

Я. Е. ЩЕРБАКОВ, РАСЧЕТ
И КОНСТРУИРОВАНИЕ
АЭРОФОТОАППАРАТОВ



Я. Е. ЩЕРБАКОВ

РАСЧЕТ И КОНСТРУИРОВАНИЕ АЭРОФОТОАППАРАТОВ



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1974

Щербаков Я. Е. Расчет и конструирование аэрофотоаппаратов. М., «Машиностроение», 1974, 248 с.

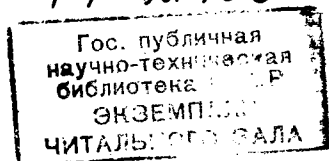
В книге изложены основы расчета и проектирования аэрофотоаппарата, его основных узлов и механизмов. Дан анализ аэрофотографического процесса и рассмотрено влияние отдельных элементов фотографирующей системы на прохождение светового сигнала.

Особое внимание уделено вопросам выбора параметров отдельных элементов системы аэрофотоаппарата, а также вопросам автоматизации и повышения качества фотографического изображения при воздушном фотографировании.

Приведены принципиальные схемы приборов и отдельных механизмов и даны рекомендации по их конструированию.

Книга предназначена для инженерно-технических работников, занимающихся разработкой и эксплуатацией аэрофотоаппаратов, и может быть полезна студентам вузов приборостроительных специальностей.

Табл. 23, ил. 120, список лит. 42 назв.



ВУ
295/6

Рецензент д-р техн. наук С. В. Кулагин

Щ $\frac{20405-260}{038(01)-74}$ 260-74

ПРЕДИСЛОВИЕ

Материалы воздушного фотографирования находят самое широкое применение в различных областях народного хозяйства (при создании карт местности, дорожных работах, морской съемке, археологических работах, геологических изысканиях, ледовой разведке, прогнозировании погоды и т. д.).

При расчете и конструировании аэрофотоаппаратов, представляющих один из главных агрегатов аэрофотооборудования, особое внимание уделяют расчету отдельных узлов и механизмов, выбору оптимальных параметров элементов системы и их согласованию.

Создание новых высокоточных аэрофотоаппаратов требует всестороннего изучения физических и теоретических основ воздушного фотографирования и знания особенностей их эксплуатации. Представление аэрофотографического процесса как определенной последовательности работы отдельных его элементов, характеризующихся свойствами пространственно-частотного фильтра, позволяет оценить влияние каждого из этих элементов на характер прохождения светового сигнала от объекта фотографирования как через каждый элемент системы, так и через всю фотографирующую систему в целом. Это дает возможность выработать рекомендации по дальнейшему совершенствованию конструкции отдельных узлов и механизмов аэрофотоаппарата.

В настоящее время наряду с аэрофотосъемкой все более широкое применение находят такие методы получения изображения фотографируемого участка местности как радиолокационная, телевизионная или фототелевизионная съемка, голографическая съемка с использованием узкого когерентного излучения лазера, тепловая съемка, съемка в дальней инфракрасной области спектра, а также съемка с использованием ультрафиолетового излучения.

Значение аэрофотосъемки особенно возросло в связи с перспективами, которые открылись при освоении космического пространства. Фотографирование из космоса позволяет выполнить большой объем работ для геодезических целей, для целей картографирования, для геологических и геофизических исследова-

ний, а также для получения метеорологической и другой научной информации.

Автор выражает благодарность д-ру техн. наук Н. П. Заказову, проф., д-ру техн. наук С. В. Елисееву и рецензенту д-ру техн. наук С. В. Кулагину за ценные замечания по рукописи книги.

Все замечания читателей по книге следует направлять по адресу: Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3, изд-во «Машиностроение».

Глава 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В зависимости от используемого в качестве носителя информации участка спектра электромагнитных колебаний (табл. 1.1) аэрометоды подразделяются на аэрофотосъемку, использующую видимую и ближнюю инфракрасную части спектра; и аэрогеофизическую съемку, которая делится на аэромагнитную съемку, аэрометрическую или аэрогаммасъемку, аэроспектрометрическую съемку, аэрорадиолокационную съемку, аэроэлектро-разведку, аэрогравиметрическую разведку, а также методы специальной аэросъемки, использующие инфракрасные и ультра-звуковое излучение.

Аэрофотометод можно определить следующими этапами.

Первый этап — аэрофотосъемка местности с фиксацией данных на различного рода светочувствительных материалах или при помощи оптико-электронных систем с последующей передачей данных о фотографируемых объектах по радиоканалам.

Второй этап — процесс фотохимической обработки светочувствительного материала.

Третий этап — фотограмметрическая обработка аэрофото-снимков с целью получения измерительных и дешифровочных данных о фотографируемых объектах.

Аэрофотосъемка — фотографирование местности с воздуха специальным аэрофотоаппаратом, установленным на ЛА.

Аэрофотография — раздел фотографии, охватывающий теорию и практику получения изображения на аэрофотоплёнке.

Воздушное фотографирование, осуществляемое аэрофотоаппаратом, установленным на самолете или каком-либо другом летательном аппарате, характеризуется следующими особенностями.

1. Воздушное фотографирование осуществляется с нежесткого основания, совершающего сложное движение под действием непрерывных аэродинамических возмущений и вибраций.

2. Между объектом фотографирования и фотографирующей системой всегда находится слой атмосферы, обладающий свойством светорассеяния с ярко выраженной спектральной избирательностью.

Шкала спектра электромагнитных волн

Область спектра	Длина волны
Низкочастотные колебания:	длиннее 20000 м
длинные	20000—2000 м
средние	2000—200 м
Радиоволны:	
короткие	200—10 м
ультракороткие	10—0,5 м
микрорадиоволны	короче 0,5 м
Инфракрасные лучи:	
длинноволновые	420—100 мкм
средневолновые	100—15 мкм
коротковолновые	15—0,77 мкм
Видимые лучи:	
красные	0,77—0,62 мкм
оранжевые	0,62—0,59 мкм
желтые	0,59—0,56 мкм
зеленые	0,56—0,50 мкм
голубые	0,50—0,48 мкм
синие	0,48—0,45 мкм
фиолетовые	0,45—0,38 мкм
Ультрафиолетовые лучи	0,38—0,005 мкм
Рентгеновы лучи	0,005—0,000004 мкм
γ-лучи	0,000004 мкм и короче

3. Освещенность объектов фотографирования и их контраст изменяются в довольно значительном диапазоне, что предъявляет повышенные требования ко всей фотографирующей аппаратуре и к оптической системе в особенности.

4. Скорость изображения достигает таких значений, что вызывает сдвиг изображения и требует принятия специальных мер для его компенсации.

5. Изменяющиеся условия полета — температура, давление — влияют на параметры фотографирующей системы, что требует разработки способов компенсации этого влияния на качество изображения.

6. Малые размеры изображения объектов фотографирования требуют повышенной разрешающей способности системы «объектив — фотослой» и увеличения добротности фотографирующей системы.

Важной особенностью воздушного фотографирования является постоянство фокусировки и независимость ее от высоты фотографирования, поскольку оптическая система аэрофотоаппарата настроена на бесконечность.

Широкое использование воздушного фотографирования обусловлено:

1. Полнотой и объективностью полученной информации.
2. Возможностью получения данных о размерах объектов и фотографируемых участков местности.
3. Возможностью искусственного усиления контраста в изображении фотографируемых объектов.
4. Независимостью воздушного фотографирования от высоты и скорости полета.
5. Возможностью определения происходящих изменений на фотографируемых объектах.
6. Высокой производительностью метода, определяемой большим углом поля зрения оптической системы.

Недостатками метода воздушного фотографирования являются: зависимость воздушного фотографирования от метеорологических условий, необходимость высокого уровня технологии процесса получения аэрофотоснимка, и сравнительно большой срок обработки материалов.

Многообразии задач, решаемых методом воздушного фотографирования, требует создания аэрофотоаппаратов различных конструкций.

Несмотря на большое различие в конструкции, в решении задач и применении все аэрофотоаппараты имеют одну конструктивную схему, напоминающую схему построения обычных фотоаппаратов для наземной съемки.

Современный аэрофотоаппарат (рис. 1.1) состоит из следующих частей: I — аэрофотокамеры; II — аэрофотоустановки; III — командного прибора.

В аэрофотокамеру входят кассета, камерная и объективная части.

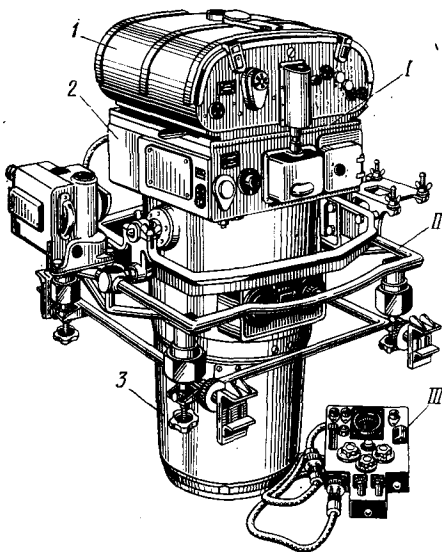


Рис. 1.1. Основные агрегаты и части аэрофотоаппарата:

I—аэрофотокамера; II—аэрофотоустановка; III—командный прибор; 1—кассета; 2—камерная часть; 3—объективная часть

В аэрофотокамере происходит построение оптического изображения и восприятие его светочувствительным слоем фотоматериала.

Кассета аэрофотоаппарата служит для размещения светочувствительного материала и механизмов перемотки и выравнивания аэрофотоплёнки в фокальной плоскости аэрофотокамеры.

По конструктивному оформлению кассеты аэрофотоаппаратов могут быть съёмными или выполнены совместно с камерной или объективной частями аэрофотокамеры. В последнем случае аэрофотоплёнка может размещаться в специальных пеналах.

Для исключения влияния изменения положения центра тяжести при перематывании аэрофотоплёнки со сматывающей катушки на наматывающую в процессе эксплуатации в аэрофотоаппаратах с большим запасом аэрофотоплёнки следует кассетную часть делать независимой от остальных частей аэрофотокамеры или принимать специальные меры для уменьшения этого влияния.

В камерной части размещены элементы кинематической связи механизмов объективной части и кассеты, а также различные вспомогательные устройства.

Для получения высококачественных аэрофотоснимков очень важно, чтобы не нарушалось относительное расположение камерной и объективной частей, так как в камерной части располагается прикладная рамка аэрофотокамеры, фиксирующая положение ее фокальной плоскости. В этой же плоскости должен находиться и светочувствительный слой в момент экспонирования. Объективная часть аэрофотокамеры служит для размещения оптической системы аэрофотоаппарата.

В аэрофотокамере расположены следующие узлы и механизмы:

1. Механизм перемотки аэрофотоплёнки.
2. Выравнивающий механизм.
3. Распределительный механизм.
4. Оптическая система.
5. Аэрофотозатвор.

В аэрофотокамере могут располагаться также:

1. Механизм оптической компенсации сдвига изображения.
2. Механизм механической компенсации сдвига изображения.
3. Автоматический спуск или фотореле.
4. Автомат регулировки экспозиции.
5. Узел автоматической фокусировки аэрофотокамеры.
6. Узел регистрационных приборов.
7. Механизм смены светофильтров.

Аэрофотоустановка является промежуточным звеном между аэрофотокамерой и летательным аппаратом, на котором она установлена. Аэрофотоустановка служит для обеспечения требуемого положения аэрофотокамеры в пространстве и для

уменьшения вредного воздействия на нее различного рода внешних и внутренних возмущений.

Командный прибор входит в комплект автоматических аэрофотоаппаратов и служит для дистанционного управления и контроля за работой всего аэрофотосъемочного оборудования. В современных сложных фотографирующих комплексах командные приборы могут являться промежуточным звеном, связывающим аэрофотооборудование с навигационной системой и с бортовыми вычислительными устройствами.

Общие технические требования к аэрофотоаппаратам определяются спецификой эксплуатации всего аэрофотооборудования. К ним относятся малые габариты и масса, высокая надежность, возможность дистанционного управления и контроля, максимально возможная автоматизация основных процессов, удобство в эксплуатации и простота в обслуживании, малая стоимость и минимум потребляемой энергии.

Основное требование, предъявляемое к аэрофотоаппаратам, — обеспечение высокого качества изображения, которое может быть выполнено только при следующих условиях:

1. Максимальная разрешающая способность по всему полю изображения и высокая добротность.

2. Минимальная величина сферической и хроматической аберраций, а также астигматизма.

3. Высокая ортоскопичность оптической системы.

4. Большая светосила оптической системы и правильная передача контраста изображения.

5. Отсутствие влияния работы аэрофотозатвора на качество изображения. Затвор не должен вносить искажений в изображение и должен иметь высокий оптический коэффициент полезного действия.

6. Высокоточное выравнивание аэрофотоплёнки в фокальной плоскости аэрофотокамеры.

7. Высокое качество амортизации аэрофотокамеры.

8. Постоянство элементов внутреннего ориентирования — фокусного расстояния камеры и главной точки снимка.

Важными требованиями являются возможность стабилизации оптической оси и введение поправки на угол сноса, а также сохранение заданного интервала между циклами. Удовлетворение этих требований обеспечивает постоянство перекрытия между снимками.

Неодинаковые задачи, решаемые при воздушном фотографировании, предполагают использование на одном летательном аппарате нескольких различных аэрофотоаппаратов.

Поэтому в настоящее время все чаще применяют аэрофотоаппараты со сменными объективными частями. Так, например, аэрофотоаппарат АФА-ТЭ имеет сменные объективные части

с объективами, величины фокусных расстояний которых равны 36, 55, 70, 100, 200, 350 и 500 мм. Сменные объективные части имеют многие аэрофотоаппараты зарубежных фирм [2, 27, 37].

1.2. АНАЛИЗ АЭРОФОТОГРАФИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА

Процесс получения фотографического изображения местности и расположенных на ней объектов включает разнообразные элементы, искажающие первичную информацию, поступающую от фотографируемого объекта. В табл. 1.2 приведена схема, характеризующая последовательность прохождения сигнала от объекта фотографирования и преобразование его в элементах фотографирующей системы.

Таблица 1.2

Схема аэрофотографического процесса

Элемент схемы	Параметр	Определяемая характеристика
Объект фотографирования	Спектральный коэффициент отражения Коэффициент отражения или яркости Яркость или освещенность Контраст Размер	Ширина спектра пространственных частот Экспозиция Фотоматериал
Промежуточный слой (слой атмосферы)	Спектральный коэффициент прозрачности Изменение температуры и давления Воздушная дымка (светорассеяние)	Спектральное изменение яркости Изменение контраста Аэродинамические возмущения
Аэрофотоустановка	Коэффициент передачи колебаний Амплитудно-частотная характеристика Фазо-частотная характеристика	Линейные колебания Угловые колебания Стабилизация оптической оси Разворот на угол сноса

Элемент схемы	Параметр	Определяемая характеристика
Аэрофото- объектив	Ортоскопичность Светосила Виньетирование Светопропускание Светораспределение Угол поля зрения и изобра- жение Коэффициент передачи конт- раста	Разрешающая способность системы Масштаб фотографирова- ния—светораспределение Добротность системы Расфокусировка системы Изменение контраста изобра- жения Сдвиг изображения Точность измерений на сним- ке
Аэрофото- затвор	Оптический коэффициент по- лезного действия Фактическая выдержка Величина перекрываемого светового диаметра Диапазон выдержки	Искажение изображения Точность измерений на сним- ке Распределение световой энер- гии Изменение разрешающей спо- способности Неравномерность экспозиции по полю Сдвиг изображения
Аэрофото- пленка	Спектральная чувстви- тельность Деформация пленки Светочувствительность	Ошибка выравнивания Разрешающая способность системы Сдвиг изображения поро- говый Экспозиция
Фотохими- ческая обработка	Характер обработки Время обработки Способ обработки	Контраст изображения Разрешающая способность Оптическая плотность изо- бражения
Фотограм- метрическая обработка	Метод обработки	Информативность снимка Точностные параметры сним- ка

Для того, чтобы можно было оценить влияние каждого элемента системы на входной сигнал, а также на аэрофотоснимок, необходимо выбрать критерий качества изображения, который должен удовлетворять следующим основным требованиям [14, 17, 18]:

1. Быть однозначным в оценке свойств изображения и в оценке изменений этих свойств.

2. Допускать возможность оценки влияния каждого элемента системы в отдельности и всей фотографирующей системы.

3. Быть однозначным в оценке связи критерия качества изображения и свойств аэрофотоснимка (измерительных и дешифровочных).

4. Позволять использовать критерий качества для анализа и синтеза фотографирующей системы.

5. Допускать возможность использования критерия качества для оценки работы сложных систем.

6. Позволять фиксировать с требуемой чувствительностью изменение качества изображения.

Все оптические элементы, участвующие в построении изображения, ухудшают качество изображения. В результате этого физическая точка объекта будет воспроизведена фотографирующей системой в виде множества точек, характеризующих кружок нерезкости или «размытость».

Кружок нерезкости содержит основную часть энергии сигнала от элементарной точки объекта. Изображение точки идеальной оптической системой в монохроматическом свете представляет собой световое пятно, называемое кружком Эри, которое окружено концентрическими темными и светлыми кольцами, яркость которых уменьшается по мере удаления от центра. Центральное пятно содержит 83,8% всей энергии сигнала. Для оценки влияния каждого элемента реальной фотографирующей системы на входной сигнал введем понятие функции рассеяния, которая будет характеризовать закон изменения световой энергии в пределах кружка нерезкости и его форму.

Функция рассеяния является элементарной характеристикой проектирующей системы и всех элементов фотографического процесса и позволяет достаточно просто анализировать распределение освещенности в плоскости изображения одномерного объекта фотографирования, а также определять геометрическую форму кружка рассеяния в изображении точечного объекта.

Функция рассеяния характеризует влияние aberrаций, дифракции, дефокусировки, свойств затвора, светорассеяния и других факторов на характер изменения освещенности изображения тест-объекта. Свойства функции рассеяния полностью определяют процесс преобразования фотографирующей системой входного сигнала, и поэтому функцию рассеяния можно назвать передаточной функцией всей фотографирующей системы в целом или каждого элемента системы в отдельности.

Функции рассеяния могут быть одномерными и двумерными. При фотометрировании изображения точки малым сканирующим отверстием — двумерная функция (рис. 1.2, а), длинной узкой щелью — одномерная функция.

В фотографии часто используют одномерную функцию рассеяния, характеризующую изменение плотности в изображении бесконечно длинной светлой линии (в направлении, перпендикулярном оси линии) (рис. 1.2, б).

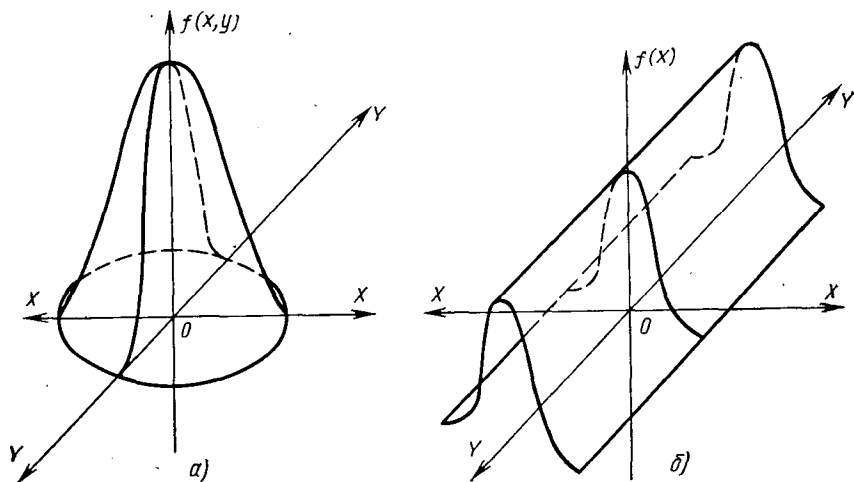


Рис. 1.2. Функции рассеяния

Функцию рассеяния линии называют еще линейно-импульсной реакцией системы или в сложной системе — линейно-импульсной реакцией каждого из элементов системы. Функция рассеяния линии $f(x')$ является функцией только одной ординаты и представляет собой x -сечение двумерной функции рассеяния $f(x', y')$ — $x'=0$ и может быть получена из выражения

$$f(x') = \int_{-\infty}^{\infty} f(x', y') dy'. \quad (1.1)$$

Если функция рассеяния линии не является y -сечением двумерной функции рассеяния $f(x', y')$ — $y'=0$, то она может быть получена из выражения

$$f(y') = \int_{-\infty}^{\infty} f(x', y') dx'. \quad (1.2)$$

Закон изменения интенсивности в изображении бесконечно узкой щели, освещенной некогерентным светом, будет характеризовать одномерную функцию рассеяния, которая для различ-

ных точек изображения из-за аберраций будет принимать различные значения. Однако в пределах некоторого участка плоскости изображения, в связи с медленным изменением значений аберраций по полю изображения, можно считать функцию рассеяния постоянной. Этот участок в плоскости изображения называется изопланатическим, а сама оптическая система будет изопланатична.

Распределение интенсивности в изображении можно найти как суперпозицию синусоидальных и косинусоидальных составляющих бесконечно большого числа бесконечно малых величин пространственных распределений интенсивности.

Оптическая система, удовлетворяющая условиям суперпозиции и изопланатизма, будет характеризоваться свойствами линейной системы.

Функцию рассеяния иногда называют еще импульсной реакцией системы, так как она позволяет (учитывая линейность системы при известном значении функции рассеяния) определить параметры изображения для различных объектов, описываемых в пространственной или частотной областях.

Не у всех элементов рассматриваемого аэрофотографического процесса функция рассеяния постоянна во времени. Для данного момента времени t функции рассеяния элементов можно считать постоянными и однозначными, однако, при изменении внешних условий (температуры, давления, вибрации, солнечной радиации, скорости полета и других параметров) значение функции рассеяния может изменяться. В этом случае изображение может описываться двумя интегралами: первый интеграл будет характеризовать изображение при нулевых начальных условиях, второй — изменение параметров изображения при условиях, отличных от нулевых.

Использование методов спектрального анализа для исследования характера преобразования сигналов от фотографируемого объекта в каждом элементе фотографирующей системы упрощает оценку влияния параметров системы на передачу определенного спектра пространственных частот. С этих позиций фотографирующую систему следует рассматривать как пространственно-частотный фильтр.

Функции рассеяния каждого элемента системы являются непериодическими и, следовательно, могут быть представлены суммой периодических составляющих в форме интеграла Фурье, т. е. суммой бесконечно большого числа бесконечно малых значений функций бесконечно близких по частоте

$$f(x') = \int_{-\infty}^{\infty} \left[\int_{-\infty}^{\infty} f(x') e^{-j2\pi N x'} dx \right] e^{j2\pi N x'} dN, \quad (1.3)$$

где N — пространственная частота, выражаемая в 1/мм.

Введем известные [24] обозначения:

$$S(N) = \int_{-\infty}^{\infty} f(x') e^{j2\pi N x'} dx \quad (1.4)$$

и получим формулу для интеграла Фурье в комплексной форме

$$f(x') = \int_{-\infty}^{\infty} S(N) e^{j2\pi N x'} dN. \quad (1.5)$$

Эти две формулы (1.4) и (1.5) (преобразование Фурье) связывают между собой две функции: вещественную функцию рассеяния $f(x')$ и комплексную функцию пространственной частоты $S(N)$.

Так как комплексная амплитуда dC каждого отдельного колебания бесконечно мала, а также бесконечно мал и частотный интервал dN между двумя колебаниями, то спектр амплитуд будет изображаться непрерывной последовательностью точек. Такой спектр носит название сплошного и определяется как спектральная плотность процесса по формуле

$$S(N) = \pi \frac{dC}{dN}. \quad (1.6)$$

Обычно величину $S(N)$ называют комплексным спектром непериодической функции, а абсолютное значение (модуль этой величины), равное

$$\Phi(N) = |S(N)|, \quad (1.7)$$

называют просто спектром.

Величина $\Phi(N)$ монотонно убывает с увеличением пространственной частоты N и характеризует, с какой амплитудой система передает сигнал освещенности на частоте N_i при условии, что амплитуда на входе была равна амплитуде при $N_0=0$.

Обычно для получения однозначных и сравнимых характеристик элементов системы при спектральном анализе используют нормированную функцию рассеяния, или, иначе, функцию веса элемента или системы, удовлетворяющую условию

$$\int_{-\infty}^{\infty} f(x') dx = 1. \quad (1.8)$$

Спектр такой нормированной функции рассеяния при пространственной частоте $N_0=0$

$$\Phi(0) = 1.$$

Из общего, бесконечно большого числа гармонических составляющих, образующих функцию рассеяния $f(x')$, выделим

две гармоники на частоте 0 и частоте N_i (рис. 1.3, а). График, характеризующий сумму этих двух гармоник ($f(0)$ и $f(N_i)$), приведен на рис. 1.3, б.

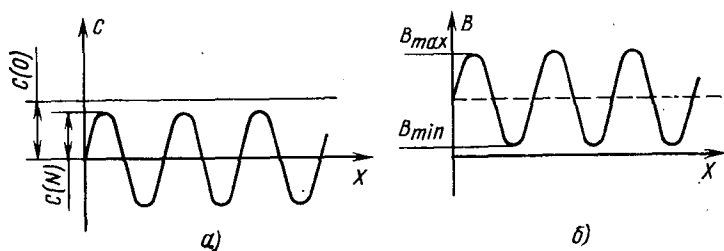


Рис. 1.3. К выводу формулы контраста

Как видно из графиков:

$$B_{\max} = C(0) + C(N_i);$$

$$B_{\min} = C(0) - C(N_i);$$

$$\frac{B_{\max} - B_{\min}}{B_{\max} + B_{\min}} = \frac{2C(N_i)}{2C(0)} = \Phi(N_i).$$

Когда $\Phi(0) = q$, имеем

$$q \frac{B_{\max} - B_{\min}}{B_{\max} + B_{\min}} = \Phi_q(N).$$

Если спектр функции рассеяния определяется по нормированной функции ($q=1$), то он характеризует зависимость контраста изображения от частоты при исходном контрасте синусоидальной миры, равном единице.

Если же

$$\int_{-\infty}^{\infty} f(x') dx = q, \quad (1.9)$$

где $q < 1$, то спектр будет характеризовать зависимость контраста изображения от частоты при исходном контрасте миры, равном q .

В фотографии значение нормированного спектра обычно обозначают $T(N)$, т. е.

$$\Phi_{q=1}(N) = T(N), \quad (1.10)$$

и называют комплексной частотно-контрастной характеристикой (ЧКХ) или комплексным коэффициентом передачи контраста (КПК).

Функция $T(N)$ определяется отношением контраста изображения тест-объекта к контрасту тест-объекта и связана с ком-

плексной функцией передачи контраста или комплексной частотно-контрастной характеристикой зависимостью

$$T(N) = |T(N)| e^{-j\varphi(N)}. \quad (1.11)$$

В этой формуле $\varphi(N)$ — смещение фазы — является аргументом комплексной функции и называется частотно-фазовой характеристикой; которая характеризует смещение фазы в изображении тест-объекта при изменении пространственной частоты.

Смещение фазы определяется несовпадением местоположения точек изображения относительно соответствующих точек объекта, что в проектирующей системе может быть вызвано дисторсией, комой и астигматизмом, а при воздушном фотографировании — сдвигом изображения и погрешностью выравнивания.

При анализе и синтезе сложных фотографирующих систем необходимо провести сравнительную оценку влияния свойств отдельных элементов системы на ЧКХ всей системы.

Применяя понятие о свертке функций последовательно ко всем элементам фотографирующей системы, напомним формулы для вычисления результирующего значения ЧКХ всей фотографирующей системы:

$$T(N) = T_1(N) T_2(N) \dots T_n(N). \quad (1.12)$$

При использовании преобразования Фурье необходимо, чтобы все элементы системы были линейными, т. е. допускали применение принципа наложения. В рассматриваемой фотографирующей системе все элементы являются линейными. Исключение составляет лишь процесс фотохимической обработки.

Частотно-контрастная характеристика служит для оценки качества изображения, создаваемого реальной оптической системой, и представляет собой преобразование Фурье функции распределения освещенности в изображении точки, полученной данной оптической системой. Частотно-контрастная характеристика или передаточная функция позволяет оценить все линейные элементы фотографирующей системы [38].

1.3. ВЛИЯНИЕ СЛОЯ АТМОСФЕРЫ НА КАЧЕСТВО ИЗОБРАЖЕНИЯ

При фотографировании с воздуха между объектом фотографирования и аэрофотоаппаратом находится значительный слой атмосферы, который характеризуется:

- неравномерностью оптической плотности;
- различной спектральной избирательностью;
- наличием воздушных потоков;
- наличием водяных паров, жидких и твердых взвешенных частиц;
- изменением температуры и давления с изменением высоты фотографирования;

влиянием на качество высокоточных фотограмметрических работ рефракции световых лучей.

Изменение параметров слоя атмосферы на пути световых лучей от объекта фотографирования носит случайный характер, что затрудняет задачу точного определения ошибок, возникающих при рефракции. Влияние ошибок, возникающих при рефракции, будет увеличиваться с увеличением высоты фотографирования и угла поля зрения аэрофотоаппарата.

Рефракцию световых лучей определяют при помощи обработки данных на ЭЦВМ, что повышает точность фотограмметрических работ.

Влияние воздушного слоя на качество изображения усугубляется атмосферной дымкой, возникающей в результате рассеяния солнечной радиации. Накладываясь равномерно на лучи, идущие от фотографируемых объектов к светочувствительному слою, атмосферная дымка увеличивает яркость и уменьшает контраст изображения. Наибольшее рассеяние в коротковолновой части спектра, и поэтому в атмосферной дымке преобладают фиолетовые и сине-голубые лучи [4, 9].

Световой поток, проходя через слой атмосферы, которая представляет собой оптически неоднородную мутную среду, перераспределяет свою энергию по различным направлениям, а также частично отклоняется от первоначального направления, что объясняется рефракцией световых лучей. Степень ослабления светового потока от фотографируемых объектов увеличивается при фотографировании с больших высот, а также с увеличением концентрации рассеивающих частиц в слое атмосферы. В этом случае на качество изображения, особенно на понижение его контраста, будет влиять рассеянный вверх от слоя дымки световой поток. Вид функций рассеяния светового потока в атмосфере подтверждает вывод о том, что пространственное распределение рассеянного светового потока определяется не только концентрацией рассеивающих частиц, но и их размером. При воздушном фотографировании в длинноволновом участке спектра влияние воздушной дымки на качество изображения уменьшается.

Ослабление прошедшего через слой атмосферы светового потока за счет поглощения носит селективный характер и определяется в основном содержанием в атмосфере водяных паров, углекислого газа и озона, в то время как ослабление светового потока за счет рассеяния происходит плавно и зависит от длины волны.

В зависимости от изменения физико-химических и механических свойств, определяющих характер прохождения электромагнитных колебаний в диапазоне видимого участка спектра, атмосферный слой Земли можно классифицировать, используя изменение этих свойств с высотой [13].

Свойство атмосферы определяется многими факторами, основными из которых можно считать солнечную радиацию, время года и суток, подстилающую поверхность, географические координаты, характер влияния космического излучения.

Наиболее характерные изменения светового потока происходят в тропосфере, где господствуют горизонтальные и вертикальные потоки, что приводит к образованию воздушной дымки, туманов, облаков и выпадению осадков. С увеличением высоты вертикальные потоки ослабевают, а в стратосфере почти отсутствуют.

Для уменьшения вредного влияния атмосферной дымки, а также и для других целей в аэрофотосъемке широко применяются светофильтры, обладающие ярко выраженным избирательным поглощением проходящего через них светового потока, как это видно из рис. 1. 4.

Светофильтр устанавливается перед объективом аэрофотоаппарата и уменьшает освещенность изображения. Это требует соответствующего увеличения необходимой выдержки, определяемой из условий экспонометрического расчета с учетом кратности применяемого светофильтра. Кратность светофильтра показывает, во сколько раз необходимо увеличить выдержку при фотографировании со светофильтром по сравнению с величиной выдержки при фотографировании без светофильтра при одних и тех же условиях. Кратность светофильтра зависит от типа применяемой пленки, спектральной характеристики фотографируемого объекта, характера атмосферы дымки.

Обычно для согласования спектральных характеристик и особенно уменьшения влияния воздушной дымки применяют желтый светофильтр на малых высотах (5—6 км). Оранжевый светофильтр применяют при большой дымке на высотах свыше 8—10 км.

В табл. 1. 3 приведены кратности светофильтра для нескольких типов аэрофотопленки при использовании различных светофильтров.

Молекулярное рассеяние солнечной радиации, создающее атмосферную дымку, может определяться из следующей зависимости (формула Релея):

$$B = B_0 \frac{k}{\lambda^4}, \quad (1. 13)$$

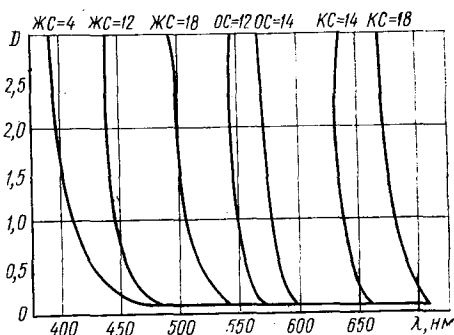


Рис. 1. 4. Спектральные характеристики светофильтров

где B — яркость рассеянного света;
 B_0 — яркость падающего на рассеивающую среду света;
 λ — длина волны рассеиваемого света;
 k — коэффициент пропорциональности, равный

$$k = \frac{\pi^2(n^2 - 1)^2}{2q} (1 + \cos^2 \alpha), \quad (1.14)$$

где n — показатель преломления среды;
 q — число частиц в единице объема;
 α — угол между направлениями падающей и рассеивающей радиацией.

Таблица 1.3

Кратность светофильтров для различных аэрофотоматериалов

Светофильтр	Цвет стекла светофильтра	Кратность для фотоматериалов		
		изопанхром	панхром	инфрахром
№ 2, ЖС18	Желтый темный	2	1,5	1,5
№ 3, ОС12	Оранжевый светлый	3	2	2
№ 4, ОС14	Оранжевый темный	5	3	2
№ 5, КС14	Красный светлый	—	4,5	5

Из формулы видно, что эффект рассеяния обратно пропорционален длине волны рассеиваемого света: чем короче длина волны рассеиваемого света, тем больше рассеивается солнечная радиация. Поэтому атмосферную дымку часто называют голубой дымкой.

В атмосфере Земли находится во взвешенном состоянии значительное число частиц, количество которых в единице объема пропорционально величине рассеянного излучения, и определяет оптическую массу атмосферы.

Рассмотрим прохождение монохроматического светового потока F_0 излучения от фотографируемого объекта через слой атмосферы толщиной H , обладающей определенными свойствами поглощения.

Так как отношение величины монохроматического светового потока, прошедшего через поглощающую среду, к падающему на этот слой световому потоку не зависит от величины падающего потока, а зависит лишь от определенных свойств компонентов слоя и от толщины слоя, то количество поглощенной в бесконечно тонком слое dH световой энергии будет пропорционально падающему на этот элементарный слой световому потоку.

Пусть F_1 и F_2 (рис. 1.5) будут текущими значениями монохроматического светового потока в элементарных слоях, следующих друг за другом. Тогда уменьшение светового потока

в результате поглощения его элементарным воздушным слоем будет равно

$$-dF = F_2 - F_1. \quad (1.15)$$

Согласно сделанному ранее выводу можем записать, что

$$-dF = \tau'_{0\lambda} F_1 dH \quad (1.16)$$

или

$$-\frac{dF}{F_1} = \tau'_{0\lambda} dH. \quad (1.17)$$

Величина $\tau'_{0\lambda}$, выраженная в см^{-1} , характеризует величину спектрального коэффициента поглощения светового потока в элементарном слое dH и зависит от свойств поглощающего слоя и от длины волны светового потока. Иногда ее называют спектральным показателем поглощения монохроматического светового потока в элементарном слое dH .

Перейдем от поглощения светового потока в элементарном слое к полному ослаблению потока за счет поглощения в воздушном слое толщиной H . Интегрируя выражение (1.17) в пределах по всей толщине слоя, получим

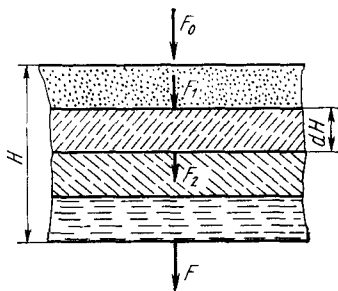


Рис. 1.5 К выводу закона Бугера—Ламберта

$$-\int_{F_0}^F \frac{dF}{F} = \tau'_{0\lambda} \int_0^H dH \quad (1.18)$$

$$\text{и далее } \ln \frac{F}{F_0} = -\tau'_{0\lambda} H. \quad (1.19)$$

В окончательном виде зависимость

$$\frac{F}{F_0} = e^{-\tau'_{0\lambda} H} \quad (1.20)$$

называется формулой Бугера—Ламберта, а отношение прошедшего монохроматического светового потока через слой атмосферы к падающему на него монохроматическому световому потоку есть прозрачность атмосферы для данной длины волны.

Рассматривая сложный световой поток в видимом диапазоне спектра, можем написать

$$\frac{F'}{F'_0} = e^{-\tau'_0 H}, \quad (1.21)$$

где F'_0 и F' — значения сложных световых потоков падающего на слой атмосферы и прошедшего через него;

τ'_0 — величина, характеризующая интегральный коэффициент поглощения сложного светового потока в элементарном слое атмосферы, показатель поглощения сложного светового потока в элементарном слое.

Напишем выражения для коэффициентов поглощения светового потока в элементарном слое для монохроматического и сложного световых потоков, которые будут соответственно равны

$$\tau_{0\lambda} = e^{-\tau'_{0\lambda}} \quad (1.22)$$

и
$$\tau_0 = e^{-\tau'_0}. \quad (1.23)$$

Учитывая эти зависимости, можем написать формулы, характеризующие прозрачность атмосферы для монохроматического и сложного световых потоков

$$\frac{F}{F_0} = \tau_{0\lambda}^H \quad (1.24)$$

и
$$\frac{F'}{F'_0} = \tau_0^H, \quad (1.25)$$

или
$$\frac{F}{F_0} = \tau_{\lambda H} \quad (1.26)$$

и
$$\frac{F'}{F'_0} = \tau_H, \quad (1.27)$$

где $\tau_{\lambda H}$ и τ_H — спектральный и интегральный коэффициенты поглощения слоя атмосферы на высоте H .

Аналогичные рассуждения можно привести и для определения коэффициентов, характеризующих потери световой энергии при прохождении через слой атмосферы на отражение, рассеяние.

Ослабление светового потока при прохождении через слой атмосферы можно оценить общим коэффициентом пропускания τ для сложного светового потока и τ_λ для узкого монохроматического светового потока.

В связи с тем, что при аэрофотосъемке используется не узкий монохроматический пучок света, то при оценке светового воздействия воздушной дымки необходимо знать величину эффективной оптической толщины атмосферы, которая определяется

отношением фотоактиничного потока F , прошедшего сквозь слой атмосферы, ко всему падающему световому потоку F_0 и равна

$$e^{-\tau_{эф}} = \frac{F}{F_0} = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} s_{\lambda} E_{\lambda} \tau_{\lambda} \tau_{\lambda_{опт}} d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} s_{\lambda} E_{\lambda} \tau_{\lambda_{опт}} d\lambda}, \quad (1.28)$$

где s_{λ} — спектральная чувствительность светочувствительного слоя;
 E_{λ} — спектральная интенсивность солнечной радиации на границе атмосферы;
 τ_{λ} — спектральный коэффициент пропускания атмосферы;
 $\tau_{\lambda_{опт}}$ — спектральный коэффициент пропускания светофильтра и объектива аэрофотоаппарата.

В реальных условиях фотографирования яркость объектов и спектральный состав отраженного от них светового потока искажаются вследствие поглощения, рассеяния, отражения светового потока в слое атмосферы, а также из-за наложения на яркость фотографируемых объектов яркости воздушной дымки. Приведенная к оптической системе аэрофотоаппарата яркость фотографируемого объекта будет

$$B' = B_0 \tau_H + B_d, \quad (1.29)$$

где B' — приведенная яркость объекта;
 B_0 — яркость фотографируемого объекта;
 B_d — яркость воздушной дымки;
 τ_H — коэффициент прозрачности атмосферы для высоты H .

При фотографировании объекта с яркостью B_0 через слой атмосферы на высоте H взаимосвязь яркостных характеристик будет подчиняться следующей зависимости

$$B_{0H} = \int_0^{\infty} B_{0\lambda} \tau_{\lambda H} d\lambda, \quad (1.30)$$

где $B_{0\lambda}$ — монохроматическая яркость объекта;
 $\tau_{\lambda H}$ — спектральный коэффициент прозрачности атмосферы для слоя толщиной H и светового потока с длиной волны λ (рис. 1.6, табл. 1.4).

Для монохроматического потока излучения имеем

$$B_{0\lambda H} = B_{0\lambda} \tau_{\lambda H}, \quad (1.31)$$

где $B_{0\lambda H}$ — монохроматическая яркость фотографируемого объекта на высоте H .

Изменение коэффициента прозрачности $\tau_{\lambda H}$ в вертикальном направлении в зависимости от высоты фотографирования

$H, \text{ км}$	1	2	3	4	6	8	10	100
$\lambda, \text{ нм}$								
450	0,95	0,91	0,87	0,84	0,77	0,75	0,63	0,54
550	0,96	0,93	0,90	0,88	0,84	0,82	0,79	0,74
650	0,97	0,94	0,92	0,91	0,89	0,87	0,85	0,81
$h, \text{ км}$	0,94	1,76	2,48	3,12	4,17	4,98	5,60	7,70

Приведенная монохроматическая яркость фотографируемого объекта будет равна

$$B_{\lambda H} = B_{0\lambda H} + B_{d\lambda H}, \quad (1.32)$$

где $B_{d\lambda H}$ — монохроматическая яркость воздушной дымки на высоте H .

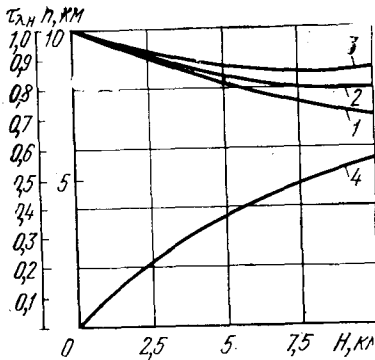


Рис. 1.6. Изменение коэффициента прозрачности в вертикальном направлении:

1— $\lambda=150$ нм; 2— $\lambda=550$ нм; 3— $\lambda=650$ нм; 4—приведенная высота атмосферы h км

Величина спектрального коэффициента прозрачности атмосферы для слоя толщиной H и длиной волны λ может быть найдена из формулы

$$\tau_{\lambda H} = e^{-\beta_{\lambda} h}, \quad (1.33)$$

где β_{λ} — показатель поглощения чистой атмосферы в нормальном состоянии;

h — приведенная высота данного слоя атмосферы,

$$h = \frac{1}{k} (1 - e^{-kH})^{\frac{L_0}{L}}. \quad (1.34)$$

Здесь k — постоянная в барометрической формуле Бесселя (0,13 км);

H — реальная высота фотографирования;

L_0 — нормальная дальность видимости (28 км);

L — наблюдаемая дальность видимости.

При воздушном фотографировании вместо яркости фотографируемого объекта применяют понятие фотографической яркости объекта B_ϕ

$$B_\phi = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} e_\lambda s'_\lambda r_\lambda d\lambda, \quad (1.35)$$

где r_λ — спектральный коэффициент яркости фотографируемого объекта;

s'_λ — относительная спектральная чувствительность фотослоя;

e_λ — спектральная плотность освещения, равная $\frac{dE}{d\lambda}$ в лм/(см²·нм) и характеризующая изменение освещенности при бесконечно малом приращении длины волны излучения.

Учитывая прозрачность слоя атмосферы, напишем формулу для приведенного значения фотографической яркости объекта

$$B'_\phi = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} e_\lambda s'_\lambda r_\lambda \tau_{\lambda H} d\lambda. \quad (1.36)$$

При оценке светового воздействия на светочувствительный слой потока излучения от объектов фотографирования с различной яркостью используют средние интегральные значения яркости \bar{B}

$$\bar{B} = \frac{\int_0^\infty \int_0^\infty dB dS}{\int_0^\infty dS} = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} B_i S_i}{\sum_{i=1}^{i=n} S_i}, \quad (1.37)$$

где S_i — площадь отдельных элементов яркости объекта.

При экспонетрических расчетах для характеристики фотографируемого объекта используют понятие коэффициента фотографической яркости r_ϕ , а также среднего коэффициента яркости \bar{r}

$$r_\phi = \frac{B_\phi}{B_0}; \quad (1.38)$$

$$\bar{r} = \frac{\bar{B}}{B_0}. \quad (1.39)$$

и

Важной характеристикой фотографируемых объектов является контраст k_t и контраст на уровне аэрофотоаппарата k_t'

$$k_t' = \frac{B_1 - B_2}{B_1} \cdot \frac{1}{1 + \frac{B_d}{B_1 \tau_H}} = \frac{k_t}{1 + \frac{\kappa}{r_1}}, \quad (1.40)$$

где κ — коэффициент задымленности, равный отношению яркости дымки B_d к яркости абсолютно белой изотропной поверхности объекта B_0 , наблюдаемой сквозь дымку:

$$\kappa = \frac{B_d}{B_0 \tau_H}. \quad (1.41)$$

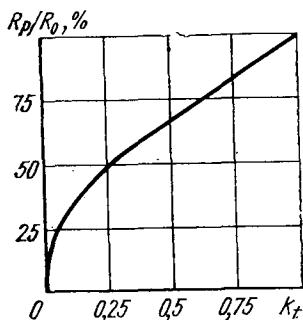


Рис. 1.7. Влияние контраста на изменение разрешающей способности

Величина коэффициента задымленности κ определяет влияние атмосферной дымки на качество изображения при воздушном фотографировании. Коэффициент задымленности κ есть функция многих аргументов, основными из которых являются: высота фотографирования, количество и направление солнечной радиации, оптическая толщина атмосферы, характер функции рассеяния светового потока в атмосфере, альbedo земной поверхности.

Все эти вопросы достаточно подробно рассмотрены в работах [15, 36].

Яркость воздушной дымки является одной из причин уменьшения разрешающей способности системы «объектив — фотослой»:

$$R_p = R_0 \left[\frac{k_t}{2 \left(1 + \frac{\kappa}{r_1} \right) - k_t} \right]^{-0,36}. \quad (1.42)$$

Эта зависимость приведена на рис. 1.7 по данным табл. 1.5.

