдвигающийся наружу корабля по специальным направляющим.

Топографическая фотокамера снабжена двумя затворами: дисковым и шторным, а также автоматом регулировки экспозиции, время которой может изменяться в диапазоне от $^1/_{15}$ до $^1/_{250}$ с. Время экспозиции устанавливается путем регулирования

скорости вращения дискового затвора при постоянном времени открывания шторного затвора.

Для устранения сдвига изображения использован механический способ компенсации сдвига изображения, реализованный путем совместного перемещения выравнивающего стекла, фотопленки и прижимного стола в течение экспозиции со скоростью, зависящей от величины отношения путевой скорости к высоте полета $\frac{W}{H}$. Во избежание вибраций аппарата во время пуска и остановки транспортирующий механизм кассеты выполнен таким образом, что подающая и принимающая катушки находятся в непрерывном вращении. В связи с этим в кассету введены два механизма петлеобразующих валиков. Первый механизм во время экспозиции за счет непрерывного вращения подающей катушки образует петлю из пленки со стороны ее подачи. После окончания экспозиции с помощью второго механизма валиков пленка перемещается и образует петлю на стороне принимающей катушки, в это время петля со стороны подачи исчезает. Вновь образованная петля ликвидируется принимающей катушкой, которая также находится в постоянном вращении.

Звездная фотокамера, снабженная шторным затвором, фиксирует положение звезд с выдержкой 1,5 с при синхронизации средних точек временны́х интервалов экспозиций топографической и звездной фотокамеры с точностью до 1 мс.

§ 82. Щелевые аэрофотоаппараты и особенности фотографирования ими

В тридцатые годы был разработан и практически реализован принцип непрерывного фотографирования местности на движущуюся в фокальной плоскости, со скоростью изображения, пленку через узкую щель. Такая съемка получила название щелевой аэрофотосъемки, а аэрофотоаппараты, используемые при этом,— щелевыми (АЩАФА).

Конструктивной особенностью щелевого аппарата является узкая щель, расположенная в фокальной плоскости аэрофотообъектива, через которую изображение местности проектируется на фотопленку (рис. 130). При установке фотоаппарата на носителе щель располагается перпендикулярно к направлению полета. В связи с этим в каждый момент времени на аэрофотопленке строится изображение узкой полосы местности, перпендикулярной к направлению полета. Таким образом, формирование изображения происходит за счет перемещения носителя относительно фотографируемой местности. Для устранения разномасштабности по всем направлениям и «смаза» изображения аэрофотопленка движется относительно неподвижной щели со скоростью $v_п$, равной скорости движения оптического изобра-

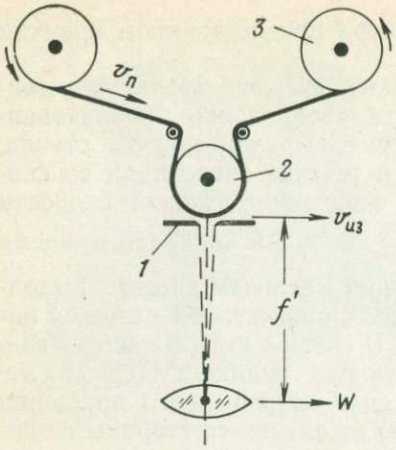


Рис. 130. Принципиальная схема щелевого АФА:

1 — экспозиционная щель, *2* — выравнивающий валик, *3* — катушки кассеты

жения $v_{из}$, и определяется соотношением

$$v_п = \frac{W}{H} f'_к. \qquad (186)$$

Очевидно, что выдержка на каждом участке изображения будет зависеть от ширины щели и скорости движения пленки $v_п$.

Используя выражение (186), величину выдержки можно записать следующей формулой:

$$t = \frac{l}{v_п} = \frac{lH}{Wf'_к}, \qquad (187)$$

где H — высота фотографирования; W — путевая скорость носителя.

Из формулы (187) следует, что для сохранения заданной выдержки необходимо с изменением скорости движения пленки пропорционально изменять ширину щели l.

Ширина щели может изменяться в определенных пределах (от нескольких десятых долей мм до 10 мм) и определяется исходя из геометрических и энергетических характеристик формулой

$$l = \frac{10 f'_к W}{S_{0,85} E_и H}, \qquad (188)$$

где $S_{0,85}$ — светочувствительность аэрофотопленки; $E_и$ — освещенность изображения.

Исходя из рассмотренных особенностей щелевого фотографирования, АЩАФА имеет соответствующие устройства, реализующие принцип фотографирования.

Щелевой аэрофотоаппарат включает в себя несколько основных частей: транспортирующий механизм, автомат регулирования экспозиции и синхронизации движения, механизм регулирования диафрагмы и оптическую систему.

Транспортирующий механизм приводится в движение с помощью исполнительного двигателя, вращение которого передается на ведущий валик и наматывающую катушку. Обе катушки фотоаппарата снабжены тормозными фрикционами и располагаются в пеналах, предохраняющих аэрофотопленку от засветки. Выравнивание фильма осуществляется за счет натяжения пленки выравнивающим валиком, расположенным в непосредственной близости от щели.

Автоматическая система регулирования экспозиции подает управляющий сигнал изменения скорости перемотки пленки на транспортирующий механизм в том случае, когда разность скорости оптического изображения $v_{из}$, измеряемой электронно-сканирующим устройством, и истинной скорости движения пленки $v_{п}$, регистрируемой тахогенератором, не равна нулю.

Управление системой регулирования экспозиции и синхронизации движения пленки выполняется в полуавтоматическом или в автоматическом режиме работы.

Существует два типа щелевых аэрофотоаппаратов: с одним или с двумя объективами. В АЩАФА с двумя объективами каждый объектив имеет свою экспозиционную щель и свой механизм транспортировки пленки. Щелевые аэрофотоаппараты, предназначенные для перспективного фотографирования, имеют щель, расположенную не на главной оптической оси объектива, а несколько смещенную в сторону по направлению движения.

Двухобъективные АЩАФА, предназначенные для стереоскопической съемки, характеризуются базисом, расположенным вдоль направления полета и определяемым соответствующим расположением объективов. Величина базиса (B) зависит от угла γ между прямыми, соединяющими центр щели с задними узловыми точками объективов, и вычисляется из выражения

$$\frac{B}{H} = 2 \operatorname{tg} \frac{\gamma}{2}, \qquad (189)$$

где B — базис фотографирования данным АЩАФА; H — высота фотографирования.

Величина базиса устанавливается в процессе юстировки аппарата.

Изменение угла γ приводит к изменению вертикального масштаба стереомодели, и соответственно повышается точность определения высот точек местности.

Благодаря непрерывной перемотке пленки и компенсации сдвига изображения щелевая аэрофотосъемка может применяться для фотографирования с носителей, имеющих большую скорость полета, и при пониженной освещенности земной поверхности.

К недостаткам щелевых аэрофотоаппаратов относится «зебристость» изображения, возникающая из-за неправильного изменения экспозиций и внутренних вибраций аппарата.

Щелевая аэрофотосъемка нашла применение в военном деле, в исследованиях, связанных с проектированием дорог и других линейных сооружений, для целей дешифрирования.

Использование материалов, получаемых щелевым АФА для измерительных целей, ограничивается наличием искажений угловых и линейных, а также неравенством масштаба аэрофотоснимка в направлении полета с масштабом в направлении, перпендикулярном к нему. Неравенство масштабов возникает

вследствие нарушения равенства скоростей движения фотопленки и оптического изображения. Так, масштаб снимка равен

$$\frac{1}{m}=\frac{e}{L}, \tag{190}$$

где e — величина изображения отрезка, имеющего длину L на местности.

Так как $e=v_{\text{п}}t$, $L=Wt$, то масштаб снимка можно записать как

$$\frac{1}{m}=\frac{v_{\text{п}}}{W} \tag{191}$$

или с учетом скорости движения изображения $v_{\text{п}}$ и масштаба фотографирования $m_{\text{ф}}=\frac{f'}{H}$ масштаб снимка будет равен

$$m_{\text{сн}}=m_{\text{ф}}\frac{v_{\text{и}}}{v_{\text{п}}}. \tag{192}$$

§ 83. Командные приборы к АФА

Системы управления темпом работы АФА обеспечивают выдерживание продольного перекрытия аэрофотоснимков при кадровой маршрутной съемке, синхронное со скоростью изображения перемещение пленки в щелевых камерах и камерах с оптическими и механическими устройствами компенсации сдвига изображения (КСИ). Системы управления АФА, обеспечивающие выполнение перечисленных задач, связанных со спецификой съемочного процесса, называют командными приборами (КП).

Командные приборы выполняют и ряд других вспомогательных задач, постановка которых диктуется типом используемого АФА, требованиями к качеству аэрофотоизображения и особенностями процесса аэрофотосъемки. К таким задачам могут быть отнесены включение и выключение АФА, контроль исправности работы отдельных ее блоков, правильное функционирование циклограммы в целом, учет числа съемочных циклов, управление экспонометрическими устройствами и специальными видами программ съемочного процесса, предусмотренных конструкцией камеры.

В настоящее время существует множество КП, структурная схема и конструкция которых в основном определяется типом обслуживаемого АФА, методом измерения угловой скорости изображения и степенью автоматизации этого измерения.

По типу обслуживаемого АФА класс КП по конструктивным и эксплуатационным признакам можно разбить на две большие группы: КП, обеспечивающие кадровую маршрутную съемку с заданным продольным перекрытием аэрофотоснимка (КП

импульсного действия) и КП непрерывного действия к щелевым камерам. КП к кадровым АФА, в свою очередь, подразделяются на несколько подгрупп в зависимости от того, имеется ли в данной камере устройство КСИ, предназначен ли АФА для ночной или дневной съемки, используется ли бесциклическая камера и т. п.

Основной особенностью КП импульсного действия является то, что эти КП управляют темпом работы АФА с помощью командных импульсов длительностью не более десятых долей секунды, с приходом каждого из которых начинается очередной съемочный цикл, протекающий в соответствии с циклограммой для данной камеры. Время между двумя очередными командами-импульсами, называемое интервалом фотографирования, определяет величину продольного перекрытия аэрофотоснимка.

В импульсных КП управляющей камерой с устройством КСИ предусмотрен дополнительный специальный выход для регулировки темпа работы блока компенсации, причем выдерживается строгое соответствие между интервалом фотографирования и величиной компенсации.

Особенностью КП непрерывного действия является наличие на его выходе аналоговой величины электрического напряжения или скорости вращения механического вала. Эта величина непрерывно или скачкообразно регулируется в соответствии с изменением параметров летно-съемочных условий, обеспечивая синхронное соответствие между линейной скоростью протяжки аэрофотопленки и угловой скоростью изображения в фокальной плоскости камеры. Согласование между выходом КП и механизмом транспорта аэрофотопленки определяется конструкцией как АФА, так и КП, а также их взаимным расположением.

Конструкция, технические показатели и эксплуатационные особенности КП как импульсного, так и непрерывного действия определяются только методом измерения угловой скорости изображения или отношением путевой скорости носителя съемочной аппаратуры к высоте фотографирования $\left(\frac{W}{H}\right)$.

По методу измерения отношения $\frac{W}{H}$ КП можно разбить на три большие группы: интервалометры, КП полуавтоматического типа и автоматические командные приборы (АКП). Рассмотрим особенности работы перечисленных типов.

Интервалометры к съемочным камерам

Интервалометрами называют командные временны́е устройства, предназначенные для однократного или периодического управления процессами с циклическим характером работы, к которым, в частности, относится и процесс аэрофотосъемки. В интервалометрах к кадровым АФА время между командными импульсами регулируется по установочным данным

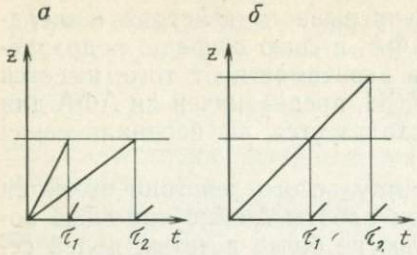


Рис. 131. График двух вариантов регулировки интервала фотографирования

(интервалам), которые обычно определяются с помощью визира ОПБ и секундомера.

Поскольку принцип действия и технические показатели интервалов различных типов не взаимосвязаны с методом получения отношения, их можно рассматривать как самостоятельные приборы.

Принцип действия интервалометра. По принципу действия современные интервалометры можно рассматривать как комбинацию устройств, управляющих или оперирующих скоростью изменения параметра $Z(t)$ в функции от времени с ключевой схемой и схемой возврата, они обеспечивают выдачу командного импульса потребителю и возвращение регулируемого параметра в исходное нулевое состояние.

В качестве управляемого параметра в таких интервалометрах обычно используют угловую скорость вала электродвигателя или скорость роста электрического напряжения, а роль ключевой схемы выполняют механические или релейные устройства, соответственно реагирующие на угол поворота выходного вала редуктора и амплитуду напряжения. На рис. 131 графически представлены два возможных варианта регулирования интервала: с регулируемой скоростью изменения выходного параметра (*а*) и с регулируемой ключевой схемой (*б*).

Свойством изменять скорость роста выходного параметра обладает интегратор с регулируемым входом $X(t)=kt$, который в основном используется для реализации схемы регулируемой скорости. Соответственно для реализации регулируемой ключевой схемы используют интегратор с постоянным входом или какое-либо другое устройство, обеспечивающее изменение выходного параметра с постоянной крутизной. Преимущество схемы РС — возможность исключения блока возврата, так как при $z=\text{const}$ можно совместить начало отсчета z с его концом.

Рассмотренные варианты управления интегратором вытекают из интегрального соотношения

$$z(t)=\int_0^t x(t)\,dt, \qquad (193)$$

из которого следует, что при $z_{\max}=z=\text{const}$ и $x(t)=k(i)$ будем иметь $\tau_i=\frac{z_0}{k_i}$. Если $x(t)=k_0=\text{const}$, то $\tau_i=\frac{z_i}{k_0}$. Случай произвольной входной функции $x(t)$ соответствует режиму работы интегратора как составной части КП полуавтоматического

или автоматического типов, но характер работы интервалометров при этом остается прежним с той только разницей, что зависимость $z(t)$ нелинейна.

В современных интервалометрах, как самостоятельных приборах, так и являющихся частью КП, в качестве регулятора $z(t)$ преимущественно используют интеграторы, схемы которых мы и рассмотрим.

Схемы интеграторов. Из большего числа известных интеграторов наиболее пригодны для использования в интервалометрах следующие типы: с интегрирующим двигателем, фрикционные с электромеханическим приводом и электронные с реостатно-емкостной *RC*-цепочкой. Качественные характеристики перечисленных интеграторов в сильной степени зависят от того, используются ли они в разомкнутых или замкнутых системах, т. е. охвачены или нет интеграторы отрицательной обратной связью, которая повышает стабильность работы интегратора.

Применение в качестве интегрирующего привода двигателя постоянного тока (ДПТ) характерно для большинства современных интервалометров с ручной установкой интервала по схеме рис. 131, *б*, что объясняется удобством питания бортовой аппаратуры постоянным напряжением. В интервалометрах, основанных на использовании ДПТ, интегрирующим элементом является напряжение бортовой сети, а роль выходного параметра выполняет угол поворота выходного вала редуктора в соответствии с соотношением

$$\varphi = \int_0^{\tau} \omega_{\text{р}}\, dt, \tag{194}$$

где $\omega_{\text{р}}$ — угловая скорость выходного вала редуктора; τ — интервал для заданного угла $\varphi_0 < 2\lambda$ срабатывания ключевой схемы.

При $\omega = \text{const}$ с учетом коэффициента редукции i

$$\tau = \frac{\varphi_0}{\omega_{\text{р}}} = \frac{\omega_0 i}{\omega_{\text{д}}}. \tag{195}$$

Обычно величина i получается достаточно большой. Так, для $n_{\text{д}} = 10^4$ об/мин, $\varphi_0 = 1{,}66$, $\lambda = 5/6 \cdot 2\lambda$ и $\tau_{\max} = 100$ с, $i = 20\,000$. При таких передаточных отношениях редуктора моменты нагрузки на валу двигателя достигают больших величин и приводят к нестабильности ω при колебаниях температуры окружающей среды и напряжения бортовой сети.

Для повышения стабильности ω ДПТ включают в замкнутую систему автоматического регулирования, используя для этой цели центробежные вибрационные регуляторы (ЦВР). С помощью ЦВР воздействуют на питающее напряжение

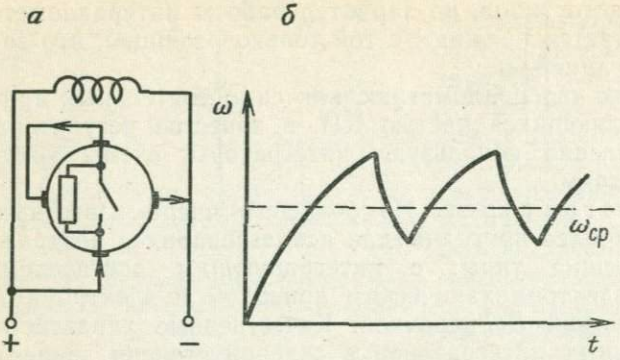


Рис. 132. Схема регулирования скорости двигателя

двигателя, поддерживая изменение скорости ω в допустимых пределах при больших колебаниях параметров внешней среды. ДПТ с ЦВР являются замкнутыми системами автоматического регулирования, в которых роль обратной связи выполняет контактная группа центробежного регулятора, периодически замыкая и размыкая добавочное сопротивление, включенное последовательно с обмоткой якоря (рис. 132, *а*).

Если периоды разгона и торможения малы по сравнению с электромеханической постоянной времени двигателя, то установится некоторая средняя частота вращения якоря (рис. 132, *б*), величину которой можно регулировать, меняя жесткость пластин регулятора. Таким путем удается поддерживать расчетное среднее значение числа оборотов двигателя и использовать ДПТ в интервалометрах, работающих по схеме (см. рис.132, *а*), т. е. при $\omega = \text{const}$.

Если коэффициент редукции между валом двигателя и выходом редуктора сделать величиной переменной, то можно получить интегратор с регулируемым входом при постоянном ω. Используя это обстоятельство, можно конструировать интервалометры с регулируемой скоростью изменения выходного параметра при условии, что соблюдается строгая пропорциональность между коэффициентом редукции и задаваемым интервалом фотографирования или отношением $\frac{W}{H}$.

Рассмотрим принцип действия фрикционного интегратора на примере дискового вариатора, схема которого представлена на рис. 133.