Таблица 1.5

Изменение относительной разрешающей способности системы «объектив—фотослой» при изменении контраста объекта

k_t	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
R_p/R_0	0,27	0,35	0,45	0,54	0,61	0,67	0,74	0,80	0,86	0,93	1,0

Явление уменьшения разрешающей способности снимка особенно сильно сказывается при фотографировании объектов

в условиях их слабой освещенности и объектов с малыми коэффициентами яркости.

Как видно из формул, яркость фотографируемых объектов при наличии воздушной дымки увеличивается с высотой, в то время как контраст на уровне аэрофотоаппарата по мере увеличения высоты фотографирования уменьшается.

Значения яркости и коэффициентов яркости для различных длин волн определяются при помощи специальных оптико-электронных приборов (спектрометров и спектрографов) в процессе аэроспектрометрической съемки.

При энергетических расчетах, связанных с определением параметров фотографирующей системы, характеризующих изменение величины световой энергии при прохождении ее через систему и количество поступающей на светочувствительный слой световой энергии, необходимо учитывать освещенность земной поверхности в момент фотографирования (табл. 1.6) и коэффициент яркости или отражения фотографируемых объектов (табл. 1.7).

Таблица 1.6

Освещенность земной поверхности при различных высотах солнца и различных условиях облачности

Высота солнца, град	Освещенность горизонтальной поверхности прямым и рассеянным светом, 10^3 лк				
	безоблачно	перистокучевые облака. Солнце закрыто	высококучевые облака. Солнце в облаках	сплошная облачность	
				летний покров	снеговой покров
5	5	5	4	2	3
10	9	11	6	3	5
15	15	18	8	5	7
20	23	27	13	7	14
25	31	37	16	10	20
30	39	45	20	12	27
35	48	56	23	14	34
40	58	66	26	15	—
45	67	76	28	18	—
50	76	85	30	20	—
55	85	95	32	22	—
60	95	105	34	25	—
65	100	110	38	28	—

Коэффициент яркости некоторых объектов

Объект	r	Объект	r
Луг зеленый сочный	0,06	Почва чернозем мокрый	0,02
Луг зеленый суходольный	0,07	Море	0,07
Луг зеленый скошенный	0,06	Океан	0,035
Луг желтый (выжженный), снятый:		Снег свежевывавший	1,0
под прямым углом	0,14	Снег средней свежести	0,90
под острым углом	0,20	Снег тающий	0,80
Степь желтая сухая	0,10	Снежное поле с редкой по- рослью	0,60
Посев зеленый и зрелый (желтый), снятый:	0,05	Лед речной	0,35
под прямым углом	0,15	Шоссе сухое	0,32
под острым углом	0,34	Шоссе мокрое	0,11
Жнивье	0,10	Бульжная мостовая сухая	0,20
Моховое болото	0,05	Бульжная мостовая мокрая	0,09
Лес хвойный (кроны)	0,04	Дорога грунтовая:	
Лес лиственный летом	0,05	на песке сухая	0,20
Лес лиственный осенью (желтый)	0,15	на песке мокрая	0,07
Лес лиственный зимой	0,07	на супеси сухая	0,09
Песок кварцевый белый су- хой снятый:		на черноземе	0,08
под прямым углом	0,20	на суглинке сухая	0,21
под острым углом	0,35	Кирпич красный	0,20
Песок кварцевый белый сы- рой	0,12	Известняк светлый	0,40
Песок кварцевый белый мок- рый	0,08	Плита бутовая	0,35
Песок желтый сухой	0,15	Стена белая свежая	0,90
Песок красный сухой	0,10	Стена белая несвежая	0,70
Почва супесчаная сухая	0,13	Щебень гранитный	0,17
Почва супесчаная мокрая	0,06	Тес свежий сосновый	0,50
Почва суглинистая сухая	0,15	Тес старый посеревший	0,14
Почва суглинистая мокрая	0,06	Стена бревенчатая	0,20
Почва чернозем сухой	0,03	Солома	0,15
		Крыша железная красная	0,13
		Крыша деревянная (дранка)	0,15

В связи с тем, что коэффициент яркости фотографируемых объектов меняется при изменении длины волны освещающего их светового потока, при энергетических расчетах применяется спектральный коэффициент яркости r_λ , средние значения которого для некоторых объектов приведены в табл. 1.8.

При прохождении светового потока через слой атмосферы ослабление его определяется не только селективным поглощением. Часть потока рассеивается внутри слоя, часть теряется вследствие отражения при переходе из одной среды в другую, когда показатели преломления сред различны. В этом случае поток излучения делится на две части, одна проходит в иную среду, а другая отражается обратно.

Таблица 8.1

Значение r_λ для различных длин волн

Объект	$\lambda = 400$ нм	$\lambda = 550$ нм	$\lambda = 700$ нм	$\lambda = 800$ нм
Зелень	0,05	0,12	0,15	0,60
Пахота сухая	0,07	0,17	0,25	0,30
Солома ржаная	0,05	0,40	0,60	0,70
Снег	0,85	0,85	0,85	0,85
Песок	0,07	0,20	0,35	0,40
Водная поверхность	0,25	0,06	0,03	0,01

Для случая нормального падения лучей на поверхность раздела двух сред коэффициент отражения q_0 , равный отношению отраженного светового потока к падающему, может быть определен из следующей зависимости

$$q_0 = \frac{(n_2 - n_1)^2}{(n_2 + n_1)^2},$$

где n_1 и n_2 — показатели преломления двух сред.

Световой поток, проходя через слой атмосферы, рассеивается и поглощается (часть световой энергии переходит в тепловую).

Контраст объектов относительно фона должен определяться для длин волн, характеризующих основные спектральные участки светового потока, используемого в процессе фотографирования.

Необходимо помнить, что при использовании длинноволновой части спектра контрастность изображения объектов, вызываемая различной освещенностью и затененностью объектов фотографирования, повышается. Выбор светофильтра при воздушном фотографировании зависит от параметров солнечной радиации, высоты фотографирования и характеристик аэрофотопленки (увеличение высоты фотографирования требует применения более длинноволнового светофильтра). Хотя при фотографировании в длинноволновой части спектра атмосфера более прозрачна, в ней имеется ряд полос поглощения, вызванных наличием водяных паров и углекислоты [40].

При переходе в длинноволновый участок спектра величина экспозиции увеличивается. Это приводит к ухудшению воспроизведения мелких объектов, так как при фотографировании в длинноволновом участке спектра светочувствительность пленки уменьшается, и поэтому необходимо увеличить выдержку аэрофотозатвора. Увеличение выдержки аэрофотозатвора приводит к увеличению сдвига изображения на снимке.

Глава 2. ОПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ АЭРОФОТОАППАРАТОВ

Основной функцией оптической системы аэрофотоаппарата является построение оптического изображения в фокальной плоскости аэрофотокамеры.

Оптическая система аэрофотоаппарата в значительной степени предопределяет измерительные и дешифровочные свойства аэрофотоснимка, а следовательно, качество и методику последующей фотограмметрической обработки снимков. Для обеспечения высокого качества изображения на аэрофотоснимке в аэрофотоаппаратах в основном используются объективы типа анастигматов.

Кроме оптической системы, в конструкцию аэрофотоаппарата входят различные оптические узлы и элементы: микрообъективы для впечатывания необходимой информации на пленку, оптические клинья узла оптической компенсации сдвига изображения (ОКСИ), плоскопараллельные пластинки для выравнивания аэрофотопленки в фокальной плоскости аэрофотокамеры, всевозможные призмы, светофильтры, оттенители, зеркала, световоды.

В связи с тем, что при увеличении высоты фотографирования изменяется спектральный состав рассеянной радиации, при расчете оптических систем аэрофотоаппаратов их необходимо корректировать в желто-красной части спектра, а оптические системы с большим фокусным расстоянием необходимо корректировать в оранжево-красной области спектра.

2.1. ТРЕБОВАНИЯ К ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ АЭРОФОТОАППАРАТА И ЕЕ ПАРАМЕТРЫ

Оптическая система аэрофотоаппарата должна удовлетворять следующим требованиям.

1. Разрешающая способность (добротность) должна быть максимальной по всему полю изображения.

2. Светосила должна быть по возможности наибольшей, а освещенность равномерно распределена по всему полю изображения.

3. Угол поля зрения должен быть по возможности оптимальным.

4. При значительных высотах воздушного фотографирования масштаб изображения должен быть достаточно крупным.

5. При построении изображения должно сохраняться подобие изображения и объектов фотографирования.

6. Параметры оптической системы не должны изменяться от изменения внешних условий (высоты, температуры, давления, влажности, вибрации, перегрузок и т. п.).

Все объективы, предназначенные для аэрофотоаппаратов, в зависимости от задач, решаемых с их помощью, можно разделить на две группы: оптические системы нетопографических аэрофотоаппаратов и оптические системы топографических аэрофотоаппаратов.

Оптические системы специальных аэрофотоаппаратов должны обладать повышенной разрешающей способностью, т. е. способностью к передаче тонкой структуры фотографируемого объекта, его «высокочастотных» составляющих.

Кроме того, светосила и фокусное расстояние этих оптических систем должны быть достаточно большими при максимальной добротности.

Оптические системы топографических аэрофотоаппаратов должны быть ортоскопичны, и иметь максимальный угол поля зрения.

Основными оптическими параметрами объектива аэрофотоаппарата являются фокусное расстояние объектива f' , относительное отверстие $\frac{2a}{f'}$, угол поля зрения $2W$, угол поля изображения $2W'$, светораспределение по полю изображения E_w , разрешающая способность R_N или добротность q , частотно-контрастная характеристика $T_{об}(N)$, ортоскопичность $\Delta y'$, светопропускание $\tau_{опт}$.

Все параметры оптической системы аэрофотоаппарата можно классифицировать в зависимости от влияния каждого параметра на качество изображения на две группы. Первая группа включает в себя параметры, характеризующие изменение величины светового потока в оптической системе и определяющие энергетические свойства изображения и его размеры в соответствии с масштабом фотографирования. К параметрам первой группы относятся фокусное расстояние объектива, относительное отверстие, угол поля зрения и угол поля изображения, светораспределение по полю изображения.

Вторая группа параметров определяет качественную сторону изображения, т. е. его измерительные и информационные свойства. Ко второй группе параметров относятся разрешающая способность или добротность системы, частотно-контрастная характеристика и ортоскопичность оптической системы.

В зависимости от значений основных параметров и конструктивных особенностей все современные аэрофотообъективы можно классифицировать следующим образом (табл. 2.1 и табл. 2.2).

Таблица 2.1

Данные некоторых типов объективов

Объектив	f' мм	$\frac{2a}{f'}$	$2W^\circ$	R_N лин/мм	
				центр	край
<i>Универсальные</i>					
Орион-20	200	1:6,3	65	50	20
Индустар-51	210	1:4,5	60	22	14
ОФ-41	400	1:4,5	25	20	8
Телемар-17	400	1:6,3	30	30	16
Индустар-52	500	1:5	46	25	12
Родон-1	500	1:5	46	30	12
<i>Широкоугольные</i>					
Родина-2Б	55	1:8,2	134	36	12
Руссар-29	70	1:6,8	122	30	12
Руссар-44Б	100	1:6,8	104	34	18
МРО-2	100	1:8,0	102	40	10
Орион-21	150	1:6,3	92	24	10
Орион-1М	200	1:6,3	92	32	6
<i>Длиннофокусные</i>					
Уран-16	750	1:3,5	32	31	11
Телемар-2	750	1:6,3	32	25	10
Ленинград-8	750	1:6,3	31	37	17
Телемар-7	1000	1:7	24	26	14
Ленинград-4	1800	1:8	21	23	11
Телемар-12	1800	1:8	22	20	11
<i>Светосильные</i>					
Уран-27	100	1:2,5	54	45	8
Уран-10	100	1:2,8	56	32	10
ОФ-233	210	1:2,5	56	24	9
Уран-9	250	1:2,5	62	22	4

Некоторые типы зарубежных аэрофотообъективов

Объектив	f' мм	$\frac{2a}{f'}$	$2W^\circ$	R_N лин/мм	
				центр	край
<i>Универсальные</i>					
Авиотар	210	1:4,0	60	43	18
Альдебаран	230	1:4,5	63	57	20
Топар	230	1:4,0	65	35	18
Пинатар	210	1:4,0	65	40	15
Топарон А	230	1:5,6	63	40	15
Топар А	300	1:5,6	55	40	15
<i>Широкоугольные</i>					
Супер—Плеогон	85,5	1:4,0	125	50	20
Супер—Авиогон	85,5	1:5,6	120	80	10
Ламегон	115	1:4,0	106	40	15
Инфрагон	112	1:5,6	100	56	15
Метрогон	150	1:6,3	96	30	10
Плеогон	105	1:5,6	94	35	15
Геокон	150	1:5,6	100	40	20
<i>Длиннофокусные</i>					
Теликон А	600	1:6,3	30	30	15
<i>Светосильные</i>					
Астротар	300	1:2,6	45	38	15

1. Универсальные аэрофотообъективы:
фокусное расстояние — 150÷500 мм,
угол поля зрения — менее 70°,
относительное отверстие — менее 1:3,5;
величина заднего фокального отрезка — $\sim f'$.
2. Широкоугольные аэрофотообъективы:
фокусное расстояние — 50—250 мм;
угол поля зрения — более 70°;
относительное отверстие — 1:5—1:7.
3. Длиннофокусные аэрофотообъективы:
фокусное расстояние — более 500 мм;
угол поля зрения — 20—50°;
относительное отверстие — 1:4,5—1:8.

4. Светосильные аэрофотообъективы:
фокусное расстояние — менее 500 мм;
угол поля зрения — 20—50°;
относительное отверстие — более 1 : 3,5.
5. Зеркальные и зеркально-линзовые аэрофотообъективы.

2.2. ФОКУСНОЕ РАССТОЯНИЕ АЭРОФОТОКАМЕРЫ И УСЛОВИЕ ОРТОСКОПИИ

Фокусное расстояние аэрофотокамеры f'_k — это условно принятое удаление плоскости прикладной рамки или плоскости выравнивающего стекла от задней главной плоскости оптической системы (рис. 2.1).

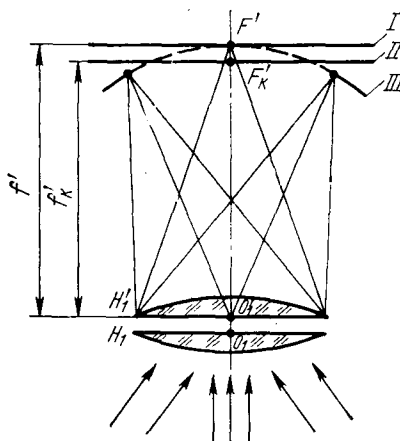


Рис. 2.1. Схема для определения f'_k :

I — фокальная плоскость объектива;
II — фокальная плоскость камеры, плоскость минимума дисторсии; *III* — поверхность наилучшей резкости изображения

В плоскости прикладной рамки или в плоскости выравнивающего стекла находится главная точка аэрофотоснимка, которая есть основание перпендикуляра, опущенного из задней узловой точки оптической системы на плоскость прикладной рамки или на плоскость выравнивающего стекла.

Фокусное расстояние аэрофотокамеры f'_k является одним из элементов внутреннего ориентирования, от постоянства которого зависит качество аэрофотоснимка и точность фотограмметрической обработки. Величина фокусного расстояния аэрофотокамеры определяется на оптической скамье с точностью до сотых долей миллиметра, что допускает фотограмметрическую об-

работку материалов воздушного фотографирования универсальными методами и высокую точность определения координат точек на снимке.

Известно, что даже в самых лучших высококорректированных ортоскопических аэрофотосъемочных объективах не выдерживается подобие между фотографируемыми объектами и их изображениями в различных участках поля изображения.

Нарушение этого подобия объясняется различными значениями линейного и углового увеличений по полю изображения и называется дисторсией оптической системы. Дисторсия характеризует ортоскопичность системы.

Различают дисторсию оптическую $\Delta u'$ и дисторсию фотограмметрическую $\Delta u'_1$.

Разность между величиной фактического изображения y' и величиной неискаженного изображения y'_0 в произвольно выбранной меридиональной плоскости есть величина абсолютной или линейной дисторсии $\Delta y'$ (рис. 2.2).

Относительная дисторсия — это отношение величины абсолютной дисторсии к величине неискаженного изображения

$$\Delta = \frac{y' - y'_0}{y'_0} = \frac{\Delta y'}{y'_0}. \quad (2.1)$$

Иногда величину относительной дисторсии выражают в процентах

$$\Delta \% = \frac{y' - y'_0}{y'_0} \cdot 100\%. \quad (2.2)$$

Величина абсолютной или линейной дисторсии и есть величина оптической дисторсии, т. е. мера искажения или нарушения ортоскопии оптической системы.

Величина фотограмметрической дисторсии определяется разностью значений ординат ближайшего подобия изображения фотографируемого объекта y''_0 и фактического изображения y' в произвольно выбранной меридиональной плоскости

$$\Delta y'_1 = y' - y''_0. \quad (2.3)$$

Значение y''_0 определяется по формуле

$$y''_0 = f'_{k_0} \operatorname{tg} \alpha'_i, \quad (2.4)$$

где f'_{k_0} — среднее значение фокусного расстояния аэрофотокамеры.

Величина дисторсии определяется при помощи оптической скамьи по координатным осям и по диагоналям снимка. К величине дисторсии оптической системы предъявляется очень важное

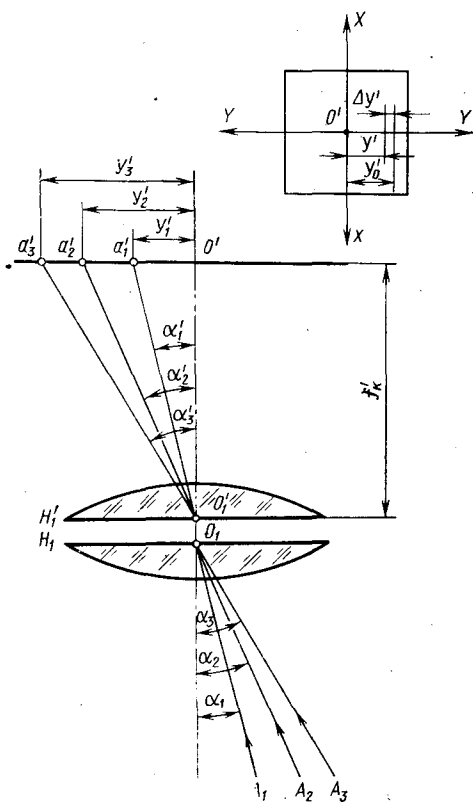


Рис. 2.2. К выводу формулы дисторсии и фокусного расстояния аэрофотокамеры

требование для фотограмметрии — ее центрированность относительно оптической оси системы.

Для более полного исследования оптической системы с целью определения величины дисторсии необходимо иметь возможность вращать испытуемую оптическую систему вокруг ее оси, что обеспечит определение дисторсии по нескольким направлениям поля зрения как в меридиональной, так и в сагитальной плоскостях.

Для измерения дисторсии на различных углах в пределах всего угла поля изображения оптической системы необходимо, чтобы объектив вращался вокруг задней узловой точки.

Величину дисторсии можно также определить на специальной установке с неподвижными коллиматорами, расположенными в пределах угла поля изображения оптической системы аэрофотоаппарата. Такая схема широко применяется как у нас в стране, так и за рубежом.

Величина фокусного расстояния аэрофотокамеры при достаточно малой величине дисторсии определяется как среднее арифметическое значение из всех значений f'_{κ_i} , т. е.

$$f'_{\kappa_0} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{i=n} f'_{\kappa_i} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{i=n} \frac{y'_i}{\operatorname{tg} \alpha'_i}. \quad (2.5)$$

Иногда величину f'_{κ_0} определяют как среднее весовое из всех значений f'_{κ_i} , считая их веса пропорциональными удалению исследуемой точки от главной точки снимка O'

$$f'_{\kappa_0} = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} y'_i f'_{\kappa_i}}{\sum_{i=1}^{i=n} y'_i}. \quad (2.6)$$

При вычислении величины фокусного расстояния аэрофотокамеры f'_{κ_0} необходимо соблюдать условие равенства нулю суммы всех значений дисторсии

$$\sum_{i=1}^{i=n} \Delta y'_i = 0 \quad (2.7)$$

или более строгое условие, основанное на способе наименьших квадратов, требующее минимума суммы квадратов значений дисторсии в различных участках по всему полю изображения,

$$\sum_{i=1}^{i=n} \Delta^2 y'_i = 0. \quad (2.8)$$

С учетом выполнения условия равенства нулю дисторсии можем написать

$$f'_{\kappa_0} = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} y'_i}{\sum_{i=1}^{i=n} \operatorname{tg} \alpha'_i} = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} f'_{\kappa_i} \operatorname{tg} \alpha'_i}{\sum_{i=1}^{i=n} \operatorname{tg} \alpha'_i}. \quad (2.9)$$

Точность определения величины фокусного расстояния аэрофотокамеры f'_{κ_0} зависит от ошибок определения и измерения линейных и угловых величин в пространстве изображений, т. е. значений y'_i и α'_i или x'_i и β'_i .

Относительная средняя квадратическая ошибка определения величины фокусного расстояния аэрофотокамеры f'_{κ_0} может быть получена дифференцированием основной формулы

$$f'_{\kappa_i} = y'_i \operatorname{ctg} \alpha'_i \quad (2.10)$$

по углу α

$$df'_{\kappa_i \alpha} = -y'_i \operatorname{cosec}^2 \alpha'_i d\alpha \quad (2.11)$$

и замены y'_i его значением из основной формулы

$$df'_{\kappa_i \alpha} = -2f'_{\kappa_i} \operatorname{cosec} 2\alpha'_i d\alpha. \quad (2.12)$$

Заменим приращения $df'_{\kappa_i \alpha}$ и $d\alpha$ значениями средних квадратических ошибок соответствующих величин и обозначим их $m_{f'_{\kappa}}$ и m_{α} . Подставляя эти значения в формулу, найдем относительную среднюю квадратическую ошибку определения величины фокусного расстояния аэрофотокамеры

$$\frac{m_{f'_{\kappa}}}{f'_{\kappa_i}} = \pm 2 \operatorname{cosec} 2\alpha_i \frac{\xi'' \alpha}{\xi' \alpha''}. \quad (2.13)$$

В процессе эксплуатации аэрофотоаппарата в условиях постоянно изменяющихся температуры и давления происходит изменение оптических характеристик системы, что особенно заметно в длиннофокусных системах. Поэтому определение на заводе значений элементов внутреннего ориентирования не может гарантировать высокую точность измерений при фотограмметрической обработке аэрофотоснимка.

Если не принимать специальных мер, то вследствие изменения температуры и давления в оптической системе аэрофотоаппарата может происходить следующее.

1. Относительный показатель преломления стекла компонентов объектива изменится в связи с изменением показателя пре-

ломления окружающей среды и показателей преломления стекла самих компонентов.

2. Изменение значений конструктивных элементов объектива (толщины линз, воздушных промежутков, радиусов кривизны линз).

3. Изменение величины заднего фокального отрезка объектива за счет линейного сокращения корпуса аэрофотокамеры.

Все эти изменения могут привести к нарушению нормальной фокусировки аэрофотокамеры и, как следствие, к ухудшению качества аэрофотоснимка и появлению ошибок при фотограмметрической обработке аэрофотоснимка.

Допустимая величина расфокусировки может быть определена из условия допустимой величины нерезкости изображения и вычислена по формуле

$$\Delta f'_{\text{клоп}} = f'_{\text{к0}} \frac{\delta_{\text{доп}}}{2a \pm \delta_{\text{доп}}}, \quad (2.14)$$

где $\delta_{\text{доп}}$ — диаметр допустимого кружка нерезкости;

$2a$ — диаметр входного зрачка объектива.

Иногда эту формулу записывают в другом виде

$$\Delta f'_{\text{клоп}} = n \delta_{\text{доп}}, \quad (2.15)$$

где n — знаменатель относительного отверстия объектива.

При условии, что

$$\delta_{\text{доп}} = \frac{1}{2R_{N \text{max}}}, \quad (2.16)$$

где $R_{N \text{max}}$ — разрешающая способность в центре снимка; окончательно имеем

$$\Delta f'_{\text{клоп}} = \frac{n}{2R_{N \text{max}}}. \quad (2.17)$$

Вопросами борьбы с расстраиваемостью фотообъективов при изменении температуры и давления занимались Д. С. Волосов и В. А. Матвеев [6]. Под их руководством были выполнены исследования и разработки ряда температурно нерастраивающихся телеобъективов и широкоугольных длиннофокусных анастигматов. К ним относятся выпускаемые серийно телеобъективы «Ленинград», длиннофокусные анастигматы «Радон» и др.

В этих объективах были скорректированы не только монохроматические и хроматические, но и термооптические aberrации. Анализ барических дефокусировок, вызванных изменением давления при изменении высоты фотографирования, позволил при расчете длиннофокусных аэрофотообъективов одновременно учитывать и компенсировать термобарическую aberrацию. К таким объективам относится шестилинзовый телеобъектив «Телегоир». Методы уменьшения величины дефокусировки аэрофотокамеры можно разделить на пассивные и активные.

К пассивным методам относятся:

1. Размещение аэрофотоаппарата в специальном контейнере с постоянными температурой и давлением.

2. Преднамеренная дефокусировка аэрофотокамеры на заводе, где плоскость снимка совмещается не с фокальной плоскостью, соответствующей наземным условиям, а с расчетным положением фокальной плоскости, которое она будет занимать при пониженном давлении при условии поддержания положительной температуры.

3. Применение в аэрофотоаппаратах для фотографирования на больших высотах специально рассчитанных и сконструированных объективов.

Для температурной компенсации возможных изменений длины корпусов камерной и объективной частей крепление камерной части к объективной может осуществляться при помощи специальных инварных стержней, которые поддерживают постоянное значение величины заднего фокального отрезка объектива при изменении температуры окружающей среды. Этот метод является промежуточным и относится к полуактивным методам.

К активным методам относятся методы, использующие в аэрофотоаппаратах специальные автоматические устройства, обеспечивающие постоянство фокусировки аэрофотоаппарата. В таких автоматических устройствах могут применяться специальные датчики давления и температуры или оптико-электронные схемы.

Использование специальных датчиков измерения давления и температуры позволяет после соответствующей тарировки системы совместно с аэрофотоаппаратом в термобарокамере (ТБК) в заводских условиях через системы управления изменять положение одного или нескольких компонентов объектива относительно остальных компонентов до получения расчетной величины фокусного расстояния аэрофотокамеры, соответствующей данным условиям фотографирования.

Принцип работы автоматических оптико-электронных систем, применяемых для обеспечения требуемой фокусировки аэрофотокамеры во время фотографирования, рассмотрим на примере системы автоматической фокусировки аэрофотоаппарата, блок-схема которой приведена на рис. 2.3. Рассматриваемая автоматическая система фокусировки является фотоэлектрической следящей системой и представляет собой замкнутую систему автоматического регулирования.

Принцип работы фотоэлектрической следящей системы активного действия рассмотрим на примере работы схемы (рис. 2.4, а).

Световой поток от источника света 1 проходит через конденсор 2 и щель 3, расположенную на эквивалентном фокусном расстоянии объектива аэрофотоаппарата 14, и, отразившись от гипо-

тенузной грани куб-призмы 10, попадает на отражательные зеркала 11 и далее, пройдя через объектив 14 аэрофотоаппарата, попадает на специальный оптический отражатель 13, выполненный в виде трипель-призмы, которая обладает свойством возвращать лучи в обратном направлении независимо от угла падения лучей на ее отражательные грани. Отраженный от трипель-призмы световой поток вновь проходит через регулируемый объектив аэрофотоаппарата, отражательные зеркала и куб-

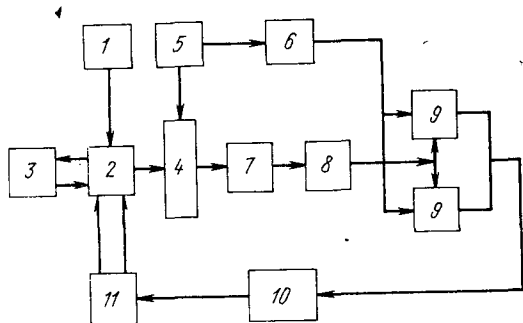


Рис. 2.3. Блок-схема системы автоматической фокусировки аэрофотокамеры:

1—осветитель; 2—объектив аэрофотоаппарата; 3—отражатель; 4—анализатор изображения; 5—двигатель; 6—генератор опорного напряжения; 7—фотоприемник; 8—усилитель сигнала; 9—фазочувствительный выпрямитель; 10—блок сравнения сигналов; 11—привод

призму и попадает на специальный двухчастотный модулятор 9, который выполнен в виде плоскопараллельной стеклянной пластинки, приводимой во вращение двигателем Д.

Штрихи на модуляторе 9 нанесены с различной частотой на длине полуокружности по обеим сторонам модулятора, что позволяет осуществлять двухчастотное модулирование отраженного светового потока и, как следствие, определять знак рассогласования.

Промодулированный световой поток поступает далее на фотоприемник 4, в котором возникает фототок соответствующей частоты и величины. Сигналы с фотоприемника по каждой из частот, сдвинутые по фазе на 180° поступают на вход электронного усилителя 5 и далее на фазочувствительные выпрямители 6, на которые поступает сигнал с генератора опорного напряжения 8. С фазочувствительных выпрямителей сигналы поступают в блок сравнения 7 и далее на привод 12, перемещающий один из компонентов регулируемого объектива.

Плоскость, проходящая через середину модулятора перпендикулярно оси светового пучка, должна находиться на эквивалентном фокусном расстоянии. В случае нормальной фокусировки аэрофотокамеры (рис. 2.4, б) ($\Delta f'_k = 0$) сигналы по обеим частотам будут одинаковы $u_{A_1} = u_{A_2}$, и разность Δu этих сигналов будет равна нулю.

При нарушении нормальной фокусировки объектива $\Delta f'_k \neq 0$ (рис. 2.4, в) сигналы по обеим частотам будут различны $u_{A_1} \neq u_{A_2}$. Разность этих сигналов является управляющим сиг-

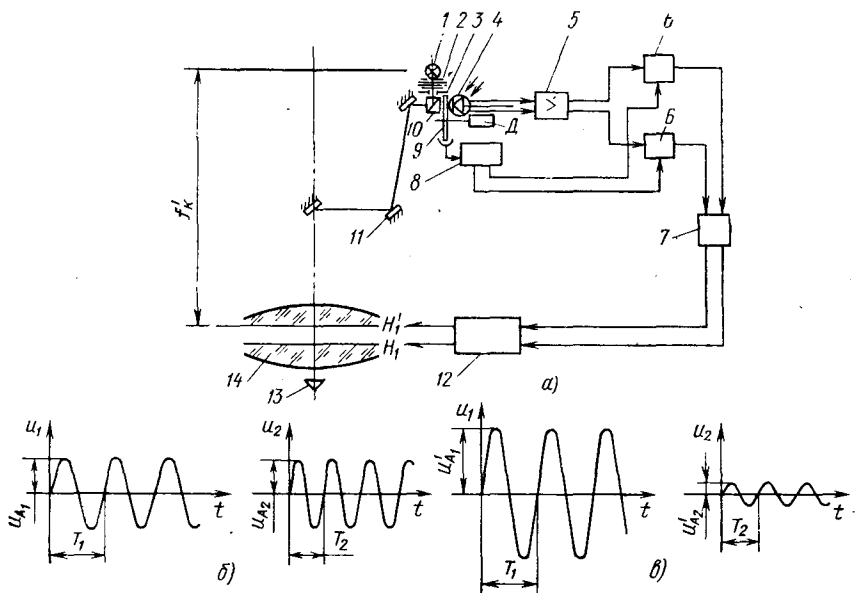


Рис. 2. 4. Принципиальная схема фотоэлектрической следящей системы

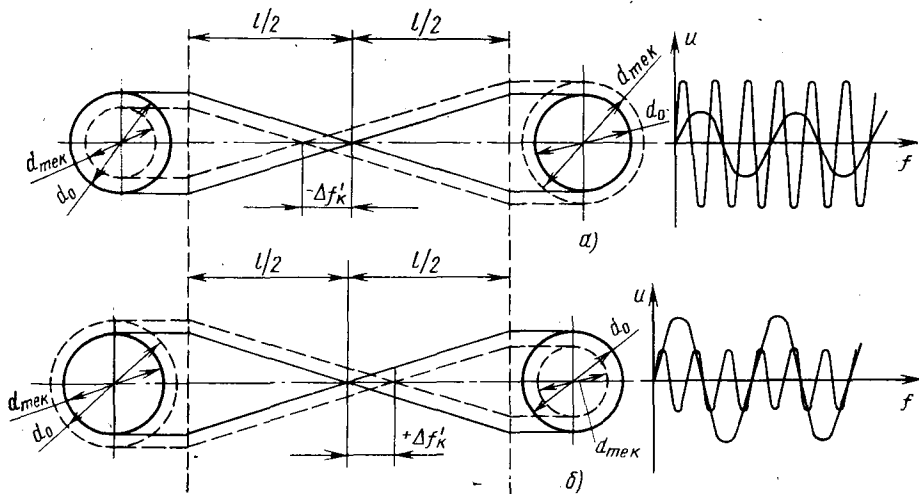


Рис. 2. 5. Схема получения сигналов рассогласования в фотоэлектрической следящей системе

налом для перемещения элементов объектива до полного исключения дефокусировки.

На рис. 2.5 приведена схема выделения знака рассогласования в фотоэлектрической следящей системе с двухчастотным модулированием отраженного светового сигнала. Если величина расфокусировки $\Delta f'_k$ отрицательна (рис. 2.5, в), то $u_0 > u_{\text{тек}}$ и $u'_0 < u'_{\text{тек}}$. Если величина дефокусировки $\Delta f'_k$ положительна (рис. 2.5, б), то $u_0 < u_{\text{тек}}$ и $u'_0 > u'_{\text{тек}}$.

Рассматриваемая система обеспечивает автоматическую фокусировку аэрофотокамеры с погрешностью порядка 20—30 мкм.

2.3. РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

В настоящее время широко распространенное понятие разрешающей способности фотографической системы постепенно заменяется новым критерием качества системы «объектив + фотослой», который носит название частотно-контрастной характеристики (ЧКХ).

Фотографирующая система оценивается не предельной частотой, которую она может разрешить, а изменением частотно-контрастной характеристики в зависимости от пространственной частоты (рис. 2.6).

Эри показал, что изображение точки в идеальной оптической системе представляет дифракционное пятно, радиус которого есть функция длины волны и относительного отверстия. Позднее Релей доказал, что идеальным безаберрационным оптическим прибором можно считать такой прибор,

при прохождении через который, деформация волновой поверхности не превышает четверти длины волны.

Наличие aberrаций в оптической системе приводит к ослаблению центрального дифракционного максимума и усилению других дифракционных колец, что является причиной ухудшения качества изображения.

Несмотря на то, что волновые aberrации фотографических объективов в несколько раз превосходят допустимый предел в четверть волны, они нередко обладают достаточно высоким качеством изображения. Это объясняется сравнительно низкой разрешающей способностью фотопленки, что является причиной срезания высокочастотных составляющих светового потока от

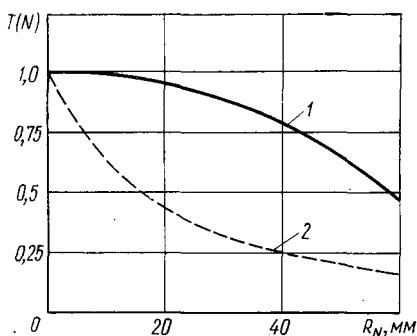


Рис. 2.6. График ЧКХ фотографирующих систем:

1—Ортогон-4; 2—Руссар-29

миры. Кроме того, влияние aberrаций особенно заметно на высоких частотах, характеризующих предел разрешения системы, а на низких частотах это явление почти не сказывается [6].

Разрешающая способность фотоизображения находится в зависимости от способности оптической системы создавать, а светочувствительного слоя фиксировать раздельно (с достаточным контрастом) изображение мелких деталей фотографируемого объекта.

Разрешающая способность характеризует наибольшую (предельную) пространственную частоту штрихов в пределах поля изображения оптической системы, в котором эти штрихи миры еще различаются раздельно. Контраст изображения в основном определяет возможность раздельного восприятия штрихов миры, при некотором пороговом значении контраста штрихи перестают различаться. Следовательно, разрешающая способность есть пространственная частота, измеренная по функции контрастности в точке с контрастом, равным пороговому его значению.

Между разрешающей способностью реального объектива $R_{об}$, получаемой визуальным путем, разрешающей способностью светочувствительного материала R_{ϕ} , получаемой путем контактной печати, и результирующей фотографической разрешающей способностью системы «объектив — фотослой» R_p с учетом контраста миры k_t существует эмпирическая зависимость (формула Мороза — Истомина)

$$R_p = R_{\phi} \left(\frac{k_t}{2 - k_t} \right)^{\sim 0,36} \left[1 - e^{-\frac{R_{об}}{R_{\phi}} \left(\frac{2 - k_t}{k_t} \right)^{\sim 0,36}} \right]. \quad (2.18)$$

При контрасте миры, равном единице, имеем

$$R_p = R_{\phi} \left(1 - e^{-\frac{R_{об}}{R_{\phi}}} \right). \quad (2.19)$$

Из формулы и из графика, соответствующего данным табл. 2.3, видно, что для получения разрешающей способности системы «объектив — фотослой», близкой к разрешающей способности объектива, необходимо, чтобы $R_{об}$ было в три раза меньше R_{ϕ} (рис. 2.7).

Таблица 2.3

Зависимость относительной разрешающей способности системы «объектив—фотослой» от разрешающей способности объектива и фотослоя

$R_{об}/R_{\phi}$	0,0	0,1	0,25	0,50	0,75	1,0	2,0	3,0	5,0	10,0
$R_p/R_{об}$	1,0	0,952	0,885	0,789	0,702	0,632	0,432	0,317	0,199	0,100

Разрешающая способность системы «объектив — фотослой» с уменьшением контраста падает в зависимости от качества объектива. Так как при аэрофотосъемке большинство объектов имеют небольшой контраст, то очень важно оценить качество изображения системы по мирам малого контраста. Зарубежные фирмы оценивают фотографирующие системы по мирам высоко-

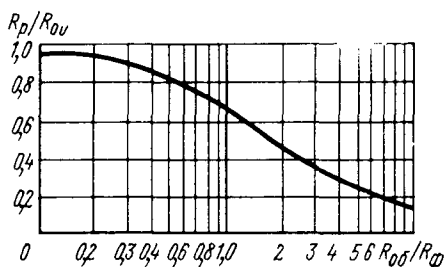


Рис. 2.7. График зависимости R_p от $R_{об}$ и $R_ф$

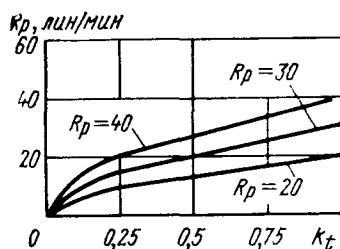


Рис. 2.8. График изменения R_p в зависимости от контраста объекта

кого ($k_t=1,0$) и малого ($k_t=0,37$) контрастов. Значения разрешающей способности системы в зависимости от контраста фотографируемых объектов приведены на рис. 2.8 и в табл. 2.4.

Таблица 2.4

Изменение разрешающей способности системы «объектив—фотослой» при изменении контраста объекта

Контраст объекта k_t	Разрешающая способность системы R_p , (лин/мм)		
	20	30	40
0,2	9,0	13,5	18,1
0,4	12,1	18,4	24,3
0,6	14,7	22,1	29,5
0,8	17,4	26,0	34,6
1,0	20,0	30,0	40,0

Разрешающая способность безабберационного объектива может быть определена по формуле

$$R_0 = \frac{1}{1,22} \cdot \frac{2a}{f'_{об}} \lambda^{-1}. \quad (2.20)$$

Для среднего значения длины световой волны $\lambda=555$ нм имеем

$$R_0 = 1473 \frac{2a}{f'_{об}}.$$

Как видно из формулы, разрешающая способность объектива прямо пропорциональна относительному отверстию. Однако в реальных оптических системах эта зависимость несколько сложнее.

Фотографические объективы, имеющие значительное поле изображения, не позволяют довести коррекцию aberrаций до уровня коррекции объективов телескопов или микроскопов, имеющих сравнительно небольшой угол поля зрения. Наличие остаточных aberrаций фотографического объектива приводит к тому, что при полном относительном отверстии объектива его разрешающая способность в большей степени определяется aberrациями, нежели явлениями дифракции. Однако при уменьшении относительного отверстия объектива размер светового пятна в плоскости изображения, обусловленный в основном сферической aberrацией, уменьшается, и при определенном относительном отверстии фотообъектив можно рассматривать как безaberrационный, качество изображения которого будет определяться только дифракционными явлениями.

Размеры aberrационных пятен для данной степени коррекции зависят от фокусного расстояния объектива, а дифракционная картина определяется только относительным отверстием. Величина разрешающей способности при диафрагмировании объектива сначала возрастает вследствие уменьшения влияния aberrаций, а в дальнейшем уменьшается из-за влияния дифракционных явлений [6].

Для аэрофотографических систем, обладающих значительным углом поля изображения, очень большое значение приобретает характер изменения разрешающей способности по полю изображения. У хорошо откорректированных фотографических систем уменьшение разрешающей способности на краю поля не превышает 40% по сравнению с разрешающей способностью в центре (рис. 2.9).

Иногда изменение разрешающей способности по полю изображения определяют по средневесовой величине разрешающей способности по формуле

$$\bar{R}_p = \frac{\sum_{i=1}^{l=n} R_i S_i}{\sum_{i=1}^{l=n} S_i} = \frac{\sum_{i=1}^{l=n} R_i S_i}{S}, \quad (2.21)$$

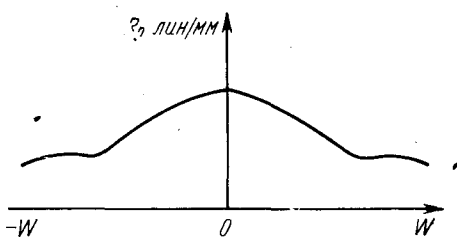


Рис. 2.9. График изменения R_p по полю изображения

где S_i — площадь участка изображения, в пределах которого разрешающая способность может быть принята постоянной и равной R_i ;

S — площадь снимка.

При аэрофотосъемке очень важно знать, кроме величины линейной разрешающей способности R_p , еще и угловую разрешающую способность γ системы, так как величина угловой разрешающей способности системы будет характеризовать минимальные размеры объектов фотографирования L_{min} , которые могут быть воспроизведены системой на данной высоте фотографирования H :

$$\gamma = \frac{1}{2R_p f'_k} \quad (2.22)$$

и

$$L_{min} = \gamma H = \frac{H}{2R_p f'_k} \quad (2.23)$$

Эти формулы выведены при условии сохранения контраста фотографируемых объектов в их изображении, что обеспечивается допустимым сдвигом изображения.

Разрешающая способность аэрофотографической системы зависит от изменения внешних условий (давления и температуры), сдвига изображения, возникающего при поступательном движении самолета и вибраций аэрофотоаппарата, изменения атмосферно-оптических условий, ошибок выравнивания, освещенности объектов, их контраста.

Для качественной оценки фотографирующей системы, а также для облегчения сравнения различных фотографирующих систем, введем понятие добротности фотографирующей системы q . Числовое значение добротности определяется по формуле

$$q = 2R_{N_{max}} f'_k \quad (2.24)$$

Используя понятие добротности фотографирующей системы, перепишем формулу (2.23) в другом виде

$$L_{min} = \frac{H}{q} \quad (2.25)$$

Из этой формулы видно, что при одной и той же высоте фотографирования качество фотографирующей системы будет лучше у той системы, у которой величина добротности будет больше. Добротность фотографирующей системы характеризует ее информационную способность. Чем больше добротность фотографирующей системы, тем меньших размеров фотографируемые объекты могут быть воспроизведены системой и тем большее их количество может быть определено на одном фотоснимке.

Величина добротности современных аэрофотографирующих систем может быть от нескольких тысяч до ста тысяч и более и определяется в основном величиной фокусного расстояния, как это видно из табл. 2.5.

Таблица 2.5

Значения q для некоторых аэрофотообъективов

Тип объектива	$f'_{об}$, мм	$R_{N_{max}}$, лин/мм	q	Тип объектива	$f'_{об}$, мм	$R_{N_{max}}$, лин/мм	q
Родина-2Б	55	36	3960	Радон-1	800	30	30000
Руссар-29	70	30	4200	Ленинград-8	750	37	55500
МРО-2	100	40	8000	Телемар-7	1000	26	52000
Ортогон-5а	100	60	12000	Ленинград-4	1800	23	82800
Орион-20	200	50	20000				

2.4. ОСВЕЩЕННОСТЬ ИЗОБРАЖЕНИЯ И СВЕТОРАСПРЕДЕЛЕНИЕ

Освещенность изображения и светораспределение по полю изображения являются важными характеристиками аэрофотографического процесса.

Энергетической характеристикой оптической системы аэрофотоаппарата, определяющей степень использования поступающей на ее вход световой энергии от объекта фотографирования, является светосила. Различают светосилу геометрическую и физическую.

Геометрическая светосила определяется квадратом относительного отверстия. Геометрическую светосилу называют еще и теоретической светосилой.

Физическая светосила учитывает потери световой энергии при прохождении через оптическую систему и поэтому ее величина меньше геометрической светосилы. Физическую светосилу называют еще и фактической светосилой.

Так как плоскость предметов при аэрофотосъемке расположена на достаточно большом расстоянии от оптической системы, что позволяет приравнять линейное увеличение в плоскости изображения к нулю, то освещенность изображения в фокальной плоскости аэрофотокамеры не будет в этом случае зависеть от линейного увеличения в зрачках оптической системы, т. е. от отношения $2a'$ к $2a$.

Рассмотрим характер прохождения световой энергии от фотографируемого объекта до плоскости изображения. Условно будем считать, что величина светового потока, поступающего

во входной зрачок оптической системы, равна световому потоку, идущему от объекта фотографирования.

Считая объект фотографирования плоским и расположенным на оптической оси системы, возьмем элементарный участок объекта ΔS с равномерной постоянной яркостью B и на основании закона Ламберта определим величину светового потока ΔF , поступающего во входной зрачок оптической системы. Входной и выходной зрачки будем считать круглыми.

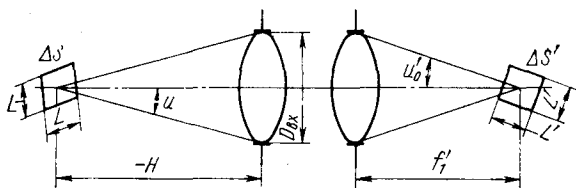


Рис. 2.10. К выводу формулы освещенности на оси

Используя рис. 2.10, можем записать

$$E_{\text{вх}} = \frac{B\Delta S}{H^2}, \quad (2.26)$$

где $E_{\text{вх}}$ — освещенность в плоскости входного зрачка.

Световой поток, проходящий через оптическую систему,

$$F' = E_{\text{вх}} \frac{\pi D_{\text{вх}}^2}{4} \tau_{\text{опт}} = \frac{B\Delta S}{H^2} \frac{\pi D_{\text{вх}}^2}{4} \tau_{\text{опт}}. \quad (2.27)$$

Этот световой поток за счет энергетических потерь внутри оптической системы на отражение и поглощение изменит свое значение на величину, определяемую коэффициентом потерь $\tau_{\text{опт}}$ в оптической системе.

Прошедший через оптическую систему световой поток распределится на площади изображения $\Delta S'$. Освещенность изображения будет равна

$$E_{\text{из}} = \frac{F'}{\Delta S'} = \frac{B}{H^2} \cdot \frac{\pi D_{\text{вх}}^2}{4} \cdot \frac{\Delta S}{\Delta S'} \tau_{\text{опт}}. \quad (2.28)$$

Отношение площади предмета ΔS к площади изображения $\Delta S'$ равно обратной величине квадрата поперечного увеличения системы или обратной величине квадрата отношения линейных размеров этих элементов:

$$\frac{\Delta S}{\Delta S'} = \frac{1}{\beta^2} = \frac{L^2}{L'^2} \quad (2.29)$$

или

$$\frac{\Delta S}{\Delta S'} = \frac{H^2}{f_1'^2}. \quad (2.30)$$

Тогда

$$E_{\text{из}} = \frac{\pi B}{4} \left(\frac{D_{\text{вх}}}{f_1'} \right)^2 \tau_{\text{опт}}. \quad (2.31)$$

Выражение (2.31) является частным случаем решения общей универсальной зависимости

$$E_{\text{из}} = E_{\text{об}} \sin^2 u_0' \tau_{\text{опт}}, \quad (2.32)$$

где u_0' — апертурный угол в пространстве изображений для точки на оси.

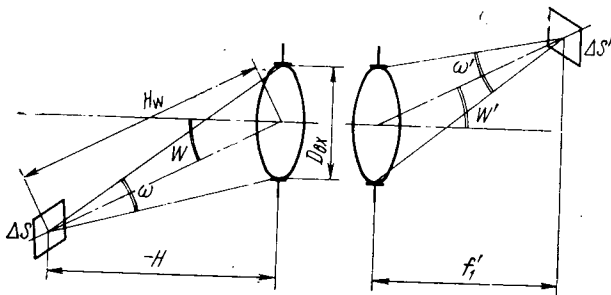


Рис. 2. 11. К выводу формулы освещенности по полк изображения

Величину апертурного угла можно представить в виде отношения высоты h на главной плоскости к расстоянию точки изображения от главной задней точки, что будет справедливо для небольших углов.

Тогда

$$E_{\text{из}} = \frac{1}{4} E_{\text{об}} \left(\frac{2h}{f_1' + x} \right)^2 \left(\frac{1}{1 - \beta_0} \right)^2 \tau_{\text{опт}}. \quad (2.33)$$

Для аэрофотосъемки имеем $\beta_0 = 0$ и $x = 0$, что окончательно дает

$$E_{\text{из}} = \frac{1}{4} E_{\text{об}} \left(\frac{D_{\text{вх}}}{f_1'} \right)^2 \tau_{\text{опт}}. \quad (2.34)$$

Из формулы видно, что освещенность изображения на оси оптической системы будет прямо пропорциональна физической светосиле системы.

С учетом коэффициента отражения ρ и энергетических потерь при прохождении светового потока через слой атмосферы величина освещенности изображения для точки на оси будет равна

$$E_{\text{из}} = \frac{1}{4} E_{\text{об}} \rho \left(\frac{D_{\text{вх}}}{f_1'} \right)^2 \tau_{\text{атм}} \tau_{\text{опт}}. \quad (2.35)$$

Определим освещенность изображения в точках, не лежащих на оси системы, используя для этого рис. 2. 11.

Световой поток, приходящий на плоскость входного зрачка системы от элемента объекта ΔS , будет определяться равенством

$$F = B \Delta S \cos W \omega, \quad (2.36)$$

где W — угол между главной оптической осью системы и центральным лучом пучка;

ω — телесный угол светового пучка

$$\omega = \frac{\pi D_{\text{вх}}^2}{4H^2} \cos W, \quad (2.37)$$

но
$$H_W = \frac{H}{\cos W}. \quad (2.38)$$

Тогда окончательно имеем

$$F = B \Delta S \frac{\pi D_{\text{вх}}^2}{4H^2} \cos^4 W \quad (2.39)$$

или, с учетом ранее сделанных выводов, получим

$$E_{\text{из}} = \frac{1}{4} E_{\text{об}} \rho \left(\frac{D_{\text{вх}}}{f'} \right)^2 \tau_{\text{атм}} \tau_{\text{опт}} \cos^4 W. \quad (2.40)$$

Таким образом, если освещенность в центре снимка на оптической оси обозначим через E_0 , то освещенность в любой другой точке будет определяться по формуле (закон Ламберта)

$$E_W = E_0 \cos^4 W. \quad (2.41)$$

Эта формула справедлива для случая равенства аберраций в плоскости выходного зрачка или для случая, когда эти аберрации весьма незначительны, а также при отсутствии виньетирования.

Постоянство освещенности в любой точке плоскости изображения при условии равномерной яркости предмета требует обязательного выполнения следующих двух условий:

1) угловые величины телесных пучков лучей в каждой точке изображения должны быть равны;

2) направления осей пучков лучей в каждой точке изображения должны быть одинаковыми.

Выполнение этих условий возможно, если поверхность изображения имеет радиус кривизны, равный фокусному расстоянию объектива. Тогда освещенность в любой точке изображения можно определить выражением

$$E_W = E_0 \cos W. \quad (2.42)$$

В реальных оптических системах освещенность изображения убывает к краям поля зрения быстрее, чем это следует из при-

веденной формулы. Это объясняется наличием виньетирования наклонных пучков лучей, что особенно заметно у широкоугольных и светосильных систем.

Функция виньетирования или коэффициент виньетирования K_W определяются конструктивными параметрами оптической системы. Коэффициент виньетирования равен отношению площади сечения светового пучка, ось которого наклонена к оптической оси системы, к площади сечения светового пучка, ось которого параллельна оптической оси

$$K_W = \frac{S_W}{S_0} \quad (2.43)$$

Для центральной точки изображения коэффициент виньетирования будет равен единице, и его величина будет уменьшаться к краям поля изображения (рис. 2.12).

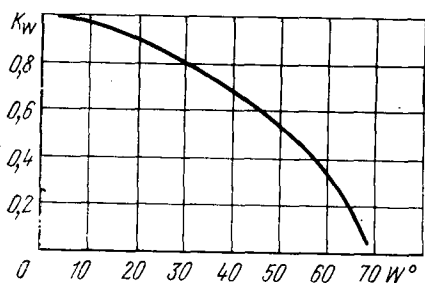


Рис. 2.12. График изменения коэффициента виньетирования по полю изображения

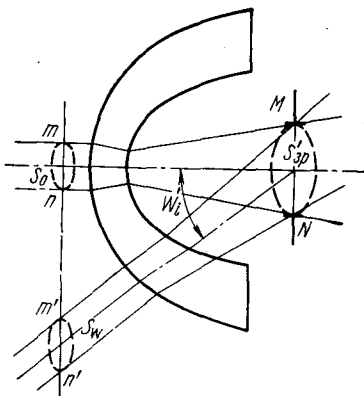


Рис. 2.13. Схема абберационного виньетирования

Явление уменьшения освещенности изображения от центральной точки к краям вследствие срезания световых лучей оправами линз называется геометрическим виньетированием. Геометрическое виньетирование особенно заметно в сложных оптических системах, к которым относятся фотографические объективы. Вследствие виньетирования сечение наклонного пучка лучей всегда меньше сечения осевого пучка лучей.

Используя метод абберационного виньетирования, проф. М. М. Русинов разработал методику расчета и создал серию широкоугольных и сверхширокоугольных аэрофотообъективов с улучшенным светораспределением [19].

Сущность абберационного виньетирования заключается в увеличении площади сечения наклонных пучков за счет аббераций в зрачках. Абберационное виньетирование может быть

по своей абсолютной величине больше или меньше единицы и не зависит от диафрагмирования.

Рассмотрим случай, когда апертурная диафрагма MN расположена внутри объектива (рис. 2.13). Рассчитывая соответствующим образом конфигурацию компонентов объектива и их параметры, добиваемся исправления всех аберраций объектива. Аберрации же в зрачках должны быть такими, чтобы при возрастании угла наклона W'_i увеличивалась бы площадь сечения пучка лучей $S'_{зр i}$. Действительно, площадь сечения осевого пучка S_{W_i} больше площади сечения осевого пучка S_0 , а следовательно, наклонный пучок несет больше энергии. Распределение энергии обоих пучков происходит на одинаковой площади, чем и обеспечивается улучшение светораспределения по полю.

Виньетирование фотографических объективов можно определить одним из следующих способов:

1) непосредственным измерением величины действующего отверстия при различных углах падения световых лучей;

2) фотографированием отверстий, лежащих в плоскости изображения, или фотографированием действующего отверстия объектива с последующим измерением его.

При воздушном фотографировании для лучшей проработки деталей изображения по краям снимка приходится увеличивать экспозицию в центре поля изображения в 3—4 раза, что особенно характерно для широкоугольных и сверхширокоугольных проектирующих систем. Это ведет к передержке центральной части снимка и ухудшению его качества из-за снижения контраста изображения и других причин.

Улучшение светораспределения по полю изображения может быть достигнуто также применением специального оттенителя из тончайшего слоя металла, наносимого на поверхность линзы или светофильтра, имеющего переменную плотность, уменьшающуюся от центра к краям.

График, характеризующий изменение коэффициента пропускания оттенителя, приведен на рис. 2.14.

На рис. 2.15 показан характер изменения освещенности по полю изображения без оттенителя I и с оттенителем II . Освещенность в центре можно снизить в 3—3,5 раза, почти не уменьшая ее на краю.

Таким образом, учитывая коэффициент виньетирования, можем записать

$$E_w = E_0 K_w \cos^4 W. \quad (2.44)$$

Для аэрофотосъемочной оптики большое значение имели теоретические и практические работы советских ученых в области разработки методики просветления поверхностей оптических элементов. Просветление в некоторых случаях позволяет увели-

чить коэффициент пропускания почти вдвое, а также резко снижает действие рассеянного паразитного света, что очень важно для аэрофотосъемки.

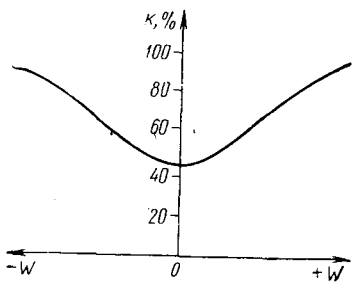


Рис. 2.14. График изменения коэффициента пропускания отенителя

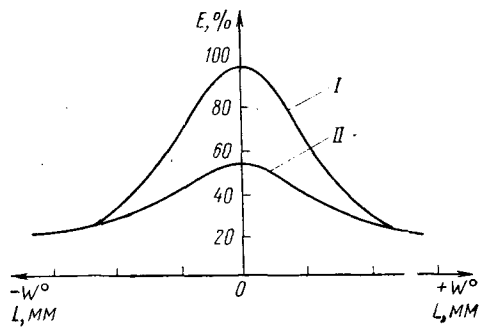


Рис. 2.15. График изменения освещенности

2.5. УГОЛ ПОЛЯ ЗРЕНИЯ И УГОЛ ПОЛЯ ИЗОБРАЖЕНИЯ

Высокие требования, предъявляемые к аэрофотоснимку (точность воспроизведения, оптимальная фотографическая плотность и высокая разрешающая способность в различных его точках), не позволяют с одинаковым успехом использовать все поле зрения оптической системы аэрофотоаппарата.

Часть площади круга основания светового конуса (рис. 2.16), в пределах которого при полном действующем отверстии объектива изображение удовлетворяет предъявляемым требованиям и пригодно для дальнейшей фотограмметрической обработки, называется полем изображения, а соответствующий диагонали снимка D угол $2W'$ называется углом поля изображения или углом поля зрения системы.

Высокая степень коррекции и совершенство конструкций оптических систем аэрофотоаппаратов позволяют приблизить значение поля изображения к значению поля зрения обычных фотообъективов.

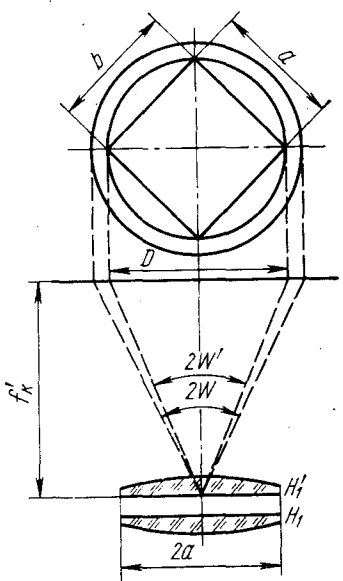


Рис. 2.16. К выводу зависимости угла поля изображения от f_k' и размера снимка

На рис. 2. 16 видно

$$\operatorname{tg} W = \frac{D}{2f'_k}. \quad (2.45)$$

Пусть a и b стороны снимка. Тогда

$$D = \sqrt{a^2 + b^2}$$

и

$$\operatorname{tg} W = \frac{\sqrt{a^2 + b^2}}{2f'_k}.$$

При условии $a = b$ имеем

$$\operatorname{tg} W = \frac{\sqrt{2a^2}}{2f'_k} \approx 0,71 \frac{a}{f'_k}$$

или

$$W = \operatorname{arctg} 0,71 \frac{a}{f'_k}.$$

Угол поля изображения является параметром проектирующей системы, который характеризует производительность аэрофотосъемочного процесса, его экономическую эффективность.

Увеличение площади фотографируемого участка местности за один цикл работы аэрофотоаппарата развивалось по двум направлениям:

- 1) разработка многообъективных аэрофотоаппаратов и специальных широкополосных насадок;
- 2) разработка специальной оптической системы с одним объективом с большим углом поля изображения как дисторзирующей, так и ортоскопической.

Одним из способов увеличения поля изображения оптической системы с одним объективом является отступление от условий ортоскопии, за счет чего могут быть улучшены параметры оптической системы, главным образом в отношении светораспределения, а также и в отношении достижения достаточно высокой разрешающей способности изображения.

Величина неисправленной остаточной дисторсии в широкоугольных дисторзирующих объективах может составлять несколько десятков процентов, что вызывает неравенство углов между оптической осью и главными лучами в пространстве изображений и в пространстве предметов (в пространстве изображений эти углы значительно меньше). Этим объясняется более равномерное распределение освещенности в фокальной плоскости.

Полученное искаженное изображение требует дополнительного развертывания (ортотрансформации) в неискаженное изображение, аналогично развертыванию перспективных снимков. Этот способ имеет свои положительные и отрицательные стороны.

• К достоинствам следует отнести:

1) улучшенное светораспределение освещенности по полю изображения;

2) некоторое упрощение конструкции аэрофотоаппарата и процессов фотограмметрической обработки по сравнению с многообъективными аэрофотоаппаратами.

Недостатками являются:

1) ухудшение качества изображения по краям аэрофото-снимка;

2) усложнение фотограмметрической обработки за счет введения процесса развертывания изображения по сравнению с ортоскопической широкоугольной проектирующей системой.

На рис. 2.17 приведен вид участка местности, получаемый при помощи широкоугольного дисторзирующего аэрофотообъектива, а также его трансформированное изображение на ортотрансформаторе с антидисторсером (рис. 2.17, б). В таком аэрофотообъективе улучшение равномерности распределения освещенности по полю изображения достигается за счет уменьшения угла поля изображения относительно угла поля зрения.

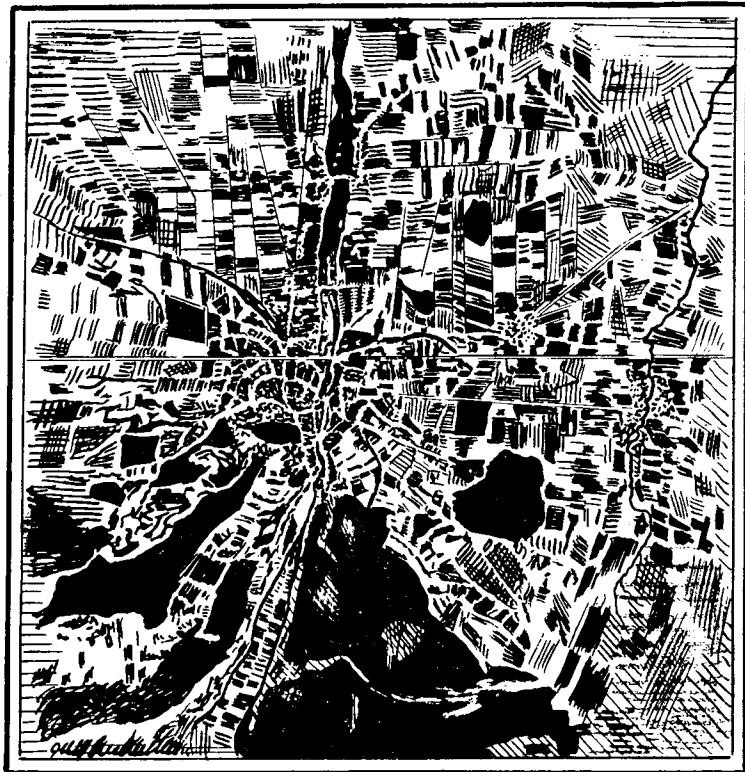
Несмотря на достаточно хорошее качество изображения (разрешающая способность аэрофотоснимка в центре около 80 и 18 лин/мм на краю), последующая обработка аэрофотоснимка на ортотрансформаторе резко ухудшала первоначальное качество аэрофотоснимка, что снижало эффект от применения дисторзирующего объектива. Все это предопределило ограниченный интерес к использованию дисторзирующих систем для целей аэрофотосъемки.

В том случае, когда точностные требования к аэрофотоснимку достаточно низкие, увеличение фотографируемого участка местности может быть осуществлено заменой многообъективного аэрофотоаппарата на однообъективный, установленный на качающуюся аэрофотоустановку, что позволяет осуществить многомаршрутное фотографирование.

Эта же задача может быть успешно решена панорамным аэрофотоаппаратом, обеспечивающим захват широкой полосы местности.

Следует, однако, иметь в виду, что многообъективные аэрофотоаппараты позволяют фиксировать изображение в один и тот же момент времени по сигналу командного прибора, что обеспечивает равенство элементов внешнего и внутреннего ориентирования и облегчает последующую фотограмметрическую обработку снимков.

В последнее время в ГОИ были разработаны высокоортоскопические широкоугольные объективы «Ортогон», обладающие достаточно низкой дисторсией, не превосходящей 10 мкм, что выгодно отличает их от известных объективов «Руссар». Следует заметить, что корригирование объективов «Ортогон» осущест-



б)



а)

Рис. 2.17. Схема ортотрансформирования

влено при наличии в фокальной плоскости выравнивающего стекла.

При угле поля зрения до 120° объективы «Ортогон» не требуют применения асферической оптики, а при больших углах поля зрения, достигающих 135° , необходима одна асферическая поверхность.

2.6. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРУЮЩИХ СИСТЕМ ДЛЯ ФОТОГРАФИРОВАНИЯ В ИНФРАКРАСНОЙ ОБЛАСТИ СПЕКТРА

Инфракрасная область спектра достаточно широка и простирается от 0,76 мм в длинноволновой части и до 0,76 мкм в коротковолновой, но для целей воздушного фотографирования используется лишь ближняя инфракрасная часть этой области спектра с диапазоном длин волн порядка 0,7—1,5 мкм.

Фотографирование в инфракрасной области спектра позволяет получать изображение удаленных объектов при плохой видимости и в полной темноте при наличии инфракрасного источника облучения. Этот метод фотографирования позволяет также выявить различия в отражательной способности объектов, что невозможно осуществить при обычном фотографировании.

Ослабление контраста наземных объектов при фотографировании с больших высот связано с состоянием атмосферы и, следовательно, с оптической массой атмосферы. При переходе в более длинноволновый диапазон волн эквивалентная оптическая масса атмосферы будет уменьшаться и, как следствие, будет уменьшаться коэффициент яркости воздушной дымки.

Ослабление контраста может привести к тому, что величина сигнала, выдаваемого системой построения изображения, уменьшится до величины, соизмеримой с флуктуационными шумами съемочной аппаратуры.

В отличие от лучей видимого участка спектра инфракрасные лучи в меньшей степени рассеиваются в атмосфере, но они значительно поглощаются парами воды и облаками.

Оптические системы аэрофотоаппаратов для фотографирования в инфракрасных лучах характеризуются:

- 1) достаточно хорошей коррекцией аберраций для заданного участка спектра фотографирования;
- 2) сравнительно высокой светосилой для компенсации потерь световой энергии в видимой части спектра от действия светофильтра;
- 3) возможностью использования этой оптической системы для фотографирования в видимой части спектра.

Для аэрофотосъемки в инфракрасных лучах наибольший интерес представляют длиннофокусные оптические системы, позволяющие получать сравнительно большой масштаб изображения. Увеличение фокусного расстояния с одновременным умень-

шением относительных габаритов системы обеспечивается применением телеобъективов.

У фотографических объективов положение наилучшей фокусировки считается одинаковым для всех длин волн видимого участка спектра, т. е. они считаются номинально ахроматическими. Для фотографирования в инфракрасной части спектра необходима некоторая коррекция объектива, объясняемая тем, что четкость изображения определяется многими факторами, одним из которых является продольная хроматическая аберрация.

Выполнение указанных выше требований при обязательном сохранении постоянства величины фокусного расстояния f'_K камеры требует соблюдения условия апохроматизации объектива на инфракрасную часть спектра при сохранении обычной ахроматизации в видимой части спектра. Это является достаточно трудоемкой расчетной задачей.

В обычных объективах влияние аберраций сведено до минимума только в видимой части спектра. Поэтому даже при соответствующей фокусировке для фотографирования в инфракрасной части спектра на качество изображения в значительной степени будет влиять переход из одной части спектра в другой, что особенно будет заметно по краям снимка. Средняя разрешающая способность по полю изображения уменьшается до 40% от нормального значения, что объясняется недостаточной коррекцией аберраций системы в ближней инфракрасной части спектра.

При необходимости можно производить перефокусировку объектива для фотографирования в инфракрасной части спектра, что позволит избежать апохроматизации объектива и значительно облегчит условия выполнения коррекции.

Так, например, при фотографировании на аэрофотопленку И-740 необходимо в наземных условиях вводить поправку в фокусировку объектива. Это осуществляется при помощи рукоятки с лимбом, кинематически связанной через редуктор с последней линзой объектива, при перемещении которой изменяется величина заднего фокального отрезка объектива.

Для спектрального согласования фотографируемого объекта и инфрахроматической пленки перед оптической системой устанавливается светофильтр, поглощающий коротковолновые видимые лучи и пропускающий инфракрасные.

Диапазон длин волн излучений, действующих на инфрахроматический материал, достаточно велик и не позволяет полностью уничтожить хроматическую аберрацию в этом диапазоне. Поэтому ограничиваются уменьшением хроматической аберрации до минимума в сравнительно узком участке спектра. На рис. 2.18 приведены графики хроматических аберраций для ахромата и апохромата. Применение апохроматов несколько ограничено из-за наличия в его конструкции линзы из флюорита достаточно больших размеров.

Дополнительное исправление хроматизма при использовании инфрахроматического материала можно достигнуть следующими способами [23]:

1) применением оранжевых или красных светофильтров, поглощающих большую часть видимых лучей, создающих нерезкое изображение. При этом спектральный состав светового потока, пропускаемого светофильтром, не должен сильно отличаться от того спектрального участка, для которого исправлена система;

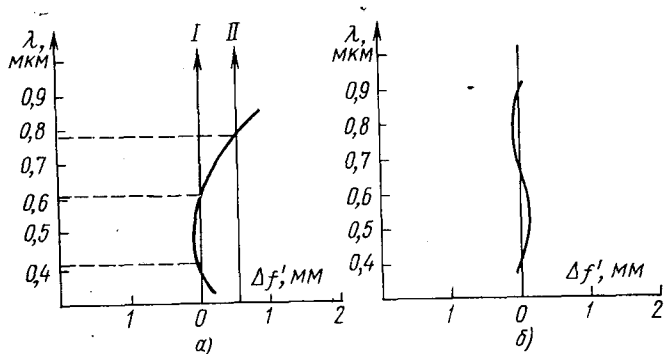


Рис. 2. 18. Графики аберраций:
а—для ахромата; б—апохромата

2) применением насадочной линзы, компенсирующей разницу фокусировки для видимых и инфракрасных лучей, а также сочетанием слабой насадочной линзы с инфракрасным светофильтром;

3) применением перед оптической системой плоско-параллельной пластинки, состоящей из плосковогнутой и плосковыпуклой линз, показатели преломления которых подбираются так, чтобы положение фокальной плоскости камеры было одинаковым для видимых и инфракрасных лучей; эта пластинка применяется совместно с инфракрасным светофильтром.

Проведем расчет фокусирующего светофильтра к аэрофотоаппарату с фокусным расстоянием f' при фокусировке для фотографирования на обычную панхроматическую пленку.

Фокусное расстояние фокусирующего светофильтра должно быть таким, чтобы эквивалентное фокусное расстояние системы «светофильтр + оптическая система» обеспечивало фокусирование инфракрасных лучей не в плоскости I, а в плоскости II.

Обычно значения расстояний от задней главной плоскости до плоскости наилучшего изображения в видимой части спектра и в инфракрасной части спектра при удалении объекта на бесконечность известны.

Пусть для инфракрасных лучей это расстояние будет равно $f'_{\text{ИК}}$.

Для получения высокого качества изображения при фотографировании на инфрахроматическую пленку, расположенную

в фокальной плоскости камеры, необходимо иметь эквивалентное фокусное расстояние всей системы «светофильтр + оптическая система», равное f'_k .

Используя выражение для оптической силы, можем написать для тонкой системы

$$\varphi'_{\text{экв}} = \varphi'_{\text{об}} + \varphi'_{\text{св}},$$

где $\varphi'_{\text{экв}}$ — оптическая сила эквивалентной системы;

$\varphi'_{\text{об}}$ — оптическая сила оптической системы для инфракрасных лучей;

$\varphi'_{\text{св}}$ — оптическая сила фокусирующего светофильтра.

Откуда

$$\varphi'_{\text{св}} = \varphi'_{\text{экв}} - \varphi'_{\text{об}} \quad \text{или} \quad \frac{1}{f'_{\text{св}}} = \frac{1}{f'_k} - \frac{1}{f'_{\text{ик}}}.$$

К недостаткам фотографирования в инфракрасной области спектра следует отнести необходимость изменения фокусировки аэрофотокамеры, что приводит к увеличению остаточных аберраций и снижению разрешающей способности системы. Кроме того, величина необходимой выдержки аэрофотоаппарата в этом случае значительно увеличивается по сравнению с выдержкой, необходимой при фотографировании в видимых лучах. Это приводит к ухудшению качества изображения за счет увеличения сдвига изображения.

Фотографирование в инфракрасной области спектра может осуществляться в зависимости от характера используемой аппаратуры прямым или косвенным методом.

При прямом методе фотографирование в инфракрасной области спектра осуществляется на инфрахроматических материалах. При косвенном методе инфракрасное излучение от фотографируемого объекта воспринимается промежуточным устройством, преобразующим невидимое изображение в видимое, которое затем фотографируется обычным способом (рис. 2.19).

Косвенные методы фотографирования в инфракрасной области спектра позволяют легче преодолевать помехи, создаваемые атмосферой при фотографировании удаленных объектов, и они используются при съемке в длинноволновых участках инфракрасной области спектра.

Рассмотрим принципиальную схему фотоаппарата для съемки в инфракрасных лучах с применением электронно-оптического преобразователя ЭОП, представленную на рис. 2.19.

Вся система, включающая проектирующий объектив, ЭОП и систему переноса видимого изображения с экрана ЭОП на фотопленку аэрофотоаппарата, называется электронно-оптическим объективом (ЭОО).

Использование в качестве промежуточного элемента ЭОП ухудшает параметры оптической системы собственно аэрофото-

аппарата и всей системы построения изображения в целом. Поэтому необходимо принимать специальные меры для устранения недостатков или их частичной компенсации. В первую очередь это относится к разрешающей способности и к требованию геометрического подобия изображения и объекта фотографирования.

При использовании ЭОО требование геометрического подобия не выполняется, что объясняется наличием у ЭОП, особенно с плоским фотокатодом, дисторсии, т. е. непостоянством линейного увеличения отрезков в центре и по краям экрана. Для устранения этого необходимо специально корректировать проектирующий и фотографический объективы для получения в них дисторсии обратного знака.

Разрешающая способность ЭОО меньше, чем у обычных объективов за счет низкой разрешающей способности ЭОП. Это требует принятия мер по искусственному повышению разрешающей способности преобразователей, вынуждает рассчитывать объективы с более равномерной разрешающей способностью по полю зрения.

В электронно-оптическом объективе из-за применения ЭОП, позволяющего усиливать яркость изображения, возможно значительно увеличить светосилу по сравнению с обычным линзовым объективом, что обеспечивает достаточную освещенность для фотографирования с малым временем экспозиции.

Если на фотокатод ЭОП падает поток излучения, имеющий сплошной спектр от $\lambda=0$ до $\lambda=\infty$, то яркость экрана ЭОП $B_{\text{экр}}$ будет равна сумме яркостей, создаваемых элементарными монохроматическими потоками [13, 33]:

$$B_{\text{экр}} = \int_0^{\infty} dB_{\text{экр}} = \beta_{\text{ЭОП}}^{-2} UV_{\text{экр}} \int_0^{\infty} \gamma_{\lambda} dE_{\text{эл}},$$

где β — линейное увеличение ЭОП;

U — ускоряющее напряжение;

$V_{\text{экр}}$ — пространственная плотность светоотдачи в единичном угле;

γ_{λ} — спектральная чувствительность фотокатода;

$dE_{\text{эл}}$ — элементарная монохроматическая равномерная освещенность фотокатода.

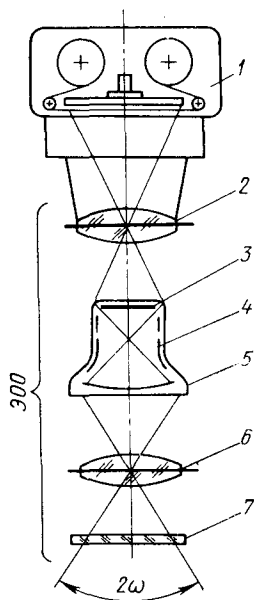


Рис. 2. 19. Схема фотографирования непрямым методом:

- 1—аэрофотоаппарат; 2—фотографический объектив; 3—экран с видимым изображением; 4—электронно-оптический преобразователь с фокусирующей системой; 5—фотокатод с электронным изображением; 6—проектирующий объектив; 7—узкополосный светофильтр

Аэрофотозатвор является одним из основных механизмов аэрофотоаппарата и его свойства во многом определяют качество изображения.

Аэрофотозатвор служит для того, чтобы в течение короткого интервала времени, определяемого фактической выдержкой t_f , пропускать световой поток от объекта фотографирования к светочувствительному слою. Иногда это время определяют эффективной выдержкой $t_{эф}$ с учетом оптического коэффициента полезного действия аэрофотозатвора $\eta_{опт}$.

Аэрофотозатвор должен быть высокоточным механизмом. Его точностные параметры определяются величиной допустимого остаточного сдвига изображения и величиной порогового значения экспозиции.

3.1. ТРЕБОВАНИЯ К АЭРОФОТОЗАТВОРАМ И ИХ ПАРАМЕТРЫ

Постоянное повышение требований к результатам воздушного фотографирования при достаточно сложных условиях эксплуатации аэрофотооборудования приводит к необходимости тщательного исследования влияния аэрофотозатвора на качество изображения.

Для обеспечения решения различных задач и для получения изображения требуемого качества аэрофотозатвор должен удовлетворять следующим требованиям:

- 1) обеспечивать заданные значения выдержек и необходимый диапазон их;
- 2) не вносить искажений на аэрофотоснимке;
- 3) обеспечивать возможность дискретной или непрерывной установки выдержки;
- 4) параметры аэрофотозатвора должны быть независимы от диафрагмирования объектива аэрофотоаппарата;
- 5) обеспечивать постоянство выдержки для всего поля изображения;
- 6) обеспечивать одновременное экспонирование всех точек снимка;

7) обеспечивать максимальное значение оптического коэффициента полезного действия аэрофотозатвора;

8) не влиять на ухудшение светораспределения по полю изображения;

9) не снижать разрешающую способность на аэрофото-снимке;

10) обеспечивать высокую надежность работы аэрофото-затвора в процессе эксплуатации;

11) иметь простую конструкцию и быть удобным в эксплуа-тации.

Установка аэрофотосъемного оборудования на беспилотных носителях выдвигает как одно из основных требований к аэро-фотозатвору возможность его работы совместно с системой авто-матического регулирования экспозиции (АРЭ), а также допу-скать дистанционное управление его работой.

Аэрофотозатворы характеризуются следующими парамет-рами:

1) величиной выдержек $t_{\phi \min}$ и $t_{\phi \max}$ или минимальной вы-держкой $t_{\phi \min}$ и диапазоном выдержек;

2) оптическим коэффициентом полезного действия $\eta_{\text{опт}}$;

3) величиной перекрываемого светового диаметра $d_{\text{св}}$.

Важным конструктивным параметром аэрофотозатвора сле-дует считать его толщину, что особенно важно для афокальных затворов, так как они располагаются в оптической системе, у ко-торой расстояние между компонентами в месте установки аэро-фотозатвора может равняться нескольким миллиметрам и даже долям миллиметра.

Различают выдержки фактическую и эффективную.

Промежуток времени, в течение которого светочувствитель-ный слой в данной его точке подвергается воздействию световых лучей, прошедших через аэрофотозатвор, называется фактиче-ской выдержкой и обозначается t_{ϕ} .

Процесс экспонирования светочувствительного слоя может быть выражен графически в виде характеристической кривой работы аэрофотозатвора, которая показывает относительное изменение величины светового потока, проходящего через аэро-фотозатвор, во времени (рис. 3.1). В этом случае подразуме-вается, что яркость фотографируемого объекта равномерна и не меняется в процессе фотографирования. Иногда изменение све-тового потока заменяют соответствующим изменением площади светового диаметра.

Рабочий цикл аэрофотозатвора включает фазу разгона OA , характеризуемую временем разгона t_p ; фазу открытия AB с вре-менем открытия t_o ; фазу полного открытия BC , продолжитель-ность которой равна t_n ; фазу закрытия CD , характеризуемую временем закрытия t_z , и фазу выбега DE , время которой равно t_v .

Из рис. 3.1 видно, что

$$t_{\phi} = t_0 + t_{\Pi} + t_3. \quad (3.1)$$

Промежуток времени, в течение которого идеальный аэрофотозатвор пропустил бы в данную точку светочувствительного слоя такое же количество световой энергии, какое пропускает в эту точку реальный аэрофотозатвор за время t_{ϕ} , называется эффективной выдержкой $t_{\text{эф}}$. В этом случае необходимо, чтобы площади S_{ABCD} и S_{KLMN} были равновелики. У идеального аэрофотозатвора открытие и закрытие светового диаметра происходит мгновенно, т. е. $t_0 = t_3 = 0$.

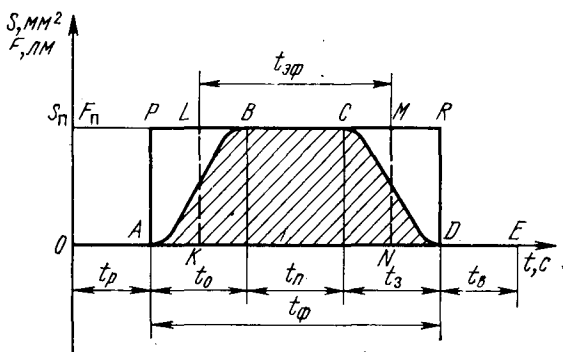


Рис. 3.1. Характеристическая кривая аэрофотозатвора:

F_{Π} — величина светового потока при полном открытии светового отверстия; S_{Π} — площадь светового отверстия при полном его открытии

Диапазон выдержек аэрофотозатвора определяется отношением максимальной выдержки к минимальной

$$D_t = \frac{t_{\phi \max}}{t_{\phi \min}}. \quad (3.2)$$

Он характеризует возможность аэрофотоаппарата обеспечивать получение высококачественных снимков при изменении освещенности объектов фотографирования [32] или других условий съемки (диафрагма, светочувствительность пленки, светофильтр, скорость самолета, высота фотографирования).

Величина D_t современных аэрофотозатворов от 4÷5 до 10. Необходимо иметь D_t равным 10—20, чтобы обеспечить возможность фотографирования при минимальной и максимальной освещенности земной поверхности в течение светового дня.

В зависимости от характера оказываемого влияния на качество изображения свойства аэрофотозатвора можно разделить на две группы:

1) определяющие точностные характеристики изображения;

2) определяющие энергетические характеристики изображения.

Под точностными характеристиками изображения будем подразумевать степень геометрического подобия объектов фотографирования и их изображений. Точностные характеристики изображения без учета влияния на них параметров проектирующей системы аэрофотоаппарата будут определяться сдвигом изображения из-за относительного перемещения между аэрофотоаппаратом и фотографируемым объектом. Сдвиг изображения будет зависеть от величины фактической выдержки аэрофотоаппарата t_{ϕ} в данной точке аэрофотоснимка.

Фотометрические характеристики изображения без учета влияния на них параметров проектирующей системы аэрофотоаппарата будут определяться разностью оптических плотностей различных точек снимка при фотографировании объектов с одинаковой светимостью или яркостью. В этом случае фотометрические характеристики изображения будут определяться характером изменения светового потока после прохождения им аэрофотоаппарата для всего поля изображения, т. е. для различных точек снимка. Фотометрические характеристики изображения зависят от величины эффективной выдержки аэрофотоаппарата $t_{\text{эф}}$.

Между фактической и эффективной выдержками существует зависимость

$$t_{\text{эф}} = t_{\phi} \eta_{\text{опт}}. \quad (3.3)$$

Оптический коэффициент полезного действия аэрофотоаппарата (ОКПД) характеризует потери световой энергии при прохождении светового потока через аэрофотоаппарат. Чем меньше будут эти потери, тем более эффективно будет применение аэрофотоаппарата для данных условий фотографирования. У идеального затвора $\eta_{\text{опт}} = 1$ и, следовательно, $t_{\text{эф}} = t_{\phi}$.

С энергетических позиций ОКПД аэрофотоаппарата есть отношение количества световой энергии, прошедшей через реальный затвор в данную точку светочувствительного слоя за время t_{ϕ} , к тому количеству световой энергии, которое пропустил бы в данную точку за это же время идеальный затвор.

Из рис. 3.1 следует, что

$$\eta_{\text{опт}} = \frac{\int_{t_p}^{t_{\phi}} F_i dt}{F_{\text{п}} \int_{t_p}^{t_{\phi}} dt}; \quad (3.4)$$

$$\eta_{\text{опт}} = \frac{\int_{t_p}^{t_o} F_i dt + \int_{t_o}^{t_o+t_n} F_i dt + \int_{t_o+t_n}^{t_\phi} F_i dt}{F_{\text{п}} t_\phi} \quad (3.5)$$

Введем обозначения

$$\eta_o = \frac{\int_{t_p}^{t_o} F_i dt}{F_{\text{п}} t_o} \text{ — ОКПД фазы открытия;}$$

$$\eta_{\text{п}} = \frac{\int_{t_o}^{t_o+t_n} F_i dt}{F_{\text{п}} t_{\text{п}}} = \frac{F_{\text{п}} t_{\text{п}}}{F_{\text{п}} t_{\text{п}}} = 1 \text{ — ОКПД фазы полного открытия;}$$

$$\eta_z = \frac{\int_{t_o+t_n}^{t_\phi} F_i dt}{F_{\text{п}} t_z} = \text{ОКПД фазы закрытия.}$$

Тогда получим

$$\eta_{\text{опт}} = \frac{F_{\text{п}} t_o \eta_o + F_{\text{п}} t_{\text{п}} + F_{\text{п}} t_z \eta_z}{F_{\text{п}} t_\phi},$$

откуда

$$\eta_{\text{опт}} = \frac{t_o \eta_o + t_{\text{п}} + t_z \eta_z}{t_\phi}.$$

Для упрощения дальнейших рассуждений условимся, что движение рабочих деталей аэрофотозатвора при открытии и закрытии происходит с одинаковой скоростью ($V_o = V_z$) и что ветви характеристической кривой симметричны. В этом случае $t_o = t_z$ и $\eta_o = \eta_z$. Окончательно получим в общем виде

$$\eta_{\text{опт}} = 1 - 2(1 - \eta_o) \frac{t_o}{t_\phi}. \quad (3.6)$$

Из формулы видно, что для увеличения ОКПД аэрофотозатвора необходимо увеличивать η_o и η_z и уменьшать t_o и t_z . Современные аэрофотозатворы имеют ОКПД от 0,3 до 0,95 и более у различных типов затворов.

Величина оптического коэффициента полезного действия аэрофотозатвора для различных точек снимка различна, что является одной из причин неравномерной оптической плотности изображения.

Анализ динамики работы аэрофотозатвора при различных выдержках позволяет сделать вывод о непостоянстве скорости движения рабочих элементов аэрофотозатвора на различных выдержках, а также о значительной разнице скоростей лепестков,

ламель или шторки почти на всех фазах работы аэрофотозатвора. Все это приводит к изменению значений ОКПД для различных выдержек, а также к непостоянству значений ОКПД по полю изображения. Этого недостатка нет у центральных затворов большой скорости.

При выводе общей формулы для определения ОКПД аэрофотозатвора предполагали скорости движения лепестков, ламелей или шторки одинаковыми в фазах открытия и закрытия. Это допущение приводит к известным упрощениям и не позволяет получить реальную аналитическую зависимость между параметрами системы.

С этой точки зрения весьма характерен шторный аэрофотозатвор, у которого скорость шторки при фотографировании различных точек снимка в направлении движения шторки будет неодинакова в различные моменты выдержки. Величина ОКПД шторного аэрофотозатвора для любой точки снимка будет являться функцией скоростей в начале и в конце выдержки. Отношение этих скоростей называется степенью равномерности движения шторки. Величина ОКПД шторного аэрофотозатвора прямо пропорциональна степени равномерности движения шторки. Наиболее высокое значение ОКПД у шторного аэрофотозатвора с равномерной скоростью движения шторки. В этом случае все точки снимка будут иметь одинаковый ОКПД. Для повышения равномерности движения шторки необходимо принимать специальные меры.

Рассмотрим характер прохождения светового потока через аэрофотозатвор типа «жалюзи». Характерная для него неравномерность значений ОКПД по полю снимка подтверждается известными [25] аналитическими зависимостями.

Так, например, для аэрофотозатвора типа «жалюзи» с непрерывным движением ламелей имеем

$$\eta_{\text{онт}} = 1 - \frac{(k+1)(1 - \sin \varphi_1)}{\cos \beta \left(\frac{\pi}{2} - \varphi_1 \right)}, \quad (3.7)$$

где φ_1 — угол инерции (угол от начала движения ламели до начала экспонирования данной точки снимка):

$$\varphi_1 = \arccos \left(\frac{1}{k+1} \cos \beta \right) - \beta. \quad (3.8)$$

Или

$$\eta_{\text{онт}} = 1 - \frac{(k+1) \left\{ 1 - \sin \left[\arccos \left(\frac{1}{k+1} \cos \beta - \beta \right) \right] \right\}}{\cos \beta \left[\frac{\pi}{2} - \arccos \left(\frac{1}{k+1} \cos \beta \right) + \beta \right]}. \quad (3.9)$$

Влияние на ОКПД аэрофотозатвора параметров системы

		Параметры						
Затвор	диафрагмированные объектива	форма лепестка, щели	количество лепестков, щторок	удаление точки от центра снимка	величина выреза, относительная ширина щели, ширина ламели	удаление затвора от плоскости изображения	расположение ламелей и щторки относительно оптической оси	аналитическая связь параметров ($V_0 = V_3$)
Центральный	Влияет	Влияет	Влияет	Не влияет	Влияет	Влияет	Влияет	$\gamma_{\text{опт}} = 1 - (1 - \gamma_0) \frac{\alpha}{\gamma}$
Щторный	"	"	"	Влияет	"	"	"	$\gamma_{\text{опт}} = \frac{1}{1 + \frac{2ah}{ef_k}}$
Жалюзи	"	"	"	"	"	"	"	$\gamma_{\text{опт}} = 1 - \frac{(k+1)(1 - \sin \varphi_1)}{\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_1\right) \cos \beta}$

Из приведенной формулы видно, что ОКПД аэрофотозатвора «жалюзи» с непрерывным движением lamелей зависит от величины коэффициента перекрытия lamелей k и угла β наклона проектирующих лучей для данной точки снимка. Причем, величина ОКПД увеличивается для крайних точек снимка в направлении, перпендикулярном направлению осей вращения lamелей.

Влияние на ОКПД различных параметров фотографирующей системы представлено в табл. 3. 1.

3.2. КЛАССИФИКАЦИЯ И ОСНОВНЫЕ ТИПЫ АЭРОФОТОЗАТВОРОВ

Многообразие задач, решаемых в процессе аэрофотосъемки, требует разработки и создания различных аэрофотозатворов, отличающихся как по конструктивным особенностям, так и по принципу действия, особенно по характеру экспонирования.

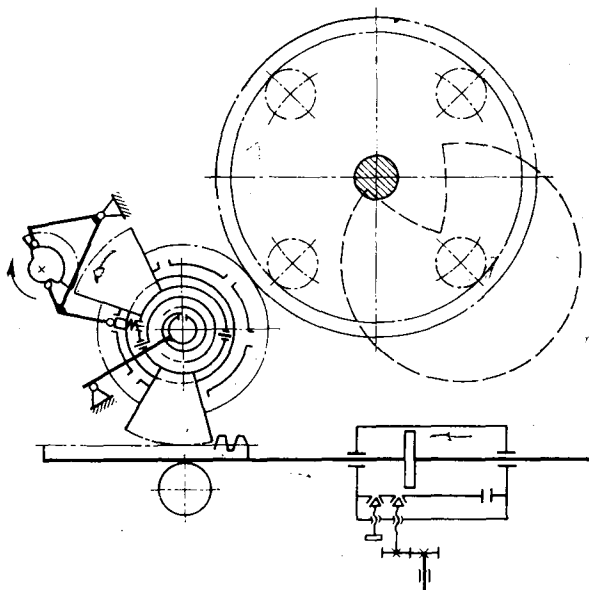


Рис. 3.2. Кинематическая схема центрального аэрофотозатвора

По конструктивному оформлению аэрофотозатворы делятся на центральные, жалюзи и шторные (рис. 3. 2, 3. 3, 3. 4).