Во фрикционных интеграторах линейная скорость $v_д$ ведомого ролика *1* диаметром *2 r* и вращающего его диска *2* в точке их соприкосновения равны. Меняя положение точки соприкосновения по линии, проходящей через центр диска, можно менять коэффициент редукции $i = \frac{\omega_д}{\omega_р}$. Ролик перемещается вручную оператором, вращающим ручку *5* с помощью ходового

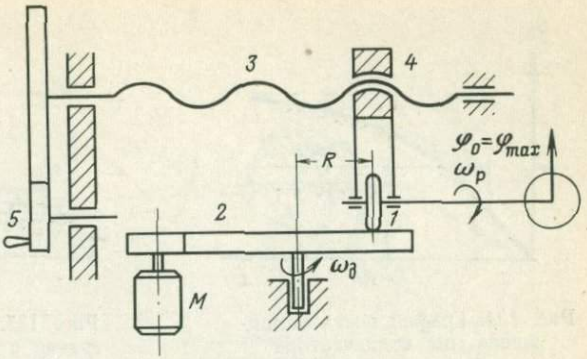


Рис. 133. Дисковый фрикционный регулятор

винта *3*, по которому скользит каретка *4*, регулируя расстояние R. Так как $v=\omega_д R=\omega_р r$ и $\omega_д=\omega t$, имеем $\omega_р=\frac{R}{r}\omega_д$, откуда

$$\varphi=K\int_0^\tau R(t)\,dt, \tag{196}$$

где $K=\frac{\omega_д}{r}$.

Таким образом, угол поворота выходного вала φ является интегралом от радиуса R, величина которого, в свою очередь, определяется заданным углом поворота ходового винта. Проградуировав шкалу регулятора в секундах, получим интервалометр, работающий с регулируемой крутизной скорости интегрирования. Преимущество таких интеграторов — отсутствие схемы возврата, так как $\varphi_0=\varphi_{max}$, что упрощает механизм интервалов и повышает точность его работы.

Работа электронных интеграторов с *RC*-цепочкой основана на интегральной зависимости между напряжением на конденсаторе и током заряда:

$$n_c=\frac{1}{c}\int_0^\tau id\,\tau. \tag{197}$$

Поскольку на практике имеют дело только с источниками напряжения, а не с источниками тока, чисто емкостные интеграторы нереализуемы.

Использование источников напряжения с последовательно включенным сопротивлением ограничивает время интегрирования пределом линейности тока заряда при $u_{ист}=\text{const}$, который определяется выбором постоянной RC. Зависимость между напряжениями u_c и t на начальном участке заряда емкости примерно соответствует линейному интегратору только при больших $T=RC$ (рис. 134), что существенно ограничивает их

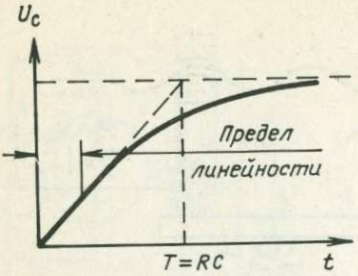


Рис. 134. График роста напряжения на конденсаторе

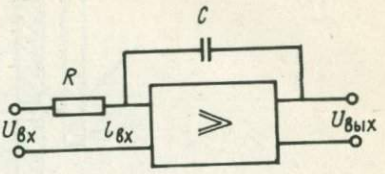


Рис. 135. Электронный интегратор с операционным усилителем

рабочий диапазон и не дает возможность их использования в интервалометрах, в которых необходимо устанавливать интервалы порядка десятков секунд. Для повышения точности и стабильности работы электронных интеграторов их включают в схемы с отрицательной обратной связью.

Электронные интеграторы с RC-цепочкой замкнутого типа основаны на использовании операционных усилителей постоянного тока с большим коэффициентом усиления K и с емкостной обратной связью (рис. 135).

Использование усилителей с большим K позволяет считать, что $i_{вх} \approx 0$, следовательно, при большом входном сопротивлении полагать $i = \frac{u_{вх}}{R}$, откуда, используя (197), получаем

$$u_{вых} = \frac{1}{RC} \int_0^{\tau} u_{вх}(x)\, dx. \qquad (198)$$

Таким образом, использование операционных усилителей позволяет получать интеграторы, приближающиеся по своим свойствам к идеальным.

Схемы установки и выдачи интервалов. В интервалометрах, работающих по установочным данным, схема установки задает нужный интервал фотографирования, схема сравнения выдает в нужный момент импульс на АФА, а схема возврата обеспечивает циклическую работу интервалометра. В тех случаях, когда интервалометр работает от измеренных величин, пропорциональных $\frac{W}{H}$, схема установки отсутствует, а схема сравнения может выполнять ряд дополнительных функций, например обеспечивать отработку интервала в зависимости от фокусного расстояния АФА или заданного продольного перекрытия аэрофотоснимков.

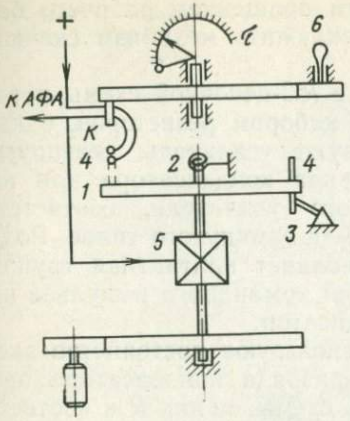


Рис. 136. Блок-схема интервалометра с механизмом сброса

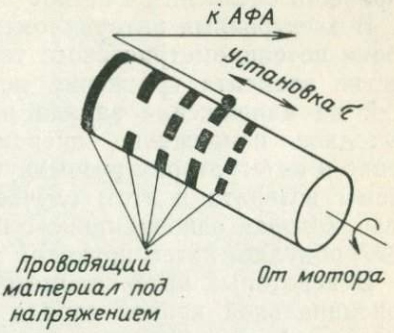


Рис. 137. Ступенчатый регулятор интервала времени

При использовании в качестве интегратора ДПТ с ЦВР в интервалометрах варианта РК схема установки и сравнения представляет собой один целый механизм с выведенной на лицевую панель прибора ручкой установки интервала. Основным элементом такого механизма интервалов (рис. 136) является рабочий диск *1*, который связан с приводом через понижающий редуктор, причем эта связь может скачкообразно разрываться, и тогда диск возвращается в исходное нулевое состояние под действием возвратной пружины *2*. На диске имеется два выступа, один из которых *3* задает момент начала отсчета интервала, а второй *4* замыкает контакты подачи импульса на АФА и управляет механизмом *5* сцепления с приводом.

Положение контактов задается ручкой *6* установки интервалов, угол поворота которой φ от нулевой исходной точки определяет интервал фотографирования в соответствии с формулой (196).

При включении интервалометра в работу, но без подачи команды «импульс на АФА» сцепления диска с приводом нет и он находится в нулевом положении. При подаче команды «импульс на АФА» одновременно с подачей потребителю командного импульса происходит быстрое сцепление механизма и рабочий диск начинает вращаться. В момент замыкания контактов *К* подается импульс на АФА, разрывается механизм сцепления *5*, диск возвращается в исходное положение и начинается следующий цикл.

В некоторых интервалометрах для улучшения точности работы на коротких интервалах применяют двухступенчатую редукцию от мотора к диску (при больших интервалах — большая редукция, при малых — малая) или бесступенчатый

механизм интервалов с непрерывным вращением рабочего барабана (рис. 137), что позволяет исключить механизм скачкообразного сцепления и возврата.

В электронных интервалометрах с RC-цепочкой схемы установки потенциометрического типа с набором резисторов, в качестве элемента сравнения используют усилитель, реагирующий на напряжение заряда и разряда конденсатора или на выходное напряжение операционного усилителя, соответственно в интеграторах разомкнутого или замкнутого типов. Роль схемы возврата в этом случае выполняет контактная группа реле, которая одновременно с подачей командного импульса на АФА обнуляет интегрирующий конденсатор.

В некоторых интервалометрах используют постоянство экспоненциальной кривой заряда или разряда конденсатора при $RC = \text{const}$, что позволяет применить схемы, меняя R в соответствии с задаваемым интервалом. При этом схемы сравнения и возврата остаются неизменными. Усилитель будет в этом случае закрыт на входе опорным напряжением. В момент, когда напряжение от двух источников $u_c - u_{оп} = u_{пор}$ достигнет пороговой величины, открывается усилитель и срабатывает реле.

Схемы интервалометров. Большинство современных интервалометров к отечественным аэрофотоаппаратам, работающих по установочным данным, являются приборами электромеханического типа с приводом от ДПТ с ЦВР. Меньшее распространение имеют электронные интервалометры с интегрирующей RC-цепочкой разомкнутого типа. Интеграторы замкнутого типа используются главным образом в полуавтоматических и автоматических командных приборах.

Принцип действия интервалометров электромеханического типа показан на рис. 136. По такому принципу работают интервалометры к аэрофотоаппаратам АФА-41, АФА-ТЭ и многим другим.

В интервалометрах АФА-41, схема которого представлена на рис. 138, имеется один рабочий диапазон интервалов от 3 до 90 с. Рукоятка интервалов с ценой деления 1 с для повышения точности установки снабжена импульсным устройством. Интервал задается углом разворота контактов $K2$ от начального положения, соответствующего началу движения рабочего диска *1*. Периодическое сцепление дисков с приводной червячной шестерней *2* осуществляется с помощью электромагнитного соленоида *3*, который под действием питающего напряжения включает сцепление, а когда обесточивается, выключает его.

Перед включением интервалометра в работу диск *1* находится в начальном положении, причем рычаг *4* на упоре, а рычаг *5* замыкает контакты $K1$, подающие импульс на АФА. Импульс на АФА не подается до момента включения маршрут-

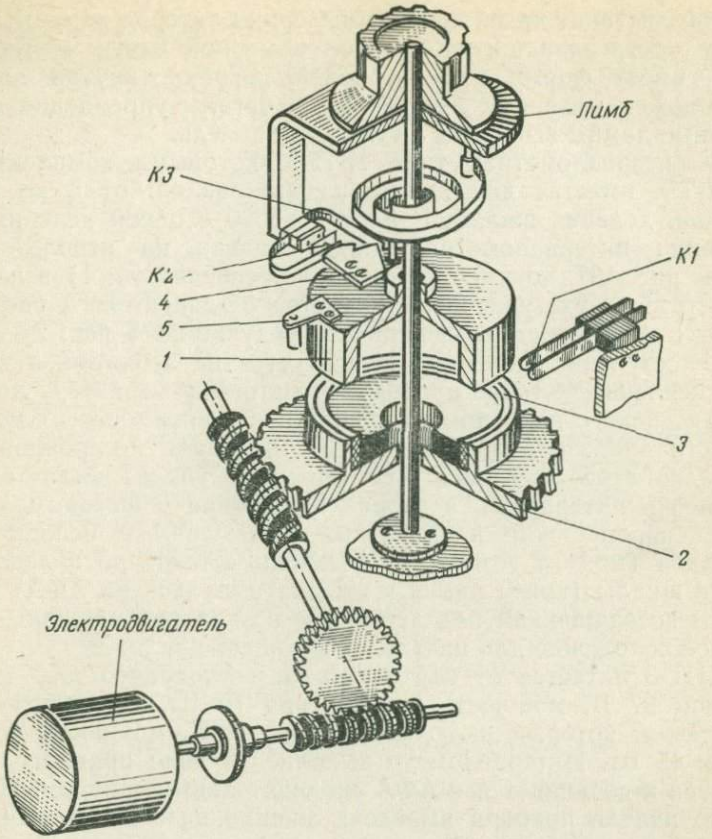


Рис. 138. Схема интервалометра АФА-41

ного фотографирования, после чего через контакты *К1* одновременно с подачей импульса на АФА подается напряжение и на соленоид *3*. Диск *1* притягивается к шестерне *2* и начинает вращаться, при этом контакты *К1* разомкнуты, но соленоид будет заблокирован через контакты *К2*.

В процессе движения диска за 3 с до подачи очередного импульса рычаг *5* через дополнительные контакты *К3* обеспечивает подачу сигнала на лампочку пилота о приближении момента экспозиции, а затем уже производит размыкание контактов *К2*. Соленоид обесточивается, а рабочий диск под действием пружины возвращается в исходное положение. Подается импульс на АФА, и начинается очередной цикл.

Помимо своего основного назначения интервалометр к АФА-41 выполняет ряд следующих дополнительных функций: контроль работы РВ, статоскопа, а также учет числа отснятых

кадров, дистанционный перевод выдержек затвора камеры, включение обогрева защитных стекол камерной части. Интервалометр имеет форму прямоугольной коробки, внутри которой расположен механизм интервалов, а органы управления и сигнальные лампы выведены на лицевую панель.

В интервалометрах типа КПТ-3, которыми комплектуется АФА-ТЭ, имеется два диапазона интервалов: от 5 до 100 с с ценой деления шкалы 1′ и от 1 до 20 с ценой деления 0,2′. Принцип интервалометра также основан на использовании схемы рис. 137, но имеет следующие особенности: 1) в нем используется двухступенчатый редуктор от двигателя к рабочему диску с изменением коэффициента редукции в 5 раз; 2) в последней ступени редуктора используется не зубчатое, а храповое сцепление, которое приводит к шаговому характеру перемещения диска с периодом 1 или 0,2 с в зависимости от используемого диапазона интервалов; 3) на шкале интервалов имеется две стрелки — одна неподвижная, управляемая ручкой установки интервалов, а вторая подвижная с шаговым характером перемещения в пределах совмещения с неподвижной стрелкой (момент готовности и начало цикла) до нулевой отметки шкалы (конец цикла и выдача импульса на АФА) с быстрым возвращением под действием возвратной пружины в исходное положение для начала следующего цикла.

КПТ-3 питается от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 В, мощность потребления 10 Вт, а с внутренним обогревом, который включается при $-2°$ С, мощность потребления 45 Вт. Интервалометр выполнен в виде прямоугольного корпуса и соединяется с АФА соединительным шнуром. На лицевую панель прибора выведены кнопки включения и выключения интервалометра, кнопки единичных импульсов, рукоятка установки интервалов и переключения диапазона, сбрасываемый счетчик числа отснятых кадров, предохранитель, лампочки сигнализации подачи импульса и перемотки пленки.

Точность выдерживания заданного интервала рассмотренных интервалометров электромеханического типа $\pm 2\%$.

В качестве примера интервалометра электронного типа рассмотрим входящий в комплект АФА-М-34 интервалометр КПМ, в котором используется интегрирующая *RC*-цепочка разомкнутого типа. Упрощенная блок-схема КПМ представлена на рис. 139.

Начало цикла интервалометра (момент срабатывания реле и подача через контакты *K1* командного прибора) совпадает с зарядом конденсатора *C* через контакты *K2* до напряжения стабилизированного источника питания u_v, в результате чего схема сравнения переходит в закрытое состояние, реле обесточивается, а его контакты размыкаются. Начинается процесс разряда емкости *C* через сопротивление *R*, выполненное в виде трехдекадного набора резисторов, позволяющих устанавливать

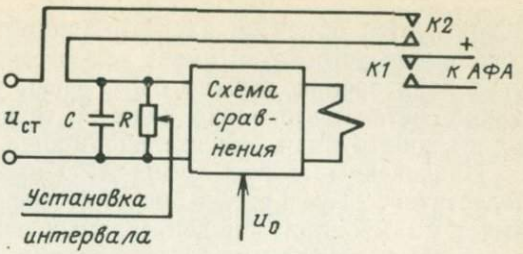


Рис. 139. Блок-схема электронного интервалометра

интервал в пределах от 1 до 99 с с точностью до 0,1 с. По мере разряда в соответствии с формулой

$$u_{вх} = u_{ст} e^{-\frac{t}{RC}} \tag{199}$$

напряжение на конденсаторе падает, и в момент, когда разность $u_{вх} - u_0$ станет равной пороговому напряжению открытия каскада сравнения, происходит резкое увеличение его коэффициента усиления, срабатывает реле, выдается командный импульс, конденсатор перезаряжается и начинается новый цикл.

Гарантированная точность КПМ $\pm 1\%$ в диапазоне интервалов $3 \div 99$ с и $\pm 3\%$ в пределах от 1 до 3 с. Использование в приборе транзисторов и малогабаритных элементов позволило сократить потребляемую мощность (3 Вт) и его габариты.

§ 84. Системы управления экспозицией

При естественном освещении местности яркость ландшафта изменяется в очень широких пределах, поэтому для получения аэрофотоснимков высокого качества необходимо регулировать экспозицию в оптическом изображении.

Для этих целей созданы системы автоматического управления экспозицией (АРЭ). АРЭ выдает на аэрофотоаппарат сигналы в соответствии с изменением освещенности местности.

Автоматическая система регулирования экспозиции включает в себя фотоэлемент, сканирующий местность и вырабатывающий сигналы, пропорциональные ее яркости, и преобразователь этих сигналов, т. е. система АРЭ автоматически решает экспонометрическую задачу фотографирования.

Существует несколько схем регулирования экспозиции:

1) регулируется диафрагма при постоянной выдержке;

2) регулируется величина выдержки при постоянной диафрагме;

3) одновременно регулируются и выдержка, и диафрагма;

4) программное регулирование экспозицией без измерения яркости светового потока, по ее расчетному значению.

Для повышения точности работы системы регулирования в устройствах измерения яркости фотографируемых объектов

используется объектив аэрофотоаппарата. В случае когда светоприемное устройство имеет самостоятельный объектив, то его угол поля зрения должен быть равен углу поля зрения АФА. Такие системы несколько ниже по точности, чем совмещенные, но их конструкция значительно проще.

Приведенные выше схемы АРЭ имеют свои достоинства и недостатки. Так, схема автоматического диафрагмирования имеет малый диапазон допускаемых изменений яркости объектов; схема программного управления, хотя и представляется перспективной, однако отличается сложностью и иногда приводит к значительным ошибкам.

Наиболее широкое применение находит схема одновременного регулирования выдержки и диафрагмы, иногда ее называют последовательным регулированием, так как сначала регулируется выдержка, а затем отрабатывается диафрагма.

Хорошо отработан и нашел практическую реализацию способ регулирования по интегральной яркости. Однако ему присущи значительные ошибки в определении экспозиции при фотографировании с больших высот и контрастном ландшафте (попадание бликующих поверхностей, облаков, глубоких теней и т. д.).

Этот способ регулирования экспозиции применен в отечественных аэрофотоаппаратах АФА-ТЭС, исследование и эксплуатация которых показали достаточно надежные результаты. Так, средние квадратические колебания интегральной плотности аэронегатива не превышают $\pm 14\%$ в районах резкоконтрастных и $\pm 9\%$ в районах со средним контрастом. Объективы аэрофотоаппарата и светоприемного устройства в данной схеме выполнены самостоятельно.

Принципиальная схема устройства такого типа показана на рис. 140.

Через светофильтр *1*, компенсационный фильтр *2* и объектив *3* светоприемника световой поток поступает на фотокатод фотоэлемента *4*. В цепи фотоэлемента возникает фототок, пропорциональный световому потоку, который после усиления в блоке *5* поступает в устройство *6*, регулирующее обороты двигателя *7* аэрофотозатвора роторного типа. Устройство *6* регулирует число оборотов затвора в зависимости от величины поступающего сигнала (фототока), что, в свою очередь, приводит к изменению выдержки при постоянном максимальном значении относительного отверстия. Если дальнейшее увеличение фототока не наблюдается, экспозиция является подобранной. В

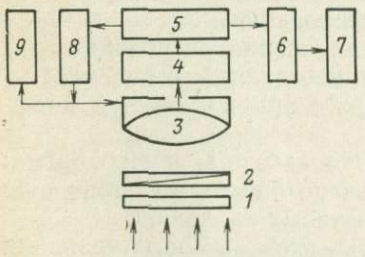


Рис. 140. Блок-схема устройства АРЭ

случае когда достигнута минимальная выдержка, а фототок продолжает увеличиваться, автоматически включается блок синхронного изменения диафрагмы *8* аэрофотообъектива *9*, который изменяет диафрагму от максимального значения до минимального. Узел отработки диафрагмы связан с электрическим датчиком, сигнал которого пропорционален площади светового отверстия объектива. Этот сигнал сравнивается с величиной фототока, при равенстве их отработка диафрагмы прекращается.