Аэрофотозатворы могут быть фокальными и афокальными или междулинзовыми. Это зависит от их положения в аэрофотоаппарате. К фокальным аэрофотозатворам относятся шторные, а к афокальным — центральные и жалюзи.

По принципу действия аэрофотозатворы подразделяются на затворы прямого и возвратного действий (рис. 3. 5, 3. 6). Аэрофотозатвор, у которого рабочий цикл осуществляется без изме-

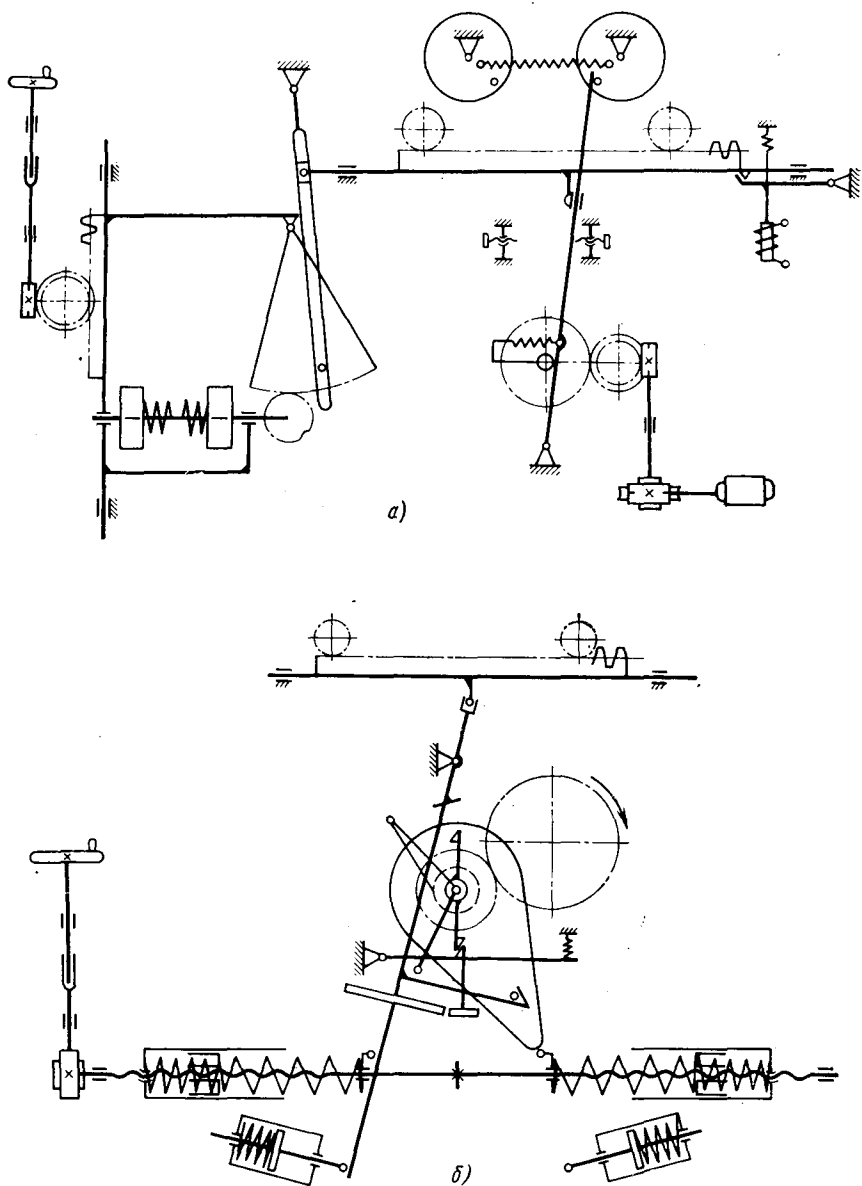


Рис. 3.3. Кинематическая схема аэрофотозатвора жалюзи:
 а—с пружиной растяжения; б—с пружиной сжатия

нения направления движения ламелей, называется аэрофотозатвором прямого действия.

По характеру пропускания светового потока аэрофотозатворы делятся на затворы одновременного и последовательного

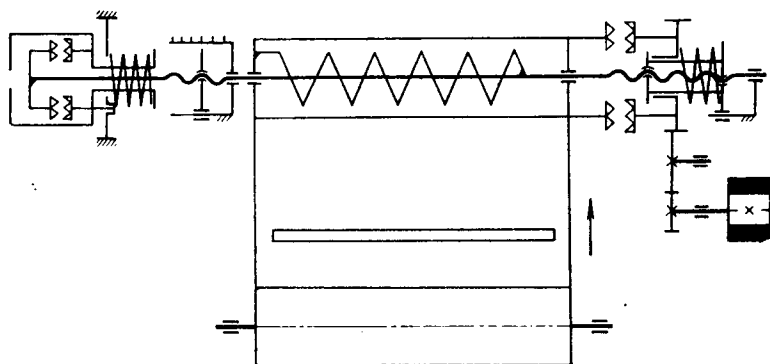


Рис. 3.4. Кинематическая схема шторного аэрофотозатвора

экспонирования. Центральные аэрофотозатворы относятся к аэрофотозатворам одновременного экспонирования, так как при фотографировании все точки объекта одновременно экспонируются на светочувствительном слое.

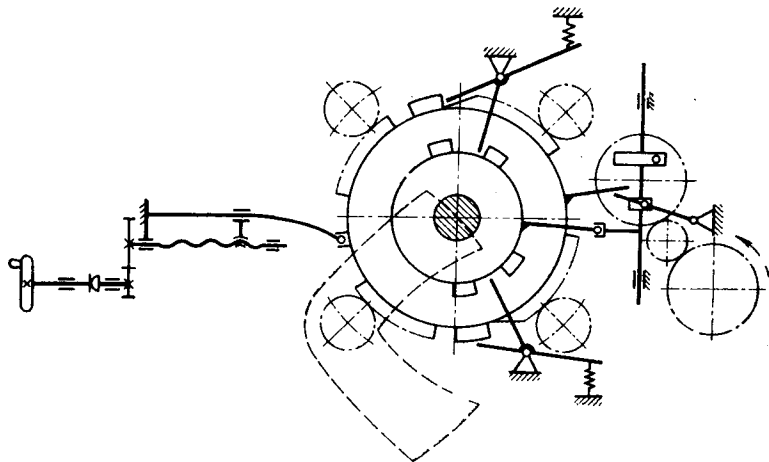


Рис. 3.5. Кинематическая схема центрального аэрофотозатвора прямого действия

Затворы жалюзи и шторные относятся к аэрофотозатворам последовательного экспонирования.

По типу двигателя аэрофотозатворы могут быть с пружинным двигателем, с электродвигателем или электромагнитным двигателем.



Для уменьшения времени срабатывания в настоящее время разработаны центральные аэрофотозатворы с автономным пружинным двигателем для каждого лепестка в отдельности.

Для этих же целей затвор может иметь два яруса лепестков, двигающихся навстречу друг другу с определенной временной задержкой, запаздыванием [7].

Важной конструктивной особенностью аэрофотозатвора следует считать возможность его замены или исследования без на-

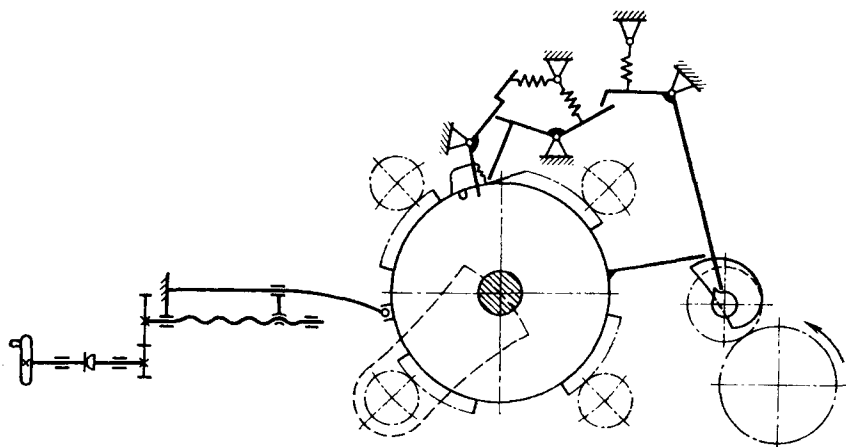


Рис. 3.6. Кинематическая схема центрального аэрофотозатвора возвратного действия

рушения юстировки оптической системы аэрофотоаппарата. Этим важным свойством обладают затворы жалюзи, шторные и некоторые центральные. Такие затворы относятся к группе независимых аэрофотозатворов.

Самостоятельной группой затворов являются центральные затворы большой скорости или роторные аэрофотозатворы.

Центральные аэрофотозатворы широко применяются в аэрофотоаппаратах с большим углом поля зрения. Они располагаются между компонентами объектива в параллельном ходе лучей и процесс открытия и закрытия действующего отверстия объектива начинается и заканчивается в его центре. Это обеспечивает одновременное экспонирование всех точек снимка и отсутствие искажения изображения, что предопределило их широкое использование в топографических аэрофотоаппаратах.

Несмотря на относительную сложность конструкции, центральные аэрофотозатворы находят применение не только в аэрофотоаппаратах с небольшим диаметром действующего отверстия (15÷30 мм), но и в аэрофотоаппаратах с большим диаметром действующего отверстия (40÷100 мм). Это вызывает

увеличение габаритов затвора, моментов инерции подвижных элементов и требует достаточно мощных двигателей.

Рассмотрим, как связаны параметры аэрофотозатвора с параметрами конструкции (рис. 3.7):

$$t_{\phi} = t_o + t_n + t_s = \frac{\alpha}{\omega} + \frac{\gamma - \alpha}{\omega} + \frac{\alpha}{\omega} = \frac{\gamma}{\omega}, \quad (3.10)$$

где α — угол охвата действующего отверстия касательными из центра вращения лепестка;

γ — угол выреза лепестка;

ω — угловая скорость вращения лепестков, принятая условно постоянной во время выдержки.

Из формулы (3.10) можно сделать вывод, что выдержка центрального затвора зависит от угла выреза и скорости вращения лепестков и не зависит от диафрагмирования.

Преобразуем формулу для оптического коэффициента полезного действия с учетом параметров центрального аэрофотозатвора и получим, что

$$\eta_{\text{опт}} = 1 - (1 - \eta_o) \frac{\alpha}{\gamma}. \quad (3.11)$$

Сравнивая формулы (3.10) и (3.11), можно заметить, что для уменьшения фактической выдержки центрального аэрофотозатвора необходимо уменьшить угол выреза лепестков

и увеличить угловую скорость вращения их. Однако при этом величина оптического коэффициента будет уменьшаться.

При конструировании центральных аэрофотозатворов необходимо, чтобы угол выреза лепестка γ был всегда больше или равен углу охвата α . Отношение угла охвата к углу выреза есть относительная ширина выреза лепестка, которая характеризует величину ОКПД центрального аэрофотозатвора. Минимальное значение относительной ширины выреза будет определять максимальную величину ОКПД. При этом необходимо иметь в виду, что для обеспечения требуемых выдержек надо иметь определенное значение угла разгона или угла инерции и угла торможения.

Из формулы (3.11) видно, что оптический коэффициент полезного действия центрального затвора зависит от диафрагми-

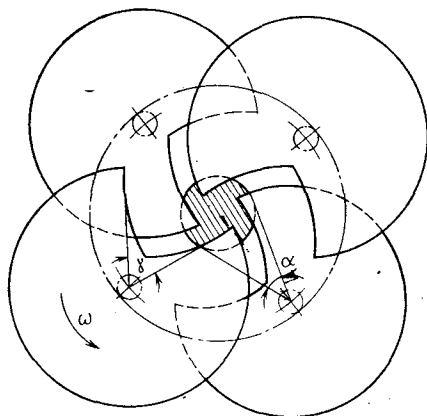


Рис. 3.7. К выводу t_{ϕ} и $\eta_{\text{опт}}$ центральных аэрофотозатворов

рования объектива: чем меньше диаметр действующего отверстия, тем больше будет величина ОКПД. Величина $\eta_{\text{опт}}$ центральных аэрофотозатворов достигает величины $0,7 \div 0,9$ и более и определяется в зависимости от формы выреза лепестков, числа лепестков и характера движения подвижных элементов.

На основании уравнений (3.10) и (3.11) напомним формулу для эффективной выдержки центрального аэрофотозатвора

$$t_{\text{эф}} = \frac{1}{\omega} [\gamma - \alpha(1 - \eta_0)], \quad (3.12)$$

из которой видно, что эффективная выдержка центрального затвора зависит от диафрагмирования.

В настоящее время широкое применение находят ленточные центральные аэрофотозатворы [2], у которых открытие и закрытие светового диаметра происходит при прямолинейном движении тонкой ленты с вырезами, расположенной между компонентами оптической системы.

Центральные аэрофотозатворы имеют сложную конструкцию, которая дает возможность получить изображение высокого качества.

В длиннофокусных аэрофотоаппаратах с небольшим углом поля зрения, но с большим диаметром действующего отверстия объектива, а также в ночных аэрофотоаппаратах применяются затворы жалюзи.

Затворы жалюзи по характеру движения ламелей делятся на затворы прямого и возвратного действий.

Затворы жалюзи прямого действия осуществляют экспонирование путем поворота ламелей вокруг своих осей в одном направлении на 180° .

При последующем экспонировании ламели поворачиваются на этот же угол, но уже в другом направлении.

Затворы жалюзи прямого действия разделяются на две группы: с непрерывным движением ламелей и с прерывистым движением, т. е. с остановкой их при полностью открытом действующем отверстии объектива.

Затворы жалюзи возвратного действия при открытии действующего отверстия поворачиваются на 90° в одном направлении, а при закрытии — в другом направлении на такой же угол. Эти затворы применяются в ночных аэрофотоаппаратах, так как они позволяют уменьшить влияние фоновой засветки.

По характеру экспонирования затворы жалюзи относятся к затворам последовательного экспонирования, что является одной из причин вносимого ими искажения изображения.

Фактическая выдержка затвора жалюзи с непрерывным движением ламелей для параллельного пучка лучей, падающего под углом β к оптической оси объектива, будет равна

$$t_{\Phi} = \frac{2}{\omega} \left[\frac{\pi}{2} - \arccos \left(\frac{1}{k+1} \cos \beta \right) \right], \quad (3.13)$$

где ω — угловая скорость вращения ламелей;

$$k = \frac{b-c}{c} \quad (3.14)$$

— коэффициент перекрытия, (b — ширина ламели, c — расстояние между осями вращения).

Как видно из формулы (3.13), фактическая выдержка затвора жалюзи с непрерывным вращением ламелей в данной точке снимка зависит от скорости вращения ламелей и коэффициента перекрытия между ними.

Фактическая выдержка затвора жалюзи есть функция угла β , что указывает на непостоянство выдержки для различных точек снимка.

Изменение фактической выдержки при изменении угла β при постоянной скорости вращения ламелей и постоянном коэффициенте перекрытия приведено на рис. 3.8 для затвора с непрерывным вращением ламелей, а на рис. 3.9 — для затвора с прерывистым вращением ламелей.

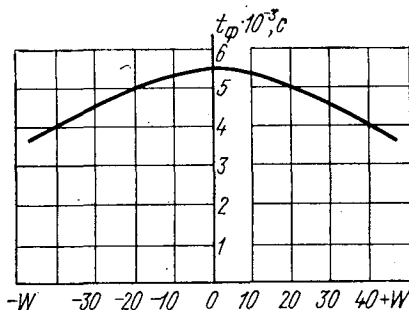


Рис. 3.8. График изменения по полю изображения t_{Φ} затворов жалюзи с непрерывным вращением ламелей

Из этих графиков видно, что фактическая выдержка меняется по полю изображения в направлении, перпендикулярном направлению осей вращения ламелей. В затворах жалюзи прерывистого действия характер изменения выдержек отличается от характера изменения выдержек в затворах с непрерывным вращением ламелей тем, что выдержка у этих затворов не меняется в пределах центральной части поля изображения, характеризуемой критическим углом $\beta_{кр}$. Вне этого участка поля изображения величина t_{Φ} резко уменьшается, что объясняется невозможностью прохождения светового потока при остановке ламелей в открытом положении (рис. 3.10). Величина критического угла может быть определена как

$$\beta_{кр} = \arctg \frac{c}{b}.$$

Затворы жалюзи современных аэрофотоаппаратов имеют коэффициент перекрытия, равный $0,2 \div 0,3$ и его увеличение ведет к увеличению момента инерции lamелей и силы аэродинамического сопротивления, а также к ухудшению качества изображения.

Обеспечение требуемого диапазона выдержек в затворах жалюзи происходит за счет изменения угловой скорости вращения lamелей. При постоянной силе или моменте рабочей пружины изменение скорости вращения lamелей достигается присоединением дополнительной инерционной массы.

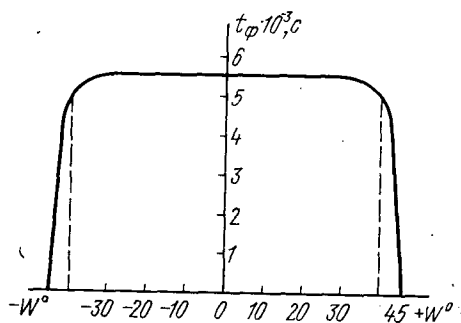


Рис. 3.9. График изменения по полю изображения t_{ϕ} затворов жалюзи с прерывистым вращением lamелей

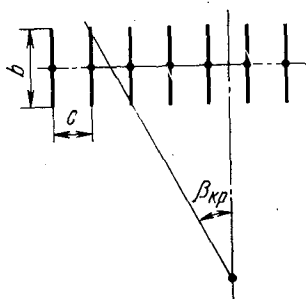


Рис. 3.10. Схема определения $\beta_{кр}$

Если сила или момент рабочей пружины могут принимать промежуточные значения, то этим самым будет обеспечено соответствующее изменение угловой скорости вращения lamелей.

Одной из особенностей затвора жалюзи является то, что он вызывает дифракцию света, что приводит к понижению разрешающей способности системы объектив+фотослой. Причем это уменьшение может быть очень значительным и достигать 20% (табл. 3.2).

Таблица 3.2

Изменение разрешающей способности по полю изображения при фотографировании с затвором жалюзи

Разрешающая способность, (лин/мм)	Угол поля изображения, град	-11	-7,5	0	7,5	-11
	Без затвора		21	21	26	24
С затвором		17	17	21	21	17

Затворы жалюзи не применяются в топографических аэрофотоаппаратах, так как они виньетируют световой пучок в широкоугольных системах.

Оптический коэффициент полезного действия затвора жалюзи с непрерывным движением ламелей меньше, чем у затворов прерывистого действия и равен оптическому коэффициенту полезного действия фазы открытия.

Величина оптического коэффициента полезного действия затворов жалюзи зависит также от количества ламелей и от способа их размещения относительно оптической оси объектива.

Параметры затвора жалюзи при диафрагмировании остаются постоянными.

Высокая надежность и относительная простота конструкции являются отличительными признаками затворов жалюзи.

Шторные аэрофотозатворы благодаря простоте конструкции и высокой надежности широко применяются в различных аэрофотоаппаратах.

Шторные аэрофотозатворы могут иметь щель постоянной или переменной ширины, которая перемещается в плоскости, перпендикулярной к главной оптической оси объектива.

Основной особенностью шторных затворов является то, что экспонирование светочувствительного слоя происходит не одновременно в пределах поля изображения, а последовательно по мере перемещения шторы со щелью. Это является причиной искажения изображения, величина которого будет равна

$$\Delta = l \left(1 - \frac{h}{f'_k} \right) \frac{W}{V_{шт}} \frac{f'_k}{H}, \quad (3.15)$$

где l — линейная величина изображения;
 h — удаление плоскости шторы от фокальной плоскости камеры;
 W — путевая скорость самолета;
 $V_{шт}$ — скорость шторы;
 H — высота фотографирования;
 f'_k — фокусное расстояние камеры.

Линейные и угловые искажения изображения, вносимые шторным затвором, имеют место независимо от направления движения шторы. По этой причине шторные затворы не применяются в топографических аэрофотоаппаратах. Для уменьшения искажения изображения вектор скорости шторы должен быть параллелен меньшей стороне снимка, а формат снимка по возможности минимален.

Если шторный аэрофотозатвор расположить в задней главной плоскости оптической системы так, чтобы h было равно f'_k , то линейный сдвиг изображения будет равен нулю. В этом слу-

чае остальные требования к аэрофотозатвору не будут удовлетворяться.

Принимая скорость шторки условно постоянной, напишем формулу для фактической выдержки:

$$t_{\Phi} = \frac{e + \frac{2a}{f'_k} h}{V_{шт}}, \quad (3.16)$$

где $\frac{2a}{f'_k}$ — относительное отверстие объектива;
 e — ширина щели.

Оптический коэффициент полезного действия шторного затвора

$$\eta_{шт} = \frac{1}{1 + \frac{2a}{f'_k} \frac{h}{e}} \quad (3.17)$$

при условии, что оптический коэффициент полезного действия фазы открытия равен $\eta_0 = 0,5$.

Эффективная выдержка шторного аэрофотозатвора

$$t_{эф} = \frac{e}{V_{шт}}. \quad (3.18)$$

Параметры шторного затвора зависят от диафрагмирования объектива и удаления плоскости шторки от фокальной плоскости камеры. Чем ближе шторный аэрофотозатвор будет располагаться к фокальной плоскости аэрофотокамеры, тем меньшие выдержки могут быть обеспечены таким затвором и тем большие значения ОКПД он будет иметь.

Конструкция шторного затвора позволяет получение малых выдержек в достаточно широком диапазоне при высоком оптическом коэффициенте полезного действия, равном $0,7 \div 0,8$.

Недостатком шторных затворов является нарушение нормальной работы при низких температурах, а также неравномер-

Таблица 3.3

Характер изменения выдержки по полю изображения
 в шторном затворе

t_{Φ} установленная, с	t_{Φ} в начале выдержки, с	t_{Φ} в конце выдержки, с	Разница, %
1/100	1/90	1/150	44
1/200	1/180	1/240	28
1/400	1/350	1/430	18
1/800	1/870	1/1100	5

ность экспонирования по полю изображения из-за непостоянства скорости шторки.

Как видно из табл. 3.3, неравномерность выдержек по полю изображения достигает 40% и более для различных конструкций шторного затвора.

Параметры шторного аэрофотозатвора не могут рассматриваться независимо от параметров оптической системы и аэрофотокамеры, так как $t_{\text{ф}}$ и $\eta_{\text{опт}}$ этого затвора зависят от величины h , f' и $2a$.

3.3. ДИНАМИКА АЭРОФОТОЗАТВОРОВ

В современных аэрофотозатворах в качестве двигателей используются различного рода пружины, электродвигатели и электромагниты.

Пружинные двигатели могут быть выполнены в виде плоской пружины, спиральной заводной пружины, цилиндрической винтовой пружины сжатия или растяжения или цилиндрической винтовой пружины кручения.

Основная задача динамического расчета аэрофотозатвора состоит в определении аналитической или графо-аналитической зависимости между параметрами двигателя, параметрами конструкции затвора и временем срабатывания.

В том случае, когда величины приведенного момента инерции $I_{\text{пр}}$ или приведенной массы \mathcal{M} не являются постоянными, а принимают значения в зависимости от положения механизма аэрофотозатвора, аналитическое решение дифференциальных уравнений представит значительные трудности. Для определения параметров аэрофотозатвора эту задачу можно решить графо-аналитическим способом.

При конструировании аэрофотозатворов с известными постоянными параметрами необходимо правильно определить или задать закон движения рабочего звена. Идеальный закон движения подразумевает равномерно-ускоренное в начальной стадии движение с последующим его равномерным замедлением до полной остановки.

Методика расчета аэрофотозатворов подробно изложена в работе [8], основные математические зависимости которой приведены в табл. 3.4.

Рассмотрим некоторые особенности расчета аэрофотозатвора, схема которого приведена на рис. 3.11.

Основное энергетическое уравнение имеет вид

$$E = \int_0^a M da = I_1 \frac{\omega_1^2}{2} + I_2 \frac{\omega_2^2}{2} + I_3 \frac{\omega_3^2}{2} + \frac{m_3 V_3^2}{2} + I_4 \frac{\omega_4^2}{2} + I_5 \frac{\omega_5^2}{2}, \quad (3.19)$$

где M — момент, развиваемый пружинным двигателем, с учетом потерь на трение;

Основные соотношения для динамического расчета пружинных двигателей аэрофотозатворов

Затвор	Двигатель	Возможное энергетическое уравнение или уравнение движения	Формула для определения минимальной выдержки
Центральный, прямого действия	Спиральная заводная пружина	$E = E_1 + E_2 + E_3 + E_4$	$t_{\phi \text{ min}} = \sqrt{\frac{I_{\text{пр}} \varphi_{\text{max}}}{M_{\text{max}} \eta}} \left[\arcsin \left(\frac{\varphi_2}{\varphi_m} - 1 \right) - \arcsin \left(\frac{\varphi_1}{\varphi_m} - 1 \right) \right]$
Центральный, прямого действия	Цилиндрическая винтовая пружина сжатия или растяжения	$E = E_1 + E_2 + E_3$	$t_{\phi \text{ min}} = \sqrt{\frac{\mathfrak{M} f_{\text{max}}}{P_{\text{max}} \eta}} \left[\arcsin \left(\frac{f_2}{f_m} - 1 \right) - \arcsin \left(\frac{f_1}{f_m} - 1 \right) \right]$
Центральный, возвратного действия	Плоская пружина	$\mathfrak{M} \frac{d^2 x}{dt^2} + kx = 0$	$t_{\phi \text{ min}} = 2 \sqrt{\frac{\mathfrak{M} \left(\arccos \frac{x_1}{x_0} \right)}{k}}$
Центральный, прямого действия	Плоская пружина	$\mathfrak{M} \frac{d^2 x}{dt^2} + kx = 0$	$t_{\phi \text{ min}} = 2 \sqrt{\frac{\mathfrak{M} \left(\frac{\pi}{2} - \arccos \frac{x_1}{x_0} \right)}{k}}$
Шторный, фокальный	Цилиндрическая винтовая пружина кручения	$E = E_1 + E_2 + E_3 + E_4 + E_5$	$t_{\phi \text{ min}} = \sqrt{\frac{I_{\text{пр}} \varphi_{\text{max}}}{M_{\text{max}} \eta}} \left[\arcsin \left(\frac{\varphi_2}{\varphi_m} - 1 \right) - \arcsin \left(\frac{\varphi_1}{\varphi_m} - 1 \right) \right]$
Жалюзи, линейный	Цилиндрическая винтовая пружина сжатия или растяжения	$\mathfrak{M} \frac{d^2 x}{dt^2} + c \left(\frac{dx}{dt} \right)^2 - k(x_m - x) = 0$	$t_{\phi \text{ min}} = \sqrt{\frac{\mathfrak{M} f_{\text{max}}}{P_{\text{max}} \eta}} \left[\arcsin \left(\frac{f_2}{f_m} - 1 \right) - \arcsin \left(\frac{f_1}{f_m} - 1 \right) \right]$

I_i — моменты инерции соответствующих деталей;
 ω_i — угловые скорости вращения соответствующих деталей;
 m_3 — масса тяги;
 V_3 — скорость тяги;
 α — рабочий угол поворота пружинного двигателя,

или

$$E = \int_0^\alpha M d\alpha = I_{\text{пр}} \frac{\omega_1^2}{2}, \quad (3.20)$$

где

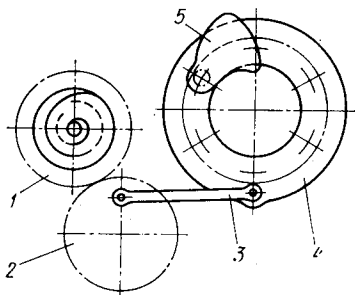
$$I_{\text{пр}} = I_1 + I_2 i_2^2 + I_3 i_3^2 + m_3 i_{3\text{п}}^2 + I_4 i_4^2 + I_5 i_5^2 -$$

приведенный момент инерции;

i_i — передаточные отношения на соответствующие детали;
 $i_{3\text{п}}$ — передаточное отношение для прямолинейного движения тяги.

Рис. 3.11. Принципиальная схема аэрофотозатвора с переменным передаточным отношением:

1 — заводной барабан; 2 — шестерня;
 3 — тяга; 4 — зубчатый венец; 5 — лепесток



Для дальнейшего решения воспользуемся уравнением Лагранжа второго рода

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{dE}{d\dot{\alpha}} \right) - \left(\frac{\partial E}{\partial \alpha} \right) = Q, \quad (3.21)$$

где Q — обобщенная сила (или момент), связанная с обобщенной координатой α .

Раскроем составляющие данного уравнения при условии, что передаточные отношения есть функции положения механизма затвора, т. е. функции времени, а следовательно, величины переменные

$$\frac{di}{dt} = \frac{di}{d\alpha} \frac{d\alpha}{dt} = \omega_1 \frac{di}{d\alpha}; \quad (3.22)$$

$$M = \varepsilon_1 I_{\text{пр}} + \omega_1^2 \left(I_2 i_2 \frac{di_2}{d\alpha} + I_3 i_3 \frac{di_3}{d\alpha} + m_3 i_{3\text{п}} \frac{di_{3\text{п}}}{d\alpha} + I_4 i_4 \frac{di_4}{d\alpha} + I_5 i_5 \frac{di_5}{d\alpha} \right). \quad (3.23)$$

Выразим ускорение заводного барабана как

$$\varepsilon_1 = \frac{M - \omega_1^2 \left(I_2 i_2 \frac{di_2}{d\alpha} + I_3 i_3 \frac{di_3}{d\alpha} + \dots + I_5 i_5 \frac{di_5}{d\alpha} \right)}{I_{\text{пр}}} \quad (3.24)$$

Так как

$$\omega_5 = \omega_1 i_5,$$

то

$$\varepsilon_5 = \varepsilon_1 i_5 + \omega_1 \frac{di_5}{dt}. \quad (3.25)$$

Подставив в формулу (3.25) значения, входящих в нее величин, получим

$$\varepsilon_5 = \frac{M i_5 + \omega_1^2 \left[I_1 \frac{di_5}{d\alpha} - I_2 i_2 \left(i_2 \frac{di_5}{d\alpha} - i_5 \frac{di_2}{d\alpha} \right) + \dots + I_4 i_4 \left(i_4 \frac{di_5}{d\alpha} - i_5 \frac{di_4}{d\alpha} \right) \right]}{I_{\text{пр}}} \quad (3.26)$$

Когда передаточные отношения i_2 , i_3 и i_4 постоянные, имеем

$$\varepsilon_5 = \frac{M i_5 + \omega_1^2 (I_1 + I_2 i_2^2 + I_3 i_3^2 + m_3 i_{3\text{п}}^2 + I_4 i_4^2) \frac{di_5}{d\alpha}}{I_{\text{пр}}} \quad (3.27)$$

Как видно из приведенных формул, движение механизма аэрофотозатвора определяется следующими основными параметрами:

- 1) моментом пружинного двигателя и характером его изменения за время срабатывания;
- 2) моментами инерции элементов кинематической цепи;
- 3) передаточными отношениями между всеми элементами кинематической цепи и их изменением в функции угла поворота.

Выбор величины и закона изменения передаточных отношений от силового источника к лепесткам имеет особо важное значение, так как этим определяется наиболее существенная часть кинематики затвора.

Очень важно правильно оценить динамические свойства двигателя. Обычно они характеризуются отношением квадрата момента двигателя к моменту инерции или отношением момента двигателя к моменту инерции.

При определении передаточного числа от двигателя к нагрузке необходимо, чтобы момент инерции нагрузки, приведенный к валу двигателя, равнялся моменту инерции двигателя. Для получения максимального ускорения подвижных элементов затвора необходимо, чтобы отношение квадрата момента двигателя к приведенному значению суммарного момента инерции было по возможности максимальным.

Угловое ускорение двигателя $\epsilon_{\text{дв}}$ равно моменту двигателя $M_{\text{дв}}$, деленному на сумму момента инерции двигателя $I_{\text{дв}}$ и приведенного момента инерции нагрузки

$$\epsilon_{\text{дв}} = \frac{M_{\text{дв}}}{I_{\text{дв}} + I_{\text{пр}} \frac{1}{i^2}}, \quad (3.28)$$

где $M_{\text{дв}}$ — момент двигателя; $I_{\text{дв}}$ — момент инерции двигателя; $I_{\text{пр}}$ — приведенный момент инерции нагрузки; $i = \frac{\omega_{\text{дв}}}{\omega_{\text{нагр}}}$ — передаточное отношение.

Ускорение подвижных элементов затвора (лепестка) $\epsilon_{\text{л}}$ связано с ускорением двигателя $\epsilon_{\text{дв}}$ зависимостью

$$\epsilon_{\text{л}} = \epsilon_{\text{дв}} \frac{1}{i} = \frac{M_{\text{дв}}}{I_{\text{дв}} i + I_{\text{пр}} \frac{1}{i}}. \quad (3.29)$$

Найдем значение передаточного отношения, при котором $\epsilon_{\text{л}}$ будет максимально. Это возможно, если знаменатель уравнения будет минимален, т. е.

$$\frac{d}{di} \left(I_{\text{дв}} i + I_{\text{пр}} \frac{1}{i} \right) = 0.$$

Откуда
$$I_{\text{дв}} - I_{\text{пр}} \frac{1}{i^2} = 0, \quad (3.30)$$

что приводит к

$$i = \sqrt{\frac{I_{\text{пр}}}{I_{\text{дв}}}}. \quad (3.31)$$

Максимальное угловое ускорение лепестков определится равенством

$$\epsilon_{\text{л max}} = \frac{M_{\text{дв}}}{2 \sqrt{I_{\text{пр}} I_{\text{дв}}}}. \quad (3.32)$$

Из уравнения видно, что двигатель, обладающий наибольшим отношением $\frac{M_{\text{дв}}^2}{I_{\text{дв}}}$, может создавать наибольшее ускорение лепестков.

Рассмотрим зависимость выдержки от основных параметров аэрофотозатвора. В общем случае выдержка задается функцией

$$t = F(M, I_1, I_2, \dots, I_n, \alpha_{\text{р}}, \alpha_{\text{в}}, \alpha_{\text{т}}, i_1, i_2, \dots, i_{n-1}),$$

где M — момент силового источника;

I_n — момент инерции n звена;

$\alpha_{\text{р}}$ — угол начального разгона лепестков;

α_B — угол, соответствующий продолжительности выдержки;
 α_T — угол торможения;
 i_n — передаточные отношения звеньев (в общем случае переменные величины).

Часть этих параметров является постоянными величинами ($I_1, I_2, \dots, I_n \alpha_B$), не меняющимися в процессе работы, другие переменными ($M, i_1, i_2, i_3, \dots, i_{n-1}$). Изменением каждого из параметров механизма аэрофотозатвора можно добиться уменьшения выдержки. При изменении параметров механизма аэрофотозатвора важно, чтобы при этом не просто уменьшалась выдержка, а происходило оптимальное влияние изменения данного параметра аэрофотозатвора на выдержку. Вследствие всегда имеющихся ограничений, конструкторы наталкиваются на предел, перейти который можно только при помощи применения новых, более прочных материалов, изменения технологии и т. п. Если при определенном значении параметра достигается минимальное значение выдержки, то этот параметр находится из уравнения, в котором производная по этому параметру приравняется к нулю.

Рассмотрим влияние кинематики затвора, т. е. его передаточных функций, на изменение выдержек. Это влияние является основным и определяет динамические процессы в затворе. Для рассмотрения возможностей кинематики механизма аэрофотозатвора напишем уравнение, выражающее зависимость ускорения рабочих звеньев (дисков, лепестков, пластинок) от других параметров

$$\varepsilon_n = \frac{Mi + I_{np} \omega_1^2 \frac{di}{da}}{I_{np} + I_d i^2}, \quad (3.33)$$

где I_d — момент инерции лепестков;
 I_{np} — приведенный момент инерции всех звеньев, кроме лепестков;
 β — угол поворота звена приведения;
 ω_1 — угловая скорость звена приведения.

Определяющая передаточная функция $i = \frac{\omega_n}{\omega_1}$ — отношение угловой скорости лепестков к угловой скорости звена приведения.

Из уравнения (3.33) видно, что если $i = \text{const}$, то второе слагаемое числителя обращается в нуль, а следовательно, ускорения лепестков принимают значения, которые не будут максимальными. Потенциальная энергия пружины расходуется на передачу кинетической энергии лепесткам и вспомогательным звеньям. Полезной будет являться энергия лепестков, а энергия вспомогательных звеньев расходуется при торможении затвора. Функция $i(\beta)$ выбирается так, чтобы максимально использовать кинетическую энергию вспомогательных звеньев.

3.4. РЕГУЛИРОВАНИЕ ВЫДЕРЖКИ И ТОРМОЗНЫЕ УСТРОЙСТВА АЭРОФОТОЗАТВОРОВ

При расчете и конструировании аэрофотозатворов необходимо обеспечить получение минимальной выдержки и заданного диапазона выдержек. Расчет параметров двигателя аэрофотозатвора должен соответствовать наиболее тяжелым условиям его работы, определяемым $t_{\phi \min}$.

Промежуточные значения выдержки от $t_{\phi \min}$ до $t_{\phi \max}$ можно получить, применяя несколько методов:

- 1) присоединение дополнительной инерционной массы;
- 2) уменьшение предварительного сжатия, растяжения или закручивания пружинного двигателя;
- 3) изменение периода колебания пружины;
- 4) применение различного рода регуляторов;
- 5) изменение передаточного отношения от лепестков к дополнительной инерционной массе.

Рассмотрев формулы, приведенные в табл. 3.4, приходим к выводу, что увеличение времени срабатывания аэрофотозатвора может быть получено изменением:

- 1) приведенного момента инерции $I_{\text{пр}}$ или приведенной массы \mathcal{M} ;
- 2) момента M или силы сжатия (растяжения) P ;
- 3) угла предварительного закручивания или предварительного сжатия (растяжения);
- 4) механического коэффициента полезного действия.

Изменением приведенного момента инерции или приведенной массы можно расширить диапазон выдержек в несколько раз ($8 \div 10$).

Изменение деформации пружины позволяет изменять выдержку всего лишь в $2 \div 3$ раза. Для увеличения этого диапазона необходимо использовать различные комбинации пружин, соединяя их последовательно, а также применять одновременно различные методы регулирования выдержек.

Регулирование времени срабатывания в двухслойных (многослойных) аэрофотозатворах может быть осуществлено изменением продолжительности фазы временной задержки между моментами срабатывания каждого слоя. Характер изменения может быть ступенчатым или плавным.

В центральных аэрофотозатворах большой скорости выдержка регулируется изменением угловой скорости вращения двигателя.

Вопросы торможения аэрофотозатвора после срабатывания являются достаточно актуальными. Это объясняется возросшими требованиями к величине минимального времени срабатывания аэрофотозатвора и необходимостью перекрытия больших световых диаметров, что требует применения более мощных двигателей и увеличения габаритов подвижных элементов, что,

в свою очередь, увеличивает момент инерции. Тормозные устройства повышают надежность аэрофотозатвора и увеличивают его живучесть.

В связи с большими ускорениями, возникающими при торможении, необходимо обратить внимание на правильный подбор материала лепестков и на их профиль в наиболее опасном сечении. Большой прочностью обладают лепестки из титанового сплава.

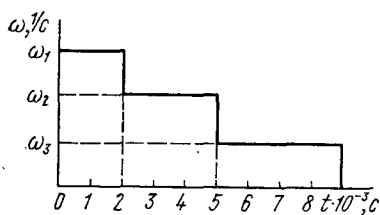


Рис. 3.12. График изменения скорости при ступенчатом торможении

Рациональное изменение скорости лепестков аэрофотозатвора должно предусматривать уменьшение скорости к концу выдержки. В этом случае сам аэрофотозатвор будет обеспечивать поглощение кинетической энергии подвижных элементов.

В известных конструкциях аэрофотозатворов процесс торможения осуществляется или ступенчато, или бесступенчато, непрерывно.

Ступенчатое торможение вращающихся звеньев аэрофотозатвора может быть осуществлено несколькими инерционными подпружиненными шайбами, сдвинутыми относительно друг друга на угол опережения и последовательно воспринимающими ударную нагрузку. Характер изменения скорости подвижных рабочих элементов аэрофотозатвора для случая ступенчатого торможения приведен на рис. 3.12.

Бесступенчатое торможение осуществляется с помощью упругих элементов, деформирующихся при торможении. Кривая, характеризующая изменение силы сопротивления при торможении, представлена на рис. 3.14. Принцип работы такого тормозного устройства заключается в следующем: при вращении лепестка упругий элемент деформируется, что приводит к увеличению силы сопротивления.

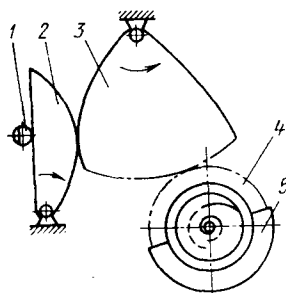


Рис. 3.13. Схема безударного тормозного устройства непрерывного действия

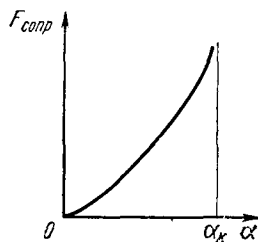


Рис. 3.14. График изменения силы сопротивления при безударном торможении

На рис. 3.13 показана схема тормозного устройства центрального аэрофотозатвора, обеспечивающая безударное непрерывное торможение. Кривая, характеризующая изменение силы сопротивления при торможении, представлена на рис. 3.14. Принцип работы такого тормозного устройства заключается в следующем: при вращении лепестка упругий элемент деформируется, что приводит к увеличению силы сопротивления.

в изменении передаточного отношения от кольца с лепестками к тормозному устройству от начального значения $i_n=0$, до конечного $i_n=\infty$.

Рассмотрим рис. 3.13. Тормозной выступ 1, расположенный на кольце с лепестками, взаимодействует с кулачком 2, который поворачивается и передает движение на кулачок-шестерню 3, связанную с зубчатым сектором 4 и тормозной муфтой 5. Внутри тормозного устройства, аккумулирующего кинетическую энергию подвижных элементов аэрофотозатвора, размещается спиральная заводная пружина или фрикционное устройство.

Параметры такого тормозного устройства определяются характером изменения передаточного отношения между кулачком и кулачком-шестерней, т. е. законом изменения радиусов этих элементов, а также силовым элементом, находящимся внутри тормозной муфты.

Процесс торможения аэрофотозатвора может быть активным, если для поглощения кинетической энергии используется вспомогательное тормозное устройство. Если процесс торможения осуществляется за счет выбега или за счет собственного пружинного двигателя аэрофотозатвора, то такое торможение принято называть пассивным.

В центральных аэрофотозатворах, у которых каждый лепесток имеет свой собственный пружинный двигатель, торможение может осуществляться для каждого лепестка в отдельности. В этом случае процесс торможения принято называть автономным торможением.

Параметры тормозного устройства определяются конкретной конструкцией аэрофотозатвора. Торможение аэрофотозатвора может быть осуществлено силовым источником, служащим для срабатывания аэрофотозатвора, или при помощи дополнительного источника, силовое поле которого противоположно направлению силового поля двигателя аэрофотозатвора. В первом случае в процессе торможения происходит автоматический взвод пружинного двигателя, а дополнительная энергия, сообщаемая затвору, необходима только для компенсации потерь на трение при его работе.

В качестве дополнительного силового источника в тормозных устройствах могут применяться механические, пневматические, жидкостные и электромеханические элементы.

Механическое тормозное устройство может быть выполнено с использованием инерционных шайб, фрикционов, амортизационных шайб, различного рода пружинных устройств или их сочетаний. Пневматическое или гидравлическое торможение осуществляется за счет силы сопротивления, возникающей при движении воздуха или жидкости через соединительный канал.

Расчет тормозных устройств основывается на теоремах теории удара.

Важным параметром, характеризующим взаимодействие двух тел при ударе, является коэффициент восстановления K .
Для схемы рис. 3.15, на котором изображены условно завод-

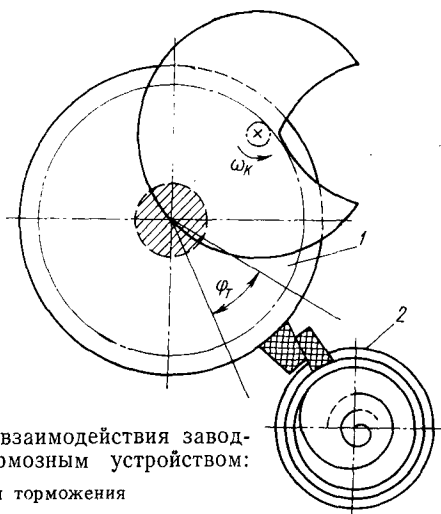


Рис. 3.15. Схема взаимодействия заводного колеса с тормозным устройством:

φ_{τ} —угол торможения

ное колесо 1 , связанное с трибками ламелей, и тормозное устройство 2 , связь параметров будет определяться зависимостью

$$\omega'_1 = \omega_1 \frac{\frac{I_{\text{пр.к}}}{R_{\text{к}}} - \frac{I_{\text{пр.т}}}{R_{\text{т}}} K}{\frac{I_{\text{пр.к}}}{R_{\text{к}}} + \frac{I_{\text{пр.т}}}{R_{\text{т}}}} \quad (3.34)$$

В этой формуле

ω_1 — угловая скорость заводного колеса с ламелями до удара;

ω'_1 — угловая скорость заводного колеса с ламелями после удара;

$I_{\text{пр.к}}$ — приведенный момент инерции заводного колеса;

$I_{\text{пр.т}}$ — приведенный момент инерции тормозного устройства;

$R_{\text{к}}$ — расстояние от центра вращения заводного колеса до точки соударения;

$R_{\text{т}}$ — расстояние от центра вращения тормозного устройства до точки соударения.

Для того, чтобы ω'_1 после торможения была равна нулю, необходимо выполнить следующее равенство:

$$\frac{I_{\text{пр.к}}}{R_{\text{к}}} - \frac{I_{\text{пр.т}}}{R_{\text{т}}} K = 0,$$

откуда

$$K = \frac{I_{\text{пр.к}} R_{\text{т}}}{I_{\text{пр.т}} R_{\text{к}}}. \quad (3.35)$$

Для увеличения коэффициента восстановления и улучшения динамики тормозного устройства представляет интерес использование для торможения синтетических упругих материалов (см. рис. 3.15).

3.5. ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА РОТОРНЫХ АЭРОФОТОЗАТВОРОВ

При анализе работы роторных аэрофотозатворов больших скоростей обращает на себя внимание ярко выраженная неуравновешенность лепестка с вырезом и его оси вращения, что приводит к нарушению нормальной работы аэрофотозатвора.

Ось вращения с лепестком роторного аэрофотозатвора представляет собой динамическую неуравновешенную систему, при работе которой центробежными силами создаются моменты,

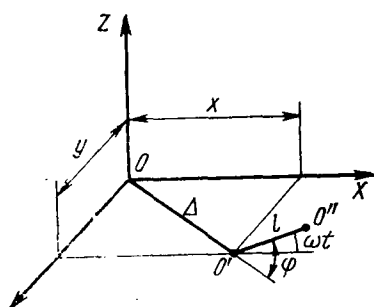


Рис. 3.16. Геометрическая схема для определения параметров роторного, аэрофотозатвора:

O —центр вращения системы; O' —геометрический центр системы; O'' —центр тяжести лепестка

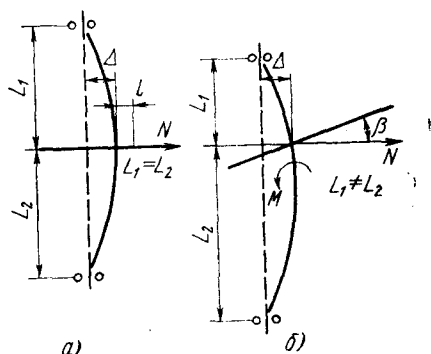


Рис. 3.17. Схемы расположения лепестка роторного затвора на оси вращения:

a —симметричное; b —несимметричное

воздействующие на подшипники осей этих лепестков. Эта неуравновешенность — результат несовпадения центра тяжести системы «ось — лепесток» с осью вращения (рис. 3.16).

Динамические составляющие реакции равны нулю в том случае, если ось вращения системы является главной центральной осью инерции системы.

Напишем дифференциальные уравнения движения системы, приведенной на рис. 3.17, по двум направлениям осей координат

$$\begin{aligned} m\ddot{X} + c\dot{X} + k_x X &= N \cos \omega t; \\ m\ddot{Y} + c\dot{Y} + k_y Y &= N \sin \omega t. \end{aligned} \quad (3.36)$$

В этих уравнениях

- \mathfrak{M} — масса системы «ось — лепесток»;
 \ddot{X} и \ddot{Y} — ускорения вдоль соответствующих осей координат;
 \dot{X} и \dot{Y} — скорости вдоль соответствующих осей координат;
 c — аэродинамический коэффициент сопротивления;
 k_x и k_y — коэффициенты упругости системы «ось — лепесток»
 вдоль соответствующих осей координат;
 ω — круговая частота вращения лепестка;
 N — возмущающее усилие, равное

$$N = \mathfrak{M} l \omega^2, \quad (3.37)$$

где l — расстояние между центром тяжести системы и геометрическим центром.

Сложность динамической балансировки роторного аэрофотозатвора объясняется необходимостью изменения угловых скоростей лепестков в довольно широком диапазоне: от ω_1 соответствующей $t_{\phi \max}$ до ω_2 соответствующей $t_{\phi \min}$. В этом случае уравновешенная при одной скорости вращения система «ось — лепесток» может быть динамически неуравновешенной при других скоростях вращения.

Считая подшипники и опоры абсолютно жесткими, определим величины установившихся реакций по направлениям осей координат при известных значениях частоты вращения системы

$$S_x = \frac{N}{k_x} \theta_x \cos(\omega t - \varphi);$$

$$S_y = \frac{N}{k_y} \theta_y \sin(\omega t - \varphi),$$
(3.38)

где θ_x и θ_y — динамические коэффициенты усиления колебаний вдоль соответствующих осей координат;

$$\varphi = \arctg \frac{2\gamma q}{1 - q^2} \text{ — сдвиг фаз.}$$

В этой формуле

$$\gamma = \frac{c}{2\sqrt{k\mathfrak{M}}} \text{ — безразмерный коэффициент затухания, и } q = \frac{\omega}{\omega_0}.$$

В работе [8] приведены расчетные формулы для определения критической скорости вращения системы «ось — лепесток» при прогибе по одному из направлений осей координат.

Если k_x не равно k_y , система будет иметь две собственные частоты, что вызовет появление двух критических скоростей вращения и прогибов по каждому из направлений осей координат. Такое явление может возникнуть при консольном креплении оси,

а также при нарушении допусков в процессе изготовления и сборки узлов аэрофотозатвора.

$$\text{Пусть} \quad S_x = S_{0x} \cos(\omega t - \varphi); \quad (3.39)$$

$$S_y = S_{0y} \sin(\omega t - \varphi),$$

$$\text{где} \quad S_{0x} = \frac{N}{k_x} \theta_x; \quad (3.40)$$

$$S_{0y} = \frac{N}{k_y} \theta_y.$$

$$\text{Тогда} \quad \frac{S_x^2}{S_{0x}^2} + \frac{S_y^2}{S_{0y}^2} = 1. \quad (3.41)$$

Уравнение (3.41) есть уравнение эллипса и характеризует закон движения геометрического центра системы для данного случая крепления оси с лепестком.

Поперечный прогиб системы определится как геометрическая сумма прогибов вдоль соответствующих осей

$$\Delta = \sqrt{\frac{N^2}{k_x^2} \theta_x^2 \cos^2(\omega t - \varphi) + \frac{N^2}{k_y^2} \theta_y^2 \sin^2(\omega t - \varphi)}. \quad (3.42)$$

Преобразуем формулу (3.42) для того случая, при котором прогиб системы максимален и равен критическому прогибу системы, что имеет место при $Q=1$:

$$\Delta_{кр} = l \sqrt{\theta_{xрез}^2 \cos^2(\omega t - \varphi) + \theta_{yрез}^2 \sin^2(\omega t - \varphi)}. \quad (3.43)$$

Если система «ось — лепесток» является несимметричной (рис. 3.17, б), то, как известно, кроме центробежной силы N , вызывающей поперечный прогиб системы, будет иметь место и крутящий момент M , действие которого противоположно действию центробежной силы.

Связь параметров этой динамической системы будет определяться следующей зависимостью

$$\Delta = N\Delta_N - M\Delta_M; \quad (3.44)$$

$$\beta = N\beta_N - M\beta_M,$$

где Δ_N и Δ_M — единичные прогибы системы под действием силы и момента соответственно;

β_N и β_M — единичные углы поворота системы под действием силы и момента соответственно.

Подставим вместо N и M их значения, выраженные через параметры системы, и напишем уравнения (3.44) относительно Δ и β :

$$(\mathfrak{M}\omega^2\Delta_N - 1)\Delta - (I\omega^2\Delta_M)\beta = 0; \quad (3.45)$$

$$(\mathfrak{M}\omega^2\beta_N)\Delta - (I\omega^2\beta_M + 1)\beta = 0.$$

Полученные уравнения есть однородные линейные алгебраические уравнения, которые имеют решения, если определитель из коэффициентов при Δ и β , являющийся характеристическим или частотным уравнением системы, равен нулю:

$$\Delta(\omega) = \begin{vmatrix} \mathfrak{M}\omega^2\Delta_N - 1 & -I\omega^2\Delta_M \\ \mathfrak{M}\omega^2\beta_N & -1 - I\omega^2\beta_M \end{vmatrix} = 0. \quad (3.46)$$

Проведя ряд преобразований, получим квадратное уравнение относительно ω_0^2

$$\mathfrak{M}I(\Delta_N\beta_M - \Delta_M\beta_N)\omega_0^4 - (I\beta_M - \mathfrak{M}\Delta_N)\omega_0^2 - 1 = 0. \quad (3.47)$$

Полученные при решении данного уравнения значения ω_0 для различных частных случаев крепления системы и будут характеризовать критические скорости вращения оси роторного затвора.

Например, для случая консольного крепления лепестка на оси вращения взаимосвязь параметров системы будет характеризоваться следующей зависимостью

$$\omega_0^2 = \frac{2EI_z}{\mathfrak{M}I^3} \left[\left(3 - \frac{I^2}{R_{ин}^2} \right) + \sqrt{\left(3 - \frac{I^2}{R_{ин}^2} \right) + \frac{3I^2}{R_{ин}^2}} \right],$$

где $R_{ин}$ — радиус инерции лепестка.

Для двух несимметричных схем крепления лепестков, приведенных на рис. 3.18, значения единичных прогибов и углов поворота в зависимости от схемы крепления оси с лепестком относительно точек опоры будут следующими:

Схема *a*

$$\Delta_N = \frac{l^3}{3EI_z} (1 + a)$$

$$\Delta_M = \frac{l^2}{6EI_z} (3 + 2a)$$

$$\beta_N = \frac{l^2}{6EI_z} (3 + 2a)$$

$$\beta_M = \frac{l}{3EI_z} (3 + a)$$

Схема *b*

$$\Delta_N = \frac{l^3}{3EI_z} (ab)^2$$

$$\Delta_M = \frac{l^2}{3EI_z} ab(b - a)$$

$$\beta_N = \frac{l^2}{3EI_z} ab(b - a)$$

$$\beta_M = \frac{l}{3EI_z} (a^2 + b^2 - ab)$$

При симметричном расположении лепестков на оси вращения, когда при вращении на систему действует лишь сила N , расстояние между лепестками будет постоянно, а смещение будет направлено в сторону, перпендикулярную оси вращения.

При несимметричном расположении лепестков на оси вращения, когда при вращении на систему действуют сила N и момент M , величина допустимого угла поворота оси с лепестками будет определяться при условии жесткого крепления лепестков на оси по формуле

$$\alpha_{\text{доп}} = \text{arctg} \frac{d}{2R_{\text{max}}}, \quad (3.48)$$

где d — расстояние между лепестками;
 R_{max} — максимальное удаление точек лепестка от оси вращения.

Эта формула выведена при условии, что углы поворота лепестков имеют разные знаки, а зазоры между лепестками и компонентами объектива больше расстояния между лепестками.

Для обеспечения размещения роторного затвора в межлинзовом пространстве, величина которого может составлять несколько миллиметров, необходимо, чтобы расстояние между лепестками было минимальным, что при значительных размерах лепестков сильно ограничивает величину допустимого угла поворота системы.

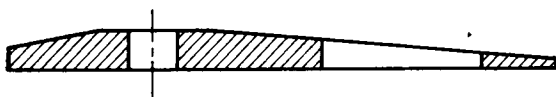


Рис. 3.19. Форма лепестка повышенной жесткости

Одним из недостатков роторных аэрофотозатворов является собственный прогиб лепестков при их незначительной жесткости. Это явление может возникать как при симметричном, так и при несимметричном креплении лепестков на оси вращения.

Как одну из мер, позволяющую бороться с недопустимым прогибом лепестка при его вращении, следует считать определение оптимальной формы профиля лепестка и подбор материала. Представляет определенный интерес форма профиля лепестка, приведенная на рис. 3.19. Повышение жесткости лепестка позволит не только уменьшить прогибы лепестка, но и увеличить его критическую скорость вращения.

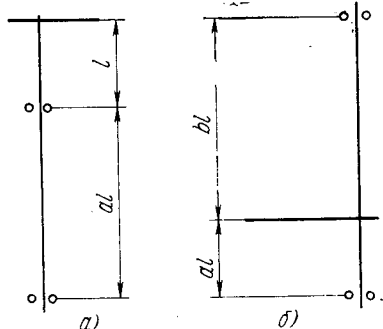


Рис. 3.18. Схемы несимметричного крепления лепестков на оси вращения

3.6. НЕОБХОДИМАЯ ВЫДЕРЖКА И АВТОМАТИЧЕСКОЕ РЕГУЛИРОВАНИЕ ЭКСПОЗИЦИИ

Время, в течение которого на данную точку светочувствительного слоя поступает световой поток от фотографируемого объекта, определяется эффективной выдержкой из условия обеспечения требуемой плотности изображения при данных условиях воздушного фотографирования. Такую выдержку будем называть необходимой. Для удобства сравнения необходимой выдержки с допустимой фактической выдержкой, определяемой из условия получения соответствующей резкости изображения, при экспонетрическом расчете определяется величина необходимой фактической выдержки $t_{ф.н}$ с учетом ОКПД аэрофотоаппарата.

Фотографирующая система должна обеспечивать получение высококачественного изображения объектов, которые характеризуются значительным диапазоном изменения их освещенности и различной спектральной отражательной способностью. Высокое качество изображения подразумевает необходимость оптимальной экспозиции, полученной с учетом значений параметров элементов фотографирующей системы и объекта, определяющих характер прохождения световой энергии и ее значение.

Рассмотрим основные энергетические зависимости:

$$H_{DS} = \int_0^{t_{эф}} E_{из} dt = E_{из} t_{эф}, \quad (3.49)$$

где H_{DS} — экспозиция в лк·с;

$E_{из}$ — освещенность изображения.

Известно, что

$$H_{DS} = D_0 + 0,85 = \frac{10}{S_{0,85}}, \quad (3.50)$$

где $S_{0,85}$ — светочувствительность аэрофотоэмульсии.

Откуда

$$t_{эф} = \frac{10}{E_{из} S_{0,85}}. \quad (3.51)$$

Подставляя вместо $E_{из}$ ее значение, выраженное параметрами системы в соответствии с формулами (2.40) и (2.44) с учетом коэффициента пропускания атмосферы τ_1 , определим необходимую фактическую выдержку аэрофотоаппарата со светофильтром

$$t_{ф.н} = \frac{40k_{ф}}{E_{об} \bar{r} \left(\frac{2a}{f'}\right)^2 \tau_1 \tau_2 k_W S_{0,85} \eta_{опт} \cos^4 W}, \quad (3.52)$$

где $k_{ф}$ — кратность светофильтра;

\bar{r} — средний коэффициент яркости;

τ_2 — коэффициент световых потерь в объективе.

Установка аэрофотосъемного оборудования на беспилотных носителях, а также изменение условий фотографирования, которое может происходить в очень короткое время, требуют автоматизации процесса определения экспозиции.

Как видно из приведенных формул, получение требуемой экспозиции может быть достигнуто:

- 1) изменением выдержки аэрофотозатвора;
- 2) изменением диаметра светового отверстия;
- 3) одновременным изменением выдержки аэрофотозатвора и диаметра светового отверстия.

При проведении экспонетрического расчета необходимо иметь в виду, что воздушное фотографирование лучше осуществлять при минимальной для данных условий фотографирования выдержке аэрофотозатвора, т. е. при максимально возможном относительном отверстии объектива. Это позволит получать аэрофотоснимки с минимальным для данных условий фотографирования сдвигом изображения.

Для получения аэрофотоснимков требуемого качества при суточном изменении освещенности земной поверхности от $E_{\max} = 100\ 000$ лк до $E_{\min} = 5000$ лк необходимо, чтобы диапазон выдержек аэрофотозатвора был равен 20.

Сложность создания таких аэрофотозатворов в настоящее время заставляет при разработке систем автоматического регулирования экспозиции (АРЭ) использовать автоматическое изменение выдержек аэрофотозатвора совместно с автоматическим диафрагмированием объектива.

Автоматическое регулирование экспозиции может быть осуществлено по одной из следующих принципиальных схем:

1) по установленной выдержке аэрофотозатвора отрабатывается соответствующая диафрагма;

2) по установленной диафрагме объектива отрабатывается соответствующая выдержка аэрофотозатвора;

3) одновременным изменением выдержки и диафрагмы.

Сущность работы автомата регулирования экспозиции заключается в решении следующих математических зависимостей:

$$\text{при } \frac{2a}{f^2} = \text{const}; \quad (3.53)$$

$$B = B_0 \frac{t_0 \text{эф}}{t_{\text{эф}}};$$

$$\text{при } t_{\text{эф}} = \text{const}; \quad (3.54)$$

$$B = B_0 \left(\frac{2a}{2a_0} \right)^2.$$

В этих формулах

B — яркость объекта;

B_0 — расчетная яркость объекта;

$t_{\text{эф}}$ — выдержка;

$t_{\text{эф0}}$ — расчетная выдержка;

$2a$ — значение светового диаметра;

$2a_0$ — полное значение светового диаметра.

При автоматическом регулировании экспозиции по схеме изменения диаметра действующего отверстия объектива время срабатывания аэрофотозатвора берется несколько большим, чем минимально необходимое для данных условий. Это объясняется необходимостью обеспечения возможности уменьшения действующего отверстия объектива при увеличении яркости или светности фотографируемых объектов.

В этом случае сдвиг изображения будет принимать значения больше допустимых для данных условий фотографирования.

Для точной работы системы автоматического регулирования экспозиции необходимо, чтобы в устройстве для измерения яркости или освещенности фотографируемых объектов использовался объектив аэрофотоаппарата.

Если у аэрофотоаппарата и светоприемного устройства самостоятельные объективы, то необходимо, чтобы углы поля зрения у них были одинаковыми. При таком условии величина средней яркости (интегральная яркость), определенная светоприемным устройством, будет соответствовать средней яркости объектов фотографирования, находящихся в пределах поля изображения аэрофотоаппарата.

Использование объектива аэрофотоаппарата для работы светоприемного устройства позволяет получить некоторые преимущества в повышении точности и уменьшении габаритов устройства, а также улучшить эксплуатационные параметры системы автоматического регулирования экспозиции. Однако конструктивные сложности ограничивают использование таких устройств. В широкоугольных системах эта задача может быть решена специальным сканирующим устройством.

Из многочисленных схем построения устройств автоматического регулирования экспозиции [12] наиболее перспективными представляются схемы, работающие по определенной программе (рис. 3.20).

Рассмотрим порядок работы устройства, блок-схема которого приведена на рис. 3.21.

Световой поток от фотографируемых объектов проходит через корректирующий и компенсирующий светофильтры и попадает на приемник энергии излучения ПЛЭ, включенный в мостовую схему.

При наличии в диагонали измерительного моста сигнала расогласования, происходит его усиление и передача на двигатель

электромеханизма и далее на компенсирующий светофильтр и коммутатор.

Компенсирующий светофильтр является измерительным элементом системы и служит для уравнивания освещенности в цепи измерительного моста фотоэлектрической следящей системы. Его

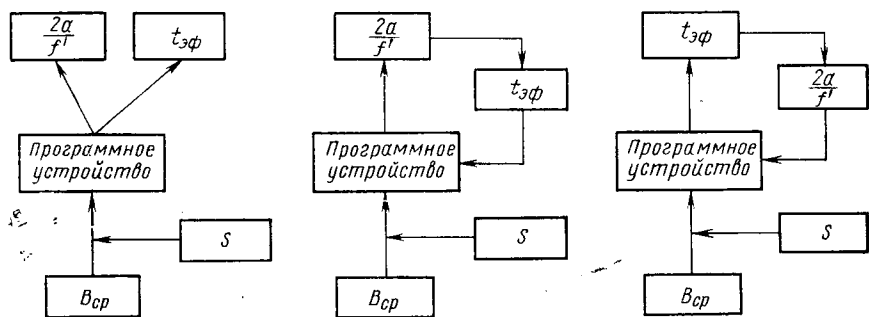


Рис. 3.20. Схема устройства АРЭ аэрофотоаппаратов

коэффициент пропускания есть функция угла поворота и обеспечивает необходимую зависимость между яркостью объектов и выдержкой затвора в заданном диапазоне. С компенсирующим светофильтром механически связан коммутатор, оработанный сигнал с которого в виде дискретного циклического кода поступает на исполнительные механизмы автомата регулирования экспозиции аэрофотоаппарата, приводящие в требуемое положение механизм установки выдержки и диафрагмы.

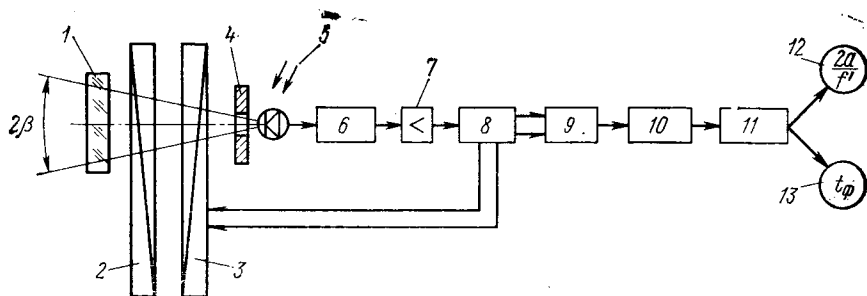


Рис. 3.21. Блок-схема системы автоматического регулирования экспозиции:

1—корректирующий светофильтр; 2—светофильтр, учитывающий чувствительность; 3—компенсационный светофильтр; 4—ограничительная диафрагма; 5—приемник энергии излучения; 6—измерительное устройство; 7—усилитель сигнала; 8—привод; 9—коммутатор; 10—счетно-решающий блок; 11—исполнительные механизмы; 12—диафрагма; 13—аэрофотоаппарат

Корректирующий светофильтр служит для согласования спектральных характеристик ПЛЭ со спектральными характеристиками аэрофотоэмульсии и светофильтра аэрофотоаппарата. Корри-

гирующий светофильтр вводит в фотоэлектрическую следящую систему значение светочувствительности аэрофотопленки.

При расчете системы автоматического регулирования экспозиции необходимо согласовать светочувствительность пленки и спектральные характеристики светофильтра с законом изменения плотности компенсирующего нейтрального светофильтра, который располагается перед фотоприемником.

Важным этапом является определение электрической и кинематической связи между измерительным элементом и исполнительными механизмами автомата регулирования экспозиции.

Расчеты ведутся по основной экспонетрической формуле

$$t_{\phi,н} = \frac{10A}{\frac{S_{0,85}}{k_{\phi}} B}, \quad (3.55)$$

где B — интегральная яркость фотографируемого участка с учетом влияния атмосферы;

A — коэффициент, учитывающий постоянные параметры аэрофотоаппарата,

$$A = \frac{4}{\left(\frac{2a}{f'}\right)^2 k_W \tau_2 \eta_{\text{опт}} \cos^4 W}.$$

Обозначим $\frac{S_{0,85}}{k_{\phi}} = e$

$$\text{и получим } t_{\phi,н} = \frac{A}{eB}. \quad (3.56)$$

Для построения дискретной системы необходимо определить величины $t_{\phi,н}$ для диапазона значений от e_{\max} до e_{\min} при различных значениях яркости в интервале от B_{\max} до B_{\min} .

Для данного конкретного аэрофотоаппарата значения интегральной яркости B_{\max} и B_{\min} определяются по известным значениям $t_{\phi \min}$ и $t_{\phi \max}$.

Зная световые и вольт-амперные характеристики приемников энергии излучения, можно определить значения фототока I_i в диагонали моста для различных значений $t_{\phi i}$, обеспечивающих фотографирование при изменении яркости местности в интервале от B_{\max} до B_{\min} .

Изменение величины фототока в диагонали моста будет определять изменение соответствующих параметров исполнительных механизмов системы АРЭ: фактической выдержки и диафрагмы. Графическое выражение такой зависимости приведено на рис. 3.22 для $e = \text{const}$.

Следующим этапом расчета является построение графиков зависимости фототока при изменяющейся яркости для различ-

ных значений e_i от e_{\max} до e_{\min} . Аналитически эта зависимость может быть выражена

$$I_i = \gamma \frac{B_i}{k_{\Phi}}, \quad (3.57)$$

где γ — коэффициент пропорциональности. Плотность устанавливаемого перед ПЛЭ светофильтра будет равна

$$D_{\Phi i} = \lg k_{\Phi i} \quad (3.58)$$

и определяется для каждого значения e_i в диапазоне от e_{\max} до e_{\min} .

Использование мостовых схем в системах АРЭ объясняется их относительно высокой чувствительностью при измерениях достаточно малых световых потоков, сопровождаемых значительными фоновыми шумами, что имеет место в аэрофотосъемке.

В мостовых измерительных схемах используется метод

неуравновешенного моста, при котором о величине измеряемой яркости судят по величине напряжения или тока в диагонали моста. Обладая меньшей точностью по сравнению с методом уравновешенного моста, этот метод благодаря своей простоте нашел широкое применение.

Юстировка мостовой схемы перед работой подразумевает выполнение следующей зависимости

$$R_{\Phi} R_2 - R_1 R_3 = 0, \quad (3.59)$$

где R_{Φ} — статическое сопротивление ПЛЭ;
 R_1, R_2 и R_3 — сопротивления плеч моста.

Напряжение в диагонали моста определяется формулой

$$U_{\text{д}} = I_{\text{д}} R, \quad (3.60)$$

а ток

$$I_{\text{д}} = \frac{(R_1 R_3 - R_{\Phi} R_2) U_{\text{ст}}}{R(R_1 + R_{\Phi})(R_2 + R_3) + R_1 R_{\Phi}(R_2 + R_3) + R_2 R_3(R_1 + R_{\Phi})}, \quad (3.61)$$

где R — сопротивление в диагонали моста.

Точность работы системы автоматического регулирования экспозиции определяется допустимыми отклонениями экспозиции, при которых еще обеспечивается пропорциональное воздей-

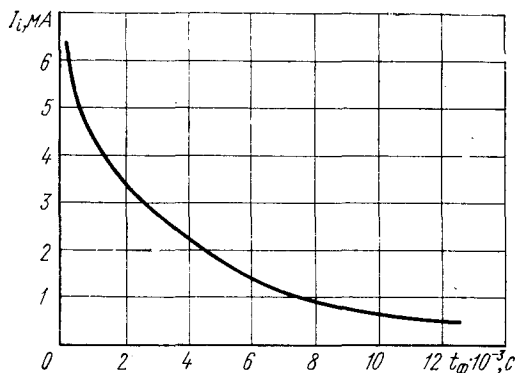


Рис. 3.22. График зависимости t_{Φ} от I_i

ствие светового потока на светочувствительный слой. Это возможно, если экспозиция соответствует допустимым пределам фотографической широты фотоматериала. Особенно высокие требования к точности работы системы АРЭ следует предъявлять при применении фотографических материалов с небольшим значением фотографической широты и светочувствительности. К таким материалам относятся цветные и спектрзональные аэропленки [5].

При определении точностных параметров работы системы АРЭ необходимо знать допуски на отклонение от нормальной для данных условий фотографирования величины экспозиции. Результаты проведенных специальных исследований позволили определить допустимую величину отклонения экспозиции от нормальной, которая не должна превышать половины нормальной экспозиции [15]. Точность работы системы АРЭ должна повышаться с увеличением высоты фотографирования. Это требование является следствием уменьшения размеров изображения и ухудшения условий для фотограмметрической обработки аэрофотоснимка, что особенно сказывается при значительных погрешностях в определении экспозиции.

Глава 4. КАСЕТЫ АЭРОФОТОАППАРАТОВ

Часть аэрофотоаппарата, в которой размещается светочувствительный материал и располагаются механизмы перемотки и выравнивания пленки в фокальной плоскости, называется кассетой.

Кроме указанных механизмов, в кассете могут располагаться указатель запаса пленки, указатель перемотки пленки и другие вспомогательные устройства. Для удобства в процессе эксплуатации у большинства аэрофотоаппаратов кассеты легко отделяются от аэрофотокамеры. Такие кассеты называются съемными.

В аэрофотоаппаратах с несъемной кассетой применяют аэрофотопленку, размещаемую в специальных пеналах на полуосях сматывающей и наматывающей катушек.

Кассеты современных аэрофотоаппаратов по характеру движения пленки во время цикла можно разделить на две группы: с прерывистым движением пленки и с непрерывным движением пленки.

Прерывистое движение пленки у всех кадровых аэрофотоаппаратов, непрерывное — у щелевых и некоторых панорамных.

Механизмы кассеты могут работать или от автономного привода или от распределительного механизма камеры. В аэрофотоаппаратах с механической компенсацией сдвига изображения механизм компенсации может располагаться в кассетной части.

В связи с увеличением дальности полета современных носителей аэрофотооборудования возникла необходимость в увеличении запаса пленки. Эта задача может быть решена одним из следующих способов:

- 1) уменьшением толщины аэрофотопленки;
- 2) увеличением объема кассеты;
- 3) сменой кассет в полете;
- 4) применением конструкции аэрофотоаппарата с независимыми катушками-кассетами.

Увеличение объема кассеты может быть достигнуто за счет уменьшения фланцев катушек, а следовательно, расстояния между их полуосями. Однако из-за незначительного выигрыша в габаритах (около 15%), а также уменьшения эксплуатацион-

ной надежности ввиду возможных смещений пленки при ее перемотке, эта схема кассеты не смогла найти широкого применения.

В настоящее время разработаны несколько схем кассет с бесфлянцевыми катушками и перемещающимися их полуосями в процессе перемотки пленки. Конструкции таких кассет позволяют значительно уменьшить габариты и увеличить количество пленки (около 30%), но для их надежной работы необходима строгая параллельность направляющих валиков и осей катушек, т. е. необходимо принимать специальные меры, чтобы предотвратить смещение пленки.

Существуют конструкции аэрофотоаппаратов с кассетами, заряжаемыми фотопластинками, смена которых производится специальным устройством (аэрофотоаппарат RC-7a фирмы Вильд, имеющий фотопластинки размером 15×15 см).

Несмотря на высокое качество аэрофотоснимков, получаемых пластиночными аэрофотоаппаратами, из-за низкой производительности, а следовательно, и малой экономической эффективности они не получили широкого распространения особенно в странах с обширной территорией. Широкому использованию этих аэрофотоаппаратов мешает их относительная конструктивная и эксплуатационная сложность.

При расчете и конструировании кассет особенно с большим запасом пленки необходимо обращать внимание на постоянство положения центра тяжести системы. Изменение положения центра тяжести вследствие перемотки пленки со сматывающей катушки на наматывающую является одной из причин возникновения угловых отклонений системы от первоначального положения равновесия, что ведет к ухудшению качества изображения. Ниже будут подробно рассмотрены вопросы рациональной компоновки частей аэрофотоаппарата в гл. 5.

4. 1. МЕХАНИЗМЫ ВЫРАВНИВАНИЯ

Получить высокое качество изображения на аэрофотоснимке невозможно без выравнивания аэрофотопленки в момент фотографирования в плоскости прикладной рамки или выравнивающего стекла, расположенных в фокальной плоскости аэрофотокамеры.

Ошибки выравнивания не позволяют точно восстановить геометрическую модель фотографируемого участка и приводят к определению по полученной модели пространственных координат точек с ошибками, превышающими допустимые их значения. Наиболее высокие требования к точности выравнивания предъявляет стереофотограмметрия.

Рассмотрев рис. 4.1, запишем

$$\Delta x = \Delta_{\text{в}} \frac{x}{f'_{\text{к}}} \quad (4.1)$$

и

$$\Delta y = \Delta_{\text{в}} \frac{y}{f'_{\text{к}}},$$

где Δx и Δy — ошибки определения координат вдоль соответствующих осей x и y ;

x и y — координаты исследуемой точки снимка (начало координат в центре снимка);

$f'_{\text{к}}$ — фокусное расстояние камеры;

$\Delta_{\text{в}}$ — ошибка выравнивания.

Из формул можно заключить, что ошибка выравнивания $\Delta_{\text{в}}$ тем сильнее будет влиять на точность результатов измерений, чем больше абсцисса x и ордината y исследуемой точки снимка и меньше фокусное расстояние $f'_{\text{к}}$ аэрофотокамеры.

Эти же формулы для допустимых значений ошибок определения координат точек на снимке можно написать с учетом добротности фотографирующей системы q в следующем виде

$$\Delta x_{\text{доп}} = \frac{n}{q} x; \quad (4.2)$$

$$\Delta y_{\text{доп}} = \frac{n}{q} y,$$

где n — знаменатель относительного отверстия объектива.

На основании приведенных зависимостей можно сделать вывод, что у аэрофотоаппаратов с высокой добротностью допустимая ошибка определения координат точек будет меньшей. Требования к точности выравнивания аэрофотопленки определяются назначением аэрофотоаппарата и параметрами оптической системы.

Действительно, чем более жестким требованиям должен удовлетворять аэрофотоснимок в отношении его измерительных свойств, и чем меньше глубина резкости оптической системы, тем точность совмещения светочувствительного слоя с фокальной плоскостью аэрофотокамеры должна быть выше.

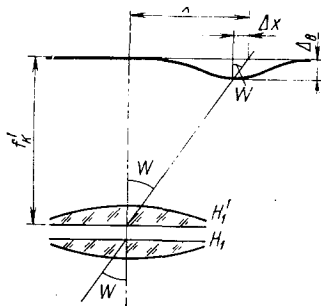


Рис. 4.1. К выводу влияния ошибки выравнивания

Линейная величина кружка нерезкости δ , являющаяся следствием ошибки выравнивания Δ_B , для центрального пучка лучей характеризуется следующей зависимостью

$$\delta = \Delta_B \frac{2a}{f'_k} = \frac{\Delta_B}{n}, \quad (4.3)$$

а угловая величина этого кружка

$$\delta'' = \frac{\delta}{f'_k \pm \Delta_B} Q'' \approx \frac{\delta}{f'_k} Q'' \quad (4.4)$$

или, подставив значения δ из формулы (4.3) в формулу (4.4), получим

$$\delta'' = \frac{\Delta_B}{n f'_k} Q''. \quad (4.5)$$

В этих формулах

n — знаменатель относительного отверстия.

Допустимая ошибка выравнивания $\Delta_{B, \text{доп}}$ аэрофотопленки в фокальной плоскости для пучка лучей, параллельного оптической оси объектива, будет равна

$$\Delta_{B, \text{доп}} = \delta_{\text{доп}} n. \quad (4.6)$$

Или,

$$\Delta_{B, \text{доп}} = \frac{n}{2R_{\text{max}}}. \quad (4.7)$$

Используя выражение для добротности q , можем написать

$$\Delta_{B, \text{доп}} = \frac{n f'_k}{q}. \quad (4.8)$$

Угловая величина допустимого кружка нерезкости, выраженная через добротность, может быть определена как

$$\delta''_{\text{доп}} = \frac{1}{q} Q''. \quad (4.9)$$

Для пучка лучей, падающего под углом β к оптической оси, угловая величина нерезкости может быть определена из следующей зависимости

$$\delta''_{\beta} = \frac{\delta \cos^2 \beta}{f'_k} Q'' = \frac{\Delta_B \cos^2 \beta}{n f'_k} Q''. \quad (4.10)$$

Или для предельного случая с учетом добротности системы

$$\delta''_{\beta, \text{доп}} = \frac{\cos^2 \beta}{q_{\beta}} Q'', \quad (4.11)$$

где q_{β} — добротность фотографирующей системы в данной точке снимка.

Существующие в настоящее время способы выравнивания аэрофотопленки в фокальной плоскости аэрофотокамеры можно разделить на следующие три группы: механические, пневматические, электрические.

К механическим способам выравнивания относятся:

- 1) способ одностороннего или двустороннего натяжения;
- 2) способ натяжения и прижима аэрофотопленки к выравнивающему стеклу.

К пневматическим способам выравнивания относятся:

- 1) способ нагнетания воздуха в камерную часть и прижима аэрофотопленки к плоскости прижимного стола;
- 2) способ откачивания воздуха из внутренней полости прижимного стола и присоса аэрофотопленки к плоскости прижимного стола.

При электрическом способе выравнивания между прижимным столом или выравнивающим стеклом и аэрофотопленкой создается разность потенциалов, под действием которой происходит процесс выравнивания.

Механизм выравнивания аэрофотопленки способом натяжения может быть выполнен в виде механизма с односторонним или с двусторонним натяжением аэрофотопленки. Однако оба эти механизма отличаются относительной конструктивной сложностью, низкой точностью выравнивания и низкой эксплуатационной надежностью, что полностью исключает их использование в аэрофотоаппаратах с большим размером кадра.

Для уменьшения погрешности выравнивания необходимо увеличивать усилие натяжения пленки, что в свою очередь может привести к значительному увеличению деформации аэрофотопленки, допустимая величина которой определяется точностными характеристиками аэрофотоснимка.

Величина усилия, необходимая для натяжения аэрофотопленки,

$$P = ES \frac{\Delta l}{l}, \quad (4.12)$$

где S — площадь поперечного сечения аэрофотопленки;

Δl — допустимая деформация аэрофотопленки;

l — длина кадра с учетом межкадрового расстояния;

E — модуль упругости аэрофотопленки.

Экспериментально установлено, что при растягивающем усилии, равном 50° — 60° , на 1 см ширины пленки обеспечивается натяжение с погрешностью порядка $0,01 \div 0,02$ см.

При воздушном фотографировании в измерительных целях для определения деформации аэрофотопленки на выравнивающем стекле или выравнивающем столе создается координатная сетка, обеспечивающая получение на негативе системы точно калиброванных контрольных меток.

Толщина крестов, наносимых на выравнивающем стекле, равна 15—20 мкм, длина их 2 мм, интервал между центрами крестов 10÷20 мм, средняя квадратическая ошибка нанесения крестов составляет 1÷2 мкм.

В выравнивающем столе при пневматическом методе выравнивания контрольная сетка образуется системой отверстий, которые подсвечиваются в момент срабатывания аэрофотозатвора и впечатываются на аэрофотопленке. Диаметр отверстий несколько десятков микрометров.

Способ выравнивания аэрофотопленки периодическим прижимом ее к выравнивающему стеклу с предварительным натяжением аэрофотопленки усилием, развиваемым в механизме перемотки находит широкое применение в аэрофотоаппаратах из-за своей высокой эксплуатационной надежности, высокой точности и относительно простой конструкции.

Усилие предварительного натяжения, обеспечивающее грубое предварительное выравнивание аэрофотопленки, образуется при торможении сматывающей катушки и растягивающем усилии от тянущего элемента механизма перемотки. Величина этого усилия определяется типом пленки и конструктивными особенностями механизма перемотки и колеблется от $10^\circ \div 150^\circ$ до $20^\circ \div 30^\circ$ на 1 см ширины пленки.

При использовании для выравнивания аэрофотопленки прижимного стола с резиновым покрытием, обеспечивающим высокую точность выравнивания по всей плоскости снимка и его стабильность, необходимо правильно рассчитать величину усилия предварительного натяжения аэрофотопленки, развиваемого механизмом перемотки. Увеличение этого усилия выше допустимого значения может привести к ухудшению качества выравнивания в отдельных участках снимка, что особенно заметно по краям снимка.

Способу выравнивания аэрофотопленки периодическим прижатием ее к выравнивающему стеклу присущи существенные недостатки, обусловленные необходимостью установки в фокальной плоскости дополнительного оптического элемента — выравнивающего стекла, представляющего собой плоскопараллельную пластинку или линзу с одной плоской поверхностью. К недостаткам этого метода выравнивания относятся: 1) искажение изображения; 2) потери световой энергии; 3) изменение фокусировки аэрофотокамеры; 4) ухудшение качества изображения.

Искажение изображения, вносимое выравнивающим стеклом, можно определить (рис. 4.2) по формуле

$$\Delta = d \left(\frac{1}{n} \operatorname{tg} \beta - \frac{\sin \beta}{\sqrt{n^2 - \sin^2 \beta}} \right). \quad (4.13)$$

Искажение изображения увеличивается в широкоугольных фотографирующих системах на краю поля изображения, как это видно из графика на рис. 4.3.

Расчет выравнивающего стекла совместно с объективом аэрофотоаппарата позволяет уменьшить искажения. В настоящее время имеется целый ряд оптических систем, рассчитанных совместно с выравнивающим стеклом и обеспечивающих высокое качество изображения по всему полю изображения.

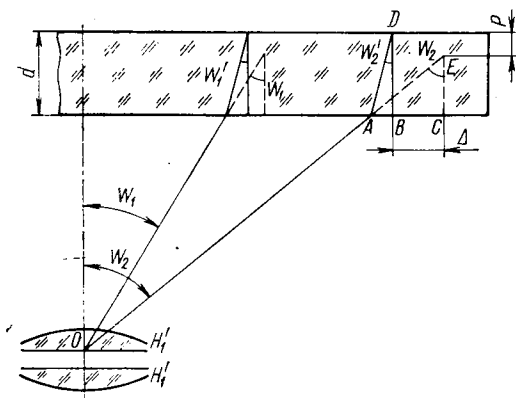


Рис. 4.2. Схема для определения искажения изображения, вносимого выравнивающим стеклом

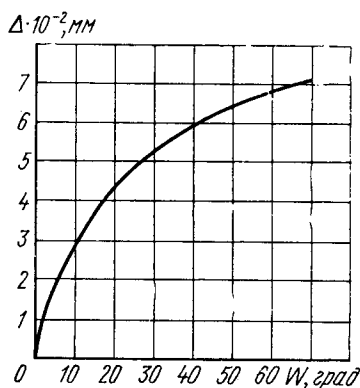


Рис. 4.3. График зависимости искажения изображения от угла поля изображения

Выравнивающее стекло вызывает рефлексы световых лучей, образующих вторичное изображение и ведущих к общему снижению контраста изображения фотографируемых объектов.

К недостаткам этого способа выравнивания следует отнести значительные потери световой энергии при прохождении светового потока через выравнивающее стекло. Несмотря на то, что толщина стекла не превышает 6—8 мм, потери световой энергии, в основном за счет отражения, составляют при нормальном падении лучей около 9%, а при увеличении угла падения, что характерно для широкоугольных систем, потери световой энергии могут составлять 20—25%.

Выравнивающее стекло располагается в сходящемся пучке лучей и поэтому оно приводит к дефокусировке аэрофотокамеры $\Delta f'_k$, которую необходимо учитывать при расчетах. Величина дефокусировки может быть вычислена по формуле для центра поля

$$\Delta f'_k = d \left(\frac{n-1}{n} \right), \quad (4.14)$$

где d — толщина выравнивающего стекла;
 n — показатель преломления стекла.

Если вначале аэрофотокамера была сфокусирована без выравнивающего стекла, то после его установки объектив аэрофотоаппарата необходимо переместить на величину $\Delta f_k'$ от плоскости прикладной рамки аэрофотокамеры. Замена выравнивающего стекла требует обязательной последующей юстировки и калибровки аэрофотокамеры.

В связи с тем, что зазор между фотопленкой и выравнивающим стеклом очень мал (порядка нескольких десятых долей миллиметра), при движении фотопленки за счет трения ее о стекло могут возникать электростатические заряды, которые вызывают при разряде появление на негативе своеобразного сетчатого рисунка. Трение же фотопленки о стекло может быть причиной механических повреждений эмульсионного слоя.

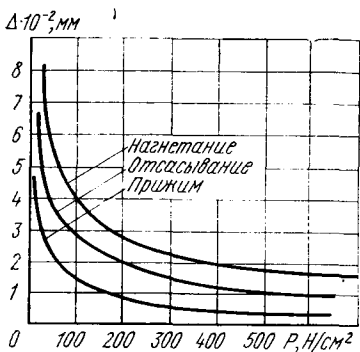


Рис. 4.4. Сравнительная характеристика методов выравнивания

вызывают при разряде появление на негативе своеобразного сетчатого рисунка. Трение же фотопленки о стекло может быть причиной механических повреждений эмульсионного слоя.

Выравнивающее стекло достаточно плотно закрывает камерную часть аэрофотоаппарата, хорошо изолируя ее от внешней среды. В то же время нарушается терморегулирование внутри аэрофотокамеры, что приводит к ограничению циркуляции воздуха внутри аэрофотокамеры. При резком изменении температуры нарушение терморегулирования может явиться причиной

запотевания и даже обмерзания выравнивающего стекла.

При одном и том же удельном давлении точность выравнивания фотопленки периодическим прижимом к стеклу несколько выше точности выравнивания пневматическими методами и более стабильна (рис. 4.4). При увеличении удельного давления [25] к стеклу прилагаются значительные усилия, развиваемые прижимным столом, что может вызвать недопустимые деформации выравнивающего стекла, которые могут явиться причиной ошибок на аэрофотоснимке. Поэтому сила давления ограничивается допустимой величиной усилия прижима аэрофотопленки к выравнивающему стеклу.

Зависимость прогиба выравнивающего стекла $\Delta_{ст}$ от удельного давления p и других параметров определяется формулой

$$\Delta_{ст} = a \frac{a^4 p}{E d^3}, \quad (4.15)$$

где a — сторона выравнивающего стекла, имеющего форму квадрата;

d — толщина выравнивающего стекла;

a — коэффициент.

Величина прогиба стекла может быть от нескольких микрометров до нескольких десятков микрометров. Большое значение для уменьшения величины прогиба выравнивающего стекла имеет характер действия усилий на прижимной стол. Сосредоточенные усилия в центре прижимного стола вызывает недопустимый прогиб его и выравнивающего стекла в центральной части.

На рис. 4.5 приведены кинематические схемы механизмов выравнивания с улучшенным распределением усилия прижима.

Для обеспечения высокого качества выравнивания аэрофотопленки необходимо тщательно калибровать выравнивающее

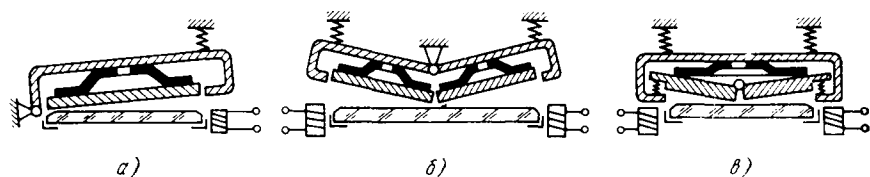


Рис. 4.5. Кинематические схемы с улучшенным распределением усилия прижима:

а—метод «книги»; б—с двумя тарельчатыми пружинами; в—с одной тарельчатой пружиной

стекло и прижимной стол. Отступление от плоскости не должно превышать несколько микрометров.

Для предотвращения появления воздушных пузырей при выравнивании пленки поверхность прижимного стола, обращенная к пленке, должна иметь канавки для выхода воздуха. При расчете и конструировании прижимного стола необходимо принять специальные меры для повышения его жесткости.

Важным достоинством способа выравнивания периодическим прижимом аэрофотопленки к выравнивающему стеклу является независимость его от высоты фотографирования и необходимость относительно небольших усилий для обеспечения сравнительно высоких точностей выравнивания.

Для предотвращения возможности появления при движении пленки электростатического электричества поверхность прижимного стола покрывают специальным противоразрядным слоем.

Достаточно широко распространены пневматические способы выравнивания (рис. 4.6). Как видно из рисунков, аэрофотопленка прижимается к выравнивающей плоскости выравнивающего стола усилиями, образованными разностью давлений воздуха перед аэрофотопленкой и в пространстве между этой пленкой и выравнивающим столом.

В обоих этих способах выравнивание аэрофотопленки происходит после опускания выравнивающего стола. В момент срабатывания аэрофотозатвора выравнивающая плоскость его должна

находиться от фокальной плоскости аэрофотокамеры на расстоянии, равном толщине применяемой аэрофотопленки.