Рассмотренная схема регулирования экспозиции работает в два этапа. На первом этапе происходит подбор соответствующей выдержки путем ее изменения от максимального значения до минимального при неизменном относительном отверстии. Если этого оказывается недостаточно, на втором этапе отрабатывается диафрагмирование аэрофотообъектива путем уменьшения диафрагмы до достижения величины необходимой экспозиции, соответствующей условиям фотографирования.

Для учета светочувствительности аэрофотопленки в световой поток вводятся нейтральные компенсационные светофильтры, являющиеся измерительными элементами, коэффициент пропускания которых является логарифмической функцией угла их поворота.

Схема автомата регулирования экспозиции обеспечивает фотографирование при минимальной выдержке, что положительно сказывается на геометрическом качестве аэрофотоснимка, так как сдвиг изображения будет всегда минимальным.

§ 85. Оптический метод компенсации сдвига изображения в кадровых АФА

Из анализа условий построения фотографического изображения в кадровых аэрофотоаппаратах можно заключить, что величина необходимой выдержки в ряде случаев превосходит значение допустимой выдержки, обусловленной конструкцией оптической системы. При нарушении названного условия наблюдается геометрическая нерезкость изображения, называемая сдвигом изображения, приводящая к снижению разрешающей способности и дешифрируемости аэрофотоснимка по сравнению со случаем съемки аэрофотокамерой в статическом положении.

Как было показано в разделе «Аэрофотозатворы», искажение изображения прямо пропорционально времени экспонирования t и путевой скорости w и обратно пропорционально масштабу фотографирования.

Величину сдвига можно охарактеризовать приближенной формулой

$$\delta = \frac{lwt}{M}, \qquad (200)$$

а зависимость разрешающей способности системы от сдвига — выражением

$$R = R_0 [1 + (R_0 \delta)^2]^{-0,5}, \qquad (201)$$

где R_0 — разрешающая способность системы без сдвига.

Для уменьшения и ликвидации сдвига изображения применяют специальные меры, направленные на искусственное уменьшение скорости изображения в фокальной плоскости АФА. Широкое применение нашли методы компенсации сдвига, выполняемые с помощью специальных устройств — компенсаторов сдвига изображения (КСИ). Такие устройства использовались в основном в аэрофотоаппаратах специального назначения. Однако в последние годы компенсация сдвига начинает применяться и в топографических АФА, например, в США создана картографическая система AN/HSK-28, куда входит аэрофотоаппарат КС-6А с компенсацией сдвига. Компенсация в основном осуществляется двумя принципиально различными методами: параллельным сдвигом проектирующих лучей относительно аэрофотопленки и их наклоном. Первый метод называется механическим и рассмотрен в § 74; второй — называется методом оптической компенсации (ОКСИ) и осуществляется путем поворота АФА вокруг оси, проходящей через заднюю узловую точку объектива, при помощи поворачивающегося зеркала или вращающихся оптических клиньев, расположенных перед объективом.

При компенсации сдвига путем поворота АФА смещение изображения определяется формулами:

для главной точки $\delta_0 = f' \varphi t$;

для точки снимка, расположенной под углом ω,

$$\delta_\omega = f' \varphi t (1 + \operatorname{tg}^2 \omega), \qquad (202)$$

где φ — угловая скорость поворота камеры; t — время выдержки.

Из приведенных формул видно, что данным методом нельзя равномерно компенсировать сдвиг изображения по всему полю. При этом для поворота аэрофотокамеры с высокой точностью в относительно короткий промежуток времени требуется мощная и сложная по конструкции установка. Этим объясняется, что в кадровых АФА более широкое применение нашел метод компенсации сдвига с помощью двух вращающихся оптических клиньев, представляющих собой призму с преломляющим углом, не превышающим нескольких десятков минут.

Принцип метода основан на перемещении изображения оптическим способом при помощи клиньев, установленных в параллельном пучке лучей, до объектива или между его компонентами.

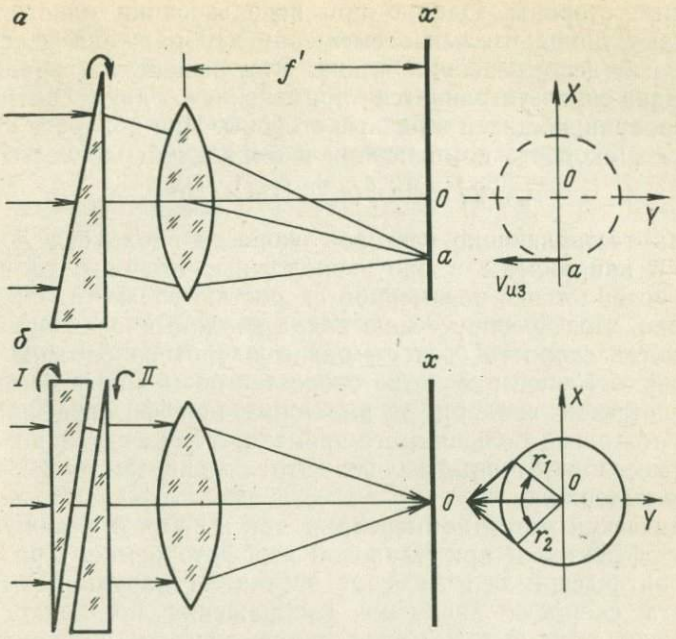


Рис. 141. Оптический метод компенсации сдвига изображения:
а — с одним клином; *б* — с двумя клиньями

Световые лучи, прошедшие через неподвижный оптический клин с преломляющим углом, отклоняются от своего направления на величину

$$\gamma = \varepsilon (n_c - 1), \tag{203}$$

где n_c — показатель преломления стекла клина.

Смещение изображения в фокальной плоскости, вызванное клином, равно

$$\delta r = \varepsilon (n_c - 1) f' - r. \tag{204}$$

При вращении оптического клина каждая точка изображения будет перемещаться примерно по окружности с радиусом r со скоростью

$$v = \varphi_к r, \tag{205}$$

где r — расстояние от центра вращения до точки; $\varphi_к$ — угловая скорость вращения клина.

Скорость результирующего движения изображения, в зависимости от угла поворота клина, изменяется как по направлению, так и по величине (рис. 141). Из рисунка видно, что полная компенсация сдвига изображения будет в том случае, когда скорости $v_и$ и $v_к$ равны по значению и направлены в противо-

положные стороны. Однако при использовании одного клина возникают дополнительные смещения изображения вследствие поперечной декомпенсации клина. Этот недостаток вращательного движения устраняется применением двух оптических клиньев, вращающихся в разные стороны. При повороте клиньев на угол ψ скорость компенсации в фокальной плоскости равна

$$v_к = 2f' \varepsilon \sin\psi (n_c - 1) = 2r \sin\psi. \quad (206)$$

Так как составляющие векторов скорости вдоль оси X всегда равны и направлены в противоположные стороны, то изображение колеблется с переменной скоростью только вдоль оси Y. Очевидно, что экспонирование кадра должно происходить в момент, когда скорости $v_к$ и $v_{из}$ равны и противоположны по направлению. Точное равенство скоростей возможно в бесконечно малый отрезок времени, и выдержка при фотографировании всегда несколько больше этого времени, а следовательно, всегда имеет место остаточный сдвиг. Этот сдвиг тем больше, чем больше выдержка.

Оптический метод компенсации, так же как и механический, весьма эффективен при плановой аэрофотосъемке. При отклонении оптической оси АФА от вертикали нарушается равномерность скорости движения изображения по полю кадра, следствием чего будет малая эффективность компенсаторов сдвига. Для эффективной работы кадровых АФА при перспективной съемке необходимо применять специальные компенсаторы совместно с бортовой вычислительной машиной, обеспечивающие переменную скорость компенсации сдвига.

Недостатком оптического метода является и то, что клинья, хотя и представляются совершенными с точки зрения изготовления и качества оптическими деталями, приводят к потере 10—15% световой энергии.

§ 86. Размещение съемочных камер на летательных аппаратах

При выборе места расположения съемочной камеры на ЛА необходимо учесть требования максимального удобства работы оператора со всем комплектом аппаратуры, минимальное воздействие вибраций и ударных нагрузок. Для крепления АФА к носителю съемочной аппаратуры служат специальные устройства, получившие название аэрофотоустановок (АФУ). Они позволяют осуществлять разворот АФА вокруг его оси, обеспечивать изменение положения оптической оси камеры в пространстве, предохранять АФА от ударных нагрузок при взлете и посадке самолета, уменьшать вибрации.

По конструкции и принципу действия АФУ разработаны и применяются в производстве со стальными амортизаторами, пневматическими, комбинированными, резиновыми. Известны также АФУ с полимерными амортизаторами.

Для крепления АФА, предназначенного для планово-перспективной съемки, применяют автоматические качающиеся аэрофотоустановки (АКАФУ). Для автоматического горизонтирования и ориентирования камеры применяют гиростабилизирующие установки. В условиях полета камера имеет 6 степеней свободы (рис.142) относительно фотографируемой местности: линейные перемещения относительно осей *XX*, *YY*, *ZZ* и угловые смещения со скоростью ω_y (крен), ω_x (тангаж) и ω_z (рис.143).

Ориентирование камеры, т. е. разворот ее вокруг оси *ZZ*, необходим для устранения непараллельности оси *XX* прикладной рамке АФА или направлению аэросъемочного маршрута.

Каждая АФУ состоит из двух частей: основания, посредством которого установка крепится к самолету, и несущей рамы, в которой устанавливается АФА.

Угловые и линейные смещения камеры во время экспонирования, возникающие вследствие изменения пространственного положения самолета и его вибраций, приводят к понижению

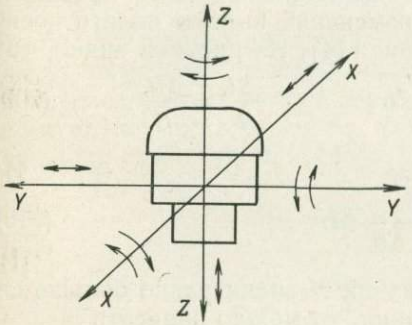


Рис. 142. Линейные и угловые перемещения АФА

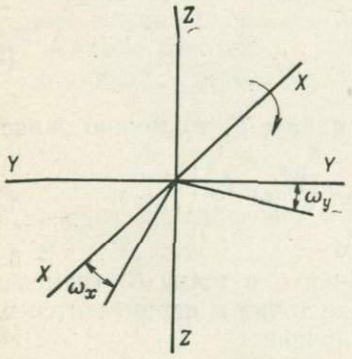


Рис. 143. Углы крена и тангажа

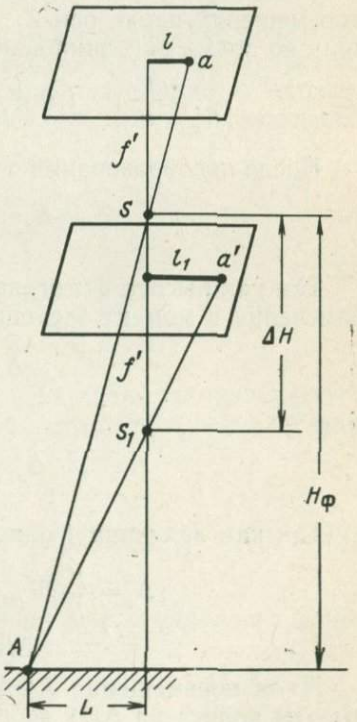


Рис. 144. Сдвиг изображения из-за изменения высоты полета

резкости фотоизображения. При движении носителя со скоростью $\overline{W}$ смещение точки изображения будет происходить со скоростью $v_{из}$ и определяться формулой

$$v_{из}(yy) = \overline{W}_{yy} \cdot \frac{f'}{H} = \frac{\overline{W}_{yy}}{m}, \tag{207}$$

где H — высота фотографирования; f' — фокусное расстояние камеры; m — знаменатель масштаба съемки.

Нерезкость изображения, вызванная этим смещением, одинакова для всех точек изображения и зависит от времени экспонирования и скорости изображения

$$\Delta_{xx} = v_{из}(xx) \cdot t_{ф} = \frac{\overline{W}_{(xx)}}{m} t_{ф}, \tag{208}$$

по аналогии

$$\Delta_{yy} = v_{из}(yy) \cdot t_{ф} = \frac{\overline{W}_{(yy)}}{m} t_{ф}.$$

Рассмотрим, как ухудшается изображение из-за линейных перемещений вдоль оси Z, т. е. изменений высоты полета носителя во время экспонирования (рис.144). Из рисунка видно, что

$$\frac{l}{L} = \frac{f'}{H}; \quad l = \frac{L \cdot f'}{H}; \quad \delta l = \Delta_z; \quad \frac{\Delta l}{l} = \frac{\Delta H}{H}. \tag{209}$$

После преобразования получим

$$\Delta_z = \frac{l}{H - \Delta H} \Delta H. \tag{210}$$

Так как высота фотографирования H значительно больше ее изменения в момент экспонирования, то можно записать

$$\Delta_z = \frac{l}{H} \Delta H, \tag{211}$$

или

$$\Delta_z = \frac{l}{H} \overline{W}_{(zz)} \cdot t_{ф}. \tag{212}$$

Так как величина l одного порядка с f', то можно записать

$$\left.\begin{aligned} \Delta_z = \frac{f'}{H} \overline{W}_{(zz)} \cdot t_{ф} = \frac{1}{m} \cdot \overline{W}_{(zz)} \cdot t_{ф} \\ \Delta H = W_z t_{ф} \end{aligned}\right\}. \tag{213}$$

Из-за перемещения АФА из точки S в точку S_1 (изменение высоты полета на ΔH) изображение точки a переместится в a'. Сдвиг изображения будет равен величине

$$\Delta_z = l_1 - l. \tag{214}$$

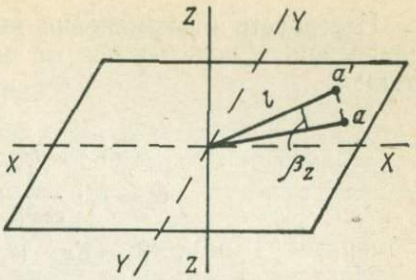


Рис. 145. Сдвиг изображения из-за наклона самолета

Из рисунка определим

$$L = l\frac{H_\Phi}{f'}\,L = \frac{(H-\Delta H)(l+\Delta_z)}{f'}. \tag{215}$$

Возьмем отношение

$$\frac{\Delta_{zz}}{\Delta_{xx}} = \frac{l\cdot v_z\cdot t\cdot H}{H\cdot\overline{W}\cdot f'\cdot t} = \frac{l\cdot v_z}{f'\overline{W}_{zz}}, \tag{216}$$

если l и f' одного порядка, то из формулы видно, что нерезкость из-за изменения высоты полета незначительна по сравнению с нерезкостью от поступательного движения самолета. Рассмотрим зависимость качества изображения из-за горизонтального наклона самолета (рис.145):

$$\left.\begin{aligned} \delta\omega_x = dx = f'_к\frac{1}{\cos^2\beta_x}\,d\beta_x \\ d\beta_x = d_x = \omega_x\cdot t \\ \delta\omega_x = \omega_x\left(f'_к + \frac{x^2}{f'}\right)t \end{aligned}\right\}. \tag{217}$$

В соответствии с зависимостью (217) качество изображения к краям снимка вдоль оси XX резко ухудшается из-за продольного наклона носителя.

По аналогии запишем

$$\delta\omega_y = \omega_y\left(f' + \frac{y^2}{f'}\right)t. \tag{218}$$

Угловое перемещение относительно оси Z определится формулой

$$\delta\omega_z = l dz; \quad \frac{\delta\omega_z}{\delta\omega_x} = \frac{l\,\omega_z}{f'_к + \frac{x^2}{f'}}. \tag{219}$$

Нерезкость от изменения высоты полета незначительна по сравнению с нерезкостью от поступательного движения самолета:

$$\left.\begin{aligned} & f'_{\text{к}}\operatorname{tg}\omega_x = x \\ & \delta_x = f'_{\text{к}} \cdot \frac{1}{\cos^2\beta_x} \cdot d\beta_x \\ & d\beta_x = dx = \omega_x t \\ & \cos^2\beta = \frac{f'^2}{f'^2 + x^2} \\ & \delta\omega_x = \omega_x \left(f' + \frac{x^2}{f'}\right) t \end{aligned}\right\}. \qquad (220)$$

Нерезкость от продольного наклона самолета быстро возрастает с удалением точек от центра аэрофотоснимка вдоль его оси XX. Аналогично

$$\delta\omega_y = \omega_y \left(f' + \frac{y^2}{f'}\right) t, \qquad (221)$$

ω_y всегда $> \omega_x$ — смещение по дуге окружности на величину aa' из-за вращения вокруг Z.

Из формулы (221) видно, что на качество аэрофотоснимков в большей степени влияют угловые колебания АФА.

Устранение вибраций, уменьшение угловых колебаний, предохранение камеры от резких толчков и ударов достигается при помощи упругих связей, которые получили название амортизаторов. Источники вибраций при выполнении аэрокосмических съемок возникают из-за внешних и внутренних источников возмущения. Внешние источники возмущений обусловлены вибрацией летательного аппарата, возникающей из-за работы двигательной установки, режима изменения высоты, скорости и направления (курса следования) ЛА; аэродинамическими явлениями (флаттер, бафтинг и т. д.); атмосферными явлениями и т. д. Внутренние источники возмущения обусловливают появление вибраций из-за работы механизма выравнивания и перемотки аэропленки, работы затвора, непостоянного положения центра тяжести АФА, работы разного рода механизмов всей съемочной системы (АФУ, АРЭ, АДО и т. д.).

Вибрации АФА носят случайный характер, зависящий от воздействия всех источников возмущений, которые не связаны друг с другом простыми отношениями. Систематизируя вибрации, возникающие на ЛА, выделяют их формы: периодическую, нестационарно-периодическую, синусоидальную, амплитудно-переменную, хаотическую, пульсирующие. Закон, по которому от-

дельные частицы совершают свое колебательное движение, выражается формулой

$$y = \rho \sin(\omega t + \varepsilon), \tag{222}$$

где y — смещение точки из нормального положения; ρ — амплитуда колебания, т. е. радиус круга, по которому материальная точка совершает равномерное движение; ω — круговая частота колебаний; $\frac{2\pi}{T\nu}$ — круговая частота, $\nu = \frac{1}{T}$; T — период колебания, обратно пропорционален числу оборотов N вала двигателя;

$$\omega = \frac{2\pi N}{60}, \tag{223}$$

ε — сдвиг фазы колебаний.