Эти способы выравнивания характеризуются ошибкой, которая будет определяться в первую очередь величиной удельного давления и усилием предварительного натяжения аэрофотопленки, а также характером взаимодействия сил в процессе выравнивания аэрофотопленки.

Создание необходимой для выравнивания разности давлений осуществляется наддувом воздуха во внутрь аэрофотокамеры или откачиванием воздуха из внутренней полости выравнивающего стола.

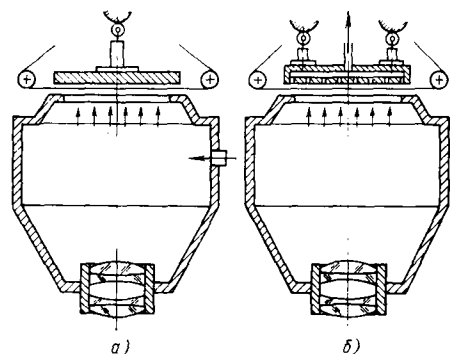


Рис. 4.6. Пневматические способы выравнивания:

а—нагнетание воздуха в камеру; б—откачивание воздуха из прижимного стола

Устройства для наддува и откачивания воздуха конструктивно могут выполняться или в виде активной системы с использованием специальных вакуум-помп и насосов или в виде пассивной системы с использованием внебортового воздуха. Возможность использования каждой системы должна определяться из конкретных условий эксплуатации аэрофотоаппаратуры.

При выравнивании аэрофотопленки наддувом воздуха в камерную часть необходимо большое количество воздуха для обеспечения требуемого избыточного давления, что при достаточно коротком цикле работы аэрофотоаппарата и значительном объеме камерной части требует применения относительно мощных насосов. Используемый для выравнивания воздух должен быть предварительно очищен для предохранения фотопленки и поверхности объектива от попадания пыли, а температура его должна быть равна температуре внутри аэрофотоаппарата.

Выравнивание аэрофотопленки откачиванием воздуха из внутренней полости выравнивающего стола осуществляется через систему канавок и отверстий в его выравнивающей плоскости. Канавки и отверстия должны располагаться таким образом, чтобы не происходило образование «воздушных пузырей» и захвата воздуха, которые могут привести к местным ошибкам выравнивания.

Положительным качеством пневматических способов выравнивания аэрофотопленки является отсутствие промежуточной среды (выравнивающего стекла) между объективом и аэрофотопленкой.

Недостатком пневматических способов выравнивания является уменьшение разности давления с увеличением высоты фотографирования. Это объясняется уменьшением плотности воздуха, что ограничивает использование пневматических способов выравнивания на больших высотах, так как вызывает понижение точности выравнивания.

Для всех способов выравнивания характерно перемещение прижимного или выравнивающего стола в фокальную плоскость аэрофотокамеры. Это может быть осуществлено или при помощи электромагнитного устройства (см. рис. 4.5) или механическим путем (рис. 4.7).

Усилие, развиваемое в механизме опускания прижимного стола или выравнивающего стола, не должно быть больше максимально допустимого, чтобы не вызывать недопустимых прогибов прижимного стола и выравнивающего столов, и выравнивающего стекла. Это же усилие не должно быть меньше минимального, что особенно опасно при наддуве воздуха в камерную часть. В этом случае может возникнуть явление обратного прогиба, что приведет к значительным ошибкам выравнивания. Для исключения возможности появления недопустимых прогибов в конструкции выравнивающего и прижимного столов должны быть предусмотрены ребра жесткости.

В настоящее время находит применение пневмо-механический способ выравнивания пленки. Сущность его заключается в том, что между пленкой и прижимным столом располагается плоская резиновая камера, в которую под давлением нагнетается воздух во время работы механизма выравнивания. Разновидностью этого способа выравнивания является способ, при котором воздух в резиновой камере находится все время под постоянным давлением. Такой комбинированный способ выравнивания позволяет обеспечить высокое качество выравнивания по всей площади снимка.

Для исключения возможности образования воздушных промежутков между пленкой и выравнивающим стеклом, особенно в центральной части снимка, между пленкой и резиновой камерой располагают слой упругого материала, имеющего постепенно увеличивающуюся толщину от края к центру. Такая форма обеспечивает надежное вытеснение воздуха от центра снимка к краям.

Следует иметь в виду, что для получения высокого качества изображения необходимо, чтобы положение светочувствитель-

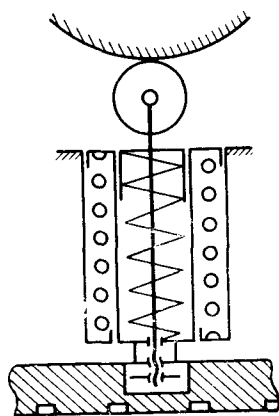


Рис. 4.7. Схема механического прижимного устройства одновременного выравнивания

ного слоя в момент фотографирования соответствовало положению плоскости наилучшего качества изображения оптической системы для данного спектрального участка излучения. В этой плоскости будут минимальные aberrации и максимальное разрешение, добротность.

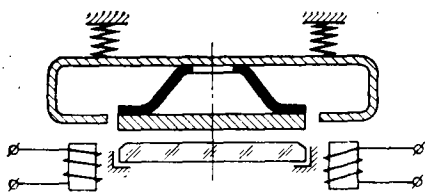


Рис. 4.8. Схема электромеханического прижимного устройства одновременного выравнивания

пленки в момент фотографирования для требуемого спектрального диапазона или узкого участка.

Сравнительная характеристика механизмов выравнивания приведена в табл. 4.1.

Прогиб прижимного стола и выравнивающего стекла вызывает соответствующий прогиб пленки. Поэтому при расчете и коррекции оптической системы необходимо по возможности совместить положение плоскости наилучшего качества изображения объектива с возможным положением

Таблица 4.1

Сравнительная характеристика механизмов выравнивания аэрофотопленки

Способ выравнивания	Характер усилия выравнивания	Промежуточная среда между объективом и пленкой	Влияние высоты фотографирования	Возможные источники ошибок	Предварительное натяжение
Механический	Прижим	Выравнивающее стекло	Не влияет	Прогиб стекла	Необходимо
Пневно-механический	Прижим	То же	То же	То же	"
Пневматический	Разность давления	Отсутствует	Влияет	Прогиб стола	"
Электрический	Электростатические силы	"	Не влияет	То же	"

Высокая точность выравнивания может быть достигнута при применении между прижимным столом и пленкой мягкой подложки. В некоторых механизмах прижимной стол выполнен в виде отдельных секций прямоугольной формы, которые последовательно соприкасаются с пленкой.

Прижимной стол может перемещаться прямолинейно, одновременно соприкасаясь с аэрофотопленкой и выравнивания ее

сразу по всей плоскости выравнивающего стекла (рис. 4.7 и 4.8) или поворачиваться вокруг оси, выравнивая пленку последовательно по методу книги (см. рис. 4.5).

4.2. МЕХАНИЗМЫ ПЕРЕМОТКИ АЭРОФОТОПЛЕНКИ

Механизм перемотки кассеты аэрофотоаппарата служит для перемотки аэрофотопленки со сматывающей катушки на наматывающую в течение каждого цикла работы.

Механизмы перемотки кассеты аэрофотоаппарата должны отвечать следующим требованиям:

- иметь высокий коэффициент использования;
- не допускать ухудшения качества выравнивания и деформации аэрофотопленки;
- создать требуемое усилие предварительного натяжения;
- количество перематываемой пленки не должно изменяться от цикла к циклу;
- потреблять при работе минимум энергии;
- не допускать механических повреждений аэрофотопленки при ее перемотке;
- относительная погрешность механизма перемотки должна быть положительная, чтобы исключить накладывание одного изображения на другое.

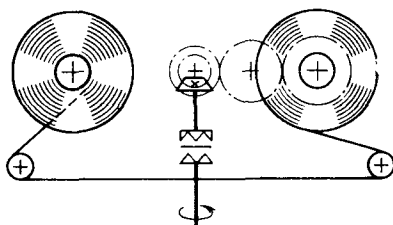


Рис. 4.9. Схема безымерительного механизма перемотки

В зависимости от характера кинематики и динамики механизмов перемотки их можно разбить на три принципиально различных типа:

- безымерительные механизмы;
- измерительно-тянущие механизмы;
- тянуще-измерительные механизмы.

Безымерительные механизмы перемотки (рис. 4.9) являются самыми простыми. В них, в течение цикла наматывающей катушки, связанной с приводом кассеты, угол поворота постоянен и не изменяется от цикла к циклу. Это приводит к увеличению перематываемого участка аэрофотопленки по мере увеличения текущего радиуса наматывающей катушки.

Пусть изменение радиуса r наматывающей катушки происходит по закону изменения радиуса спирали Архимеда. Тогда длина перематываемого участка пленки при повороте наматывающей катушки на угол φ будет равна

$$l = r\varphi, \quad (4.16)$$

и радиус катушки равен

$$r = k\varphi, \quad (4.17)$$

где k — коэффициент пропорциональности,

$$k = \frac{dr}{d\varphi} = \frac{\delta}{2\pi}, \quad (4.18)$$

если δ — толщина аэрофотопленки.

Подставляя в уравнение (4.17) значение k из формулы (4.18), получим

$$r = \frac{\delta}{2\pi} \varphi. \quad (4.19)$$

Длина наматываемой пленки соответствует длине дуги архимедовой спирали и определяется по формуле

$$L = \frac{\pi}{\delta} (r^2 - r_0^2), \quad (4.20)$$

где r_0 — радиус сердечника катушки.

Угол поворота наматывающей катушки должен обеспечивать перемотку участка аэрофотопленки l , равного размеру снимка и межкадровому расстоянию, при начальном радиусе сердечника катушки r_0 , т. е.

$$\varphi = \frac{r - r_0}{k} = \frac{2\pi}{\delta} \left(\sqrt{l \frac{\delta}{\pi} - r_0^2} - r_0 \right). \quad (4.21)$$

После разложения подкоренного выражения в ряд, отбросив члены второго порядка, получим

$$l_1 = l \frac{r}{r_0}. \quad (4.22)$$

Формула (4.22) характеризует основное свойство безымерительных механизмов перемотки, заключающееся в том, что количество перематываемого участка аэрофотопленки за один цикл будет увеличиваться по мере увеличения радиуса r наматываемой катушки.

Разность

$$l_1 - l = \Delta l \quad (4.23)$$

будет определять погрешность механизма перемотки Δl , равную

$$\Delta l = l \left(\frac{r}{r_0} - 1 \right) \quad (4.24)$$

или

$$\Delta l = l e \quad (4.25)$$

где e — относительная погрешность механизма перемотки, равная

$$e = \frac{\Delta l}{l} = \frac{r}{r_0} - 1. \quad (4.26)$$

Абсолютная и относительная погрешности механизма перемотки непостоянны. Они минимальны в начале работы, когда r равен r_0 , и максимальны в конце работы, когда r равен r_k .

Таким образом

$$e_{\max} = \frac{r_k}{r_0} - 1 = v - 1, \quad (4.27)$$

где v — конечный относительный радиус.

Непроизводительно израсходованная часть аэрофотопленки может быть определена по формуле

$$\Delta L = \sum_{i=1}^{i=n} \Delta l_i = l \sum_{i=1}^{i=n} e_i. \quad (4.28)$$

Для сравнительной оценки механизмов перемотки аэрофотопленки применяют коэффициент использования

$$\Omega = \frac{L_0}{L}, \quad (4.29)$$

где L_0 — длина пленки, необходимая для получения n аэрофото-снимков без учета межкадровых расстояний; L — длина пленки, фактически расходуемая для получения n аэрофотоснимков с учетом межкадровых расстояний.

Анализируя работу механизмов перемотки безымерительного типа, можно сделать вывод, что они имеют наименьший коэффициент использования. Для обеспечения требуемой величины коэффициента использования угол поворота наматывающей катушки должен изменяться обратно пропорционально ее радиусу, т. е. по закону гиперболы. Изменение угла поворота может осуществляться или непрерывным регулированием с постоянной средней линейной скоростью аэрофотопленки, или прерывистым регулированием с изменением угла поворота наматывающей катушки от цикла к циклу. Регулирование длины аэрофотопленки, перематываемой за цикл, может осуществляться по способу линейного или радиального регулирования.

В современных аэрофотоаппаратах безымерительные механизмы перемотки из-за их низкой экономической эффективности не применяются.

В измерительно-тянущих механизмах перемотки (рис. 4.10) движение аэрофотопленки осуществляется мерным валиком, который является ведущим звеном и делает постоянное число оборотов в течение цикла. Это обеспечивает постоянство средней скорости аэрофотопленки, и величина скорости не зависит от радиуса и угловой скорости наматывающей катушки.

Конструкция мерного валика должна обеспечивать надежную кинематическую связь мерного валика с аэрофотопленкой, чтобы предотвратить проскальзывание пленки или мерного ва-

лика относительно друг друга. Для этого используют различные конструкции: два сжимающихся валика, развивающие необходимую силу трения; мерный валик с иглками на краях; мерный валик с зубьями, входящими в перфорации пленки. Наиболее распространены механизмы перемотки с мерным валиком третьего типа.

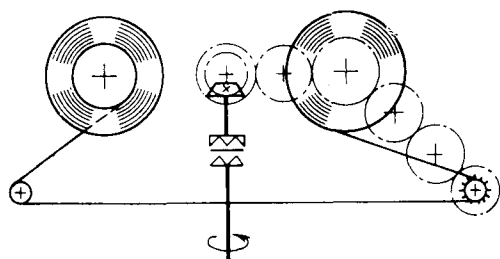


Рис. 4.10. Схема измерительно-тянущего механизма перемотки

Для увеличения сил сцепления с аэрофотопленкой поверхность мерного валика покрывают специальным покрытием. Механизмы перемотки аэрофотопленки измерительно-тянущего типа отличаются от других механизмов наличием фрикционов на полуосях сматывающей и наматывающей катушек. Кинематическая связь наматывающей катушки с ведущим звеном осуществляется через фрикцион, средний относительный угол проскальзывания которого равен

$$\Psi = 1 - \frac{\ln v}{v - 1} . \quad (4.30)$$

Средний относительный угол проскальзывания определяет ту часть всей работы механизма перемотки аэрофотопленки, которая расходуется непроизводительно на проскальзывание фрикциона.

Широкое применение механизмов перемотки измерительно-тянущего типа объясняется их высоким коэффициентом использования (от 0,95 до 1,0) и относительной простотой конструкции.

Механизмы перемотки аэрофотопленки измерительно-тянущего типа имеют существенные недостатки, к которым относятся необходимость частой проверки и регулировки фрикционных муфт, а также приложение усилия тяги пленки к ее краям. Эти недостатки ограничивают использование механизмов перемотки измерительно-тянущего типа в кассетах с большим запасом аэрофотопленки и коротким циклом работы.

По своему конструктивному исполнению фрикционные муфты могут быть механическими или электромагнитными (рис. 4.11).

Фрикционная муфта сматывающей катушки не связана кинематически с приводом кассеты и его вращение при перемотке и торможении осуществляется за счет усилия, развиваемого в лентопротяжном механизме при движении аэрофотопленки.

При значительных перепадах величин моментов фрикционных муфт в начале (вся пленка на сматывающей катушке) и конце работы аэрофотоаппарата, что особенно характерно для

аэрофотоаппаратов с большим запасом аэрофотопленки, фрикционные муфты выполняются с переменным моментом, т. е. изменяющимся в процессе работы аэрофотоаппарата от цикла к циклу в зависимости от количества находящейся на катушке аэрофотопленки.

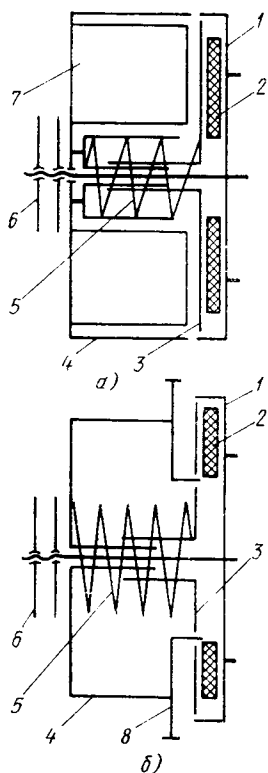


Рис. 4.11. Схемы фрикционных муфт:

а—электромагнитная; б—механическая; 1—наружная полумуфта; 2—прокладка; 3—внутренняя полумуфта; 4—корпус фрикциона; 5—пружина; 6—гайка с контргайкой; 7—электромагнит; 8—зубчатое колесо

При незначительных моментах на полуосях катушек, когда запас пленки невелик и время перемотки достаточно продолжительное, в качестве привода и одновременно фрикционов и тормозов можно использовать пружинные пассивки.

Механизмы перемотки тянуще-измерительного типа (рис. 4.12) отличаются от других механизмов перемотки высокой эксплуатационной надежностью наряду с высоким коэффициентом использования.

Движение от привода передается на наматывающую катушку, которая является ведущим звеном и при своем вращении передает движение на аэрофотопленку, которая вращает мерный валик.

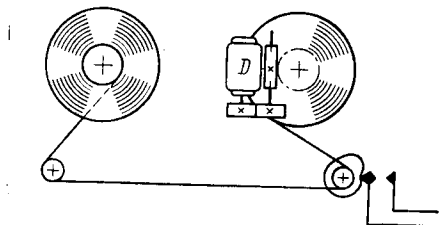


Рис. 4.12. Схема тянуще-измерительного механизма перемотки

Мерный валик в течение цикла делает всегда одно и то же число оборотов, что позволяет получить высокий коэффициент использования и возможность достаточно надежно и точно регулировать вращение наматывающей катушки. Постоянное число оборотов мерного валика обеспечивается специальным кулачком, регулирующим продолжительность работы двигателя в зависимости от радиуса намотки пленки на наматывающей катушке.

В связи с увеличением радиуса намотки наматывающей катушки $r_{н.к}$ будет изменяться скорость движения пленки $v_{пл}$, а следовательно, и угловая скорость вращения мерного валика.

Сравнительная характеристика механизмов перемотки аэрофотопленки

Механизм перемотки	Ведущий элемент	Ведомый элемент	Количество перематываемой пленки за цикл	Время перематывания пленки в течение цикла	Скорость перематывания пленки в начале и в конце работы	Угловая скорость мерного валика	Характер связи наматывающей катушки с приводом
Безымерительный Измерительно-тянущий Тянуще-измерительный	Наматывающая катушка	Сматывающая катушка	Переменное	Переменное	Различная	—	Жесткая
	Мерный валик	Сматывающая катушка	Постоянное	Постоянное	Одинаковая	Постоянная	Гибкая
	Наматывающая катушка	Мерный валик	Постоянное	Переменное	Различная	Переменная	Жесткая

Это приводит к уменьшению времени перемотки $t_{\text{пер}}$ пленки по мере увеличения радиуса намотки наматывающей катушки, т. е. к уменьшению времени между двумя последовательными замыканиями и размыканиями цепи питания электродвигателя механизма перемотки.

$$t_{\text{пер}} = \frac{l + l_0}{v_{\text{пл}}} = \frac{l + l_0}{\omega_{\text{н.к}} r_{\text{н.к}}} \quad (4.31)$$

Отсутствие фрикционной муфты на полуоси наматывающей катушки и распределение тянущего усилия по всей ширине аэрофотопленки позволяют сделать вывод, что механизмы перемотки тянуще-измерительного типа являются наиболее совершенными.

В зависимости от параметров, определяющих особенности конструкции устройств регулирования величины перематываемого участка пленки, механизмы перемотки тянуще-измерительного типа можно разделить на две группы: механизмы с линейным и радиальным регулированием. В современных конструкциях предпочтение отдается механизмам с линейным регулированием, характеризующимся простотой, надежностью и более высоким коэффициентом использования.

Следует отметить, что все механизмы перемотки аэрофотопленки имеют на полуоси сматывающей катушки тормозную фрикционную муфту. Она обеспечивает создание усилия предварительного натяжения аэрофотопленки, что облегчает ее выравнивание в фо-

кальной плоскости аэрофотокамеры и притормаживает сматывающую катушку после перемотки, уменьшая ее инерционный выбег.

Рассмотрев механизмы перемотки аэрофотопленки, сравнительная характеристика которых приведена в табл. 4.2, можно сделать следующие выводы.

1. Механизмы перемотки измерительно-тянущего типа создают значительные напряжения в аэрофотопленке при ее движении, обладают меньшей эксплуатационной надежностью и малоприспособны для кассет с большим запасом пленки и коротким временем перемотки.

2. Механизмы перемотки тянуще-измерительного типа наиболее полно удовлетворяют основным требованиям к механизмам перемотки аэрофотопленки.

3. Для уменьшения действующих усилий в механизме перемотки и габаритов кассеты необходим рациональный выбор конечного относительного радиуса наматывающей катушки, параметров фрикционов и привода.

Для кассет с большим запасом аэрофотопленки величина конечного относительного радиуса наматывающей катушки должна быть не менее $4 \div 5$. Это объясняется тем, что с увеличением конечного относительного радиуса v уменьшается величина конечного радиуса катушки, что приводит к уменьшению габаритов кассеты и момента инерции катушки при одной и той же длине пленки L :

$$r_k = \sqrt{L \frac{b}{\pi} \frac{v^2}{v^2 - 1}}. \quad (4.32)$$

4.3. ДИНАМИКА МЕХАНИЗМОВ ПЕРЕМОТКИ

Создание кассет с большим запасом аэрофотопленки и малым циклом работы невозможно без тщательного анализа существующих конструкций и разработки теоретических основ их расчета и конструирования.

Исследование динамических усилий, возникающих в аэрофотопленке при работе механизма перемотки, показывает, что наиболее сложные условия работы механизма перемотки в кадровых аэрофотоаппаратах и в аэрофотоаппаратах с механической компенсацией сдвига изображения (МКСИ). В этих аэрофотоаппаратах скорость аэрофотопленки в течение цикла изменяется от $v_0=0$ до $v_k=0$, принимая в определенный момент максимальное значение. Значительная длина перематываемого участка пленки в течение цикла, а также относительно короткое время перемотки пленки будут вызывать большие динамические нагрузки на пленку и на весь механизм перемотки.

Проанализируем графики скоростей аэрофотопленки в кадровых аэрофотоаппаратах для различных законов движения в течение цикла (рис. 4.13) и сравним их с гипотетическим графиком движения пленки с постоянной скоростью.

Механизм перемотки, у которого скорость пленки в течение цикла постоянная и равна v_{1max} , развивает в пленке большие динамические нагрузки как в момент начала движения, так и в момент окончания движения: ускорение в момент трогания равно бесконечности, а в момент остановки — нулю. Механизмы перемотки с таким или близким к нему законом изменения скорости пленки в течение цикла находят применение в кассетах с небольшим запасом пленки и малой скоростью движения.

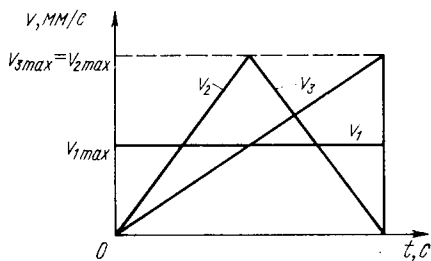


Рис. 4. 13. Графики возможных скоростей движения пленки

Для сравнения различных законов изменения скорости движения пленки в течение цикла будем считать, что выполняемая механизмами перемотки работа при движении пленки по различным законам изменения скорости одинакова, что соответствует равенству площадей между кривой, характеризующей закон изменения скорости движения, и осью абсцисс.

Как видно из приведенных на рис. 4. 13 графиков, при выполнении этого условия независимо от закона изменения скорости движения пленки максимальная скорость пленки всегда будет больше скорости v_{1max} при условии, что время работы механизма перемотки пленки во всех случаях одинаково.

При движении пленки со скоростью, изменяющейся во время ее движения, напряжения в пленке будут большими, а динамика работы механизма перемотки сложнее. Это объясняется тем, что кинетическая энергия пропорциональна квадрату скорости движения, а из графика видно, что

$$v_{2max} = v_{3max} = 2v_{cp} = 2v_{1max},$$

т. е.

$$E_{2max} = E_{3max} = 4E_{1max}.$$

Рассмотрим, как будет изменяться усилие натяжения пленки, необходимое для обеспечения ее движения при максимальном значении скорости, изменяющейся по законам $v_2 = f_2(t)$ и $v_3 = f_3(t)$ соответственно

$$P_{2пл} = \frac{E_{2max}}{l_2}$$

и

$$P_{3пл} = \frac{E_{3max}}{l_3},$$

где $P_{2пл}$ и $P_{3пл}$ — усилие натяжения пленки;

$E_{2\max}$ и $E_{3\max}$ — кинетическая энергия, развиваемая в пленке при максимальной скорости;

l_2 и l_3 — величина перематываемого участка пленки от начала движения до максимальной скорости.

Для рассматриваемого случая имеем

$$l_2 = \frac{l + l_0}{2} \quad \text{и} \quad l_3 = l + l_0,$$

где l — размер снимка в направлении движения пленки;

l_0 — размер межкадрового промежутка.

Подставив в формулы для $P_{2\text{пл}}$ и $P_{3\text{пл}}$ выражения для l_2 и l_3 , можно сделать вывод, что при движении пленки со скоростью, изменяющейся по закону $v_3 = f_3(t)$, усилие в пленке будет в два раза меньше, чем при движении ее со скоростью, изменяющейся по закону $v_2 = f_2(t)$. Аналогичным образом будут изменяться и величины моментов на полуоси сматывающей катушки.

При движении в течение цикла пленка проходит как минимум две фазы: фазу разгона и фазу торможения. Торможение сматывающей катушки осуществляется фрикционной муфтой, которая аккумулирует всю кинетическую энергию катушки, сообщенную ей через кинематическую цепь от привода кассеты. Несмотря на то, что при движении пленки со скоростью, изменяющейся по закону $v_3 = f_3(t)$ усилия в пленке и моменты на полуоси сматывающей катушки будут меньшими, чем при движении пленки по закону изменения скорости $v_2 = f_2(t)$, угол торможения сматывающей катушки будет значительно меньшим, что потребует соответствующего увеличения момента, развиваемого фрикционной муфтой на полуоси сматывающей катушки.

Стремление уменьшить продолжительность цикла работы аэрофстоаппарата, а следовательно, и продолжительность перемотки пленки, при одновременном увеличении запаса пленки, ставит задачу уменьшения кинетической энергии, приобретаемой сматывающей катушкой во время перемотки пленки.

В некоторых аэрофотоаппаратах циклограмма, определяющая последовательность элементов цикла, построена таким образом, что после срабатывания аэрофотозатвора и окончания выравнивания механизм перемотки перематывает сначала участок пленки, равный половине кадра. Вторая половина кадра перематывается в начале следующего цикла перед срабатыванием аэрофотозатвора.

Такая схема работы механизма перемотки позволяет за счет совмещения отдельных элементов цикла несколько увеличивать продолжительность перемотки аэрофотопленки. Недостатком такой схемы следует считать нерациональное построение циклограммы: на качество изображения будут влиять колебания от

внутренних источников, так как срабатывание аэрофотозатвора — не первый элемент цикла.

Наиболее благоприятной схемой кассеты аэрофотоаппарата с большим запасом пленки с точки зрения динамики работы механизма перемотки является схема кассеты с накопителями (рис. 4.14). Смотывающая и наматывающая катушки имеют каждая самостоятельный или один общий привод и вращаются непрерывно с постоянной скоростью или близкой к постоянной. Смена экспонированного участка пленки осуществляется самостоятельным приводом мерного валика. Натяжение пленки уси-

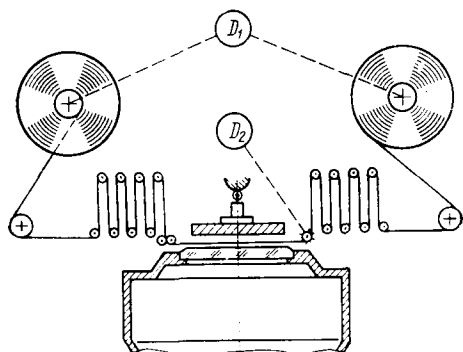


Рис. 4.14. Схема кассеты с накопителями

лием предварительного выравнивания осуществляется за счет силы сжатия ее направляющими валиками и усилия перемотки пленки, развиваемого мерным валиком от привода.

Весьма перспективна схема с независимым размещением смотывающей и наматывающей катушек, расположенных на общей платформе.

По данным исследований, проведенных Юцевичем Ю. К., движение аэрофотопленки при перемотке

является неустановившимся и носит большей частью колебательный характер. Пульсации скорости аэрофотопленки при ее движении могут возникать вследствие несовершенства механических передач кинематической цепи, переходных процессов в приводе, а также из-за упругости аэрофотопленки как одного из элементов кинематической цепи.

Возникающие при пульсациях ускорения соответствуют значениям пусковых ускорений, что значительно повышает усилия, действующие на аэрофотопленку и звенья механизма перемотки, а также увеличивает деформации, износ и уменьшает эксплуатационную надежность.

Одной из задач динамического расчета механизма перемотки является определение моментов фрикционных муфт на полуосях смотывающей и наматывающей катушек. Рассмотрим механизм перемотки измерительно-тянущего типа и, считая моменты инерции направляющих валиков и мерного валика, а также трение в их осях достаточно малыми, напишем дифференциальные уравнения движения пленки для участка от смотывающей катушки до мерного валика и для участка от мерного валика до наматывающей катушки. Так как мощность привода кассеты достаточно велика, можно считать, что усилие перемотки, дейст-

вующее на аэрофотопленку, будет во время движения пленки постоянным.

Дифференциальное уравнение движения для первого участка

$$M_1 = Pr_1 = I_1 \frac{d^2\varphi_1}{dt^2} + M_{\text{тр}1} + M_{\text{фр}1}, \quad (4.33)$$

где M_1 — момент на полуоси сматывающей катушки;
 P — сила натяжения пленки;
 r_1 — текущий радиус пленки на сматывающей катушке;
 I_1 — момент инерции сматывающей катушки с пленкой;
 $d^2\varphi_1/dt^2$ — угловое ускорение сматывающей катушки;
 $M_{\text{тр}1}$ — момент трения в полуосях сматывающей катушки;
 $M_{\text{фр}1}$ — момент фрикциона сматывающей катушки.

Для второго участка дифференциальное уравнение будет

$$M_2 = M_{\text{фр}2} = I_2 \frac{d^2\varphi_2}{dt^2} + M_{\text{тр}2} + Ur_2, \quad (4.34)$$

где $M_2 = M_{\text{фр}2}$ — момент на полуоси наматывающей катушки, момент фрикционной муфты;
 I_2 — момент инерции наматывающей катушки с пленкой;
 $d^2\varphi_2/dt^2$ — угловое ускорение наматывающей катушки;
 $M_{\text{тр}2}$ — момент трения в полуосях наматывающей катушки;
 U — сила натяжения пленки при наматывании ее на катушку;
 r_2 — текущий радиус пленки на наматывающей катушке.

Решая данные дифференциальные уравнения для углов поворота сматывающей и наматывающей катушек за один цикл, продолжительность которого $T_{\text{ц}}$, напишем формулы для определения значений сил P и U :

$$P = \frac{1}{r_1} \left(\frac{2I_1 l}{r_1 T_1^2} + M_{\text{тр}1} + M_{\text{фр}1} \right); \quad (4.35)$$

$$U = \frac{1}{r_2} \left(-\frac{2I_2 l}{r_2 T_1^2} - M_{\text{тр}2} + M_{\text{фр}2} \right), \quad (4.36)$$

где T_1 — время работы механизма перемотки пленки. Величина T_1 в современных АФА составляет 0,5÷0,6 продолжительности цикла.

Анализ этих формул показывает, что значения сил P и U не постоянны, а изменяются в зависимости от изменения радиусов катушек r_1 и r_2 . Минимальное значение силы натяжения аэрофотопленки P_{min} будет при $r_1 = r_{\text{к}}$, т. е. в начале работы механизма перемотки, а минимальное значение силы U_{min} будет при $r_2 = r_{\text{к}}$, т. е. в конце работы механизма перемотки.

Для определения значений моментов фрикционнов $M_{\text{фр1}}$ и $M_{\text{фр2}}$ необходимо знать величины сил P_0 и U_0 . Сила P_0 будет характеризовать минимальное натяжение аэрофотопленки для обеспечения ее выравнивания, а сила U_0 — минимальное натяжение аэрофотопленки, обеспечивающее необходимую плотность намотки.

Напишем формулы для определения значений моментов фрикционных муфт на полуосях сматывающей и наматывающей катушек

$$M_{\text{фр1}} \geq P_0 r_k - \frac{2I_1 l}{r_k T_1^2} - M_{\text{тр1}} \quad (4.37)$$

и

$$M_{\text{фр2}} \geq U_0 r_k + \frac{2I_2 l}{r_k T_1^2} + M_{\text{тр2}}. \quad (4.38)$$

Так как обычно величины инерционных составляющих, а также составляющих, характеризующих силы трения, одинаковы, то можем написать

$$M_{\text{фр1}} + M_{\text{фр2}} = (P_0 + U_0) r_k. \quad (4.39)$$

В этом случае определение моментов фрикционных муфт несколько упростится: определив один из моментов по приведенным ранее формулам, другой момент может быть найден как

$$M_{\text{фр1}} = (P_0 + U_0) r_k - M_{\text{фр2}}. \quad (4.40)$$

Параметры пружины фрикционных муфт должны соответствовать моменту, развиваемому в нем, т. е. момент трения должен быть равен расчетному моменту фрикционных муфт.

Из рис. 4.15 видно, что

$$M_{\text{тр}} = \int_{r_0}^R 2\pi r \mu p dr = \frac{2}{3} \pi p \mu (R^3 - r_0^3). \quad (4.41)$$

или

$$M_{\text{тр}} = M_{\text{фр}} = \frac{2}{3} F \mu \frac{R^3 - r_0^3}{R^2 - r_0^2} = F R_{\text{пр}} \mu. \quad (4.42)$$

В этих формулах

p — удельное давление, развиваемое пружиной по площади фрикционной прокладки,

$$p = \frac{F}{\pi (R^2 - r_0^2)}, \quad (4.43)$$

μ — коэффициент трения в фрикционной муфте;

F — сила пружины;
 $R_{\text{пр}}$ — приведенный радиус прокладки, равный

$$R_{\text{пр}} = \frac{2}{3} \frac{R^3 - r_0^3}{R^2 - r_0^2}. \quad (4.44)$$

Из формулы (4.42) можно найти силу F , по которой определяют параметры пружины фрикционной муфты.

В некоторых механизмах перемотки измерительно-тянущего типа при использовании неперфорированной аэрофотопленки сила тяги создается измерительными валиками за счет силы их сжатия и охвата.

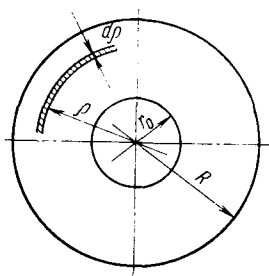


Рис. 4.15. К определению параметров фрикционной муфты

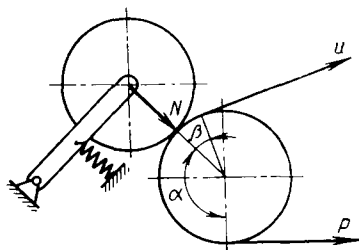


Рис. 4.16. Схема механизма с двумя сжимающимися валиками

Из рис. 4.16 видно, что сила натяжения аэрофотопленки складывается из двух составляющих: силы трения $N\mu$ от сжатия валиков под действием пружины и силы трения от охватывания валика натянутой пленкой, т. е.

$$P = N\mu + P(e^{\mu\alpha} - 1) + U(e^{\mu\beta} - 1). \quad (4.45)$$

Величина силы сжатия измерительных валиков, определяющая нормальное давление N со стороны прижимного валика, может быть определена по формуле

$$N \geq \frac{1}{\mu} [P(2 - e^{\mu\alpha}) - U(e^{\mu\beta} - 1)]. \quad (4.46)$$

Для обеспечения нормальной работы механизма перемотки и для исключения возможности проскальзывания, сила, развиваемая наматывающей катушкой, должна соответствовать условию следующего неравенства

$$U \leq N\mu + P e^{\mu\alpha} + U(e^{\mu\beta} - 1) \quad (4.47)$$

или после подстановки и преобразований

$$U \leq 2P.$$

Так как U_{\max} будет при $r=r_0$, то

$$2P_0 \geq \frac{1}{r_0} \left(M_{\text{фр2}} - \frac{2I_0 l}{r_0 T_1^2} - M_{\text{тр2}} \right), \quad (4.48)$$

где I — момент инерции катушки.

Для предотвращения проскальзывания пленки в начале работы механизма перемотки необходимо, чтобы усилие сжатия валиков соответствовало неравенству

$$N \geq \frac{1}{\mu} [U_{\max}(2 - e^{\mu\beta}) - P_0 e^{\mu\alpha}]. \quad (4.49)$$

Параметры пружины определяются по известному значению силы сжатия валиков.

В механизмах перемотки тянуще-измерительного типа с линейным способом регулирования аэрофотопленка охватывает мерный валик и за счет сил трения, возникающих между пленкой и валиком, вращает его. Для обеспечения вращения мерного валика и избежания проскальзывания величина момента, создаваемого охватывающей пленкой на мерном валике, должна быть больше момента сопротивления движению. Величина момента, создаваемого пленкой на угле охвата α , при натяжении пленки силой P и радиусе мерного валика $r_{\text{м.в}}$, будет равна

$$M_{\text{м.в}} = Pr_{\text{м.в}}(e^{\mu\alpha} - 1). \quad (4.50)$$

Для увеличения момента можно увеличивать значения μ и α .

4.4. РАСЧЕТ ПРИВОДНОГО МЕХАНИЗМА КАСЕТЫ

Основная задача расчета приводного механизма кассеты — определение параметров элементов кинематической цепи и согласование расчетных параметров электродвигателя с параметрами выбранного электродвигателя как по быстродействию, так и по мощности.

Рассмотрим конструкцию кассеты с механизмом перемотки аэрофотопленки измерительно-тянущего типа (рис. 4.17). Механизм этой кассеты присущи некоторые особенности, которые необходимо учитывать при расчете.

Рис. 4.17. Кинематическая схема механизма перемотки измерительно-тянущего типа

1. Центральная ось с эксцентриком I , входящая в состав выравнивающего механизма, делает в течение цикла один оборот.

2. Мерный валик 3, являющийся ведущим элементом механизма перемотки, в течение цикла перематывает строго определенное количество аэрофото пленки, равное длине кадра плюс межкадровое расстояние.

3. Наматывающая катушка 2 в течение цикла должна перемотать также строго определенное количество аэрофото пленки. Так как наматывающая катушка связана с приводом 5 через фрикционную муфту 4, то при начальном радиусе наматывающей катушки она будет делать максимальное число оборотов, которое и учитывается при определении параметров элементов кинематической цепи.

Число оборотов мерного валика и наматывающей катушки при начальном радиусе ее в течение цикла определяется из следующих соотношений

$$n_{\text{м.в}} = \frac{l + l_0}{2\pi r_{\text{м.в}}};$$

$$n_{\text{н.к}} = \frac{l + l_0}{2\pi r_0}.$$
(4.51)

Так как продолжительность цикла известна или задана, а также известна или задана продолжительность отдельных элементов цикла, то можно определить число оборотов мерного валика, наматывающей катушки при начальном радиусе r_0 и центральной оси в единицу времени. Это необходимо для того, чтобы правильно определить параметры двигателя и передаточные отношения от него на центральную ось, мерный валик и наматывающую катушку. При определении угловых скоростей указанных звеньев кинематической цепи следует иметь в виду, что центральная ось с эксцентриком вращается в течение всей продолжительности цикла T , а мерный валик и наматывающая катушка только во время перемотки аэрофото пленки T_1 .

Напишем выражения для определения угловых скоростей.

$$\omega_{\text{м.в}} = \frac{n_{\text{м.в}}}{T_1},$$

$$\omega_{\text{н.к}} = \frac{n_{\text{н.к}}}{T_1},$$

$$\omega_{\text{ц.о}} = \frac{1}{T}.$$
(4.52)

Параметры двигателя и передаточное отношение i_{Σ_1} от него на центральную ось определяются из следующего соотношения

$$\omega_{\text{дв}} = \frac{\omega_{\text{ц.о}}}{i_{\Sigma_1}}.$$
(4.53)

Значения передаточных отношений назначаются из конструктивных соображений.

В дальнейшем определяются передаточные отношения от центральной оси на наматывающую катушку i_{Σ_2} и мерный валик i_{Σ_3} :

$$i_{\Sigma_2} = \frac{\omega_{ц.о}}{\omega_{н.к}} = \frac{T_1}{Tn_{н.к}} ; \quad (4.54)$$

$$i_{\Sigma_3} = \frac{\omega_{ц.о}}{\omega_{м.в}} = \frac{T_1}{Tn_{м.в}} .$$

Распределение значений передаточных отношений и выбор конструктивных параметров зависит от конкретных условий и требований и определяются разработчиком аппаратуры.

Важным этапом является оценка динамических характеристик двигателя. Момент на валу электродвигателя должен быть больше приведенной к его оси суммы моментов, противодействующих вращению. В кассете аэрофотоаппарата с автономным приводным механизмом мощность электродвигателя расходуется на выполнение работы механизмами выравнивания и перемотки аэрофотоплёнки.

При движении аэрофотоплёнки мощность двигателя расходуется на преодоление моментов фрикционных муфт наматывающей $M_{фр2}$ и сматывающей катушек $M_{фр1}$, преодоление инерционных моментов и моментов от сил трения в механизме перемотки аэрофотоплёнки.

При работе механизма выравнивания мощность двигателя расходуется на преодоление сил пружин узла подъема прижимного стола при их сжатии эксцентриком через ролик.

Дифференциальное уравнение, связывающее энергетические параметры системы, может быть записано в виде

$$M_{дв} = M'_{фр1} + M'_{фр2} + M'_{тр} + M'_{в.м} + I_{пр} \frac{d^2\varphi}{dt^2} , \quad (4.55)$$

где $M'_{фр1}$ — приведенный момент фрикционной муфты сматывающей катушки;

$M'_{фр2}$ — приведенный момент фрикциона наматывающей катушки;

$M'_{тр}$ — приведенный момент трения в полуосях элементов кинематической цепи;

$M'_{в.м}$ — приведенный момент выравнивающего механизма;

$I_{пр}$ — приведенный момент инерции всех подвижных элементов кинематической цепи;

$\frac{d^2\varphi}{dt^2}$ — угловое ускорение вала электродвигателя.

Рассмотрим поведение системы в течение продолжительности цикла T и решим дифференциальное уравнение относительно угла поворота вала электродвигателя $\varphi_{ц}$ в течение цикла

$$\varphi_{ц} = \frac{M_{дв} - M'_{фр1} - M'_{фр2} - M'_{тр} - M'_{в.м}}{2I_{пр}} T^2. \quad (4.56)$$

Из кинематического расчета механизма транспорта определяем число оборотов $n_{ц}$ вала электродвигателя за один цикл. Тогда угол поворота $\varphi_{ц}$ будет равен

$$2\pi n_{ц} = \frac{M_{дв} - M'_{фр1} - M'_{фр2} - M'_{тр} - M'_{в.м}}{2I_{пр}} T^2. \quad (4.57)$$

Откуда

$$M_{дв} = \frac{4\pi n_{ц}}{T^2} I_{пр} + M'_{фр1} + M'_{фр2} + M'_{тр} + M'_{в.м}. \quad (4.58)$$

Эта формула является основной для динамического расчета.

Иногда промежуточной осью приведения является ось мерного валика, относительно которой определяется приведенный рабочий момент $M_{раб.дв}$ и приведенный момент инерции $I_{пр.в.м}$. В дальнейшем эти моменты приводятся к валу электродвигателя:

$$M_{раб.дв} = M_{раб.в.м} \frac{1}{i_{дв.в.м}} \quad (4.59)$$

$$и \quad M_{нагр.дв} = I_{пр.в.м} \frac{\varepsilon}{i_{дв.в.м}^2}, \quad (4.60)$$

где $M_{раб.дв}$ — рабочий момент на валу электродвигателя;
 $M_{нагр.дв}$ — нагрузочный момент на валу электродвигателя от сил инерции;
 η — механический к. п. д. механизма;
 $\varepsilon_{дв}$ — угловое ускорение на валу двигателя

$$\varepsilon_{дв} = \frac{\omega_{дв}}{t_p} = \frac{\pi n_{дв}}{30 t_p},$$

где t_p — время разгона электродвигателя;
 $n_{дв}$ — число оборотов электродвигателя.

Пусковой момент электродвигателя в этом случае

$$M_{пуск} = M_{раб.дв} + M_{нагр.дв},$$

а мощность электродвигателя, выраженная в Вт,

$$N = M_{пуск} \frac{n}{0,975}.$$

Аэрофотоаппарат, перемещаясь в пространстве совместно с летательным аппаратом (ЛА) имеет шесть степеней свободы относительно фотографируемого участка местности. Одновременно из-за упругих связей между аэрофотоаппаратом и ЛА аэрофотоаппарат имеет относительно ЛА также шесть степеней свободы.

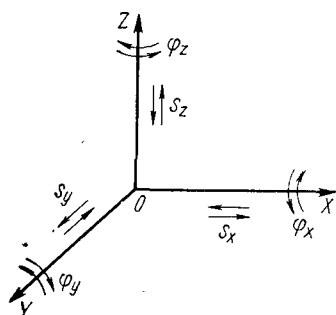


Рис. 5. 1. Схема возможных перемещений аэрофотоаппарата

Для выяснения влияния каждой составляющей сложного движения на качество аэрофотоснимка разложим перемещение аэрофотоаппарата на шесть элементарных движений относительно трех взаимно перпендикулярных координатных осей OX , OY и OZ , а начало координат поместим в узловой точке оптической системы аэрофотоаппарата (рис. 5. 1).

Перемещение аэрофотоаппарата относительно фотографируемого участка вызывает в процессе экспонирования смещение оптического изображения в фокальной плоскости аэрофотокамеры. Такой сдвиг оптического изображения относительно светочувствительного слоя ведет к ухудшению качества аэрофотоснимка [20, 39, 41].

При определении влияния колебаний на качество аэрофотоснимков необходимо знать не только линейную величину сдвига оптического изображения в фокальной плоскости, но и соответствующую ему угловую величину сдвига или расстояние, разрешаемое на земной поверхности, так как задача аэрофотосъемки состоит в том, чтобы воспроизвести мельчайшие детали фотографируемого объекта.

5.1. ВЛИЯНИЕ ЛИНЕЙНЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ АЭРОФОТОАППАРАТА НА КАЧЕСТВО ИЗОБРАЖЕНИЯ

Сложное движение аэрофотоаппарата включает в себя три линейных перемещения: вдоль горизонтальной оси OX в направ-

лении полета самолета; вдоль горизонтальной оси OY , перпендикулярной направлению полета; вдоль вертикальной оси OZ .