Движение АФА по направлению трех координатных осей XX, YY, ZZ будет:

$$\left.\begin{aligned} x &= x_0 \sin(\omega t + \varepsilon_x) \\ y &= y_0 \sin(\omega t + \varepsilon_y) \\ z &= z_0 \sin(\omega t + \varepsilon_z) \end{aligned}\right\}, \tag{224}$$

$\omega t + \varepsilon$ — фаза колебания; x_0, y_0, z_0 — амплитуда колебания, t — время; ε_x, ε_y, ε_z — начальная фаза колебания или величина угла поворота в момент $t = 0$.

Съемочная камера, помещенная в аэрофотоустановке, воспринимает колебательные движения от передачи вибраций летательного аппарата. Эти колебания вынужденные.

Величину смещения точек изображения из-за вибрации вдоль координатных осей XX, YY можно определить, если известна скорость их движения v_x, v_y.

$$v_x = \frac{dx}{dt} = x_0 \omega \cos(\omega t + \varepsilon_x), \tag{225}$$

с учетом формулы

$$\delta x = \frac{f'}{H} v t_\Phi$$

запишем

$$\delta x = x_0 \omega \cos(\omega t + \varepsilon_x) \frac{f'}{H} t_\Phi. \tag{226}$$

Продолжительность экспозиции t_Φ мала по сравнению с периодом колебания T, а наибольшая по абсолютной величине скорость смещения будет равна при $\omega t + \varepsilon = K\pi$, где $K = 0, 1, 2, \ldots$. Тогда формула (226) примет вид

$$\delta x_{max} = \frac{x_0 \omega}{m} t_\Phi, \tag{227}$$

где m — знаменатель масштаба съемки.

По аналогии запишем

$$\delta y_{\max} = \frac{z_0 \omega}{m} t_{\phi}. \tag{228}$$

С учетом числа оборотов двигателя будем иметь формулу

$$\delta x_{\max} = \frac{\pi N x_0 t_{\phi}}{30m};$$

$$\delta y_{\max} = \frac{\pi N y_0 t_{\phi}}{30m}. \tag{229}$$

Смещения камеры вдоль координатной оси ZZ и параллельно самой себе не будут оказывать никакого влияния. Если точки крепления при их колебательном движении будут иметь равные амплитуды и совпадающие фазы, то камера будет совершать только линейные колебания. При сдвиге фаз, когда $\varepsilon x_1 \neq \varepsilon x_2$ или $\varepsilon_{y_1} \neq \varepsilon_{y_2}$, даже при равенстве амплитуд, когда $x_{0_1} = x_{0_2}$ на аэрофотоснимке возникнут смещения точек изображения, так как помимо линейных возникнут и угловые колебательные движения АФА вокруг горизонтальной оси. Рассмотрим характер угловых перемещений, возникших от линейных смещений вдоль вертикальной оси ZZ, точек крепления аэрофотоустановки. При разности фаз $\varepsilon_{z_1} - \varepsilon_{z_2} = \pi$ точка A крепления будет перемещаться вверх, а точка B — вниз. Амплитуда угловых колебаний достигнет при этом своего максимального значения.

Величину угловых колебаний можно определить, исходя из формул:

$$\left.\begin{aligned} \varphi_x &= \frac{z_{0_1} - z_{0_2}}{l} = \frac{z_1 \sin(\omega\tau + \varepsilon_{z_1}) - z_2 \sin(\omega\tau + \varepsilon_{z_2})}{l} \\ \varphi_y &= \frac{z_{0_3} - z_{0_4}}{l} = \frac{z_4 \sin(\omega\tau + \varepsilon_{z_3}) - z_4 \sin(\omega\tau + \varepsilon_{z_3})}{l} \end{aligned}\right\}. \tag{230}$$

Если амплитуды будут равны, а сдвиг фаз равен половине периода $(\varepsilon_{z_2} = \varepsilon_{z_1} + \pi)$, то получим зависимости для определения величины углового перемещения АФА вокруг осей OX и OY:

$$\delta\omega_y = \frac{\varepsilon z_{0_1} \omega \cos(\omega\tau + \varepsilon_{z_1})}{l} \left(f' + \frac{y^2}{f'}\right) t_{\phi}. \tag{231}$$

Для наибольшей скорости смещения

$$\delta\omega_y = \frac{2 z_{0_1} \omega}{l} \left(f'^2 + \frac{y^2}{f'}\right) t_{\phi} \tag{232}$$

или

$$\delta\omega_y = \frac{\pi z_{0_1} N}{15l} \left(f'^2 + \frac{y^2}{f'}\right) t_{\phi}, \tag{233}$$

относительно оси ZZ угловые перемещения будут:

$$\left.\begin{aligned} v_z &= \frac{2x_{0_1}\omega}{l} \\ \delta\omega_z &= \frac{2x_{0_1}\cdot r\cdot\omega}{l}\, t_\Phi. \end{aligned}\right\}, \tag{234}$$

где r — расстояние точки от центра кадра, или

$$\delta\omega_z = \frac{\pi x_{0_1}\cdot r\cdot N}{15l}\, t_\Phi. \tag{235}$$

Принцип амортизации состоит в том, что энергия колебания точек подвеса должна быть поглощена путем деформации упругих связей. При этом амортизаторы не должны влиять на частоту колебаний камеры, а только уменьшать амплитуду вынужденных колебаний.

Наряду с вынужденными колебаниями в АФА возникают и собственные. При условии, что отношение периодов вынужденных колебаний к периодам собственных, возможно, мало, обеспечивается получение фотографического изображения с наименьшими искажениями из-за вибрации. Особенно высокие требования предъявляют к креплению АФА на несущей раме аэрофотоустановки.

Несовпадение центра тяжести механической системы приводит к развороту камеры относительно горизонтальной оси на угол φ (рис.146). При появлении вертикальных смещений это вызовет появление угловых колебаний и ухудшение резкости изображения.

Рассмотрим, как влияет изменение положения центра тяжести АФА на его колебания и условия максимального уменьшения влияния вибрации на качество фотоизображения. Пред-

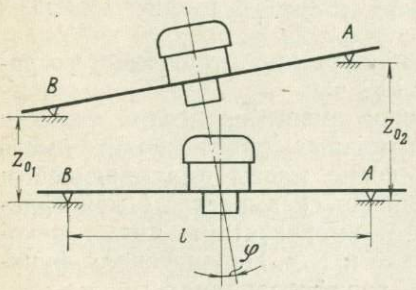


Рис. 146. Влияние изменения центра тяжести системы на качество изображения

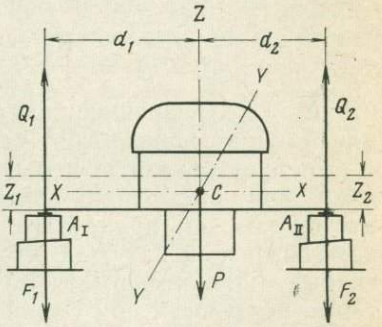


Рис. 147. Влияние центра тяжести АФА на его колебания

положим, что система находится в спокойном состоянии и покоится на двух амортизаторах A_I и A_{II} (рис.147). Система может иметь возвратно-поступательное движение относительно координатной оси ZZ и вращательное — вокруг оси YY. Можно добиться взаимной независимости линейных и угловых колебаний и ослабить влияние угловых перемещений до величины, когда ими можно пренебречь, так как их влияние будет ниже порога чувствительности фотографической системы. Введем обозначения: F_1, F_2 — нагрузки, действующие на амортизационные узлы; C — центр массы системы оси координат XX, YY, ZZ; d_1, d_2 — расстояние между центром массы C системы и осями координат.

Нагрузки, действующие на амортизационные углы, должны уравновешиваться реакцией амортизаторов Q_1, Q_2, сжатие которых будет $Q_1 d_1 = Q \cdot d_2$. С учетом коэффициентов жесткости амортизаторов K_1 и K_2 запишем

$$\left.\begin{aligned} Q_1 &= K_1 \cdot z_1 \\ Q_2 &= K_2 \cdot z_2 \end{aligned}\right\}, \tag{236}$$

где Z_1 и Z_2 — расстояние, на которое сместится центр масс системы.

Таким образом, для уменьшения влияния угловых перемещений, вызванных возвратно-поступательным движением углов амортизаторов, необходимо учитывать коэффициенты упругости амортизаторов и их отстояние от центра массы системы.

Наилучшие результаты будут достигнуты, когда сохраняется пропорция

$$\frac{K_1}{K_2} = \frac{d_2}{d_1}. \tag{237}$$

Разворот камеры на угол φ во время экспонирования приведет к уменьшению разрешающей способности до величины

$$R_\varphi = \frac{R}{\varphi R + 1} \cdot \frac{1}{f'}, \tag{238}$$

где R, R — разрешающая способность при отсутствии вибраций и при развороте АФА на угол φ.

Следует отметить, что некоторое смещение центра тяжести АФА при выполнении летно-съемочных работ будет иметь место, так как происходит изменение массы сматывающей и наматывающей катушек, что особенно сказывается в дешифровочных (широкоформатных) АФА, амортизаторы имеют некоторые неточности при балансировке и т. д. Передаточная функция системы аэрофотоустановка — аэрофотоаппарат

$$\Pi(\omega) = \frac{\varphi_{вых}}{\varphi_{вх}} \cdot e^{-j\varepsilon} \tag{239}$$

находится в оптимальном соответствии со спектром вибраций данного ЛА, т. е. резонансная частота собственных колебаний системы лежит в области более высоких частот, где амплитуда колебаний ЛА сравнительно мала; $\varphi_{вых}$, $\varphi_{вх}$ — действительные амплитуды на выходе и входе системы.

АФА испытывает вынужденные колебания, которые после кратковременного воздействия вызвавшей их силы переходят в собственные колебания.

Аэрофотоустановки обеспечивают эффективную виброзащиту от вибраций, начиная со средних частот (20 Гц) и выше, т. е. частот, свойственных самолетам. Но для решения ряда задач возникает необходимость использования в качестве носителей АФА вертолетов, отличительной особенностью которых является присутствие на них низкочастотной вибрации (1 Гц и выше). Поэтому при аэрофотосъемке с вертолета с применением рассмотренных виброизоляторов практически не удается избежать резонанса АФА с большим коэффициентом динамичности усиления вибрации $K_д = 6 \div 7$, который вызывает значительные угловые перемещения АФА, а следовательно, и значительное снижение качества аэрофотоснимков.

Как показали специально проведенные исследования при аэрофотосъемке с вертолета, аэроснимки с жесткой установкой АФА имеют значительно бóльшую разрешающую способность, чем с использованием названных виброизоляторов. Жесткая установка АФА на вертолете имеет серьезные недостатки, которые не позволяют ее использовать по следующим причинам: АФА представляет собой многомассовую систему, поэтому составляющие его узлы и детали обязательно попадут в резонанс, каждая на своей определенной частоте. Следствием этого является частый выход из строя, сбои в работе и самопроизвольное срабатывание АФА. Кроме того, не обеспечивается постоянство внутреннего ориентирования АФА.

При аэрофотосъемке с вертолета при любом виде установки АФА не удается избежать его резонанса. Здесь необходимо применять виброизоляторы, которые эффективно работают не только на средних и высоких частотах и имеют незначительный коэффициент динамичности в области резонанса. Для уменьшения вибраций, как следует из приведенных зависимостей, необходимо применять виброизоляторы с большим значением коэффициента демпфирования.

Демпфирование колебаний в виброизоляторе осуществляется за счет внутреннего трения в материале, как, например, в резине или металлических пружинах. Однако такое демпфирование обычно бывает слабым, особенно в пружинах. Резиновые виброизоляторы недолговечны, их жесткость со временем возрастает. Кроме того, они обладают большой чувствительностью к температуре окружающей среды, влажности; способностью

к окислению и т. д. Поэтому резиновые виброизоляторы не нашли широкого применения.

Стремление увеличить демпфирование в виброизоляторах АФА привело к появлению амортизаторов, имеющих специальные устройства для рассеивания колебательной энергии вибрации в результате воздушного трения, например, сильфонные амортизаторы; но использование воздуха в демпфере приводит к тому, что при изменении климатических условий (температуры, влажности), а также при изменении высоты полета качество демпфирования значительно ухудшается.

В настоящее время виброизоляция совершенствуется в направлении демпфирования с помощью пластмасс и, в частности, полимерных материалов. Полимеры — это аморфные соединения, представляющие сложные образования химически связанных друг с другом простых молекул. Потери энергии в вязкоупругом полимерном материале происходят вследствие смещения молекулярных сегментов по отношению к противодействующим молекулярным силам, возникающим в тех случаях, когда деформация не совпадает по фазе с напряжением. Максимальное поглощение энергии колебаний полимерными материалами наблюдается в области перехода из стеклообразного в высокоэластическое состояние. Благодаря таким особенностям полимерные виброизоляторы обеспечивают незначительный коэффициент динамичности. Максимальное значение его в вертикальной плоскости воздействия вибрации на резонансе не превышает 1,5, а в горизонтальной меньше 1.

Принято считать, что факторы полета снижают разрешающую способность аэрофотоснимков примерно на 50%.

Применение полимерных виброизоляторов позволяет получить аэрофотоснимки со снижением разрешающей способности только на 20%.

§ 87. Порядок работы с аэрофотооборудованием при выполнении аэрофотосъемочного полета

После размещения всего комплекта аэрофотосъемочного оборудования и его проверки на борту самолета бортоператором ежедневно перед вылетом проводится контроль его рабочего состояния. Всю работу оператора можно условно разделить на четыре части: а) предварительная подготовка; б) предполетная подготовка; в) работа в воздухе; г) послеполетный осмотр.

Не вдаваясь в теоретическое обоснование операций, осуществляемых бортоператором, назовем последовательность их выполнения.

Предварительная подготовка на базе экспедиции (партии)

1. Проверить крепление аэрофотоустановки, ее амортизацию, пределы работы нивелировочных винтов.

2. Установить камеру в АФУ и проверить возможность ее разворота на различные углы сноса.

3. Проверить крепление камеры к установке, ее положение относительно деталей самолета.

4. Проверить плотность крепления кассет, входящих в комплект, с камерной частью АФА.

5. Проверить крепление статоскопа, радиовысотомера и их фоторегистраторов.

6. Включить все оборудование и сделать несколько пробных снимков.

7. Проверить заполнение жидкостью манометрических трубок статоскопа и его работу.

8. Проверить состояние бортовой темной кабины, предназначенной для зарядки кассет. Зарядить кассеты фотопленкой и установить на свои места в кабине.

Предполетная подготовка

1. Снять крышку прикладной рамки и бленды. Проверить визуально состояние выравнивающего стекла и всей оптической системы в целом.

2. Проверить работу затвора на просвет и подсветку регистрационных приборов.

3. Установить кассету АФА, подсоединить воздушный шланг для кассеты АФА-ТЭ и проверить ее работу от кнопки компостера или КП. Груз автобалансира гироустановки перевести в исходное положение.

4. Установить кассеты фоторегистраторов радиовысотомера и статоскопа. Проверить их работу от бортсети.

5. Установить на КП интервал фотографирования 10 с и проверить работу всего оборудования, следя за работой по контрольным приборам.

6. Завести часы и поставить время по бортчасам. Счетчики установить на «00».

7. Установить стрелку высотомера на отсчет, равный давлению на уровне аэродрома, и записать температуру воздуха.

8. Проверить работу фотолюка. Перед вылетом гироустановка должна быть поставлена на ручной арретир.

Работа в воздухе

1. После выполнения навигационных аэрофотосъемочных промеров включить радиовысотомер (желательно за 30 мин), предварительно отрегулировав его развертку. За 5—10 мин перед съемкой включить гироустановку и статоскоп.

2. При подходе к входному ориентиру первого маршрута установить на КП нужный интервал, выдержку, развернуть АФА на угол сноса и сделать 2—3 снимка для фотолаборатории. Записать показания несбрасываемых счетчиков.

3. Открыть фотолюк и по команде штурмана включить АФА.

4. В полете на маршруте следить за работой всего комплекса, периодически проверяя штурвал фотографирования с помощью бортового визира. Записать температуру за бортом и в салоне самолета.

5. После окончания съемки на маршруте выключить АФА, при этом статоскоп и РВ не выключаются. Гироустановка переводится в режим «арретир» с большой скоростью коррекции.

6. Холостой перемоткой одного-двух кадров разделить снимки двух смежных маршрутов как в кассете статоскопа, так и в кассете РВ.

7. При подходе ко второму маршруту установить угол сноса и интервал фотографирования очередного маршрута, а гироустановку вывести с положения «арретир» и по соответствующей команде включить АФА.

8. Порядок работы на всех аэрофотосъемочных маршрутах повторить. После съемки последнего маршрута, отделив снимки маршрута, сделать несколько снимков для фотолаборатории и затем выключить АФА и гироустановку. Статоскоп выключается через 2—3 мин, а РВ — после двух холостых циклов.

9. Закрыть фотолюк и установить гироустановку в положение ручного арретира. Отключить бортсеть.

Послеполетный осмотр

1. Записать показания счетчиков КП, АФА и кассеты.

2. Снять и разрядить в темной кабине кассеты АФА и фоторегистраторов.

3. Поставить максимальную выдержку, крышку прикладной рамки и бленду.

4. Зачехлить фотооборудование.

Глава XIII

СПЕЦИАЛЬНЫЕ ВИДЫ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СЪЕМОК

§ 88. Методы аэрокосмических съемок

В настоящее время возникла необходимость получения большого объема информации и оперативной ее обработки для получения различных характеристик исследуемых объектов и явлений. Решение таких задач осуществляется путем широкого использования космической техники. Для получения информации о местности наряду с использованием авиации применяются КЛА.

Космическая съемка позволяет получить изображение ландшафтной оболочки Земли и других планет. Процесс получения таких снимков технически сложный, однако современные тех-

нологические разработки в этой области дают право считать космическую съемку самой эффективной и перспективной. Космические фотографии снабжают исследования глобальной и локальной информацией о природных ресурсах Земли. По ним можно решать такие задачи:

изучать распределение и динамику облачных образований и других процессов атмосферы;

исследовать и правильно осваивать природные ресурсы земли и процессы загрязнения окружающей среды;

проводить геоморфологическое изучение распределения различных типов рельефа;

изучать изменения, происходящие на поверхности земли в результате деятельности человека и т. д.;

изучать распределение и динамику облачных образований, соотношение метеорологических процессов над океанами и материками, движение циклонов, зарождение тайфунов, штормов и т. д.;

исследовать процессы загрязнения окружающей среды;

выявлять возможность стереоскопического измерения подводного рельефа на больших глубинах.

Многообразие информации, полученной с КЛА, можно подразделить на три основные группы:

I. Измерительные задачи:

определение фигуры и размеров Земли и других планет;

построение по снимкам геодезических и селенодезических опорных сетей;

картографирование Земли в мелких и сверхмелких масштабах;

обновление топографических карт.

II. Исследование природных ресурсов земли специалистами в области геологии, гляциологии, океанологии, сельского хозяйства, поиска нефтегазоносных районов, определения запасов пресной воды, поиска и освоения полезных ископаемых.

III. Исследование редких явлений и охрана окружающей среды:

районов возникновения тайфунов, мощных циклонов, землетрясений, вулканической деятельности;

районов загрязнения атмосферы, морей и океанов.

Комплексное исследование материалов космических съемок позволяет получить ценную информацию специалистам различных областей.

Являясь самым новейшим и совершенным материалом, космические снимки позволяют в более короткие сроки проводить обновление самых различных карт, создавать карты на слабоизученные, труднодоступные территории.

При решении научных и прикладных задач эффективной оказалась съемка с пилотируемых КЛА, позволившая проводить комплексное исследование природной среды.

Новые задачи по космическому фотографированию поставили новые требования и к фотографическим системам, с помощью которых получают съемки. Выбор их параметров, так же как и всей космической съемки, должен производиться на основе строгого учета действия всех факторов, оказывающих влияние на построение фотографического изображения с максимальным разрешением.

При выполнении космического фотографирования необходим комплексный подход к выбору параметров фотографической системы в целом. В связи с этим потребовалось создание новых специальных фотографических систем, новых светочувствительных материалов с высокой разрешающей способностью, а также методик съемки применительно к новым условиям.

Методы аэрокосмических съемок можно подразделить по воспроизводимым спектрам подстилающей поверхности, по применяемым приборам для фиксации или передачи изображения и временным факторам получения изображения. Спектральный диапазон, в котором производится съемка с ЛА, охватывает область от 0,3 мкм до 1000 мкм и подразделяется на съемку в ультрафиолетовой зоне спектра, видимой, ближней инфракрасной, дальней инфракрасной (тепловой).

По виду приемника излучения аэрокосмические съемки подразделяют на фотографические, телевизионные, инфракрасные, радиометрические.

Фотографический метод предусматривает наличие светочувствительного материала (аэрофотопленки, пластин) и оптической системы для построения изображения. Спектральная светочувствительность аэрофотопленок позволяет производить фотографирование в области 0,35÷0,90 мкм, что представлено в табл.18.

По конструктивному методу построения изображения съемочную аппаратуру подразделяют на кадровые аппараты, щелевые, панорамные, радиометры, сканеры (табл.19).

Приемником излучения может служить электронно-лучевая трубка или специальные устройства (табл. 20).

Таким образом, можно выделить основные виды съемок, выполняемых с самолетов и КЛА:

Таблица 18

№ п/п	Фотографические материалы (аэрофотопленка)	Область спектральной чувствительности, нм	Передача цветов
1	Черно-белая	350—700	Нейтральная
2	Цветная	450—700	Натуральная
3	Спектрозональная	500—900	Условная
4	Инфрахроматическая (черно-белая)	650—1150	Нейтральная

Таблица 19

№ п/п	Название съемочной камеры	Вид съемки
1	Кадровые аппараты	Аэрокосмическая фотосъемка Телевизионная аэрокосмическая съемка
2	Щелевые камеры	Аэрокосмическая съемка
3	Панорамные камеры	Аэрокосмическая панорамная телевизионная съемка

I. Аэрокосмическое фотографирование:

а) одноканальная съемка на черно-белую, цветную или спектрозональную пленку с получением одного снимка в заданной точке полета, в диапазоне от 0,4 до 1,0 мкм;

б) многоканальная (многозональная) съемка на черно-белую пленку за узкими зональными фильтрами с получением *n снимков одной и той же территории в заданной точке полета* в диапазоне 0,4÷1,0 мкм;

в) многоканальная съемка с получением *n* снимков на одну и ту же территорию на цветную, спектрозональную и черно-белую пленки в одинаковом или разном масштабах (двух- или трехкамерная съемка) в тех же, что I, а) диапазонах.

II. Электронные системы аэрокосмической съемки:

а) телевизионная одноканальная съемка в ультрафиолетовом, видимом и ближнем инфрахроматическом диапазоне спектра;

б) телевизионная многоканальная съемка в том же диапазоне, что II, а);

в) инфракрасная (тепловая) съемка в среднем и дальнем инфрахроматическом диапазоне 3÷30 мкм;

г) радиолокационная съемка в диапазоне ≈10÷1000 мм;

д) радиометрическая съемка в диапазоне 1÷5 мм.

Таблица 20

№ п/п	Название приемника	Вид съемки
1	Электронно-лучевая трубка	Телевизионная
2	Аэрофотопленка	Фотографическая
3	Электронно-лучевая трубка ИК устройства	Фототелевизионная Телевизионная Радиолокационная Радиометрическая

§ 89. Телевизионный комплекс для аэрокосмических съемок

Измерительная информация с поверхности Земли, Луны, других небесных тел Солнечной системы может быть получена с помощью телевизионной или фототелевизионной аппаратуры, установленной на летательном аппарате: самолете или КЛА. Бортовая телевизионная аппаратура подразделяется по виду развертки, спектральному диапазону, типу накопителя информации, времени преобразования видеоинформации.

Вид развертки в телевизионной аппаратуре может быть механический или электронный, накопление и хранение информации может осуществляться с помощью электронных накопителей или фотографических приемников излучения (фототелевизионная система). Видеоинформация, зарегистрированная тем или иным приемником излучения, может передаваться с одновременным накоплением и считыванием (непосредственная передача) или в определенные периоды времени сеансов связи. В этом случае хранение информации осуществляется с помощью запоминающего устройства.

Телевизионные съемочные системы имеют высокое, среднее и малое разрешение. Система высокого разрешения обеспечивает распознавание деталей местности около 80 м, но имеет небольшую полосу захвата на местности — порядка 185 км («Лэндсат», США). Система среднего разрешения (МСЦ-С) обеспечивает распознавание на местности объектов порядка 140—250 м при съемке полосы 1400 км, система малого разрешения (МСЦ-М) при полосе захвата 2000 км обеспечивает разрешение на местности порядка 1 км. Основные технические данные телевизионных систем, установленных на ИСЗ, приведены в табл. 21.

Таблица 2

ИСЗ	Тип системы	Спектральный диапазон, мкм
«Метеор» (СССР)	Бортовая телевизионная аппаратура «Метеор — Природа»	4 канала 0,5÷0,6 0,6÷0,7 0,7—0,8 0,8—1,2
«Метеор» (СССР)	Многоканальное сканирующее устройство МСЦ-М малого разрешения	2 канала 0,43—0,75
	Многоканальное сканирующее устройство МСЦ-С среднего разрешения	0,77—1,02
США	Телевизионная съемочная система с непосредственной передачей информации	
США	Многоканальная телевизионная съемочная камера	3 канала

Общая блок-схема телевизионной съемочной аппаратуры представлена на рис. 148. Источники информации о поверхности земли представлены комплексом приборов: четырехканальное оптико-механическое сканирующее устройство малого разрешения МСУ-М—*1*, *2*; двухканальное оптико-механическое сканирующее устройство среднего разрешения МСУ-С — *3*, *4*; блок магнитной регистрации — *5*, *6*; хронизаторы — *7*, *8*; задающие генераторы — *9*, *10*; передающие устройства дециметрового диапазона — *11*, *12*; передающее устройство метрового диапазона — *13*, *14*; антенные переключатели — *15*, *16*; блок автоматики — *17*; устройство отображения — *18*, *19*.

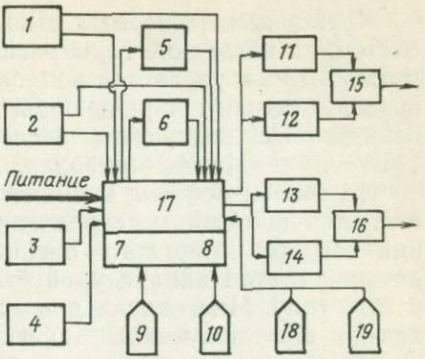


Рис. 148. Блок-схема телевизионной съемочной аппаратуры

Оба типа сканирующих устройств построены по принципу однострочной механической развертки, которая производится поперек траектории движения спутника.

В МСУ-М строчная развертка осуществляется за счет качания зеркала, установленного на входе оптической системы.

В МСУ-С строчная развертка формируется за счет вращения зеркальной пирамиды и происходит также с постоянной угловой скоростью.

Оптическая система МСУ состоит из объектива, линз, системы зеркал и диафрагм.

Основным элементом системы является объектив, в фокальной плоскости которого установлена диафрагма; объектив и диафрагма формируют мгновенное поле зрения сканеров с заданной степенью разрешения на местности. С помощью системы зеркало — объектив изображение местности строится на ФЭУ, причем в системе МСУ-С с помощью интерференционного зеркала поток излучения в видимом и инфракрасном диапазонах разделяется и регистрируется на разных ФЭУ. Для разделения излучения видимого диапазона в систему МСУ-М вводятся дополнительно оптические элементы: интерференционные фильтры и зеркало.

Излучение от поверхности Земли и других планет с помощью оптической системы формируется на ЭЛТ «Видикон» и фокусируется на фотокатоде. Развертывающая система формирует электрические сигналы, которые усиливаются и преобразовываются на аналоговых в цифровую информацию.

Запоминающее устройство фиксирует эту информацию и хранит ее до сеанса связи.

Круг задач, решаемых с помощью телевизионных съемочных систем, за последние годы расширен в связи с большим вниманием, которое уделяется вопросам исследования природных ресурсов и охраны окружающей среды. Специально созданы телевизионные комплексы экспериментальных спутников типа «Метеор» и «Метеор-природа».

По телевизионным космическим снимкам решаются многие задачи в области метеорологии, картографии, геологии изучения ресурсов Мирового океана. Первый экспериментальный спутник с этой аппаратурой был запущен в 1974 году, второй в 1976 году. Многоканальное сканирующее устройство предназначено для получения телевизионных снимков поверхности Земли или других планет с большим захватом на местности с малым (МСЦ-М), средним (МСЦ-С) или высоким разрешением («Лэндсат», США). По принципу действия сканирующие устройства, установленные на ИСЗ «Метеор-природа»,— оптико-механические системы с однострочной разверткой и одноэлементными приемниками. Кадровая развертка у них осуществляется за счет движения спутника.

§ 90. Инфракрасная съемка

Получение изображения при съемке в инфрахроматической области спектра основано на приеме специальным чувствительным устройством излучений определенной длины волны. Инфракрасные съемочные системы могут работать в трех областях спектра: ближней, охватывающей спектральный диапазон 0,7÷2,5 мкм; средней в диапазоне 3,4÷4,2 мкм и дальней — 8,0÷12,2 мкм.

При выполнении инфракрасной съемки в ближней зоне спектра ставят задачи получения материала для картографических целей, многостороннего географического анализа поверхности, изучения влажности почвенных массивов, выявления некоторых классов формаций растительности. Разрешающая способность изображения при съемке в ближней зоне спектра составляет для разных систем от десятков до сотен метров (120÷1500 м).

При инфракрасной съемке в среднем диапазоне регистрируется неоднородность излучательной способности природных образований. Материалы съемки в этих зонах служат для излучения пространственно-временно́й структуры поля теплового излучения Земли, определения локальных тепловых неоднородностей, исследования вулканической деятельности, температурных неоднородностей поверхностных вод океанических течений, изменения увлажнения почвенных массивов и т. д.

Пространственное разрешение на местности при съемке в средней зоне спектра составляет от нескольких сот до десятков километров (3÷50 км).

Инфракрасные съемочные системы, работающие в дальней зоне спектра, позволяют получить генерализованное изображение местности, на котором выделяются зональные и локальные тепловые неоднородности, распределение облачности. Эти материалы служат для геологического картирования, изучения вулканической деятельности, составления температурных карт. При изучении мезоклиматов на этих материалах выявляют по тональным различиям явления ветровой тени, ветровой экспозиции и воздействия ветра на поверхность. Хорошо просматриваются выходы грунтовых вод, направление стока более теплых речных вод в море, местоположение и развитие очагов пожаров под дымовыми облаками. Первые космические ИК-снимки, полученные в дальней зоне спектра, имели невысокую разрешающую способность порядка 50—60 км, на которых выделялись температурные неоднородности и распределение облачности. Современные ИК-системы позволяют регистрировать объекты по изменению тепловых характеристик с точностью до 3÷4 км днем и 6—10 км при съемке в ночных условиях.

Инфракрасная съемка производится с летательных аппаратов — самолетов и КЛА с помощью социальных сканирующих устройств, чувствительных к определенной зоне спектра. Сигнал, поступающий на приемник ИК излучения, зависит от радиационной температуры фотографируемой поверхности.

Следует отметить, что на температуру, формирующую мощность сигнала, влияют много факторов, определяющих пространственно-временну́ю изменчивость радиационных характеристик земной поверхности. Сюда следует отнести метеорологические факторы, определяющие состояние почвы и неоднородность подстилающей поверхности, временны́е характеристики, влажность атмосферы.

Блок-схема прибора для ИК-съемки представлена на рис. 149, *а*.

Инфракрасные лучи, отраженные от объектов земной поверхности, поступают на чувствительный элемент устройства — детектор *1*, который преобразует колебания поступающего излучения в электрический сигнал и передает его с помощью оптической системы *2* на усилитель *3*. Сигнал после усиления используется для модуляции тока, проходящего через точечную лампу *4*, далее световой поток фокусируется и производится непрерывная построчная запись модулированного по интенсивности светового пятна от точечной лампы на светочувствительный слой *5*.

Детектор подбирают таким образом, чтобы он фиксировал излучения от достаточно малой площади земной поверхности. Интенсивность светового потока будет зависеть от температуры и свойств поверхности.

Измерительные свойства ИК-изображения зависят от ряда факторов, определяющих условия съемки и воспроизведения

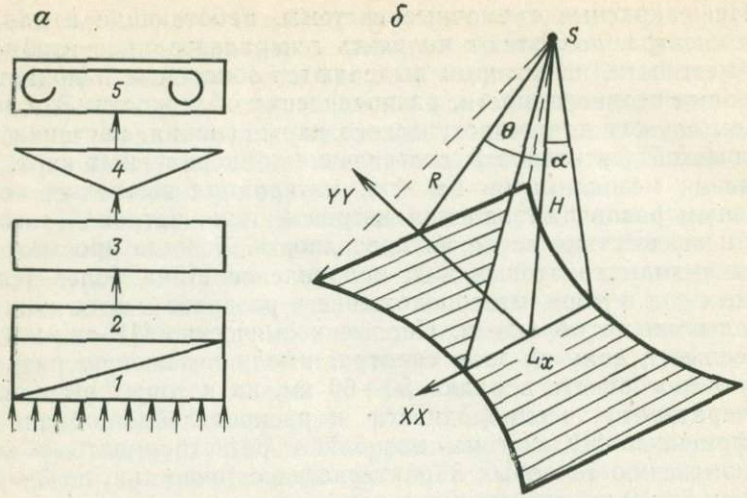


Рис. 149. Блок-схема аппаратуры для ИК-съемки

объектов местности. Оптическая система чувствительного устройства имеет постоянное поле зрения. Величина разрешающего участка земной поверхности будет зависеть от угла сканирования, поля зрения системы, высоты фотографирования и расстояния до объекта съемки, т. е. наклонной дальности.

Угол сканирования θ определяется вертикалью и оптической осью системы, наклонная дальность — R расстояние от центра проектирования до земной поверхности в направлении оптической оси. Величина разрешающего участка вдоль оси XX определится формулой

$$L_{x_{\max}} = 2R \operatorname{tg} \alpha, \tag{240}$$

из-за малости угла α запишем

$$L_{x\max} = 2\alpha R = 2\alpha H \sec \theta.$$

Величина участка разрешения вдоль оси YY составит аналогично (240)

$$L_{y_{\max}} = 2\alpha H \sec^2 \theta. \tag{241}$$

В соответствии с рис. 149, *б* величина площади разрешаемого участка равна произведению

$$P = L_x \cdot L_y = 4\alpha^2 H^2 \sec^3 \theta,$$

где P — максимальное значение разрешаемого участка.

§ 91. Радиолокационная съемка

В последние годы из новых видов дистанционных методов исследования поверхности планет, и в частности Земли, находит применение радиолокационная система, позволяющая неза-

висимо от погодных условий получить изображение местности, близкое по своим изобразительным свойствам к мелкомасштабному фотографическому. Радиолокационный снимок — это изображение местности, полученное в отраженных радиолучах, представляющее собой совокупность контуров различного тона. Оптическая плотность РЛ-снимка является функцией интенсивности отраженного в направлении радиолокатора сигнала от соответствующего участка на поверхности Земли и зависит от его дальности и отражающей способности. Известно, что мощность отраженного сигнала на входе приемника определяется формулой

$$R_{\text{п}} = \frac{\delta K^2 P_0 \lambda [\theta, \varphi]^4}{(4\pi)^3 D^4}, \qquad (242)$$

где $R_{\text{п}}$ — мощность передатчика; λ — длина волны; K — коэффициент усиления системы; σ — эффективная площадь рассеяния поверхности; D — расстояние от антенны до отражающей поверхности; θ, φ — диаграмма направленности антенны.

Интенсивность падающего $\dot{J}$ и отраженного $\dot{J}_0$ луча находится в зависимости

$$\dot{J}_0 = \dot{J} R_{\text{г}}, \qquad (243)$$

где $R_{\text{г}}$ — коэффициент зеркального отражения для горизонтальной поляризованной волны, зависящей от угла падения (θ) луча, длины волны λ и электрических параметров подстилающей поверхности. Однако реальная поверхность не является идеально гладкой и в большинстве случаев представляет шероховатость с «диффузным» отражением, в связи с чем зависимость (242) имеет более сложный вид.

Большое влияние на характер радиолокационного изображения оказывают физические свойства поверхности: влажность, плотность, фактура, морфология рельефа, почвенно-растительный покров, углы склонов и др.

Различные свойства поверхности отражения влияют на изменение параметров посылаемого радиосигнала, а именно частоты и поляризации сигнала. Системы, при помощи которых ведется радиолокационная съемка, имеют особые синтезированные антенны, передающую и приемную, преобразователь отраженных сигналов с их разверткой на экране электронно-лучевой трубки и устройство для регистрации полученной информации (рис. 150).

Существуют два вида радиолокационных станций. Станции кругового обзора, формирующие узкую диаграмму направленности в азимутальной плоскости и широкую — в вертикальной. Ширина диаграммы направленности в горизонтальной плоско-

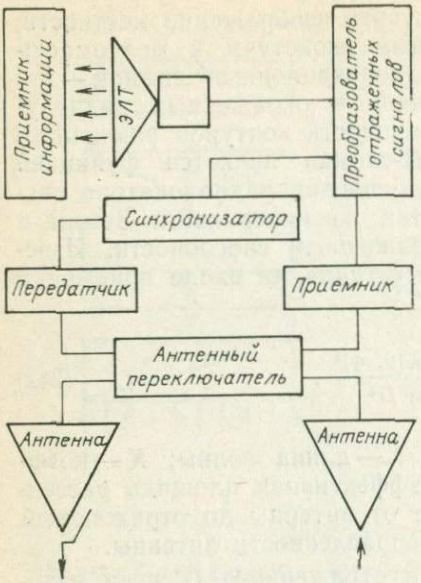


Рис. 150. Блок-схема радиолокационной станции

сти определяет разрешающую способность системы по азимуту, а длительность импульса зондирующего сигнала характеризует разрешающую способность по дальности. Разрешающая способность *станций кругового обзора* низкая, так как диаграмма направленности антенны большая, и для ее уменьшения необходимо увеличивать размер антенны, что не всегда приемлемо.