Эти три линейных перемещения осуществляются с соответствующими скоростями W_x , W_y и W_z .

Оптическое изображение точек местности в фокальной плоскости аэрофотоаппарата будет перемещаться параллельно соответствующим осям X и Y со скоростями V_x и V_y , равными скоростям перемещения аэрофотоаппарата в масштабе фотографирования и направленными в стороны, противоположные движению (рис. 5.2):

$$V_x = W_x \frac{f'_k}{H}, \quad V_y = W_y \frac{f'_k}{H} \quad (5.1)$$

или
$$V_x = W_x \frac{1}{m}, \quad V_y = W_y \frac{1}{m},$$

где f'_k — фокусное расстояние камеры;

H — высота при фотографировании;

m — знаменатель масштаба аэрофотосъемки.

За время фактической выдержки t_Φ в фокальной плоскости аэрофотоаппарата произойдет перемещение оптического изображения местности относительно светочувствительного слоя, что вызовет сдвиг изображения и приведет к нерезкости изображения.

Для перемещения вдоль соответствующей оси величина этого сдвига будет определяться, как

$$\Delta_x = V_x t_\Phi = W_x \frac{1}{m} t_\Phi; \quad (5.2)$$

$$\Delta_y = V_y t_\Phi = W_y \frac{1}{m} t_\Phi.$$

Линейные перемещения аэрофотоаппарата со скоростями W_x и W_y вызывают одинаковую нерезкость аэрофотоснимка по всему полю изображения, если фактическая выдержка t_Φ одинакова для всех точек снимка.

Определим, от каких параметров зависит величина сдвига оптического изображения при перемещении аэрофотоаппарата вдоль вертикальной оси Z (рис. 5.3).

Точка A местности проектируется в начальный момент фотографирования в точку a'_1 , находящуюся на расстоянии r_1 от

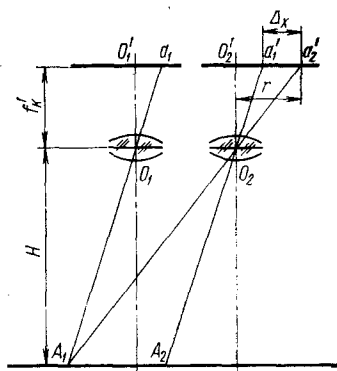


Рис. 5.2. Схема образования сдвига изображения при перемещении аэрофотоаппарата вдоль горизонтальных осей

центра снимка. В течение выдержки аэрофотоаппарат переместится вдоль оси OZ на величину отрезка O_1O_2 , равную

$$s_z = W_z t_{\Phi}. \quad (5.3)$$

Вследствие перемещения узловой точки объектива совместно с аэрофотоаппаратом изображение точки A местности за время выдержки переместится в точку a_2' , удаленную от центра снимка на величину r_2 .

Сдвиг изображения на аэрофотоснимке будет определяться величиной отрезка

$$\Delta_z = r_2 - r_1. \quad (5.4)$$

Из рис. 5.3 видно, что

$$L = r_1 \frac{H}{f'_k} \quad (5.5)$$

$$\text{и } L = \frac{(H - s_z)(r_1 + \Delta_z)}{f'_k}. \quad (5.6)$$

Приравняем правые части равенств (5.5), (5.6) и решим их относительно величины Δ_z

$$\Delta_z = \frac{r_1}{H - s_z} s_z. \quad (5.7)$$

Так как $H \gg s_z$, то выражение (5.7) можно записать как

$$\Delta_z = \frac{r_1}{H} s_z. \quad (5.8)$$

Или, учитывая равенство (5.3),

$$\Delta_z = \frac{r_1}{H} W_z t_{\Phi}. \quad (5.9)$$

Перепишем выражение для определения Δ_z в более удобном для сравнения с величинами Δ_x и Δ_y виде:

$$\Delta_z = \frac{r_1}{f'_k} W_z \frac{1}{m} t_{\Phi}. \quad (5.10)$$

Как видно из формулы (5.10), величина Δ_z неодинакова для точек аэрофотоснимка и зависит от удаления точки от центра снимка, т. е. величины r_1 .

Таким образом, для характеристики влияния линейных перемещений аэрофотоаппарата вдоль трех осей на величину сдвига оптического изображения можно написать формулы

$$\begin{aligned}\Delta_x &= W_x \frac{1}{m} t_{\Phi}, \\ \Delta_y &= W_y \frac{1}{m} t_{\Phi}, \\ \Delta_z &= \frac{r_1}{f'_k} W_z \frac{1}{m} t_{\Phi}.\end{aligned}\tag{5.11}$$

Из формул (5.11) следует, что величины сдвигов Δ_x , Δ_y и Δ_z зависят от величины скоростей перемещения аэрофотоаппарата W_x , W_y и W_z в течение выдержки.

В общем случае перемещение аэрофотоаппарата может происходить по сложному закону, приближенно описываемому в виде суммы ряда гармонических колебаний. С достаточной для решения практических задач точностью перемещения точек крепления аэрофотоаппарата можно описать уравнением простого гармонического колебательного движения

$$s = s_0 \sin(\omega t + \psi),\tag{5.12}$$

где s — текущее значение перемещения;
 s_0 — амплитуда возмущающего колебания;
 ω — круговая частота колебаний;
 ψ — сдвиг фазы колебаний.

Движение аэрофотоаппарата будет описываться уравнениями

$$\begin{aligned}s_x &= s_{0x} \sin(\omega t + \psi_x); \\ s_y &= s_{0y} \sin(\omega t + \psi_y); \\ s_z &= s_{0z} \sin(\omega t + \psi_z),\end{aligned}\tag{5.13}$$

характеризующими линейные перемещения аэрофотоаппарата вдоль трех осей OX , OY и OZ в случае совпадения и равенства фаз и амплитуд колебаний точек крепления аэрофотоаппарата.

Скорости перемещения аэрофотоаппарата будут соответственно равны

$$\begin{aligned}W_x &= \frac{ds_x}{dt} = s_{0x} \omega \cos(\omega t + \psi_x); \\ W_y &= \frac{ds_y}{dt} = s_{0y} \omega \cos(\omega t + \psi_y); \\ W_z &= \frac{ds_z}{dt} = s_{0z} \omega \cos(\omega t + \psi_z).\end{aligned}\tag{5.14}$$

Подставим выражения для W_x , W_y и W_z в соответствующие равенства (5.14) и определим

$$\begin{aligned}\Delta_x &= \frac{s_{ox}\omega t_\phi}{m} \cos(\omega t + \psi_x), \\ \Delta_y &= \frac{s_{oy}\omega t_\phi}{m} \cos(\omega t + \psi_y), \\ \Delta_z &= \frac{r_1 s_{oz}\omega t_\phi}{f'_k m} \cos(\omega t + \psi_z).\end{aligned}\tag{5.15}$$

Если считать, что время t_ϕ намного меньше периода колебания T точек крепления аэрофотоаппарата, при $\cos(\omega t + \psi_x) = 1$, $\cos(\omega t + \psi_y) = 1$ и $\cos(\omega t + \psi_z) = 1$ скорости имеют максимальные значения, то

$$\begin{aligned}\Delta_{x \max} &= \frac{s_{ox}\omega t_\phi}{m}; \\ \Delta_{y \max} &= \frac{s_{oy}\omega t_\phi}{m}; \\ \Delta_{z \max} &= \frac{s_{oz}\omega t_\phi}{m} \cdot \frac{r_1}{f'_k}.\end{aligned}\tag{5.16}$$

Выразив величину угловой скорости ω через число оборотов двигателя, получим

$$\begin{aligned}\Delta_{x \max} &= \frac{\pi N_{дв} s_{ox} t_\phi}{30m}; \\ \Delta_{y \max} &= \frac{\pi N_{дв} s_{oy} t_\phi}{30m}; \\ \Delta_{z \max} &= \frac{\pi N_{дв} s_{oz} t_\phi}{30m} \cdot \frac{r_1}{f'_k}.\end{aligned}\tag{5.17}$$

5.2. ВЛИЯНИЕ УГЛОВЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ АЭРОФОТОАППАРАТА НА КАЧЕСТВО ИЗОБРАЖЕНИЯ

Угловые перемещения возникают при несовпадении фаз колебаний точек крепления аэрофотоаппарата и их амплитуд (рис. 5.4.).

Рассмотрим вначале угловые колебания аэрофотоаппарата φ_x и φ_y при вращении вокруг горизонтальных осей OX и OY .

В общем случае величина угловых колебаний может быть определена из формул

$$\varphi_x = \frac{s_{z_1} - s_{z_2}}{l} = \frac{s_{oz_1} \sin(\omega t + \psi_{z_1}) - s_{oz_2} \sin(\omega t + \psi_{z_2})}{l};$$

$$\varphi_y = \frac{s_{z_3} - s_{z_4}}{l} = \frac{s_{oz_3} \sin(\omega t + \psi_{z_3}) - s_{oz_4} \sin(\omega t + \psi_{z_4})}{l},$$
(5.18)

где φ_x и φ_y — угловые колебания аэрофотоаппарата относительно осей OX и OY соответственно;
 $s_{z_1}, s_{z_2}, s_{z_3}$ и s_{z_4} — линейные колебания точек крепления аэрофотоаппарата вдоль оси OZ ;
 $s_{oz_1}, s_{oz_2}, s_{oz_3}$ и s_{oz_4} — амплитуды линейных колебаний точек крепления аэрофотоаппарата вдоль оси OZ .

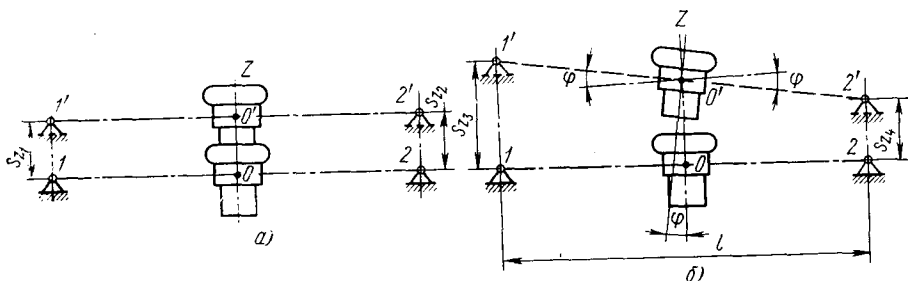


Рис. 5.4. Схема возникновения угловых перемещений аэрофотоаппарата: а—при равенстве амплитуд и фаз; б—при различных амплитудах и фазах или при одинаковых амплитудах и разных фазах

При равенстве амплитуд

$$s_{oz_1} = s_{oz_2} = s'_{oz} \text{ и } s_{oz_3} = s_{oz_4} = s''_{oz},$$

и сдвиге фаз, равном половине периода колебаний

$$\psi_{z_1} = \psi_{z_2} + \pi \text{ и } \psi_{z_3} = \psi_{z_4} + \pi,$$

получим следующие зависимости для определения величины угловых перемещений аэрофотоаппарата вокруг осей OX и OY :

$$\varphi_x = \frac{2s'_{oz} \sin(\omega t + \psi_{z_1})}{l};$$

$$\varphi_y = \frac{2s''_{oz} \sin(\omega t + \psi_{z_3})}{l}.$$
(5.19)

Аналогичные рассуждения можно провести и относительно угловых перемещений аэрофотоаппарата вокруг вертикальной оси OZ

$$\varphi_z = \frac{s_{x_1} - s_{x_2}}{l_x} = \frac{s_{0x_1} \sin(\omega t + \psi_{x_1}) - s_{0x_2} \sin(\omega t + \psi_{x_2})}{l_x}$$

или

$$\varphi_z = \frac{s_{y_1} - s_{y_2}}{l_y} = \frac{s_{0y_1} \sin(\omega t + \psi_{y_1}) - s_{0y_2} \sin(\omega t + \psi_{y_2})}{l_y}$$

и при принятых ранее условиях получим

$$\varphi_z = \frac{2s_{0x} \sin(\omega t + \psi_x)}{l_x}$$

или

$$\varphi_z = \frac{2s_{0y} \sin(\omega t + \psi_y)}{l_y}$$

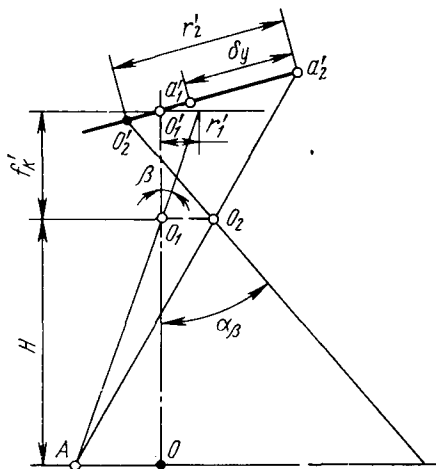


Рис. 5.5. Схема образования сдвига изображения при угловых перемещениях аэрофотоаппарата вокруг горизонтальных осей

Угловые колебания аэрофотоаппарата во время выдержки могут происходить одновременно относительно трех осей OX , OY и OZ , вызывая соответствующие сдвиги оптического изображения в фокальной плоскости относительно светочувствительного слоя.

Угловые перемещения аэрофотоаппарата вокруг горизонтальных осей OX и OY вызывают равноценные сдвиги изображения и поэтому ограничимся рассмотрением влияния поворота относительно одной оси OX . Как следует из рис. 5.5,

$$r'_i = f'_k \operatorname{tg} \beta, \quad (5.22)$$

где r'_i — расстояние точки изображения от центра снимка;
 f'_k — фокусное расстояние камеры;
 β — угол между оптической осью и направлением луча, падающего в точку изображения из задней узловой точки объектива.

Рассмотрим частный случай, когда точка изображения лежит в вертикальной плоскости, проходящей через ось OY .

Если за время выдержки аэрофотоаппарат повернулся вокруг оси OX на какой-то угол, то при этом изображение точки объекта фотографирования переместится и будет находиться от

центра снимка на расстоянии r'_2 вдоль оси OY . Сдвиг оптического изображения в этом случае будет равен

$$\delta_y = r'_2 - r'_1, \quad (5.23)$$

где r'_1 — удаление точки от центра снимка по оси OY .

Для определения величины нерезкости изображения необходимо найти закон изменения отрезка r . Используя формулу (5.22), запишем

$$\delta_y = \frac{d}{d\beta} (f'_k \operatorname{tg} \beta) = \frac{f'_k}{\cos^2 \beta} d\beta. \quad (5.24)$$

Выразим величину углового поворота аэрофотоаппарата через угловую скорость ω_x и время выдержки t_Φ :

$$d\beta = d\varphi_x = \omega_x t_\Phi. \quad (5.25)$$

Подставив в формулу (5.24) выражение для $d\beta$ из формулы (5.25), получим равенство

$$\delta_y = \frac{f'_k}{\cos^2 \varphi_x} \omega_x t_\Phi. \quad (5.26)$$

Выразим

$$\cos^2 \varphi_x = \frac{f'^2_k}{f'^2_k + r'^2_1}. \quad (5.27)$$

и подставим значение $\cos^2 \varphi_x$ в формулу (5.26).

Окончательно будем иметь для точки изображения, расположенной вдоль оси OY на удалении r'_1 от центра снимка

$$\delta_y = \frac{f'^2_k + r'^2_1}{f'_k} \omega_x t_\Phi. \quad (5.28)$$

Аналогичная формула имеет место и для определения сдвига оптического изображения в фокальной плоскости при наличии углового поворота аэрофотоаппарата вокруг оси OY во время выдержки с угловой скоростью ω_y :

$$\delta_x = \frac{f'^2_k + r'^2_1}{f'_k} \omega_y t_\Phi. \quad (5.29)$$

Для вывода общей формулы определения величины нерезкости снимка при угловых колебаниях аэрофотоаппарата вокруг горизонтальных осей OX и OY следует остановиться более подробно на процессе построения изображения в фокальной плоскости аэрофотоаппарата.

Величина нерезкости точек снимка при угловых колебаниях вокруг горизонтальных осей OX и OY будет определяться уда-

лением рассматриваемой точки снимка от соответствующей оси вращения — под удалением подразумевается кратчайшее расстояние (рис. 5.6). Причем величина нерезкости прямо пропорциональна удалению от оси вращения. Следовательно, удаление исследуемой точки от соответствующей оси вращения может быть выражено через величину r удаления исследуемой точки от центра снимка. Тогда в формулы (5.28) и (5.29) вместо r'_1

можно подставить значения

$$r'_1 = r \sin \alpha; \quad (5.30)$$

$$r'_2 = r \cos \alpha,$$

где α — угол в плоскости снимка между осью, перпендикулярной оси вращения, и направлением на исследуемую точку из центра снимка.

Формулы для определения величины нерезкости, возникающей вследствие угловых колебаний вокруг горизонтальных осей OX и OY , примут вид

$$\delta_y = \frac{f'_k{}^2 + r^2 \sin^2 \alpha}{f'_k} \omega_x t_\Phi; \quad (5.31)$$

$$\delta_x = \frac{f'_k{}^2 + r^2 \cos^2 \alpha}{f'_k} \omega_y t_\Phi.$$

При наличии угловых перемещений аэрофотоаппарата вокруг оси OZ в течение выдержки в фокальной плоскости также произойдет сдвиг оптического изображения относительно светочувствительного слоя, который будет равен произведению углового перемещения аэрофотоаппарата вокруг оси OZ за время t_Φ , обозначенного $d\varphi_z$, на величину удаления исследуемой точки изображения от центра снимка r , т. е.

$$dz = r d\varphi_z. \quad (5.32)$$

Так как

$$d\varphi_z = \omega_z t_\Phi, \quad (5.33)$$

$$\text{то} \quad \delta_z = r \omega_z t_\Phi. \quad (5.34)$$

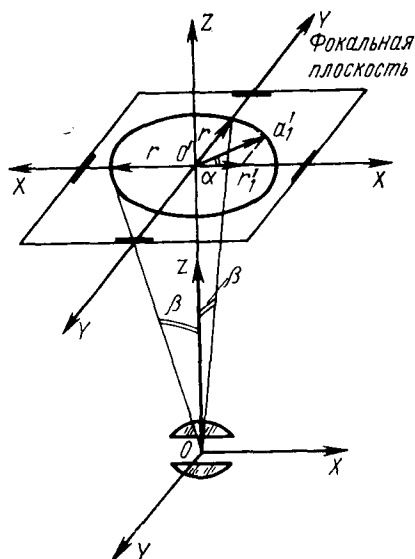


Рис. 5.6. К выводу общей формулы сдвига изображения

Угловые скорости колебаний аэрофотоаппарата вокруг трех осей OX , OY и OZ будут определяться, как

$$\begin{aligned}\omega_x &= \frac{2\omega s'_{oz} \cos(\omega t + \psi_{z1})}{l}; \\ \omega_y &= \frac{2\omega s''_{oz} \cos(\omega t + \psi_{z3})}{l}; \\ \omega_z &= \frac{2\omega s_{ox} \cos(\omega t + \psi_x)}{l_x}.\end{aligned}\quad (5.35)$$

Формулы для определения величины сдвига изображения при наличии угловых колебаний аэрофотоаппарата примут вид

$$\begin{aligned}\delta_x &= \frac{f'_k{}^2 + r^2 \sin^2 \alpha}{f'_k} \cdot \frac{2\omega s'_{oz} \cos(\omega t + \psi_{z1})}{l} t_\phi; \\ \delta_y &= \frac{f'_k{}^2 + r^2 \cos^2 \alpha}{f'_k} \cdot \frac{2\omega s''_{oz} \cos(\omega t + \psi_{z3})}{l} t_\phi; \\ \delta_z &= r \frac{2\omega s_{ox} \cos(\omega t + \psi_x)}{l_x} t_\phi.\end{aligned}\quad (5.36)$$

Максимальные значения сдвига изображения в фокальной плоскости при наличии угловых колебаний аэрофотоаппарата будут равны

$$\begin{aligned}\delta_{x \max} &= \frac{f'_k{}^2 + r^2}{f'_k} \cdot \frac{2\omega s'_{oz}}{l} t_{\phi \max}; \\ \delta_{y \max} &= \frac{f'_k{}^2 + r^2}{f'_k} \cdot \frac{2\omega s''_{oz}}{l} t_{\phi \max}; \\ \delta_{z \max} &= r \frac{2\omega s_{ox}}{l_x} t_{\phi \max}.\end{aligned}\quad (5.37)$$

Подставив в формулы (5.37) выражения для угловой скорости ω , получим окончательно

$$\begin{aligned}\delta_{x \max} &= \frac{f'_k{}^2 + r^2}{f'_k} \cdot \frac{\pi s'_{oz} N_{\text{ЛВ}}}{15l} t_{\phi \max}; \\ \delta_{y \max} &= \frac{f'_k{}^2 + r^2}{f'_k} \cdot \frac{\pi s''_{oz} N_{\text{ЛВ}}}{15l} t_{\phi \max}; \\ \delta_{z \max} &= r \frac{\pi s_{ox} N_{\text{ЛВ}}}{15l_x} t_{\phi \max}.\end{aligned}\quad (5.38)$$

Очень важно знать законы изменения величины сдвигов изображения при колебании аэрофотоаппарата вокруг осей, условно принятых параллельными главным осям инерции и лежащих в одних с ними плоскостях. Знание этих законов позволит для любого известного случая колебаний построить эпюру сдвигов для интересующих точек снимка, и наоборот, по полученной эпюре сдвигов можно определить характер колебаний аэрофотоаппарата.

Рассмотрим случай колебаний аэрофотоаппарата вокруг горизонтальной оси. Как уже отмечалось ранее, величина сдвига зависит от удаления точки снимка от оси, вокруг которой происходит колебание. Так как величина этого удаления может изменяться от нуля до максимального своего значения, то и величина сдвига изображения также будет изменяться от минимального значения при удалении, равном нулю, до максимального значения при наибольшем удалении от оси вращения.

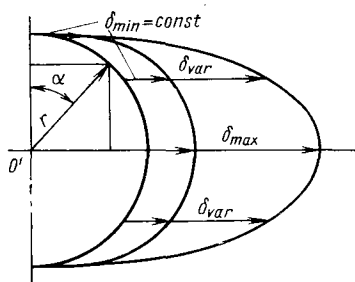


Рис. 5.7. К определению характера изменения сдвига изображения

Как следует из рис. 5.7, для точек снимка, лежащих на одном и том же удалении r от центра снимка O' , величина сдвигов включает в себя постоянную, равную δ_{\min} , и переменную составляющие. Как было сказано ранее, переменная составляющая сдвига является функцией угла α . Таким образом, можно написать общую формулу для определения величины сдвига изображения при колебаниях вокруг горизонтальных осей с учетом принятых ранее допущений:

$$\delta_x = \delta_{x \min} + \frac{r^2 \sin^2 \alpha}{f'_k} \omega_y t_{\phi}; \quad (5.39)$$

$$\delta_y = \delta_{y \min} + \frac{r^2 \cos^2 \alpha}{f'_k} \omega_x t_{\phi},$$

где $\delta_{x \min}$ — постоянная составляющая сдвига при колебании вокруг оси OY ;

$\delta_{y \min}$ — постоянная составляющая сдвига при колебании вокруг оси OX .

Анализируя формулы (5.36) и (5.37), можно сделать вывод, что максимальная величина сдвига изображения в фокальной плоскости будет при линейных перемещениях вдоль осей OX и OY , если выполняется условие равенства амплитуд колебания, т. е.

$$S_{0x} = S_{0y} = S_{0z} = S_0.$$

Максимальное влияние на величину сдвига оптического изображения при угловых колебаниях аэрофотоаппарата будут оказывать угловые колебания аэрофотоаппарата вокруг горизонтальных осей OX и OY .

Действительно, если амплитуды колебаний равны, имеем

$$\frac{\delta_x \max}{\delta_z \max} = \frac{f'_k{}^2 + r^2}{f'_k r}. \quad (5.40)$$

Рассмотрим эту зависимость при максимальных значениях числителя и знаменателя, что будет иметь место при $f'_k = r$. Тогда получим соотношение

$$\frac{\delta_x \max}{\delta_z \max} = 2.$$

Следовательно, наибольшее влияние на величину нерезкости будут оказывать угловые колебания аэрофотоаппарата вокруг горизонтальных осей OX и OY .

Сравним влияние на сдвиг изображения линейных и угловых перемещений аэрофотоаппарата для главной точки снимка O' :

$$\frac{\delta_x \max}{\Delta_x \max} = \frac{2H}{l}. \quad (5.41)$$

Так как высота фотографирования H несравненно больше расстояния между точками крепления аэрофотоаппарата l , то влияние угловых колебаний аэрофотоаппарата на качество аэрофотоснимка будет больше влияния линейных колебаний.

Для того чтобы получить более полное представление о влиянии колебаний на качество оптического изображения, необходимо выразить величину максимального сдвига в фокальной плоскости в угловой мере γ_{\max} , что позволит определить предельные величины предметов L , разрешаемых на земной поверхности, в зависимости от масштаба съемки и известных параметров колебаний

$$\gamma_{\max} = \frac{f'_k{}^2 + r^2}{f'_k{}^2} \cdot \frac{\pi s_0 N_{\text{дв}}}{15l} t_{\phi \max}; \quad (5.42)$$

$$L = \gamma_{\max} H. \quad (5.43)$$

5.3. ВИБРАЦИИ АЭРОФОТОАППАРАТА И МЕТОДЫ УМЕНЬШЕНИЯ ИХ ВЛИЯНИЯ

Анализ влияния линейных и угловых колебаний аэрофотоаппарата в течение выдержки на информативность аэрофотоснимка приводит к выводу, что для повышения разрешающей способности аэрофотоснимка необходимо уменьшить угловые колебания аэрофотоаппарата.

Уменьшение угловых колебаний, наиболее влияющих на качество аэрофотоснимка, достигается применением аэрофотоустановки соответствующим образом рассчитанной и сконструированной [28], [29], [31].

Основная задача аэрофотоустановки исключить все угловые перемещения, которые создаются при движении ЛА, и возможность превращения линейных вибраций основания аэрофотоустановки в угловые перемещения аэрофотоаппарата.

Источники вибрации аэрофотоаппарата многообразны, но, однако, их можно разделить на две группы: 1) внешние источники возмущения и 2) внутренние источники возмущения.

К внешним источникам возмущения относятся:

- 1) вибрации ЛА под действием винтомоторной группы;
- 2) резкое изменение высоты, скорости и курса полета ЛА.
- 3) различного рода атмосферные и аэродинамические явления (флаттер, бафтинг, уплотнения);

- 4) движение воздуха относительно фотолюка;
- 5) электросоединительные и воздушные коммуникации;
- 6) термодинамические явления низкой частоты.

К внутренним источникам возмущения относятся:

- 1) механизм перемотки аэрофото пленки;
- 2) механизм выравнивания аэрофото пленки;
- 3) привод аэрофотоаппарата;
- 4) аэрофото затвор;
- 5) непостоянство положения центра тяжести аэрофотоаппарата;

- 6) качающаяся аэрофотоустановка.

Источниками вибрации аэрофотоаппарата являются так же узлы оптической и механической компенсации сдвига изображения.

Причины, вызывающие вибрации аэрофотоаппарата, можно классифицировать на постоянно действующие и кратковременного действия.

К постоянно действующим причинам относятся все внутренние источники возмущения и вибрации ЛА под действием его винтомоторной группы.

Все остальные источники вибрации можно отнести к группе причин кратковременного действия.

Характер вибрации, ее частотный и амплитудный спектры определяются параметрами колебаний каждого из источников. При установившемся режиме полета, который всегда имеет место на аэрофотосъемочном маршруте, большинство источников возбуждает в аэрофотоаппарате вибрации, носящие периодический характер с вполне определенными частотами. Так, например, винты самолета создают вибрации с частотами, равными числу их оборотов и кратными им. Взрывы смеси в цилиндрах

создают вибрацию с частотой, равной числу взрывов в единицу времени.

Таким образом, гармонические составляющие вибрации аэрофотоаппарата, являющиеся следствием общего «воздействия на всю систему «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» всех источников, не связаны друг с другом простыми отношениями. Поэтому форма и параметры вибрации оказываются в большинстве случаев достаточно сложными, а так как строгого постоянства в работе авиационных двигателей нет, то и вибрация аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке носит случайный характер.

Профессор Иориш Ю. И., систематизируя самолетные вибрации, различает следующие характерные формы вибрации: периодическую, нестационарно-периодическую, синусоидальную, амплитудно-переменную, хаотическую и пульсирующую [11].

Аэрофотосъемочное оборудование является наглядным примером необходимости учета при его эксплуатации как активных, так и пассивных динамических факторов. Аэрофотоаппарат в процессе цикла его работы становится источником колебаний, которые возбуждаются из-за различного рода двигателей и других подвижных элементов, входящих в его конструкции и участвующих в отработке цикла аэрофотоаппарата.

Все это требует разработки специальной системы активной виброзащиты, которая может быть выполнена или для всей аэрофотокамеры в целом, или для каждого из источников в отдельности, что определяется при анализе работы конкретной конструкции.

Одновременно, что является не менее важной задачей, необходимо предохранить аэрофотоаппарат от воздействия внешних возмущений, т. е. сконструировать систему так называемой пассивной виброизоляции аэрофотоаппарата.

В общем случае аэрофотоустановка должна быть рассчитана как на воздействие активных, так и пассивных возмущений.

Для автономной виброзащиты аэрофотосъемочного оборудования следует применять амортизаторы с высоким демпфированием и жесткой характеристикой. Этим требованиям удовлетворяют резиновые амортизаторы и пружинные равночастотные амортизаторы с воздушнорезиновым демпфированием. На рис. 5.8 приведены типы характеристик амортизаторов.

Аэрофотоаппарат, установленный на упругом основании, аэрофотоустановке, обладает шестью степенями свободы.

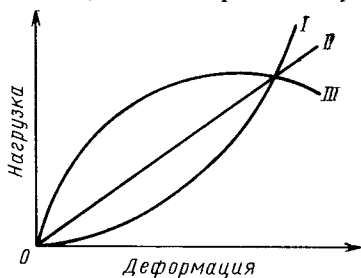


Рис. 5.8. Типы характеристик амортизаторов:

I—жесткая характеристика; II—линейная характеристика; III—мягкая характеристика

Центр тяжести аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке совпадает с началом связанной с ЛА системой координат $OXYZ$ и задней узловой точкой объектива аэрофотоаппарата.

Координатные оси OX , OY и OZ имеют направление, соответствующее направлениям главных осей инерции аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке.

Колебания аэрофотоаппарата относительно координатных осей OX , OY и OZ в общем случае являются связанными между собой, т. е. перемещение вдоль или вокруг одной из осей вызывает соответствующим образом трансформированное перемещение вдоль и вокруг всех остальных осей. В этом случае уравнение частот колебаний будет уравнением шестого порядка. Поэтому вычисление параметров и формы колебания и будет представлять значительную трудность.

Однако учет конкретных условий работы аэрофотоаппарата и конструктивных особенностей аэрофотоустановки позволяет до некоторой степени упростить решение задачи рационального конструирования и расчета аэрофотоустановки.

При проектировании системы амортизации аэрофотоаппарата необходимо, чтобы система удовлетворяла следующим требованиям.

1) амортизаторы аэрофотоустановки должны обладать осевой симметрией своих упругих свойств;

2) коэффициенты упругости амортизаторов вдоль оси и перпендикулярно к ней должны быть пропорциональны для различных нагрузок;

3) оси симметрии всех амортизаторов должны быть параллельны друг другу и направлены вдоль направления действия возмущающих сил;

4) оси координат амортизированной системы выбираются вдоль направлений главных осей инерции аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке;

5) центр тяжести аэрофотоаппарата должен быть совмещен с центром жесткости аэрофотоустановки.

В зависимости от взаимного расположения центра тяжести аэрофотоаппарата и центра жесткости упругой системы (аэрофотоустановки) частоты собственных колебаний могут быть раздельными, двухсвязными или трехсвязными [11].

Раздельные колебания аэрофотоаппарата и аэрофотоустановки имеют место в случае, когда центр тяжести совмещен с центром жесткости.

Двухсвязные колебания появляются в том случае, когда центр тяжести не совмещен с центром жесткости, но оба они лежат на одной оси.

Трехсвязные колебания имеют место, когда центр тяжести аэрофотоаппарата не совмещен с центром жесткости аэрофотоустановки, но лежат в одной плоскости.

Обычно в системе «аэрофотоаппарат — аэроустановка» очень трудно добиться совмещения этих центров, и поэтому в большинстве случаев колебания являются трехсвязными.

Некоторые авторы рассматривают колебания аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке, как независимые, т. е. если имеется перемещение вдоль или вокруг одной из координатных осей, то относительно двух других осей амортизированный аэрофотоаппарат будет неподвижен.

Правомерность такого подхода к анализу колебаний аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке, когда эти колебания рассматриваются в отдельности для каждого из шести элементарных перемещений, как будто они независимы друг от друга, в общем случае не обоснована. Однако полученные в этом случае зависимости позволят рассчитать аэрофотоустановку, обеспечивающую требуемое качество аэрофотоснимка.

5.4. СОБСТВЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ АЭРОФОТОАППАРАТА

Приложение к аэрофотоаппарату возмущающей силы вызывает наряду с вынужденными колебаниями системы так же и собственные колебания.

Движение аэрофотоаппарата является результатом сложения двух простых гармонических колебаний, имеющих в общем случае различные частоты, амплитуды и фазы. Действие же внутренних возмущающих сил придает колебательному движению форму, которую можно описать кусочно-периодической функцией.

Взаимосвязь между внутренними и внешними возмущающими силами заключается в том, что после короткого промежутка времени от начала воздействия на аэрофотоаппарат внешних возмущающих сил в системе полностью затухают свободные колебания, постоянно поддерживая лишь установившийся процесс вынужденных колебаний. Внутренние возмущения каждый раз (в течение цикла) возбуждают как собственные колебания системы, так и вынужденные.

Колебания аэрофотоаппарата во время цикла имеют переходный характер. В этих колебаниях проявляются свойства как свободных, так и вынужденных колебаний системы. Если принять, что воздействие подчиняется гармоническому закону, то анализируемое колебание аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке в течение выдержки будет состоять из двух частей: свободных колебаний, пропорциональных $\sin \omega_0 t$, и вынужденных, пропорциональных $\sin \omega t$.

Изучение динамики системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» при различных величинах выдержки аэрофотозатора и при различных интервалах между циклами показывают, что пренебрегать собственными колебаниями системы от внутренних источников во время выдержки было бы неверно [30].

Собственные колебания быстро затухают и по истечении некоторого промежутка времени t влиянием их на качество изображения можно будет пренебречь, так как их влияние станет ниже порога чувствительности системы «объектив — фотослой». Это позволит определить предельную амплитуду собственных колебаний $s_{пр}$ от внутренних источников колебаний, величина которой в процессе выдержки будет соответствовать порогу чувствительности фотографирующей системы. Кроме того, можно найти величину времени $t_{пр}$ от начала цикла работы аэрофотоаппарата, когда влияние собственных колебаний будет ниже порога чувствительности и, следовательно, затвор может осуществить экспонирование.

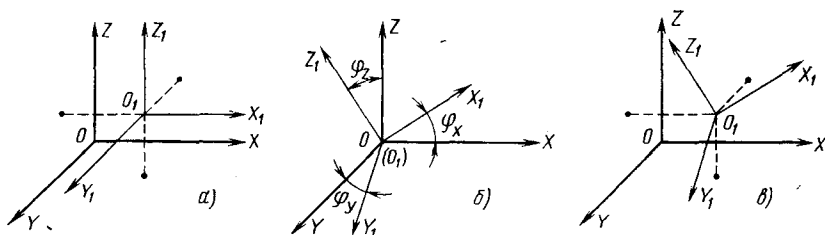


Рис. 5. 9. Общий случай колебания аэрофотоаппарата

Такая картина, однако, была бы при отсутствии вынужденных колебаний системы от действия возмущающих сил винтомоторной группы при условии, что все другие источники вибрации отсутствуют.

Собственные колебания от внутренних источников и вынужденные колебания от винтомоторной группы, накладываясь друг на друга во время выдержки, образуют довольно сложную картину гармоник, определяемую, в основном, сдвигом фаз ψ между вынужденными колебаниями системы под действием возмущающей силы винтомоторной группы и собственными колебаниями от внутренних источников вибраций.

Остановимся подробнее на динамике системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка».

В общем случае движение твердого тела в пространстве можно представить в виде суммы двух независимых движений:

1) поступательного движения, при котором изменяются только абсолютные координаты центра тяжести тела, совпадающего с началом подвижной системы координат, а все углы между осями остаются постоянными (рис. 5. 9, а);

2) вращательного движения, при котором изменяются только углы между осями подвижной и неподвижной систем координат (рис. 5. 9, б).

Для определения положения твердого тела в пространстве необходимо задать положение основной точки (центра тяжести)

тремя координатами и еще тремя эйлеровыми углами (всего шестью координатами). Из этих шести координат первые три являются координатами в обычном смысле этого слова, а последние три (эйлеровы углы) есть обобщенные координаты.

Для исследования движения аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке воспользуемся уравнениями Лагранжа второго рода. При использовании этих уравнений будем применять обобщенные координаты, т. е. такие независимые между собой параметры, которые определяют положение системы в пространстве.

В общем случае будем иметь шесть обобщенных координат: три линейных s_x , s_y и s_z и три угловых φ_x , φ_y , φ_z (рис. 5.9, в).

Найдем значения перемещений точки крепления амортизатора вдоль осей OX , OY и OZ в общем случае движения аэрофотоаппарата, для чего воспользуемся известными соотношениями между перемещениями произвольной точки и центра тяжести твердого тела [21]:

$$\begin{aligned} \text{перемещение по оси } OX & \quad s_x = x + y_i\varphi_z - z_i\varphi_y; \\ \text{перемещение по оси } OY & \quad s_y = y + z_i\varphi_x - x_i\varphi_z; \\ \text{перемещение по оси } OZ & \quad s_z = z + x_i\varphi_y - y_i\varphi_x. \end{aligned} \quad (5.44)$$

В этих формулах

x , y и z — перемещения центра тяжести аэрофотоаппарата по осям координат;

φ_x , φ_y и φ_z — эйлеровы углы поворота аэрофотоаппарата вокруг осей координат;

x_i , y_i и z_i — начальные координаты точки крепления амортизатора на аэрофотоаппарате.

Примем колебания аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке настолько малыми, что возникающие при этом силы упругости будут пропорциональны величинам колебаний точек крепления аэрофотоаппарата. Кроме того, габариты амортизатора малы по сравнению с габаритами аэрофотоаппарата и с длинами волн упругих деформаций, распространяющихся по элементарным частям, так что каждый амортизатор можно считать сосредоточенным в точке крепления аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке. Таким образом, любую упругую деформацию амортизатора можно представить как результат трех независимых деформаций по главным направлениям.

Обозначим коэффициент упругости амортизаторов вдоль соответствующих координат осей K_x , K_y , K_z и, зная соответствующие перемещения вдоль координатных осей, найдем силы упругости, действующие вдоль этих осей:

$$\begin{aligned} F_{ix} &= k_{ix}s_x = k_{ix}(x + y_i\varphi_z - z_i\varphi_y); \\ F_{iy} &= k_{iy}s_y = k_{iy}(y + z_i\varphi_x - x_i\varphi_z); \\ F_{iz} &= k_{iz}s_z = k_{iz}(z + x_i\varphi_y - y_i\varphi_x). \end{aligned} \quad (5.45)$$

Аэрофотоаппарат на аэрофотоустановке находится в положении устойчивого равновесия, и если ему сообщаются весьма малые отклонения от положения равновесия и весьма малые скорости, то аэрофотоаппарат в своем последующем движении будет отклоняться от положения равновесия на бесконечно малые величины.

Напишем выражение для потенциальной E_{Π} и кинетической E_{κ} энергии системы для аэрофотоустановки на четырех амортизаторах:

$$\begin{aligned}
 E_{\Pi} = & \frac{1}{2} \{ [k_{x_1}(x + y_1\varphi_z - z_1\varphi_y)^2 + k_{x_2}(x + y_2\varphi_z - z_2\varphi_y)^2 + \\
 & + k_{x_3}(x + y_3\varphi_z - z_3\varphi_y)^2 + k_{x_4}(x + y_4\varphi_z - z_4\varphi_y)^2] + \\
 & + [k_{y_1}(y + z_1\varphi_z - x_1\varphi_x)^2 + k_{y_2}(y + z_2\varphi_x - x_2\varphi_z)^2 + \\
 & + k_{y_3}(y + z_3\varphi_z - x_3\varphi_x)^2 + k_{y_4}(y + z_4\varphi_x - x_4\varphi_z)^2] + \\
 & + [k_{z_1}(z + x_1\varphi_y - y_1\varphi_x)^2 + k_{z_2}(z + x_2\varphi_y - y_2\varphi_x)^2 + \\
 & + k_{z_3}(z + x_3\varphi_y - y_3\varphi_x)^2 + k_{z_4}(z + x_4\varphi_y - y_4\varphi_x)^2] \}; \\
 E_{\kappa} = & \frac{1}{2} m \left[\left(\frac{dx}{dt} \right)^2 + \left(\frac{dy}{dt} \right)^2 + \left(\frac{dz}{dt} \right)^2 + r_x \left(\frac{d\varphi_x}{dt} \right)^2 + \right. \\
 & \left. + r_y \left(\frac{d\varphi_y}{dt} \right)^2 + r_z \left(\frac{d\varphi_z}{dt} \right)^2 \right], \quad (5.46)
 \end{aligned}$$

где m — масса системы;
 $\frac{dx}{dt}$, $\frac{dy}{dt}$ и $\frac{dz}{dt}$ — скорости перемещения центра тяжести системы по соответствующим осям;
 r_x , r_y и r_z — радиусы инерции для соответствующих координатных осей;
 $\frac{d\varphi_x}{dt}$, $\frac{d\varphi_y}{dt}$ и $\frac{d\varphi_z}{dt}$ — угловые скорости поворота системы вокруг соответствующих осей.

Составим уравнения движения системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» в форме динамических уравнений движения Лагранжа, основываясь на имеющихся выражениях для потенциальной и кинетической энергии системы.

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial E_{\kappa}}{\partial \dot{q}} - \frac{\partial E_{\kappa}}{\partial q} = - \frac{\partial E_{\Pi}}{\partial q}, \quad (5.47)$$

где $q = x, y, z, \varphi_x, \varphi_y$ и φ_z .

В рассматриваемом случае колебаний системы имеем

$$\frac{\partial E_{\kappa}}{\partial q} = 0.$$

Тогда общее уравнение движения системы для случая свободных колебаний системы примет вид

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial E_k}{\partial \dot{q}} + \frac{\partial E_{\Pi}}{\partial q} = 0. \quad (5.48)$$

Продифференцировав выражения для кинетической и потенциальной энергий системы, получим систему из шести обыкновенных линейных однородных дифференциальных уравнений 2-го порядка, которые и будут определять движение аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке,

$$\begin{aligned} m \frac{d^2 x}{dt^2} - k_{ix} x + k_{ix} y_i \varphi_z - k_{ix} z_i \varphi_y &= 0; \\ m \frac{d^2 y}{dt^2} - k_{iy} y + k_{iy} z_i \varphi_x - k_{iy} x_i \varphi_z &= 0; \\ m \frac{d^2 z}{dt^2} - k_{iz} z + k_{iz} x_i \varphi_y - k_{iz} y_i \varphi_x &= 0; \\ m r_x^2 \frac{d^2 \varphi_x}{dt^2} - k_{iz} y_i z + k_{iy} z_i y + (k_{ix} y_i^2 + k_{iy} z_i^2) \varphi_x - \\ &\quad - k_{iy} x_i z_i \varphi_z - k_{iz} x_i y_i \varphi_y = 0; \end{aligned} \quad (5.49)$$

$$\begin{aligned} m r_y^2 \frac{d^2 \varphi_y}{dt^2} - k_{ix} z_i x + k_{iz} x_i z + (k_{ix} z_i^2 + k_{iz} x_i^2) \varphi_y - \\ &\quad - k_{iz} x_i z_i \varphi_x - k_{ix} y_i z_i \varphi_z = 0; \\ m r_z^2 \frac{d^2 \varphi_z}{dt^2} - k_{iy} x_i y + k_{ix} y_i x + (k_{ix} y_i^2 + k_{iy} x_i^2) \varphi_z - \\ &\quad - k_{iy} x_i z_i \varphi_x - k_{ix} y_i z_i \varphi_y = 0. \end{aligned} \quad (5.50)$$

В этих уравнениях

i — порядковый номер амортизатора

$$k_{ix} = k_{1x} + k_{2x} + k_{3x} + k_{4x}; \quad x_i = x_1 + x_2 + x_3 + x_4;$$

$$k_{iy} = k_{1y} + k_{2y} + k_{3y} + k_{4y}; \quad y_i = y_1 + y_2 + y_3 + y_4;$$

$$k_{iz} = k_{1z} + k_{2z} + k_{3z} + k_{4z}; \quad z_i = z_1 + z_2 + z_3 + z_4.$$

Правильный выбор обобщенных координат позволяет получить для каждой степени свободы системы колебания только с одной собственной частотой и общую систему уравнений колебаний можем записать как

$$\begin{aligned} x &= x_0 \cos(\omega_{01} t + \psi_1); & \varphi_x &= \varphi_{0x} \cos(\omega_{04} t + \psi_4); \\ y &= y_0 \cos(\omega_{02} t + \psi_2); & \varphi_y &= \varphi_{0y} \cos(\omega_{06} t + \psi_6); \\ z &= z_0 \cos(\omega_{03} t + \psi_3); & \varphi_z &= \varphi_{0z} \cos(\omega_{06} t + \psi_6). \end{aligned} \quad (5.51)$$

Исследуя движение системы и уравнения, определяющие это движение, убеждаемся, что в общем случае при любых начальных условиях, отличных от нулевых, происходит возбуждение колебаний одновременно по всем шести степеням свободы системы.

При конструировании аэрофотоустановки необходимо так рассчитать параметры системы, чтобы колебания по каждой из возможных степеней свободы были независимы друг от друга. Определим, при каких условиях колебания удовлетворяют требованиям независимого возбуждения.