Для картографических целей используются самолетные радиолокационные станции бокового обзора (РЛСБО) с углом обзора 40÷80°, работающие *в интервале* 1—3 см и обеспечивающие получение изображения местности в виде полос, параллельных линии полета. Площадь захвата на поверхности Земли зависит от диаграммы направленности антенны и поступательного перемещения носителя.

Разрешающая способность РЛС бокового обзора в несколько раз выше по сравнению с радиолокационными станциями кругового обзора и составляет по дальности 15 м, по азимуту 20 м. При использовании на носителе антенны с «искусственным раскрытием», осуществляющей когерентное сложение отраженных радиосигналов, что приводит к искусственному сжатию антенного луча и повышению разрешающей способности до 5 м.

Советские и зарубежные радиолокационные станции бокового обзора в основном рассчитаны на съемку в масштабах 1 : 9000—1 : 300 000, которые не зависят от высоты полета, а являются функцией самой аппаратуры.

Геометрия радиолокационного изображения значительно отличается от аэрофотоизображения, полученного кадровым АФА, и изменяется с изменением параметров съемки.

Изображение в кадровом аэрофотоаппарате строится по законам центрального проектирования и в общем по всем направлениям имеет одни и те же свойства. Этого нельзя сказать о радиолокационном изображении, имеющем различные свойства геометрического построения вдоль направления полета и перпендикулярно к нему.

Так, если на аэрофотоснимке расстояние от центра снимка до любой точки зависит от угла, составленного проектирующим

лучом и главным, то на радиолокационном снимке это расстояние будет зависеть от скорости перемещения носителя. При постоянной скорости перемещения равные отрезки местности отразятся равными на РЛ-снимке, что нельзя сказать об изображении на аэрофотоснимке. В направлении, перпендикулярном к линии полета, искажение имеет иной характер. Так как радиолокационные системы являются системами измерения дальности, то изображение в этом направлении строится в зависимости от времени прохождения луча до объекта и обратно, т. е. точка, лежащая дальше от оси полета, но имеющая большое превышение, изобразится на радиолокационном снимке ближе к этой линии, чем точка, наземное расстояние которой меньше проекции линии полета. Зависимость изображения точек местности от наклонной дальности требует специальной обработки этих снимков (рис. 151). В связи с этим радиолокационная съемка в основном используется на равнинных и маловсхолмленных территориях. Основное применение она нашла при изучении геологического строения земли, разведке рудных ископаемых и подземных вод, картировании грунтов, гидрометеорологических и других геофизических наблюдениях.

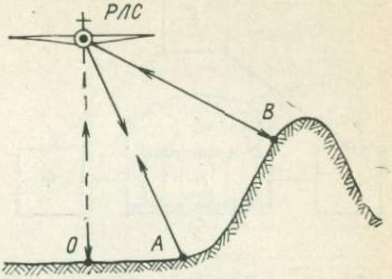


Рис. 151. Отражение радиолуча от рельефа местности

Однако известны случаи применения РЛ-снимков для создания карт масштаба 1 : 250 000 в районах Африки, Антарктиды, Южной Америки и др.

Радиолокационные снимки пригодны для стереообработки при условии строгой параллельности маршрутов съемки и отношении базиса к высоте порядка 1 :5. Точность определения высот фотограмметрическими методами составляет около 13—15 м.

§ 92. Многозональная съемка

Методы раздельной съемки на черно-белую пленку были известны давно. Еще в 1938 г. была произведена фотосъемка Марса и получены три раздельных изображения, которые дали возможность методом синтезирования получить цветное изображение планеты.

Применение многозональной съемки с летательных аппаратов шло по двум направлениям:

съемка на одну пленку многообъективной камерой с разными светофильтрами;

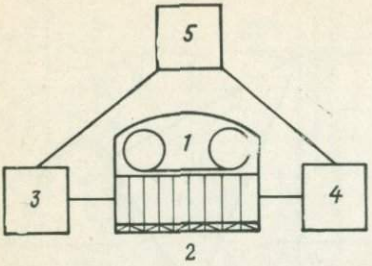


Рис. 152. Блок-схема многообъективной фотокамеры

одновременная съемка на разные пленки многообъективной камерой в узких зонах спектра.

Блок-схема многообъективных камер приведена на рис. 152.

Опыт применения многозональной съемки приобретен при эксплуатации девятиобъективной камеры при выполнении в основном поисковых работ.

Девятиобъективная камера состоит из кассеты с пленкой *1*, камеры с девятью объективами *2*, фотоустановки *3*, блока перевода светофильтров *4* и пульта управления *5*.

Фотосъемка производится в заданный момент времени на одну фотопленку, и на площади, равной одному кадру, получаются 9 частичных изображений, снятых с разными светофильтрами с диапазоном 30—50 нм. Следует отметить, что частичные изображения будут получены малого формата, что затрудняет дешифрирование объектов местности и снижает эффективность применения аэрофотосъемочных работ.

Многозональная съемка на разные типы пленок многообъективной камерой получена при полете космического комплекса «Салют-4» летчиками-космонавтами В. И. Севастьяновым и П. И. Климуком. Съемка производилась в заданный момент времени четырьмя камерами одновременно на разные или одинаковые типы пленок с узкозональными светофильтрами.

В результате были получены четыре частичных изображения одной и той же местности.

Согласно задаче исследования природных ресурсов из космического пространства в рамках программы социалистических стран «Интеркосмос» на космическом корабле «Союз-22» была установлена многозональная фотокамера МКФ-6, спроектированная и разработанная специалистами СССР и ГДР и изготовленная народным предприятием «Карл Цейсс», Йена.

Комплект многозональной фотокамеры МКФ-6 состоит из камеры с шестью объективами и устройства для компенсации сдвига изображения, шести кассет с устройствами для перемотки пленки, фотоустановки для крепления камеры к носителю электронного блока и пульта управления фотокамерой, комплекта контрольно-измерительных приборов.

По команде с пульта управления устанавливаются значения выдержки и перекрытия, производится спуск затвора и компенсация сдвига изображения. При каждой экспозиции синхронно получается шесть снимков формата 55×80 мм.

Таблица 22

Каналы	Диапазон, мм	Область спектра
Первый	460—500	Сине-зеленая
Второй	520—560	Желто-зеленая
Третий	580—620	Желтая
Четвертый	640—680	Красная
Пятый	700—740	Ближняя ИК
Шестой	780—860	Ближняя ИК

Технические характеристики камеры

Объектив (Пинтар-4/125), шт.	6
Фокусное расстояние, мм	$125 \pm 0{,}5$
Кассет, шт.	6
Запас пленки, м	26
Диапазон экспозиций, с	$1/20 \div 1/200$
Светосила	$1 : 4 \div 1 : 13{,}5$
Дисторсия, мкм	3

В табл. 22 приведены спектральные диапазоны для каждого канала, в которых производится космическая фотосъемка.

Во время фотосъемки каждой камерой через зональный фильтр будет получено черно-белое изображение на тот или иной тип пленки. Частичные фотоизображения будут нести максимальную информацию об объектах, отражающих в данной узкой области спектра. Для того чтобы создать цветное изображение в натуральных или условных цветах, в комплект наземной аппаратуры входит синтезирующий проектор МСП-4.

На проекторе возможно рассматривать 4 частичных изображения, которые последовательно совмещаются на экране. При этом может производиться подсчет площадей объектов, имеющих одинаковый условный цвет. На синтезирующем проекторе возможно осуществить печать фотоснимков на цветную или черно-белую бумагу.

К недостаткам многозональной съемки следует отнести следующие.

В момент проведения съемки необходимо выдерживать параллельность оптических осей, так как при съемке с больших высот даже небольшие ошибки приведут к тому, что разными камерами будут засняты разные участки местности, которые нельзя будет совместить на синтезирующем проекторе.

При съемке в разных диапазонах спектра на одну пленку из-за разной кратности светофильтров время выдержки будет для разных частичных изображений разное, что приведет к неравномерному смазу по всем частичным изображениям. Это лишает исследователя возможности в дальнейшем использовать этот материал как измерительный.

При синтезировании частичных изображений также необходимо обеспечить с высокой точностью параллельность оптических осей камер, строящих изображение.

Метод многозональной съемки на фотографические материалы трудоемок, для съемки и построения синтезированного изображения должны применяться прецизионные приборы, использование которых в экспедиционных условиях затруднительно.

Помимо многозональных фотографических камер широкое применение нашли многоспектральные сканирующие системы, строящие изображение в узких зонах спектра на том или ином светочувствительном приемнике.

§ 93. Панорамная фотосъемка

Фотографирование с захватом местности от горизонта до горизонта называется панорамным. Для этой цели могут быть применены несколько кадровых АФА, которые производят одновременно плановую и перспективную съемку, общий их монтаж даст панорамный снимок. Но эта система громоздка, сложна и не обеспечивает необходимого качества. Панорамный снимок может быть получен при съемке широкоугольным объективом, но качество изображения на краю этих снимков невысокое, кроме того, очень сложно создать длиннофокусный широкоугольный объектив. Для панорамной съемки разработаны специальные схемы аэрофотоаппаратов, которые отличаются по конструктивным признакам и принципу построения изображения.

Методы панорамного фотографирования можно подразделить на два вида: перспективное и планово-перспективное. Сущность метода панорамного фотографирования заключается в том, что изображение строится узким пучком лучей, поворачивающимся в момент фотографирования вокруг оси фотографирования, проходящей через заднюю узловую точку проектирования. Известны случаи, когда проектирование изображения происходит на коническую или цилиндрическую поверхность. В случае если проектирование происходит на коническую поверхность, мы получим перспективное изображение (перспективно-панорамное), если проектирование происходит на цилиндрическую поверхность (частный случай), получим планово-перспективное (планово-панорамное) изображение. Общие положения панорамного фотографирования определяются конструкцией камер, принципом их действия, методом построения изображения. Эти особенности могут быть сформулированы следующим образом:

построение изображения осуществляется центральной частью поля зрения объектива, т. е. узким пучком лучей;

сканирование участка местности в пределах проектирующего пучка осуществляется перпендикулярно к направлению полета летательного аппарата;

проектирование может осуществляться на коническую или цилиндрическую поверхность;

при создании панорамных аппаратов необходимо, чтобы скорость движения пленки или поворота объекта была пропорциональна скорости полета летательного аппарата;

панорамные аппараты могут быть цикличными или бесцикличными. Цикл работы панорамного аппарата определяется временем перемотки пленки на длину одного кадра, в бесцикличных панорамных аппаратах пленка движется непрерывно;

панорамное фотографирование может осуществляться способом прямого или косвенного сканирования;

для работы панорамного фотоаппарата необходимо осуществлять механическую или оптическую компенсацию сдвига изображения.

Этот способ называют способом прямого сканирования. При панорамном фотографировании на неподвижную пленку происходит непрерывный поворот объектива с жестко связанной щелью относительно пленки. Радиус цилиндра, на котором размещается пленка, равен фокусному расстоянию объектива. Ось вращения объектива проходит через заднюю узловую точку объектива.

Схема панорамного аэрофотоаппарата (ПАФА) с качающимся объективом была впервые разработана в СССР в 1945 г. изобретателями А. М. Беспаловым и В. Б. Ли-

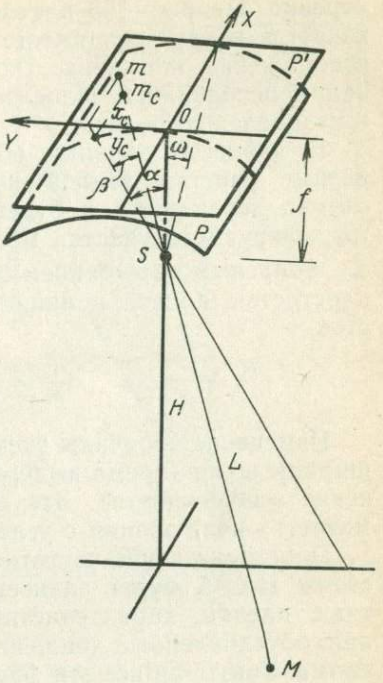


Рис. 153. Принцип панорамного фотографирования

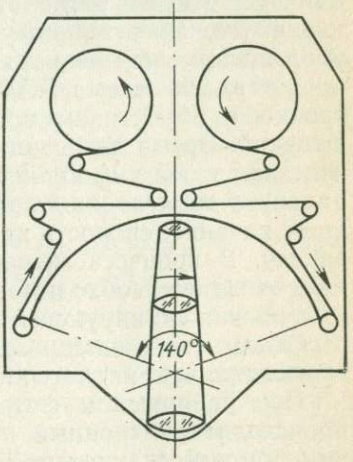


Рис. 154. Схема ПАФА с вращающимся объективом

коренко. На рис. 153 показана схема такого ПАФА. Объектив качается вокруг оси вместе с экспонирующей щелью и строит изображение на пленке, которая в процессе экспонирования кадра неподвижна. Плоскость сканирования перпендикулярна к направлению полета.

В процессе качания объектива будут фотографироваться разные участки земной поверхности. Масштаб панорамного снимка переменный и будет определяться расстоянием до фотографируемого участка местности L, кратчайшим расстоянием L_0, фокусным расстоянием объектива ПАФА $f'_{\text{п}}$ и углом между плоскостью полета и направлением на фотографируемый участок β

$$\frac{1}{m} = \frac{f'_{\text{п}}}{L} = \frac{f'_{\text{п}}}{L_0} \cos\beta. \qquad (244)$$

Изменение величины экспозиции осуществляется изменением ширины щели (время выдержки) и величины диафрагмы (изменение освещенности). Эта схема сканирования позволяет «осмотреть» поле зрения с угловым размером $140 \div 160°$.

Пространственно-частотная характеристика съемочной системы ПАФА будет зависеть от передаточных свойств объектива, пленки, характеристик, учитывающих сдвиги изображения, обусловленные движением летательного аппарата и вибрациями. Учитывая все эти факторы можно записать

$$П_{\text{п. ф}}(N) = П_0(N)\, П_{\text{п. л}}(N)\, П_{\text{с. и}}(N)\, П_{\text{виб}}(N). \qquad (245)$$

Существуют также схемы ПАФА, когда объектив не качается, а вращается, что позволяет строить изображение с углом поля зрения, близким к 360°. Эта схема более совершенна, так как отсутствуют резкие торможения объектива для его остановки. Это значительно улучшает качество изображения из-за уменьшения собственных колебаний системы ПАФА. На рис. 154 представлена схема ПАФА с вращающимся объективом. Синхронно с объективом вращается и экспонирующая щель со шторкой. Время экспозиции определяется шириной щели. Компенсация сдвига изображения из-за перемещения летательного аппарата происходит с помощью линзового барабана. Он совершает качание, скорость которого изменяется по гармоническому закону. В процессе экспонирования пленка неподвижна, из-за чего отпадает необходимость тщательной синхронизации пленки и вращения сканирующей поверхности.

Схемы с вращающимся и качающимся объективом весьма громоздки, что является их большим недостатком.

При панорамном фотографировании с подвижной пленкой происходит синхронный поворот проектирующего пучка лучей при помощи специальной вращающейся призмы или зеркала, установленного перед объективом аппарата, с одновременным перемещением пленки. Экспонирование производится через не-

подвижную цель, максимально близко расположенную к пленке. Время экспонирования будет зависеть от ширины щели и отношения скоростей летательного аппарата и перемещения пленки. На рис. 155 показана схема ПАФА со сканирующей призмой Дове *1*, внутренняя плоскость которой алюминирована. Призма, установленная перед объективом *2*, совершает вращательное движение, причем ось вращения совпадает с направлением щели. Синхронно с вращением призмы перемещается фотопленка, находящаяся за щелью. Пленка с катушки *4* поступает на наматывающую катушку *3*.

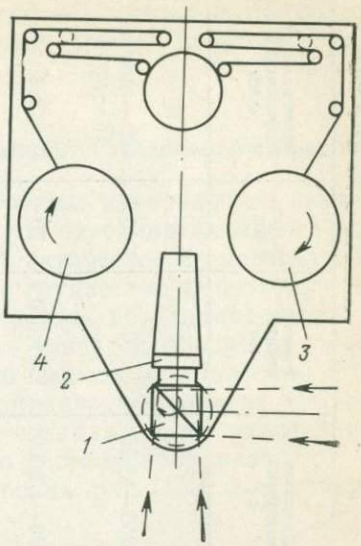


Рис. 155. Схема ПАФА со сканирующей призмой

При вращении призмы происходит фотографирование разных участков местности. Каждому участку на местности соответствует один кадр, масштаб которого также переменный. В этой схеме ПАФА необходимо весьма точно синхронизировать точность перемещения пленки, вращения призмы и компенсации сдвига изображения. Двойная призма-куб, применяемая в ПАФА, позволяет при повороте на 90° осматривать угол в 180°. Разрешающая способность системы зависит в том числе и от построения изображения призмой. При небольших изменениях температуры призмы происходит раздваивание изображения вблизи оптической оси объектива, что резко снижает разрешающую способность съемочной системы в направлении сканирования. Пространственно-частотная характеристика ПАФА со сканирующей призмой зависит от факторов, указанных в (245), а также от характеристик, учитывающих влияние сканирующих элементов $П_{с.э}$,

$$П_{п.ф}(N) = П_0(N)\, П_{п.л}(N)\, П_{с.и}(N)\, П_{с.в}(N)\, П_{с.э}(N). \qquad (246)$$

Помимо указанных схем имеются также ПАФА, оптическая схема которых имеет широкий угол поля зрения в одной плоскости (до 160°) и небольшой угол зрения в другой плоскости. Экспонирование всего кадра производится одновременно, из-за чего отсутствует эффект *s*-образного воспроизведения фотографируемой местности, вызываемый поочередным сканированием местности в процессе *s*-образного движения летательного аппарата. Широкоугольные объективы для панорамной съемки легче рассчитать и изготовить, чем обычный объектив, так как в нем

Таблица 23

№ п/п	Тип ПАФА	Метод получения панорамного изображения	Угол сканирования, градус	f', мм	$1 : n_0$	Диапазон выдержки, с	Размер пленки, мм	Масса, кг	Разрешающая способность, л/мм
1	РАСА-70	Широкоугольный объектив	150×32	100	1 : 4,5	1/250—1/500	70	16,5	103 — центр 47 — край
2	F-638-120	Сканирование вращающ. объективом	21×120	300	1 : 3,8 ÷ 1 : 7	1/70—1/2000	125×630	79	118
3	КА-80	Оптическая консоль	120	600	1 : 3,5	0,29—14,4	11,4×12,7 1950	135	
4	КА-83А	То же	120	600	1 : 35	0,17—11,2	11,4×12,7 500	70	
5	КА-85А	»	130	80	1 : 2,8 ÷ 1 : 22	1/250÷1/2000	70 120	60	

более легко можно устранить аберрации. Масштаб панорамного снимка, построенного таким объективом, постоянен по полю зрения. В табл. 23 приведены основные данные некоторых зарубежных панорамных АФА.

§ 94. Соотношение координат панорамного и планового снимков

Как было отмечено, снимки, полученные панорамными камерами, представляют собой центральную проекцию местности на поверхность цилиндра или конуса. Практическое использование таких снимков имеет определенные трудности, и поэтому от координат точек панорамного снимка $x_c y_c$ необходимо выполнить переход к координатам этих же точек на плоскости $y_п x_п$.

На рис. 153 показан панорамный снимок P и плоский P'. Ось абсцисс снимка совпадает с направлением полета (НП), ось ординат перпендикулярна к ней, совпадает с направлением движения щели и составляет правую систему координат.

Используя геометрические построения рис. 153, для точки m снимка можно записать

$$\left.\begin{aligned} x_п &= \frac{x_c}{\cos\alpha} = \frac{x_c}{\cos\frac{y_c}{f'_п}} \\ y_п &= f'_п \operatorname{tg}\alpha = f'_п \operatorname{tg}\frac{y_c}{f'_п} \end{aligned}\right\}, \tag{247}$$

где x_c, y_c — координаты точки m панорамного снимка при отсутствии поступательного движения; $f'_п$ — фокусное расстояние объектива ПАФА; α — мгновенный угол сканирования.

При поступательном движении летательного аппарата изображение в плоскости щели перемещается со скоростью v, направление которой противоположно направлению оси абсцисс снимка:

$$v = -\frac{f_п'}{H}\cos\alpha. \tag{248}$$

Наличие путевой скорости приводит к тому, что за время сканирования t точки изображения смещаются вдоль оси абсцисс на величину $\Delta x = vt$, в результате чего абсцисса x'_{c_m} точки панорамного изображения будет равна

$$x'_{c_m} = x_{c_m} + \Delta x. \tag{249}$$

При этом ордината точки остается неизменной.

Если выразить время сканирования через угол α, угловую скорость сканирования — через ω, т. е.

$$t = \frac{\alpha}{\omega},$$

и учесть выражения (247), (248), тогда формулу (249) можно записать в следующем виде:

$$x'_{c_m} = x_{c_m} - \frac{\alpha}{H\omega} W \cos\alpha. \tag{250}$$

Обычно угловая скорость сканирования связана со скоростью полета летательного аппарата и заданным продольным перекрытием. Эта связь может быть представлена через «захват» местности под носителем в направлении полета:

$$L = 2H \operatorname{tg}\beta = \frac{Ha}{f'_{\text{п}}}, \tag{251}$$

где β — половина угла поля зрения объектива вдоль полета, $\operatorname{tg}\beta = \frac{a}{2f'_{\text{п}}}$; a — размер изображения вдоль оси абсцисс.

В случае продольного перекрытия, заданного коэффициентом p, полезный захват местности одним кадром составляет

$$L = \frac{Ha(1-p)}{f'_{\text{п}}}. \tag{252}$$

Летательный аппарат, имеющий путевую скорость W, пролетает расстояние L за время

$$t_L = \frac{L}{W} = \frac{Ha(1-p)}{f'_{\text{п}} W}, \tag{253}$$

в течение которого сканирующий элемент отклоняет оптическую ось объектива на угол $2\alpha_{max}$, обычно равный π. Тогда угловая скорость сканирования будет определяться как

$$\omega = \frac{\pi}{t_L} = \frac{\pi f'_{\text{п}} W}{Ha(1-p)}. \tag{254}$$

Подставляя значение ω в формулу (250), получим значение абсциссы точки, равное

$$x'_{c_m} = x_{c_m} - \frac{\alpha}{\pi} a(1-p)\cos\alpha. \tag{255}$$

Смещение точек, вызванное поступательным движением летательного аппарата, приводит к смазу изображения и, следовательно, к резкому снижению разрешающей способности. С целью устранения смаза изображения в панорамных аппаратах предусмотрены устройства компенсации.

В настоящее время создано два основных типа таких устройств. В устройствах первого типа объектив во время сканирования перемещается относительно пленки со скоростью $v_к$, равной скорости движения изображения $v_п$, но направленной в противоположную сторону.

В устройствах компенсации второго типа наряду с перемещением объектива происходит разворот пленки относительно щели на некоторый угол (постоянный). Так как этот способ компенсации не нашел широкого применения, то останавливаться на нем не будем, а рассмотрим компенсацию первого типа.

Очевидно, что скорость перемещения изображения равна

$$v_п = v_к = \frac{f'_п}{H} W \cos \alpha. \tag{256}$$

При этом величина Δx перемещения объектива может быть найдена из выражений

$$\left.\begin{aligned} v_к &= \frac{d\Delta x'}{dt} \\ d\Delta x &= \frac{f'_п}{H} W \cos \alpha \, dt \end{aligned}\right\}. \tag{257}$$

Проинтегрировав последнее выражение, получим величину смещения изображения:

$$\Delta x'_п = \int \frac{f'_п}{H\omega} W \cos \alpha \, d\alpha = \frac{f'_п}{H\omega} W \sin \alpha. \tag{258}$$

В результате смещения изображения, вызванного поступательным движением носителя и компенсацией сдвига, абсцисса точки изображения будет равна

$$x'_{c_m} = x_m + \Delta x + \Delta x'_п. \tag{259}$$

Подставляя значения Δx и $\Delta x'_п$ из выражений (257) и (258) в первоначальное, получим

$$x'_{c_m} = x_m - \frac{a(1-p)}{\pi} (\alpha \cos \alpha - \sin \alpha). \tag{260}$$

Полученное значение абсцисс (260) подставим в выражение (258), в результате чего оно примет вид

$$x_{п_m} = \frac{x'_{c_m} + \dfrac{f'_п W}{H\omega} \left(\dfrac{y_c}{f'_п} \cos \dfrac{y_c}{f'_п} - \sin \dfrac{y_c}{f'_п} \right)}{\cos \dfrac{y_c}{f'_п}}. \tag{261}$$

При отклонении оптической оси объектива на угол $2\alpha_{max}=\pi$ формулу (261) можно записать как

$$x_п = \frac{x'_{c_m} + \frac{a(1-p)}{\pi}\left(\frac{y_c}{f'_п}\cos\frac{y_c}{f'_п} - \sin\frac{y_c}{f'_п}\right)}{\cos\frac{y_c}{f'_п}}. \qquad (262)$$

Полученные формулы позволяют перейти от координат панорамного снимка к координатам на плоском снимке. При необходимости установления связи между плоскими координатами этих же точек на местности следует использовать известные в фотограмметрии зависимости координат местности и аэрофотоснимка.

Преобразования координат, выполненные по приведенным формулам, не устраняют всех искажений, рассмотренных выше. В связи с этим для полного преобразования панорамного снимка применяют другие способы.

Таких способов существует несколько:

оптико-механический, предполагающий использование специального оптического фототрансформатора;

электронный — основанный на преобразовании исходного изображения в электрические сигналы, которые затем воспроизводят изображение;

оптико-электронный — основанный на последовательном проектировании на экран элементарных участков панорамного изображения с соответствующей коррекцией за искажения, управляемой ЭВМ;

аналитический — значения координат и фотографических плоскостей записываются в цифровой форме, аналитически преобразуются на ЭВМ и затем воспроизводятся в фотографическое изображение.

Последние три способа требуют высокоточного и дорогого оборудования, специалистов соответствующей квалификации и не лишены ряда чисто технических недостатков.

Поэтому в мировой практике наиболее широкое распространение получил оптико-механический способ.

Для исправления искажений панорамного изображения оптико-механическим путем вводятся поправки, обратные величинам искажений, имевшим место при получении исходного снимка.

В оптическом трансформаторе с помощью сканирующей щели панорамное изображение проектируется на движущийся экран. При перемещении экрана и кассеты относительно друг друга устраняются искажения, вызванные поступательным движением АФА. Для устранения панорамного эффекта кассета трансформатора изготавливается в виде цилиндра, т. е. негатив, помещенный на цилиндрическую поверхность, проектиру-

ется в заданном масштабе на плоский экран. Устранение ошибок изображения, вызванных углами наклона, осуществляется путем наклона самого экрана на соответствующий угол, подобно тому, что происходит при трансформировании простых аэрофотоснимков.

Следует отметить, что создание трансформатора для преобразования панорамного изображения затруднено из-за соблюдения оптических условий во время преобразования с условиями, существующими во время съемки, что достигается путем подбора соответствующего объектива и механизма его поворота.

§ 95. Ночная аэрофотосъемка

Для выполнения фотографирования с летательного аппарата в ночных условиях служат специальные аэрофотоаппараты НАФА (ночной АФА). Искусственное освещение местности осуществляется с помощью пиротехнических средств или электрических осветителей.

В качестве пиротехнических средств при съемке с больших высот применяют осветительные фотобомбы, при съемке с малых высот — осветительные патроны или магниевые осветители непрерывного действия. В качестве электрических осветителей применяют электронные, импульсные и искровые приборы. Известны также ртутно-вакуумные лампы как источники непрерывного освещения. Фотобомбы, взрываясь на определенной высоте, освещают фотографируемую местность и одновременно лучи света попадают на фотореле ночного АФА, которое приводит в действие его механизмы. Освещенность, создаваемая фотобомбой, зависит от ее силы света, от высоты разрыва, угла отставания от летательного аппарата и места разрыва по отношению к вертикальной плоскости, проходящей через линию полета летательного аппарата.

Следует, отметить, что, применяя при освещении местности фотобомбы, получают незначительное количество аэрофотоснимков, так как запас их на борту летательного аппарата невелик.

Электрические методы освещения местности позволяют получить большое количество аэрофотоснимков, но мощность их недостаточна для съемки с больших высот. С увеличением высоты разрыва фотобомбы освещенность уменьшается обратно пропорционально квадрату расстояния, в связи с чем высоты фотографирования в ночных условиях не превышают 4—5 км.

Для создания наибольшей освещенности фотографируемого участка необходимо, чтобы взрыв фотобомбы и оптическая ось объектива НАФА лежали в одной вертикальной плоскости. Следует также учитывать, что освещенность кадра будет неравномерной от центра к краю аэрофотоснимка.

Ночные аэрофотоаппараты по сравнению с обычными имеют ряд особенностей. В связи с тем что съемка производится при недостаточной освещенности местности, время выдержки затвора бывает большим. Это обстоятельство определяет выбор типа затвора НАФА и системы компенсации сдвига изображения.

Объективы НАФА должны иметь большую светосилу (1 : 2,5). Моменты вспышки пиротехнического устройства и открытия затвора должны быть строго синхронизированы, для чего в электросхему НАФА вводятся фотоэлектрические реле. При освещении местности электрическими осветителями предусмотрена электромеханическая синхронизация работы затвора и осветительной установки. Вспышка импульсной лампы происходит при полностью открытом затворе.

Точная синхронизация НАФА включает потенциометр, фотоэлектронный умножитель, усилитель, тиратрон, электромагнит, открывающий затвор. Свет от импульсной вспышки воздействует на ФЭУ, далее ток усиливается и подается на тиратрон. Пройдя тиратрон, ток поступает на вторичную обмотку электромагнита, управляющего работой затвора.

Затвор будет полностью открыт при самой большой силе тока, т. е. при максимальной освещенности. Электромеханическая схема синхронизации работы затвора и осветительной установки предусматривает электрический мост. В нем четыре плеча будут находиться в равновесии, если скорость компенсации будет соответствовать режиму полета летательного аппарата. На первое плечо электрического моста вводится информация о высоте полета H (соответствующее сопротивление $R_{\text{н}}$), на второе плечо — информация о скорости полета носителя $W(R_W)$, третье плечо содержит юстировочное сопротивление ($R_{\text{ю}}$). Скорость вращения двигателя компенсации изменяется до тех пор, пока не уравновесятся фактическое отношение $\frac{W}{H}$ и установленная скорость компенсации.

Первые НАФА были изобретены в 1940 году. В настоящее время известны следующие типы НАФА, применяемые для фотографирования участков земной поверхности, освещенных искусственным светом: НАФА-МК-75, НАФА-МК-25.

Фокусное расстояние НАФА-75 — 750 мм, относительное отверстие — 1 : 3,5 ÷ 1 : 11,0, формат кадра 30×30 см, тип затвора — «жалюзи», цикл работы НАФА — 3,5 с. НАФА-25 имеет фокусное расстояние 250 мм, формат кадра 18×24 мм, остальные параметры такие же, как у НАФА-75.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Афанасьев В. А.* Оптические измерения. М., Недра, 1968.
2. *Большаков В. Д.* Теория ошибок наблюдений с основами теории вероятностей. М., Недра, 1965.
3. *Бобир Н. Я., Лобанов А. Н., Федорук Г. Д.* Фотограмметрия. М., Недра, 1975.
4. *Герман М. Н.* Спутниковая метеорология. Л., Гидрометиздат, 1975.
5. *Дробышев Ф. В.* Основы аэрофотосъемки и фотограмметрии М., Недра, 1973.
6. *Ильин В. Б.* Автоматическое регулирование АФА-ТЭУ и АФА-ТЭС.— Геодезия и картография, 1970, № 6, с. 49—53.
7. *Кнорозов С. В.* О калибровке фотограмметрической системы. — Геодезия и картография, 1968, № 11, с. 53—58.
8. *Кучко А. С.* Аэрофотография. М., Недра, 1974.
9. *Кондратьев К. Я., Москаленко Н. Н.* Тепловое излучение планет. М., Гидрометиздат, 1977.
10. *Лобанов А. Н., Лысенко Ф. Ф.* Фототриангуляция с применением ЭЦВМ. М., Недра, 1975.
11. *От космических* кораблей к орбитальным станциям. Под ред. Г. С. Нариманова. М., Машиностроение, 1969.
12. *Пособие по фотограмметрии.* Сокращенный перевод под общей ред. В. Н. Кораблева. М., Недра, 1970.
13. *Радиационные* характеристики атмосферы и земной поверхности. Л., Гидрометиздат, 1969.
14. *Русинов М. М., Афремов В. Г., Шахвердов А. Ш., Шлям Е. З.* Ортоскопия фотограмметрических объектов. М., Недра, 1976.
15. *«Салют»* на орбите. М., Машиностроение, 1973.
16. *Советские* пилотируемые корабли и орбитальные станции. Под ред. Г. С. Нариманова. М., Машиностроение, 1976.
17. *«Союз» и «Аполлон».* Рассказывают советские ученые, инженеры и космонавты — участники совместных работ с американскими специалистами. М., Политиздат, 1976.
18. *Труды* ЦНИИГАиК, вып. 165. М., Недра, 1966.
19. *Труды* ЦНИИГАиК, вып. 190. М., Недра, 1971.
20. *Шершень А. Н.* Аэрофотосъемка. М., Геодезиздат, 1958.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ АЭРОФОТООБЪЕКТИВОВ

№ п/п	Объектив	f', мм	$1/n_0$	$2\omega°$	R, лин/мм		Дисторсия, мм	Примечание	
					центр	край		формат кадра, см	где употребляется
	Отечественные универсальные объективы								
1	«Руссар-Плазмат»	200	1 : 6	41	40÷45	18÷20	0,01	18×18	АФА-ТЭ
2	«Ортониар-13»	500	1 : 7	28,6	30÷35	20	0,003	18×18	АФА-ТЭ
3	«Тафар-3»	350	1 : 6	41	30÷35	14÷16	0,005	18×18	АФА-ТЭ
4	«Индустар-52»	500	1 : 5	46	25	12		30×30	АФА-42
5	«Орион-20»	200	1 : 6,3	65	42	18	0,04	18×18	АФА-41
6	«Руссар-35»	200	1 : 9	65	35	30		18×18	АФА-ТЭ
7	«Уран-9»	250	1 : 11	54				18×18	НАФА-МИ/25
8	«Индустар-А»	500	1 : 5	46				30×30	
9	«Орион-26»	200	1 : 5,6	65			0,005	18×18	
10	ОФ-41	400	1 : 4,5	25	20	8			
11	«Марс-1»	500	1 : 4,5	13	55	40		8×8	
12	«Таир-16»	500	1 : 4,5	13				8×8	
13	«Таир-30»	300	1 : 4,5	22				8×8	
14	Ф-3	400	1 : 4,5	30				13×18	
15	Г-10	210	1 : 4	62				18×18	
16	«Телемар-11»	300	1 : 4,5	22				8×8	
17	«Индустар-51»	210	1 : 4,5	56	22	14		13×18	
18	«Телемар-17»	400	1 : 6,3	30	30	16		13×18	
19	«Индустар-37»	300	1 : 4,5	53				18×24	
20	«Индустар-17»	500	1 : 5	38				18×24	
21	«Арктик-А»	500	1 : 5	46				30×30	
22	«Радон-1»	500	1 : 5	46	30	12		30×30	
	Отечественные широкоугольные объективы								
23	«Родина-26»	55	1 : 8	134	36	12	0,03	18×18	АФА-ТЭ
24	«Руссар-29»	70	1 : 6,8	122	30	12	0,03	18×18	АФА-ТЭ
25	«Руссар-44б»	100	1 : 6,8	104	34	18	0,02	18×18	АФА-ТЭ

№ п/п	Объектив	f', мм	$1/n_0$	$2\omega°$	R, лин/мм		Дисторсия, мм	Примечание	
					центр	край		формат кадра, см	где употребляется
26	МРО-2	100	1 : 8	102	40	10	0,025	18×18	АФА-41
27	«Орион-21»	150	1 : 6,3	92	24	10			
28	«Орион-1М»	200	1 : 6,3	92	32	6			АФА-42
29	«Ортогон-8»	55	1 : 7	133			0,02	18×18	
30	«Руссар-49»	70	1 : 6,8	122				18×18	
31	МРО-1	70	1 : 6,8	122			0,03	18×18	
32	«Ортогон-4»	75	1 : 6,8	119			0,01	18×18	
33	«Руссар-49б»	100	1 : 6,8	102			0,03	18×18	
34	«Ортогон-5»	100	1 : 6,3	102			0,003	18×18	
35	«Руссар-43»	140	1 : 6,8	85	35	18	0,015	18×18	АФА-ТЭС, ТЭ
36	«Ортогон-10»	140	1 : 5,6	85			0,007	18×18	
37	«Ортогон-7»	140	1 : 5,6	85			0,003	18×18	
38	«Орион-1а»	200	1 : 6,3	92				30×30	АЩАФА-5
39	«Орион-1б»	100	1 : 6	96				13×18	
40	РФ-102	50	1 : 6,3	96				18×18	АФА-МК
41	«Руссар-30»	120	1 : 7	121				30×30	
42	«Ортогон-1»	75	1 : 6,8	100	42	7	0,015	18×18	АФА-41
	Отечественные длиннофокусные объективы								
43	«Уран-16»	750	1 : 3,5	32	31	11		30×30	НАФА-МК/75
44	«Телемар-2»	750	1 : 6,3	32	25	10		30×30	АФА-42
45	«Ленинград-8»	750	1 : 6,3	31	37	17		30×30	
46	«Телемар-7»	1000	1 : 7	24	26	14		30×30	АФА-42
47	«Ленинград-4»	1800	1 : 8	21	23	11			
48	«Телемар-12»	1800	1 : 8	22	22	11		50×50	АФА-40
49	«Фотон-1а»	1350	1 : 8	13				18×24	
50	«Телегоир-9»	1000	1 : 7	15				18×18	
51	«Т-Уран-1»	750	1 : 3,5	30				30×30	
52	«Ленинград-7»	1000	1 : 7	24				30×30	

№ п/п	Объектив	f', мм	$1/n_0$	$2\omega°$	R, лин/мм		Дисторсия, мм	Примечание	
					центр	край		формат кадра, см	где употребляется
53	«Марс-6»	1000	1 : 4	24				30×30	
54	«Телегоир-11»	1200	1 : 8	20				30×30	
55	«Таир-10»	750	1 : 4,5	9				8×8	
	Зарубежные длиннофокусные аэрофотообъективы								
56	«Теликон-А»	600	1 : 6,3	30	30	15			
	Отечественные светосильные объективы								
57	«Уран-27»	100	1 : 2,5	54	45	8		8×8	А-39
58	«Уран-10»	100	1 : 2,8	56	32	10			
59	ОФ-233	210	1 : 2,5	56	24	9		13×18	
60	«Уран-9»	250	1 : 2,5	54	22	4		18×18	
61	«Уран-25»	200	1 : 2,5	34				8×8	
62	«Гоир-3»	100	1 : 3	61				8×8	
63	«Аргон-1»	90	1 : 3,5	63				8×8	
64	«Уран-12»	500	1 : 2,5	38				18×24	
65	«Уран-24»	500	1 : 3	46				30×30	
	Зарубежные светосильные аэрофотообъективы								
66	«Астротар»	300	1 : 2,6	45	38	15			
	Зарубежные универсальные объективы								
67	«Авиотар» (Швейцария)	210	1 : 4	60	43	18	0,01	18×18	
68	«Авиотар» (Швейцария)	170	1 : 4	60	47	28		15×15	
69	«Топар» (ФРГ)	210	1 : 4	63	35	18÷20	0,005	18×18	

№ п/п	Объектив	f', мм	$1/n_0$	$2\omega°$	R, лин/мм		Дисторсия, мм	Примечание	
					центр	край		формат кадра, см	где употребляется
70	«Топар А» (ФРГ)	300	1 : 5,6	55	40	15			
71	«Топарон А» (ФРГ)	230	1 : 5,6	63	40	15			
72	«Пинатар» (ГДР)	210	1 : 4	65	40	15		18×18	
	Зарубежные широкоугольные аэрофотообъективы								
73	«Плеогон» (ФРГ)	153	1 : 5,6	80				18×18	
74	«Геогон-I» (США)	152	1 : 5,6	94				23×23	
75	«Планигон» (США)	152	1 : 8	92				22,8×22,8	
76	«Ламегон» (ГДР)	150	1 : 4,5	92			0,006	22,8×22,8	
77	«Инфрагон» (Швейцария)	115	1 : 5,6	90	56	15		18×18	
78	«Плеогон» (ФРГ)	115	1 : 5,6	90				18×18	
79	«Авиогон» (Швейцария)	115	1 : 5,6	90	40	16	0,01	18×18	
80	«Супер-Авиогон» (Швейцария)	88	1 : 5,6	120	80	10	0,01	23×23	
81	«Альтар» (Франция)	85	1 : 5,6	92			0,003		
82	«Геогон II» (США)	76	1 : 3,5	94					

№ п/п	Объектив	f', мм	$1/n_0$	$2\omega°$	Формат снимка, см	Дисторсия, мм
	Зарубежные ортоскопические объективы					
1	«Геогон II»	76	1 : 3,5	94	—	
2	«Альтар»	85	1 : 5,6	92	—	0,003
3	«Супер-Авиогон»	88	1 : 5,6	120	23×23	0,01
4	«Пинатар»	210	1 : 4	62	18×18	—
5	«Топар»	210	1 : 4	62	18×18	0,005
6	«Авиотар»	210	1 : 4	62	18×18	0,01
7	«Ланегон»	150	1 : 4,5	92	23×23	0,006

№ п/п	Объектив	f', мм	$1/n_0$	$2\omega°$	Формат снимка, см	Дисторсия, мм
8	«Плеогон»	153	1 : 5,6	80	18×18	—
9	«Геогон-I»	152	1 : 5,6	94	23×23	—
10	«Авиогон»	115	1 : 5,6	90	18×18	0,01
11	«Плеогон»	115	1 : 5,6	90	18×18	0,01
12	«Инфрагон»	115	1 : 5,6	90	18×18	—
	Отечественные ортоскопические объективы					
1	«Орион-20»	200	1 : 6,3	65	18×18	0,04
2	«Орион-26»	200	1 : 5,6	65	18×18	0,005
3	«Ортогон-7»	140	1 : 5,6	85	18×18	0,003
4	«Ортогон-10»	140	1 : 5	85	18×18	0,007
5	«Руссар-43»	140	1 : 6,8	85	18×18	—
6	МРО-2	100	1 : 8	102	18×18	0,04
7	«Ортогон-5»	100	1 : 6,3	102	18×18	0,003
8	«Руссар-49б»	100	1 : 6,8	102	18×18	—
9	«Ортогон-4»	75	1 : 6,8	119	18×18	0,01
10	МРО-1	70	1 : 6,8	122	18×18	0,03
11	«Руссар-49»	70	1 : 6,8	122	18×18	0,03
12	«Родина-2б»	55	1 : 8,2	133	18×18	0,03
13	«Ортогон-8»	55	1 : 7	133	18×18	0,02
14	«Руссар-38»	36	1 : 7,7	148	18×18	Фотогр. дист. ±0,20
15	«Руссар-29б»	70	1 : 9	123	18×18	Фотогр. дист. ±0,03
16	«Руссар-44»	100	1 : 6,8	103	18×18	Фотогр. дист. ±0,02
17	«Руссар-Плазмат»	200	1 : 6,3	65	18×18	Фотогр. дист. 0,02
18	«Тафар-3»	350	1 : 6	41	18×18	Фотогр. дист. ±0,01
19	«Ортоннар-13»	500	1 : 7	28,6	18×18	Фотогр. дист. 0,01
20	«Руссар-63в»	100				
21	«Орион-20»	200	1 : 6,3	65		±0,04

ВЕДОМОСТЬ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВ НА ОПТИЧЕСКОЙ СКАМЬЕ

Направление	ч, мм	Отсчет по лимбу	Отсчет по микрометру А Б			$\frac{А+Б}{2}$	Окончательный отсчет	α	Примечание
		° ′ ″	1	2	сред.			° ′ ″	
Вправо от центра	0								
	80								
	70								
	60								
	50								
	40								
	30								
	20								
	10								
	0								
Влево от центра	10								
	20								
	30								
	40								
	50								
	60								
	70								
	80								
	90								

ПРИЛОЖЕНИЕ 3

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ ЯРКОСТИ ОБЪЕКТОВ ПРИ РАССЕЯННОЙ ДНЕВНОЙ ОСВЕЩЕННОСТИ

Объект	Коэффициент
Луг зеленый, скошенный	0,065
Луг зеленый, суходольный	0,070
Луг зеленый, сочный	0,064
Луг выжженный	0,14
Степь желтая сухая	0,10
Всходы зеленые	0,055
Посев зрелый	0,15
Жнивье	0,10
Моховое болото	0,15
Лес лиственный летом	0,05
Лес лиственный осенью	0,15
Лес хвойный	0,04
Лес лиственный зимой	0,07
Песок белый сухой	0,20
Песок белый мокрый	0,10
Песок желтый сухой	0,15
Песок красный	0,10
Почва супесчаная сухая	0,13
Почва супесчаная мокрая	0,06
Почва суглинистая сухая	0,15
Почва суглинистая мокрая	0,06
Почва черноземная сухая	0,03
Почва черноземная мокрая	0,02
Солома	0,15
Бревенчатая стена	0,20
Кирпич красный	0,20
Известняк светлый	0,40
Плита бутовая	0,35
Свежая побелка	0,90
Старая побелка	0,70
Щебень гранитный	0,17
Крыша железная (красная)	0,13
Крыша деревянная (дранка)	0,15
Снег свежий	1,00
Снег средней свежести	0,90
Снег тающий	0,8
Лед речной	0,35
Булыжная мостовая сухая	0,20
Булыжная мостовая мокрая	0,09
Дорога песчаная сухая	0,20
Дорога песчаная мокрая	0,07
Дорога супесчаная сухая	0,09
Дорога суглинистая сухая	0,21
Дорога черноземная сухая	0,08
Шоссе сухое	0,32
Шоссе мокрое	0,11
Тес свежий сосновый	0,50
Тес старый посеревший	0,14
Океан (Атлантический)	0,035
Море	0,068

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Атмосферный аэрозоль 83
Аберрации 121
Аэрофотоаппарат 119
Аэрофотопленка 205
Автоколлиматор 137
Атмосферные фронты 97
Аэродинамические силы 25

Барические системы 101

Воздушная дымка 82
Вибрации 252
Видимость 80
Выбор параметров затвора 203

Горизонтальный вираж 47
Горизонтальный полет 41

Дисторсия 154
Добротность 145
Диапазон выдержек 190
Действующая диаграмма 125

Затвор 189
Зрачок 126

Инфракрасная съемка 266

Кассета 205
Клиновидность светофильтра 133
Контраст 150
Компенсация сдвига изображения 246
Космическое фотографирование 64
Коэффициент светопропускания 140
Коэффициент отражения 128
Коэффициент светорассеяния 140
Коэффициент полезного действия затвора 190

Лазерный высотомер 228

Механизм выравнивания фотопленки 207
Многозональная съемка 271
Монохроматический светофильтр 133

Невыравнивание аэрофотопленки 208

Ортоскопия 154
Объективный блок 221

Панорамное фотографирование 274
Пневматический метод выравнивания
Поляра самолета 28
Прижимной стол 210

Разрешающая способность 143
Радиальная дисторсия 155
Радиолокационная съемка 268
Расфокусировка 147

Светосила 124
Светораспределение 140
Светофильтр 133
Сдвиг изображения 201
Спектральная яркость 87
Солнечная радиация 85

Телевизионная съемочная система 264

Угол поля зрения 124

Фактическая выдержка 190
Физическая светосила объектива 124
Фокусное расстояние 158

Центральный затвор 193
Циклон 101

Шторно-щелевой затвор 194

Щелевой аэрофотоаппарат 229

Эффективная выдержка 190

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие 3

Раздел I

Роль аэрофотосъемки в народном хозяйстве

Глава I. **История развития аэрофотосъемки** 6
§ 1. Состояние аэрофотосъемки до 1917 года 6
§ 2. Развитие аэрофотосъемки в СССР 8
§ 3. Структурная схема аэросъемочных подразделений 13
§ 4. Применение материалов аэрофотосъемки в народном хозяйстве . . 17

Раздел II

Аэрофотосъемочные и космические летательные аппараты

Глава II. **Основы авиационной техники** 20
§ 5. Принципы полета 20
§ 6. Понятие о силах, действующих на тело, находящееся в воздушном потоке 24
§ 7. Принцип обратимости в аэродинамике. Аэродинамические трубы . . 29
§ 8. Центровка самолета и ее определение 31
§ 9. Классификация самолетов по конструктивным признакам 33
§ 10. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете 40
§ 11. Скорость горизонтального полета 45
§ 12. Вираж самолета 46
§ 13. Специальные требования к аэрофотосъемочному самолету 48
§ 14. Типы самолетов, используемых в аэрофотосъемке, и их тактико-технические данные 50
§ 15. Аэрофотосъемочная летающая лаборатория-самолет АН-30 и ее характеристики 54
§ 16. Вертолеты 56
§ 17. Краткие характеристики самолетов, применяемых для аэрофотосъемки за рубежом 58

Глава III. **Космические летательные аппараты** 59
§ 18. Пилотируемые космические корабли «Восток» и «Восход» 59
§ 19. Пилотируемый космический корабль «Союз» 62
§ 20. Орбитальная пилотируемая станция «Салют» 63

Раздел III

Основы авиационной метеорологии

Глава IV. **Строение атмосферы и основные метеорологические элементы** 67
§ 21. Строение и состав атмосферы 67
§ 22. Стандартная атмосфера 71
§ 23. Основные метеорологические элементы 72
§ 24. Температура воздуха 72
§ 25. Атмосферное давление 73
§ 26. Скорость и направление ветра 74
§ 27. Влажность воздуха 76
§ 28. Облака 77
§ 29. Атмосферные осадки 79
§ 30. Видимость 80
§ 31. Происхождение атмосферной дымки 81
§ 32. Атмосферный аэрозоль 83
§ 33. Солнечная радиация 85
§ 34. Влияние атмосферы на спектральные яркости природных образований 87

Глава V. **Общие сведения об оптических явлениях в атмосфере** . . . 91
§ 35. Миражи . . . 91
§ 36. Явление гало . . . 92
§ 37. Глория . . . 93
§ 38. Серебристые облака . . . 94
Глава VI. **Воздушные массы** . . . 95
§ 39. Классификация воздушных масс . . . 95
§ 40. Атмосферные фронты . . . 97
§ 41. Теплые фронты . . . 97
§ 42. Холодные фронты . . . 99
§ 43. Фронты окклюзии . . . 100
§ 44. Барические системы . . . 101
Глава VII. **Методы изучения метеорологической обстановки** . . . 103
§ 45. Синоптические карты . . . 103
§ 46. Метеорологическое обеспечение полетов . . . 106
§ 47. Использование космических летательных аппаратов в метеорологии 109
§ 48. Космические аппараты для метеорологических наблюдений . . . 111
§ 49. Первичная обработка метеорологической информации, полученной со спутника . . . 113
§ 50. Особенности дешифрирования метеорологических объектов на космических снимках . . . 115

Раздел IV

Аэрофотосъемочные системы

Глава VIII. **Оптические системы АФА** . . . 119
§ 51. Общая схема устройства АФА . . . 119
§ 52. Основные характеристики аэрофотообъективов . . . 120
§ 53. Ограничение световых пучков в оптической системе. Виньетирование 125
§ 54. Потери световой энергии в оптической системе . . . 127
§ 55. Дополнительные оптические приспособления к АФА . . . 129
§ 56. Светофильтры аэрофотоаппаратов . . . 133
§ 57. Коллиматор и автоколлиматор . . . 135
§ 58. Измерение распределения освещенности, светорассеяния и светопропускания объективов АФА . . . 139
§ 59. Изобразительные свойства аэрофотообъектива . . . 142
§ 60. Определение фотографической разрешающей способности АФА . . 146
§ 61. Оценка оптического изображения по методу передаточной функции 149
Глава IX. **Методы калибровки аэрофотосъемочных систем** . . . 154
§ 62. Ортоскопичность аэрофотообъективов . . . 154
§ 63. Элементы внутреннего ориентирования аэрофотографических камер 157
§ 64. Визуальный способ определения элементов внутреннего ориентирования АФА и величины дисторсии . . . 160
§ 65. Оптическая скамья с угломерным прибором . . . 162
§ 66. Лабораторный фотографический способ определения постоянных АФА . . . 166
§ 67. Определение элементов внутреннего ориентирования фотокамеры по снимкам звезд . . . 172
§ 68. Фотографирование звезд и предварительная обработка материала . 175
§ 69. Задачи калибровки снимков по опорным точкам . . . 178
§ 70. Основные требования, предъявляемые к испытательному полигону для калибровки АФА . . . 185
Глава X. **Затворы аэрофотоаппаратов** . . . 189
§ 71. Основные характеристики аэрофотозатворов . . . 189
§ 72. Конструктивное решение затворов . . . 191
§ 73. Методы исследования и тарировки затворов . . . 197
§ 74. Влияние работы затвора на качество фотографического изображения 200
§ 75. Оптимизация выбора затвора . . . 203

Глава XI. **Кассеты аэрофотоаппаратов** 205
§ 76. Устройство кассет аэрофотоаппаратов 205
§ 77. Выравнивание аэрофотопленки в кассетах АФА 207
§ 78. Методы контроля выравнивания аэрофотопленки в кассетах АФА . 211

Глава XII. **Эксплуатационные характеристики АФА** 217
§ 79. Топографические аэрофотоаппараты АФА-ТЭ и АФА-ТЭС 217
§ 80. Аэрофотоаппарат АФА-41 221
§ 81. Зарубежные топографические аэрофотоаппараты 226
§ 82. Щелевые аэрофотоаппараты и особенности фотографирования ими 229
§ 83. Командные приборы к АФА 232
§ 84. Системы управления экспозицией 243
§ 85. Оптический метод компенсации сдвига изображения в кадровых АФА 245
§ 86. Размещение съемочных камер на летательных аппаратах 248
§ 87. Порядок работы с аэрофотооборудованием при выполнении аэрофотосъемочного полета 258

Глава XIII. **Специальные виды аэрокосмических съемок** 260
§ 88. Методы аэрокосмических съемок 260
§ 89. Телевизионный комплекс для аэрокосмических съемок 264
§ 90. Инфракрасная съемка 266
§ 91. Радиолокационная съемка 268
§ 92. Многозональная съемка 271
§ 93. Панорамная фотосъемка 274
§ 94. Соотношение координат панорамного и планового снимков . . . 279
§ 95. Ночная аэрофотосъемка 283

Список литературы 285

Приложения:
1. Основные технические данные аэрофотообъективов 286
2. Ведомость измерения углов на оптической скамье 291
3. Интегральные коэффициенты яркости объектов 292
Предметный указатель 293

Надежда Павловна Лаврова, Александр Филиппович Стеценко
АЭРОФОТОСЪЕМКА. АЭРОФОТОСЪЕМОЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Редактор издательства *Н. Т. Куприна*
Переплет художника *В. Т. Дружковой*
Художественный редактор *Е. Л. Юрковская*
Технические редакторы *Н. С. Гришанова, Л. Я. Голова*
Корректор *Т. Ю. Шульц*
ИБ № 2782

Сдано в набор 20.08.80. Подписано в печать 03.02.81. Т-00643. Формат 60×90¹/₁₆. Бумага книжно-журнальная. Гарнитура «Литературная». Печать высокая. Усл. п. л. 18,5. Уч.-изд. л. 18,89. Тираж 6400 экз. Заказ 1949/7230—15. Цена 1 руб.

Издательство «Недра», 103633, Москва, К-12, Третьяковский проезд, 1/19

Ленинградская типография № 4 ордена Трудового Красного Знамени Ленинградского объединения «Техническая книга» им. Евгении Соколовой Союзполиграфпрома при Государственном комитете СССР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли. 191126, Ленинград, Социалистическая ул., 14.

3507