Действительно, если

$$k_{i_x}y_i = k_{i_x}z_i = k_{i_y}x_i = k_{i_y}z_i = k_{i_z}x_i = k_{i_z}y_i = 0 \quad (5.52)$$

и

$$k_{i_x}y_i z_i = k_{i_y}x_i z_i = k_{i_z}x_i y_i = 0,$$

то колебания по всем координатам, характеризующим подвижность системы, будут возбуждаться независимо друг от друга, и уравнения, описывающие движение системы, примут вид

$$\begin{aligned} m \frac{d^2x}{dt^2} + k_{i_x}x &= 0; \\ m \frac{d^2y}{dt^2} + k_{i_y}y &= 0; \\ m \frac{d^2z}{dt^2} + k_{i_z}z &= 0; \end{aligned} \quad (5.53)$$

$$m r_x^2 \frac{d^2\varphi_x}{dt^2} + (k_{i_z}y_i^2 + k_{i_y}z_i^2) \varphi_x = 0;$$

$$m r_y^2 \frac{d^2\varphi_y}{dt^2} + (k_{i_x}z_i^2 + k_{i_z}x_i^2) \varphi_y = 0;$$

$$m r_z^2 \frac{d^2\varphi_z}{dt^2} + (k_{i_y}x_i^2 + k_{i_x}y_i^2) \varphi_z = 0.$$

Анализ полученной системы уравнений показывает, что так как в каждое уравнение входит только одно неизвестное, определяющее движение системы по одной из возможных шести степеней свободы, то каждое значение x , y , z , φ_x , φ_y и φ_z можно вычислить для любого момента времени из одних только начальных условий для каждой степени свободы в отдельности.

Можно сделать вывод, что для отдельного возбуждения колебаний по каждой из координат необходимо выполнить условие равенства нулю соответствующих коэффициентов, характеризующих влияние перекрестных связей.

Рассматривая аэрофотоустановку с четырьмя амортизаторами ($i=4$), получаем девять связей для соответствующих нормальных координат системы, число которых равно $3i$. Следова-

тельно, результирующее перемещение каждого амортизатора будет определяться тремя координатами x_i , y_i и z_i .

Однако учитывая симметрию упругих свойств амортизаторов относительно оси OZ , можно записать равенство

$$k_x = k_y,$$

а также пропорциональная зависимость между коэффициентами упругости амортизаторов по соответствующим осям

$$k_x = k_y = \epsilon k_z,$$

где ϵ — коэффициент пропорциональности, и равенства

$$k_{1x} = k_{2x} = k_{3x} = k_{4x} = k_x,$$

$$k_{1y} = k_{2y} = k_{3y} = k_{4y} = k_y,$$

$$k_{1z} = k_{2z} = k_{3z} = k_{4z} = k_z,$$

дают возможность несколько упростить уравнения, описывающие движение системы.

Уравнения могут быть записаны тогда в следующем виде:

$$\mathfrak{M}\ddot{x} + 4k_x x = 0;$$

$$\mathfrak{M}\ddot{y} + 4k_y y = 0;$$

$$\mathfrak{M}\ddot{z} + 4k_z z = 0;$$

$$\mathfrak{M}r_x^2 \ddot{\varphi}_x + (k_z y_i^2 + k_y z_i^2) \varphi_x = 0;$$

$$\mathfrak{M}r_y^2 \ddot{\varphi}_y + (k_x z_i^2 + k_z x_i^2) \varphi_y = 0;$$

$$\mathfrak{M}r_z^2 \ddot{\varphi}_z + (k_y x_i^2 + k_x y_i^2) \varphi_z = 0.$$

В этом случае для удовлетворения условия независимого возбуждения колебаний по каждой степени свободы системы вместо выражения (5.52) необходимо написать

$$\begin{aligned} k_x(x_1 + x_2 + x_3 + x_4) &= 0; \\ k_y(y_1 + y_2 + y_3 + y_4) &= 0; \\ k_z(z_1 + z_2 + z_3 + z_4) &= 0. \end{aligned} \tag{5.54}$$

Только при выполнении этого условия (шесть связей из $3i$) возможно раздельное возбуждение колебаний по координатам x , y , z , φ_x , φ_y и φ_z .

При рациональном монтаже аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке необходимо выполнение следующего условия, которое обеспечит раздельное возбуждение колебаний:

$$\begin{aligned} x_1 = x_2 = -x_3 = -x_4; \\ y_1 = -y_2 = -y_3 = y_4; \\ z_1 = z_2 = z_3 = z_4 = 0. \end{aligned} \tag{5.55}$$

При выполнении условий рационального монтажа аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке уравнения свободных колебаний системы по всем шести степеням свободы будут иметь вид (при отсутствии сопротивления)

$$\begin{aligned}
 m\ddot{x} + 4kx &= 0; \\
 m\ddot{y} + 4ky &= 0; \\
 m\ddot{z} + 4\frac{1}{\varepsilon}kz &= 0; \\
 mr^2\ddot{\varphi}_x + 4\frac{1}{\varepsilon}ky^2\varphi_x &= 0; \\
 mr^2\ddot{\varphi}_y + 4\frac{1}{\varepsilon}kx^2\varphi_y &= 0; \\
 mr^2\ddot{\varphi}_z + 4(kx^2 + ky^2)\varphi_z &= 0,
 \end{aligned} \tag{5.56}$$

и каждую координату, характеризующую подвижность системы ($x, y, z, \varphi_x, \varphi_y$ и φ_z), можно найти при раздельном решении приведенных уравнений (5.56).

Частоты собственных колебаний системы для каждой степени свободы при рациональном монтаже аэрофотоаппарата и при отсутствии затухания в системе будут

$$\begin{aligned}
 \omega_{ox}^2 &= \frac{4k}{m}; \\
 \omega_{oy}^2 &= \frac{4k}{m}; \\
 \omega_{oz}^2 &= \frac{4k}{\varepsilon m}; \\
 \omega_{o\varphi_x}^2 &= \frac{4ky^2}{\varepsilon m r^2}; \\
 \omega_{o\varphi_y}^2 &= \frac{4kx^2}{\varepsilon m r^2}; \\
 \omega_{o\varphi_z}^2 &= \frac{4(ky^2 + kx^2)}{m r^2}.
 \end{aligned} \tag{5.57}$$

или

$$\begin{aligned}
 \omega_{ox} &= 2\sqrt{\frac{k}{m}}; \\
 \omega_{oy} &= 2\sqrt{\frac{k}{m}};
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \omega_{oz} &= 2 \sqrt{\frac{k}{\varepsilon \mathfrak{M}}} ; \\
 \omega_{o\varphi_x} &= \frac{2y}{r} \sqrt{\frac{k}{\varepsilon \mathfrak{M}}} ; \\
 \omega_{o\varphi_y} &= \frac{2x}{r} \sqrt{\frac{k}{\varepsilon \mathfrak{M}}} ; \\
 \omega_{o\varphi_z} &= \frac{2}{r} \sqrt{\frac{ky^2 + kx^2}{\mathfrak{M}}} .
 \end{aligned}
 \tag{5.58}$$

Для случая, когда аэрофотоаппарат опирается на n амортизаторов, формулы для определения частот собственных колебаний для каждой степени свободы в отдельности будут

$$\begin{aligned}
 \omega_{ox} &= \sqrt{\frac{nk}{\mathfrak{M}}} ; \\
 \omega_{oy} &= \sqrt{\frac{nk}{\mathfrak{M}}} ; \\
 \omega_{oz} &= \sqrt{\frac{nk}{\varepsilon \mathfrak{M}}} ; \\
 \omega_{o\varphi_z} &= \frac{y}{r} \sqrt{\frac{nk}{\varepsilon \mathfrak{M}}} ; \\
 \omega_{o\varphi_y} &= \frac{x}{r} \sqrt{\frac{nk}{\varepsilon \mathfrak{M}}} ; \\
 \omega_{o\varphi_x} &= \frac{1}{r} \sqrt{\frac{n}{\mathfrak{M}} (ky^2 + kx^2)} .
 \end{aligned}
 \tag{5.59}$$

5.5. ВЫНУЖДЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ АЭРОФОТОАППАРАТА

Наряду с потенциальными силами, которые стремятся вернуть систему в положение устойчивого равновесия и характеризуют свободные колебания, на систему действуют внешние возмущающие силы, являющиеся в общем случае функцией времени и возбуждающие вынужденные колебания системы.

При принятых ранее обозначениях можем вновь написать уравнение движения системы в виде уравнения Лагранжа

$$\frac{d}{dt} \cdot \frac{\partial E_k}{\partial \dot{q}} - \frac{\partial E_k}{\partial q} - \frac{\partial E_{\text{п}}}{\partial q} = F(t)
 \tag{5.60}$$

для случая вынужденных колебаний системы под действием возмущающей силы $F(t)$.

В общем случае возмущающая сила $F(t)$ не зависит от конструктивных параметров системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» и от внутренних динамических факторов, определяющих цикл работы аэрофотоаппарата.

Воспользовавшись принципом суперпозиции, разложим сложное возмущающее воздействие на ряд гармонических колебаний

$$F(t) = F_0 + F_1 \cos(\omega_1 t + \varepsilon_1) + F_2 \cos(\omega_2 t + \varepsilon_2) + \dots \quad (5.61)$$

Движение системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» под действием одной из общего ряда гармонической силы $F_i(t)$ вызывает гармонические колебания центра тяжести системы вдоль координатных осей OX , OY и OZ и вращательные колебания по гармоническому закону вокруг этих же осей, т. е. вызывает движения по всем степеням свободы системы.

Как уже было сказано, при исследовании свободных колебаний системы для рационального монтажа необходимо сохранить равенство нулю коэффициентов дифференциальных уравнений, описывающих движение системы по всем степеням свободы.

Тогда для случая рационального монтажа получим следующие уравнения для вынужденных колебаний системы:

$$\begin{aligned} m\ddot{x} + k_{ix}x &= k_{ix}\Delta_{x_0} \sin(\omega t + \psi_x); \\ m\ddot{y} + k_{iy}y &= k_{iy}\Delta_{y_0} \sin(\omega t + \psi_y); \\ m\ddot{z} + k_{iz}z &= k_{iz}\Delta_{z_0} \sin(\omega t + \psi_z); \\ mr_x^2\ddot{\varphi}_x + (k_{iz}y_i^2 + k_{iy}z_i^2)\varphi_x &= \\ &= (k_{iz}y_i^2 + k_{iy}z_i^2)\delta_{x_0} \sin(\omega t + \varepsilon_x); \\ mr_y^2\ddot{\varphi}_y + (k_{iy}x_i^2 + k_{ix}y_i^2)\varphi_y &= \\ &= (k_{ix}y_i^2 + k_{iy}x_i^2)\delta_{y_0} \sin(\omega t + \varepsilon_y); \\ mr_z^2\ddot{\varphi}_z + (k_{ix}z_i^2 + k_{iz}x_i^2)\varphi_z &= \\ &= (k_{ix}z_i^2 + k_{iz}x_i^2)\delta_{z_0} \sin(\omega t + \varepsilon_z). \end{aligned} \quad (5.62)$$

Как видно из приведенных уравнений, вынужденные колебания системы происходят с частотой возмущающего воздействия.

Взаимосвязь между частотами свободных колебаний системы и вынужденными колебаниями системы предопределяет свойства всей системы в целом, т. е. предопределяет качество аэрофотоснимков.

Таким образом, можно сделать вывод, что только при рацио-

нальном монтаже аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке как свободные, так и вынужденные колебания системы будут независимыми, и параметры этих движений могут быть найдены из решения дифференциальных уравнений в отдельности для каждой степени подвижности аэрофотоаппарата, т. е. для случая, если бы система имела только одну степень свободы.

Такой упрощенный подход к исследованию работы аэрофотоустановки позволяет найти общие закономерности, свойственные как системе с раздельным возбуждением колебаний, так и системе в общем случае ее работы.

Выведенные ранее уравнения движения аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке учитывают влияние сил сопротивления движению, т. е. предполагалось, что на выведенную из положения устойчивого равновесия систему действуют только консервативные силы, стремящиеся восстановить равновесие.

Однако механическая энергия переходит в другие ее виды, величина ее уменьшается, что ведет к уменьшению амплитуды колебаний. Все это объясняется наличием сил сопротивления движению или так называемых диссипативных сил, действие которых сопровождается рассеянием или диссипацией механической энергии системы.

Установление полной и точной закономерности между силами сопротивления движению и кинематическими связями и другими свойствами системы для каждого случая очень затруднено, требует громоздких вычислений и не всегда дает правильное решение. Поэтому ограничивают рассмотрение влияния сил сопротивления движению для отдельных частных случаев движения, например, для случая кулонова трения, для силы сопротивления, пропорциональной первой или второй степени скорости движения системы.

При теоретических исследованиях можно принять, что силы сопротивления движению аэрофотоаппарата в аэрофотоустановке пропорциональны первой степени скорости перемещения центра тяжести системы. В этом случае получается при относительно несложных вычислениях достаточно точное решение уравнения, характеризующее закон движения центра тяжести системы.

Рассмотрим характер движения аэрофотоаппарата, если сопротивление движению пропорционально первой степени скорости.

Каждая элементарная частица системы испытывает противодействие движению с силой $F_i'(t)$, которая будет пропорциональна скорости и направлена противоположно направлению скорости.

Определим силу сопротивления движению, развиваемую в каждом амортизаторе по направлению координатных осей системы OX , OY и OZ в общем случае движения си-

стемы при наличии линейных перемещений со скоростями $\frac{dx}{dt}$, $\frac{dy}{dt}$ и $\frac{dz}{dt}$ и угловых перемещений со скоростями $\frac{d\varphi_x}{dt}$, $\frac{d\varphi_y}{dt}$ и $\frac{d\varphi_z}{dt}$, если координаты амортизаторов будут x_i , y_i и z_i :

$$\begin{aligned} F'_{ix} &= c_{ix} \left(\frac{dx}{dt} + y_i \frac{d\varphi_z}{dt} - z_i \frac{d\varphi_y}{dt} \right); \\ F'_{iy} &= c_{iy} \left(\frac{dy}{dt} + z_i \frac{d\varphi_x}{dt} - x_i \frac{d\varphi_z}{dt} \right); \\ F'_{iz} &= c_{iz} \left(\frac{dz}{dt} + x_i \frac{d\varphi_y}{dt} - y_i \frac{d\varphi_x}{dt} \right), \end{aligned} \quad (5.63)$$

где c_{ix} , c_{iy} и c_{iz} — коэффициенты сопротивления движению каждого амортизатора по соответствующим направлениям;

F'_{ix} , F'_{iy} , F'_{iz} — силы сопротивления движению развиваемые в каждом амортизаторе.

Рассмотрим, как рассеивается энергия внутри самой системы. Для этого воспользуемся принципом возможных перемещений, используемым для анализа явлений диссипации энергии в колебательных системах.

Найдем смещения точек крепления аэрофотокамеры к аэрофотоустановке, если линейные смещения центра тяжести системы равны малым перемещениям Δ_x , Δ_y и Δ_z , а малые углы поворота — σ_x , σ_y и σ_z :

$$\begin{aligned} \text{перемещение по оси } OX \quad \Delta s_x &= \Delta_x + y_i \sigma_z - z_i \sigma_y; \\ \text{перемещение по оси } OY \quad \Delta s_y &= \Delta_y + z_i \sigma_x - x_i \sigma_z; \\ \text{перемещение по оси } OZ \quad \Delta s_z &= \Delta_z + x_i \sigma_y - y_i \sigma_x. \end{aligned} \quad (5.64)$$

Зная силы сопротивления, развиваемые в каждом амортизаторе, и перемещения от этих сил в нем, можно найти величину энергии, расходуемой всей системой «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» на сообщение точкам крепления соответствующих перемещений.

Рассмотрим систему из четырех амортизаторов:

$$\begin{aligned} \Delta E_1 &= F_{x_1} \Delta s_{x_1} + F_{y_1} \Delta s_{y_1} + F_{z_1} \Delta s_{z_1}; \\ \Delta E_2 &= F_{x_2} \Delta s_{x_2} + F_{y_2} \Delta s_{y_2} + F_{z_2} \Delta s_{z_2}; \\ \Delta E_3 &= F_{x_3} \Delta s_{x_3} + F_{y_3} \Delta s_{y_3} + F_{z_3} \Delta s_{z_3}; \\ \Delta E_4 &= F_{x_4} \Delta s_{x_4} + F_{y_4} \Delta s_{y_4} + F_{z_4} \Delta s_{z_4}, \end{aligned} \quad (5.65)$$

где ΔE_1 , ΔE_2 , ΔE_3 , ΔE_4 — энергия, рассеиваемая в каждом амортизаторе системы.

Энергия, рассеиваемая во всех амортизаторах системы, будет равна

$$\Delta E_a = \Delta E_1 + \Delta E_2 + \Delta E_3 + \Delta E_4 = \sum_{i=1}^{i=4} \Delta E_i. \quad (5.66)$$

Кроме этого, часть энергии будет рассеиваться самим аэрофотоаппаратом и входящими в его комплект устройствами. Эта часть энергии будет определяться как

$$\begin{aligned} \Delta E_{\text{афа}} = & \mu_x \dot{x} \Delta x + \mu_y \dot{y} \Delta y + \mu_z \dot{z} \Delta z + \eta_x \dot{\varphi}_x \sigma_x + \\ & + \eta_y \dot{\varphi}_y \sigma_y + \eta_z \dot{\varphi}_z \sigma_z, \end{aligned} \quad (5.67)$$

где μ_x , μ_y и μ_z — коэффициенты сопротивления при линейных смещениях аэрофотокамеры;

η_x , η_y , η_z — коэффициенты сопротивления при угловых смещениях аэрофотокамеры.

Теперь можно написать формулу для определения суммарной величины энергии, рассеиваемой в амортизаторах и самой камерой при ее движении во время выдержки

$$\Delta E_{\Sigma} = \Delta E_a + \Delta E_{\text{афа}}. \quad (5.68)$$

Рассматривая колебания аэрофотоаппарата в аэрофотоустановке, считаем, что величины коэффициентов сопротивления движению c_x , c_y и c_z , μ_x , μ_y , μ_z , а также η_x , η_y и η_z для малых колебаний имеют постоянные значения и ΔE больше нуля, так как в данном случае происходит рассеяние, а не приток энергии.

Коэффициенты сопротивления не могут быть определены расчетом. Поэтому их определяют опытным путем, измеряя ряд последовательных амплитуд, если при этом окажется, что численные значения их составляют геометрическую прогрессию, то, вычислив логарифмический декремент затухания и измерив период колебания T , получим все данные для определения коэффициентов сопротивления

$$\frac{T}{T_0} = \sqrt{1 + \left(\frac{\ln \lambda}{\pi}\right)^2}, \quad (5.69)$$

или

$$T = T_0 \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{n}{\omega_0}\right)^2}},$$

где n — коэффициент, характеризующий затухание колебаний системы.

Облегчение решения достигается, если графически выразить зависимость между λ и $\frac{T}{T_0}$ (рис. 5.10).

Как видно из графика рис. 5.10, небольшое сопротивление мало изменяет период, но интенсивно гасит свободные колебания. Это позволяет, с одной стороны, при вычислении периода свободных колебаний пренебрегать силами сопротивления, с другой стороны, считать свободные колебания по истечении достаточно большого промежутка времени от начала движения (при установившемся режиме) практически исчезающими. Первое замечание имеет важное значение, так как определение периода

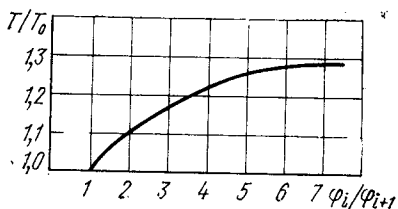


Рис. 5.10. График зависимости логарифмического декремента затухания от отношения T/T_0

свободных колебаний с учетом сопротивления представляет достаточно неопределенную задачу, поскольку почти никогда заранее ничего нельзя сказать о величине коэффициентов сопротивления. Второе замечание позволит при анализе вынужденных колебаний системы не усложнять рассмотрения вопроса введением членов, соответствующих свободным колебаниям.

Эти замечания нельзя использовать при анализе влияния вибраций на качество аэрофотоснимка. Объясняется это тем, что без учета влияния внутренних источников вибраций, характеризующих собственные колебания системы, трудно будет устранить все колебания системы, влияющие на качество аэрофотоснимка в процессе выдержки.

Общее уравнение движения системы по всем степеням свободы для случая рационального монтажа аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке будет характеризоваться зависимостями

$$\begin{aligned}
 m\ddot{x} + c_{ix}\dot{x} + k_{ix}x &= k_{ix}\Delta_x \sin(\omega t + \psi_x) + c_{ix}\Delta_x\omega \cos(\omega t + \psi_x); \\
 m\ddot{y} + c_{iy}\dot{y} + k_{iy}y &= k_{iy}\Delta_y \sin(\omega t + \psi_y) + c_{iy}\Delta_y\omega \cos(\omega t + \psi_y); \\
 m\ddot{z} + c_{iz}\dot{z} + k_{iz}z &= k_{iz}\Delta_z \sin(\omega t + \psi_z) + c_{iz}\Delta_z\omega \cos(\omega t + \psi_z); \quad (5.70) \\
 mr_x^2\ddot{\varphi}_x + c_{i\varphi_x}\dot{\varphi}_x + (k_{iy}z_i^2 + k_{iz}y_i^2)\varphi_x &= (k_{iy}z_i^2 + k_{iz}y_i^2)\delta_x \sin(\omega t + \varepsilon_x) + \\
 &+ c_{i\varphi_x}\delta_x\omega (\cos \omega t + \varepsilon_x); \\
 mr_y^2\ddot{\varphi}_y + c_{i\varphi_y}\dot{\varphi}_y + (k_{ix}z_i^2 + k_{iz}x_i^2)\varphi_y &= (k_{ix}z_i^2 + k_{iz}x_i^2)\delta_y \sin(\omega t + \varepsilon_y) + \\
 &+ c_{i\varphi_y}\delta_y\omega (\cos \omega t + \varepsilon_y); \\
 mr_z^2\ddot{\varphi}_z + c_{i\varphi_z}\dot{\varphi}_z + (k_{ix}y_i^2 + k_{iy}x_i^2)\varphi_z &= (k_{ix}y_i^2 + k_{iy}x_i^2)\delta_z \sin(\omega t + \varepsilon_z) + \\
 &+ c_{i\varphi_z}\delta_z\omega (\cos \omega t + \varepsilon_z).
 \end{aligned}$$

5. 6. СВЯЗЬ МЕЖДУ ПАРАМЕТРАМИ РЕАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ «АЭРОФОТОАППАРАТ—АЭРОФОТОУСТАНОВКА» И ВОЗМУЩАЮЩИМИ ФАКТОРАМИ

При расчете и конструировании аэрофотоустановок необходимо учитывать начальные условия, параметры системы, возмущающие силы, общие и конкретные условия работы системы, а следовательно, необходима некоторая физико-математическая идеализация, позволяющая облегчить решение поставленной задачи в пределах необходимой точности.

Используя приведенные ранее рассуждения и вычисления, напомним общее уравнение движения аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке, решение которого позволит выявить общие закономерности движения аэрофотоаппарата по каждой из шести возможных степеней свободы, позволит установить математическую связь между отдельными параметрами системы

$$\mathfrak{M} \frac{d^2x}{dt^2} + c \frac{dx}{dt} + kx = ks_0 \sin(\omega t + \psi), \quad (5.71)$$

где $\mathfrak{M} \frac{d^2x}{dt^2}$ — инерционная сила;

$c \frac{dx}{dt}$ — сила сопротивления;

kx — сила упругости;

$ks_0 \sin(\omega t + \psi)$ — возмущающая сила.

Найдем решение данного дифференциального уравнения, для чего вначале приведем его к виду, удобному для решения.

Перепишем уравнение в следующем виде:

$$\frac{d^2x}{dt^2} + \frac{c}{\mathfrak{M}} \frac{dx}{dt} + \frac{k}{\mathfrak{M}} x = \frac{k}{\mathfrak{M}} s_0 \sin(\omega t + \psi)$$

и введем обозначения:

$\sqrt{\frac{k}{\mathfrak{M}}} = \omega_0$ — круговая частота собственных колебаний системы при отсутствии затухания;

$\frac{c}{\mathfrak{M}} = 2n$ — коэффициент, характеризующий затухание собственных колебаний системы.

Решение данного дифференциального уравнения представим в виде суммы общего решения соответствующего однородного уравнения и частного решения неоднородного уравнения

$$x = e^{-nt} [A_1 \cos \sqrt{\omega_0^2 - n^2} t + A_2 \sin \sqrt{\omega_0^2 - n^2} t] + B \sin(\omega t + \psi - \varepsilon). \quad (5.72)$$

Определив коэффициенты A_1 и A_2 и приняв при $t=0$, $x=x_0$ и $\frac{dx}{dt} = \frac{dx_0}{dt}$, напомним полное решение данного дифференциального уравнения

$$s = e^{-nt} \left[s_0 \cos \sqrt{\omega_0^2 - n^2} t + \frac{ns_0 + \frac{ds_0}{dt}}{\sqrt{\omega_0^2 - n^2}} \sin \sqrt{\omega_0^2 - n^2} t \right] - e^{-nt} s_B \left[\sin(\psi - \varepsilon) \cos \sqrt{\omega_0^2 - n^2} t + \frac{\omega_0 \cos(\psi - \varepsilon) + n \sin(\psi - \varepsilon)}{\sqrt{\omega_0^2 - n^2}} \times \right. \\ \left. \times \sin \sqrt{\omega_0^2 - n^2} t \right] + s_B \sin(\omega t + \psi - \varepsilon), \quad (5.73)$$

где s_B — амплитуда вынужденных колебаний;
 ε — сдвиг фаз колебаний системы.

Важно определить, как же влияет на динамические характеристики системы каждая из трех составляющих частей данного уравнения.

Первое составляющее характеризует свободные затухающие колебания, являющиеся результатом начального отклонения системы от положения равновесия и наличия начальной скорости.

Второе слагаемое также характеризует затухающие свободные колебания, являющиеся результатом воздействия на систему возмущающих сил.

Третье слагаемое характеризует вынужденные колебания системы под действием возмущающих сил.

Проанализируем влияние каждого слагаемого в отдельности на амплитуду и частоту вибрации аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке.

Первое слагаемое при нулевых начальных условиях системы, т. е. при $t=0$, $x_0=0$ и $\frac{dx}{dt}=0$, обращается в нуль. Практически это слагаемое всегда равно нулю и не оказывает особого влияния на колебания аэрофотокамеры.

Второе слагаемое при исследовании процесса, значительно удаленного от начала воздействия возмущающих сил, также будет стремиться к нулю. Его иногда называют сопровождающим свободным колебанием. Это колебание не зависит от начальных условий, но определяется амплитудой и частотой возмущающих сил. Таким образом, свободные затухающие колебания, являющиеся результатом воздействия на всю систему внешних возмущающих сил, также не будут оказывать влияния на характер колебания камеры на аэрофотоустановке.

Итак, остается третье слагаемое, которое при установившемся режиме и будет характеризовать колебания аэрофотокамеры на аэрофотоустановке. Эти колебания называются вы-

нужденными и происходят с частотой возмущающего воздействия. Амплитуда вынужденных колебаний постоянна и не зависит от времени. Вынужденные колебания происходят с некоторым сдвигом относительно возмущающего воздействия по фазе.

Таким образом, процесс установления вынужденных колебаний или так называемый переходный процесс протекает тем быстрее, чем больше силы сопротивления.

Сдвиг фазы вынужденных колебаний относительно возмущающего воздействия определяется следующей зависимостью:

$$\varepsilon = \operatorname{arctg} \frac{2n\omega}{\omega_0^2 - \omega^2} = \operatorname{arctg} \frac{2n \left(\frac{\omega}{\omega_0} \right)^2}{1 - \left(\frac{\omega}{\omega_0} \right)^2}. \quad (5.74)$$

Функция $\varepsilon(\omega)$, характеризующая зависимость угла сдвига фаз входного и выходного колебаний от отношения частот, называется фазочастотной характеристикой (рис. 5.11). Как видно из рис. 5.11, по мере уменьшения сил сопротивления движению функция стремится к предельному своему значению. Предельной функцией является функция, у которой силы сопротивления равны нулю. В точке резонанса независимо от величины сопротивления сдвиг фаз равен $\pi/2$.

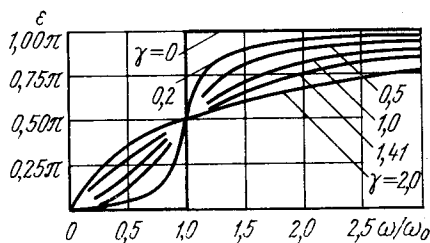


Рис. 5.11. Фазочастотная характеристика системы

При малых сопротивлениях и при $\omega < \omega_0$ вынужденные колебания почти совпадают по фазе с внешним воздействием, а при $\omega > \omega_0$ находятся в противофазе.

Амплитуда установившегося колебательного процесса определяется как

$$\begin{aligned} s &= \frac{\omega_0^2 s_0}{\sqrt{(\omega_0^2 - \omega^2)^2 + 4n^2 \omega^2}} = \frac{s_0}{\sqrt{\left[1 - \left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^2\right]^2 + \left(\frac{2n}{\omega_0}\right)^2 \left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^2}} = \\ &= \frac{s_0}{\sqrt{\left[1 - \left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^2\right]^2 + \gamma^2 \left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^2}} = K s_0, \end{aligned} \quad (5.75)$$

где K — коэффициент нарастания амплитуд системы, коэффициент «усиления» амплитуд.

Зависимость коэффициента нарастания амплитуд системы K от отношения частоты возмущающей силы ω к частоте собственных колебаний системы ω_0 приведена на рис. 5. 12.

Он построен для различных значений коэффициента затухания γ . Причем, как видно из графика, чем больше коэффициент затухания, тем ниже резонансный пик, т. е. с увеличением сопротивления явление резонанса уменьшается. Сопротивление системы амортизации существенно влияет на коэффициент нарастания амплитуд только в области резонанса, где оно значи-

тельно ослабляет амплитуду вынужденных колебаний.

За пределами отношения частот, равного $\sim 1,50$, влияние сопротивления на уменьшение амплитуды вынужденных колебаний практически не сказывается.

Рассмотрим возможные варианты колебания аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке (см. рис. 5. 12).

1. Частота вынужденных колебаний меньше частоты собственных колебаний системы, при этом коэффициент нарастания амплитуд будет стремиться к единице, а амплитуда

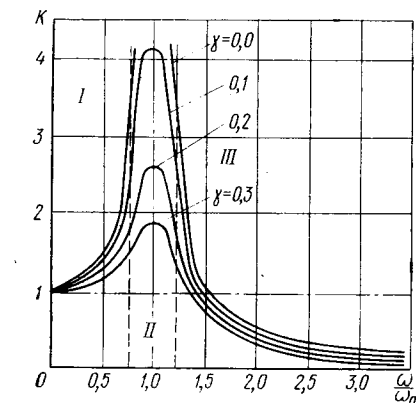


Рис. 5. 12. График резонансных кривых

вынужденных колебаний системы к амплитуде возмущающих колебаний (зона I).

2. Частота вынужденных колебаний равна частоте собственных колебаний системы, при этом коэффициент нарастания амплитуд будет стремиться к бесконечности, а амплитуда вынужденных колебаний системы будет во много раз больше амплитуды возмущающих колебаний; наступает явление резонанса (зона II).

3. Частота вынужденных колебаний системы больше частоты собственных колебаний и при этом коэффициент нарастания амплитуд будет стремиться к нулю, а амплитуда вынужденных колебаний будет меньше амплитуды возмущающих колебаний (зона III).

Можно сделать вывод, что для уменьшения амплитуды вынужденных колебаний системы необходимо, чтобы отношение частот было больше $\sqrt{2}$, т. е.

$$\frac{\omega}{\omega_0} > \sqrt{2}.$$

Увеличение отношения частот колебаний от $\sqrt{2}$ показывает, что все кривые графика будут стремиться к нулю, и, следова-

тельно, эффективность виброзащиты повышается. Однако, если отношение частот станет более 5, то существенного улучшения эффективности виброзащиты не будет. Известно, что менее жесткие амортизаторы позволяют создать систему с меньшей собственной частотой и наоборот. Собственная частота системы зависит от массы аэрофотоаппарата и коэффициента жесткости системы амортизации, т. е.

$$v_0 = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}}. \quad (5.76)$$

Подставим вместо k и m их значения

$$k = \frac{P}{z_{ст}} \quad m = \frac{P}{g}$$

и получим

$$v_0 = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{g}{z_{ст}}}. \quad (5.77)$$

Следует иметь в виду, что уменьшение демпфирования системы уменьшает величину коэффициента нарастания амплитуд в зоне, где отношение частот больше $\sqrt{2}$.

5.7. ХАРАКТЕР ДВИЖЕНИЯ АЭРОФОТОАППАРАТА НА АЭРОФОТОУСТАНОВКЕ ВО ВРЕМЯ ЦИКЛА

Колебания аэрофотоаппарата при воздействии внешних возмущающих факторов винтомоторной группы можно охарактеризовать некоторым случайным процессом, который по времени протекает более или менее однородно и характеризуется отклонениями своих параметров относительно некоторого среднего положения. Такие случайные процессы называются стационарными.

Колебания аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке в установившемся режиме аэрофотосъемочного маршрута можно охарактеризовать некоторой случайной функцией, описывающей данный стационарный процесс.

Все вероятностные характеристики данного стационарного процесса (математическое ожидание, дисперсия и корреляционная функция) не зависят от выбора начала отсчета, т. е. не зависят от времени [16].

Рассмотрим воздействие стационарного случайного возмущения на аэрофотоаппарат, расположенный на аэрофотоустановке при условии, что система преобразования входного сигнала (аэрофотоустановка) имеет постоянные параметры и является линейной.

Если $F_1(t)$ — воздействие, а $F_2(t)$ — реакция системы, то имеем

$$F_2(t) = \frac{B(p)}{A(p)} F_1(t), \quad (5.78)$$

где $A(p)$ и $B(p)$ — суммы постоянных коэффициентов в операторной форме линейного дифференциального уравнения, характеризующего работу системы.

Решение линейного дифференциального уравнения с постоянными коэффициентами имеет два слагаемых, одно из которых является решением уравнения при отсутствии входного возмущения, т. е. при $F_1(t) = 0$, и характеризует собственные или свободные колебания системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка». Так как рассматриваемая система является устойчивой, то свободные колебания довольно быстро затухают, и переходный процесс заканчивается.

После наступления установившегося режима в системе остаются только вынужденные колебания под влиянием воздействия на нее заданной возмущающей функции $F_1(t)$, характеризующей случайный стационарный процесс возмущающих сил.

При исследовании, конструировании и расчете аэрофотоустановки могут быть использованы два метода, два принципиально различных пути решения задачи.

1. Определяем точность работы заданной линейной динамической системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» с вполне определенными параметрами, работа которой описывается линейным дифференциальным уравнением

$$A(p)F_2(t) = B(p)F_1(t) \quad (5.79)$$

при различного рода случайных воздействиях на систему.

2. Подбираем коэффициенты линейного дифференциального уравнения, характеризующего работу системы, чтобы при заданном спектральном составе возмущающего воздействия на входе системы ошибки на выходе системы были минимальны.

Коэффициенты линейного уравнения зависят от конструктивных параметров системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» и при проектировании системы этими коэффициентами необходимо варьировать до получения рациональных значений параметров системы, определяющих минимум ошибки на выходе.

Такой подход к анализу и синтезу системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» был бы верен, если ограничиться при рассмотрении вопроса влиянием только внешних возмущений винтомоторной группы. Качество изображения определяется колебаниями аэрофотоаппарата в течение выдержки,

а эти колебания определяются уже не только одними внешними источниками, но и внутренними источниками вибрации самого аэрофотоаппарата, т. е. как вынужденными, так и свободными колебаниями системы.

Таким образом, необходимо исследовать работу линейной динамической системы на каком-то ограниченном участке временного интервала, равного величине времени выдержки t_{ϕ} , когда все переходные процессы в системе, связанные с ее свободными колебаниями, еще не успели затухнуть.

В связи с ограниченностью времени применения линейных систем и наличием динамических ошибок, определяемых переходным процессом от свободных колебаний системы, приходится решать задачу о рациональном выборе параметров амортизационной системы, которые бы удовлетворяли как минимуму дисперсии колебаний аэрофотоаппарата в случае стационарного случайного воздействия от внешних источников, так и минимуму динамических ошибок.

Следовательно, рациональное решение будет находиться как компромиссное, удовлетворяющее как минимуму дисперсии, так и минимуму динамической ошибки.

В этом случае оптимальные параметры аэрофотоустановки, удовлетворяющей внутренним и внешним возмущающим факторам, характеризуют величиной второго начального момента M_2 на выходе системы, т. е. величиной квадрата математического ожидания

$$M_2 = D_2 + m_2^2, \quad (5.80)$$

где D_2 — дисперсия на выходе;

m_2 — систематическая ошибка на выходе.

Параметры системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» должны обеспечивать минимальную величину второго момента на выходе.

При исследовании работы аэрофотоустановки, принимаемой за линейную динамическую систему, работа которой на самолете протекает при воздействии случайных возмущений, можно воспользоваться спектральной теорией стационарных случайных процессов.

Как известно, критерием точности работы линейной динамической системы может служить величина дисперсии D_2 на выходе, характеризующая ошибки системы, являющиеся результатом поступающих на вход системы случайных возмущений.

Рассмотрим динамику работы системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка», когда воздействующее на ее вход колебание является гармоническим. Представим для простоты входное колебание в комплексной форме, т. е.

$$F_1(t) = e^{j\omega t}. \quad (5.81)$$

Таким образом, если на аэрофотоустановку, принимаемую за линейную систему с постоянными параметрами, воздействует возмущение гармонического вида, то реакция системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» будет иметь форму гармонического колебания, умноженного на коэффициент передачи или передаточную функцию системы $K(\omega)$.

Коэффициент передачи системы $K(\omega)$ или частотная характеристика может быть определена, если в записанный в явном виде оператор системы вместо оператора дифференцирования p поставить $j\omega$, т. е.

$$K(\omega) = \frac{B(j\omega)}{A(j\omega)}. \quad (5.82)$$

При прохождении стационарного колебания через линейную динамическую систему «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» каждая из ординат спектра этого колебания умножается на квадрат модуля частотной характеристики системы для соответствующей частоты. В этом случае спектр входного возмущающего воздействия после прохождения через систему будет как-то перестраиваться. Причем некоторые частоты будут усиливаться, а некоторые ослабляться. Квадрат модуля частотной характеристики и показывает, как реагирует система на колебания той или иной частоты.

Переходя от дискретного спектра к спектральной плотности процесса, можем заключить, что спектральная плотность на выходе линейной системы равна спектральной плотности на входе, умноженной на квадрат модуля частотной характеристики

$$s_2(\omega) = |K(\omega)|^2 s_1(\omega). \quad (5.83)$$

Основная задача исследований будет заключаться в нахождении отклика системы, состоящей из аэрофотоустановки и аэрофотокамеры и представляющей собой линейное звено, на возмущающее гармоническое воздействие, т. е. в нахождении реакции системы.

Частотная характеристика системы или ее коэффициент передачи $K(\omega)$ записывается в следующей форме:

$$K(\omega) = \theta e^{-j\epsilon}, \quad (5.84)$$

причем величина θ , равная по модулю K , характеризует отношение действительных амплитуд вибраций на выходе системы, т. е. непосредственно на аэрофотокамере, и на входе системы, т. е. на аэрофотоустановке.

Таким образом, при оценке влияния угловых колебаний системы можно записать, что

$$\theta = \frac{\varphi_{\text{вых}}}{\varphi_{\text{вх}}}, \quad (5.85)$$

где $\varphi_{\text{вых}}$ — величина действительной угловой амплитуды на выходе, т. е. на аэрофотоаппарате;

$\varphi_{\text{вх}}$ — величина действительной угловой амплитуды на входе, т. е. на аэрофотоустановке.

Величина действительной угловой амплитуды $\varphi_{\text{вых}}$ на выходе системы должна быть всегда меньше или равна порогу чувствительности системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка», определяемого величиной порогового углового разрешения $\gamma_{\text{пор}}$, т. е.

$$\varphi_{\text{вых}} \leq \gamma_{\text{пор}}. \quad (5.86)$$

Угловая амплитуда на входе системы $\varphi_{\text{вх}}$ определяется максимальным угловым колебанием по данному направлению координатных осей (5.19) и (5.21).

Под порогом чувствительности $\gamma_{\text{пор}}$ системы «объектив — фотослой» будем понимать величину углового разрешения системы, определяющую качество аэрофотоснимка.

Величина порога чувствительности $\gamma_{\text{пор}}$ системы зависит от суммарной величины разрешающей способности $R_{N_{\Sigma}}$, т. е. от $R_{N_{\text{ин}}}$ и от $R_{N_{\text{об}}}$.

Напишем формулу для определения величины $\gamma_{\text{пор}}$:

$$\gamma_{\text{пор}}'' = \frac{\cos^2 \beta}{2R_{N_{\Sigma}} f'_k} \varrho'', \quad (5.87)$$

где β — угол между оптической осью аэрофотоаппарата и направлением на точку снимка с вершиной в задней узловой точке.

Определяя заранее для интересующей нас системы «объектив — фотослой» величину $\gamma_{\text{пор}}$, можно найти область допустимых значений и максимальные значения параметров колебания, при которых текущее значение углового колебания $\varphi_{\text{тек}}$ аэрофотоаппарата будет меньше порога чувствительности

$$\gamma_{\text{пор}} \geq \varphi_{\text{тек}}. \quad (5.88)$$

Остальные параметры, определяющие угловое колебание по одной из осей, например оси OX , могут быть определены из выражения

$$\left(\frac{f_k'^2 + r^2 \cos^2 \alpha}{f_k'^2} \cdot \frac{2\omega s_x}{l} t_{\Phi} \right) \varrho'' \leq \gamma_{\text{пор}}'', \quad (5.89)$$

где s_x — колебание относительно оси OX точки крепления аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке.

Для центральной точки снимка по одной оси имеем

$$\frac{2\omega s_x}{l} t_{\phi Q''} \leq \gamma_{\text{пор}}'' \quad (5.90)$$

Величина $s_{x \text{ расч}}$ в месте установки аэрофотоаппарата на самолете может быть определена из условия получения аэрофото- снимка требуемого качества по следующей формуле

$$s_{x \text{ расч}} = \frac{\gamma_{\text{пор}}'' l}{2\omega t_{\phi Q''}} \quad (5.91)$$

Для обеспечения величины сдвига изображения, не превышающей величины, соответствующей пороговой чувствительности системы $\gamma_{\text{пор}}$ «объектив — фотослой», необходимо аэрофотоустановке так преобразовывать возмущающие колебания, чтобы колебания аэрофотоаппарата происходили с линейной амплитудой, не превышающей величину $s_{x \text{ расч}}$ по данному направлению координатной оси. Величина коэффициента амортизации K_x системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» по этому направлению оси Ox будет определяться отношением расчетной $s_{x \text{ расч}}$ амплитуды к реальной амплитуде s_{x_0} колебаний точек крепления аэрофотоустановки к корпусу носителя по этому направлению, т. е.

$$K_x = \frac{s_{x \text{ расч}}}{s_{x_0}} \quad (5.92)$$

Применяя методы частотного анализа, можно с учетом понятия пороговой чувствительности системы написать формулу для определения коэффициента передачи $K(\omega)$ системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка»

$$\theta_x = \frac{\gamma_{\text{пор}}}{\varphi_{x \text{ max}}} = \frac{l_x \cos^2 \beta}{2R_{N\Sigma} f'_{\kappa} s_{x \text{ max}}} = \frac{l_x \cos^2 \beta}{2q s_{x \text{ max}}} \quad (5.93)$$

Величина $s_{x \text{ max}}$ в этой формуле зависит от частоты ν колебаний точек крепления. Следовательно, величина θ , являясь функцией частоты, будет амплитудно-частотной характеристикой системы.

Коэффициенты передачи системы по трем осям координат могут быть записаны как

$$K(\omega)_x = \frac{l_x \cos^2 \beta}{4R_{N\Sigma} f'_{\kappa} s_x(\omega)} e^{-j\epsilon_x} = \frac{l_x \cos^2 \beta}{2q s_x(\omega)} e^{-j\epsilon_x};$$

$$K(\omega)_y = \frac{l_y \cos^2 \beta}{4R_{N\Sigma} f'_{\kappa} s_y(\omega)} e^{-j\epsilon_y} = \frac{l_y \cos^2 \beta}{2q s_y(\omega)} e^{-j\epsilon_y} \quad (5.94)$$

$$K(\omega)_z = \frac{\sqrt{l_x^2 + l_y^2}}{4R_{N\Sigma} r \sqrt{s_x^2(\omega) + s_y^2(\omega)}} e^{-j\epsilon_z} = \frac{\sqrt{l_x^2 + l_y^2} f'_{\kappa}}{2qr \sqrt{s_x^2(\omega) + s_y^2(\omega)}} e^{-j\epsilon_z}.$$

При исследовании колебаний аэрофотоаппарата в течение выдержки необходимо учитывать как вынужденные колебания под действием внешних возмущающих факторов, так и собственные колебания под действием внутренних источников колебаний аэрофотоаппарата.

Учет влияния внутренних источников колебаний поможет, во-первых, правильно рассчитать и сконструировать аэрофотоустановку, во-вторых, уменьшить до минимума влияние внутренних источников вибрации на колебания системы и, в-третьих, рационально построить циклограмму работы аэрофотоаппарата и определить минимальное время между следующими друг за другом циклами при различных видах воздушного фотографирования.

При рациональном построении циклограммы, т. е. когда цикл начинается со спуска затвора, и когда время между циклами достаточно велико и обеспечивается затухание свободных колебаний системы аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка до величины, меньшей порога чувствительности системы объектив — фотослой, влиянием вибраций от внутреннего источника можно пренебречь.

Оценка влияния колебаний на качество изображения и эффективность аэрофотоустановки производится по изменению разрешающей способности фотографирующей системы при различных параметрах возмущений, действующих на систему «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка». Эффективность аэрофотоустановки может быть оценена коэффициентом использования K_{RN} , который равен разрешающей способности фотоизображения $R_{NД}$, полученной при воздействии на систему возмущений, к разрешающей способности фотоизображения R_{N_0} , полученной при отсутствии возмущений.

$$K_{RN} = \frac{R_{NД}}{R_{N_0}} .$$

Характер изменения разрешающей способности фотографирующей системы при статическом и динамическом положениях приведен в табл. 5. 1.

В качестве тест-объектов для определения величины коэффициента использования применяются штриховые и радиальные меры различного контраста, устанавливаемые в фокальной плоскости коллиматора, создающего совместно с объективом аэрофотоаппарата, изображение в фокальной плоскости аэрофотокамеры.

Оценивая влияние внутренних источников на колебания, следует иметь в виду, что в среднем амплитуда колебаний аэрофотоаппарата во время цикла в два раза больше, чем у неработающего аэрофотоаппарата.

Таблица 5.1

**Характер изменения разрешающей способности системы
при статическом и динамическом положениях**

№ по пор.	Статика		Динамика	
	размер кружка размытия, мм	разрешающая способность, лин/мм	размер кружка размытия, мм	разрешающая способность, лин/мм
1	0,37	31	1,0	11,5
2	0,37	31	1,7	6,7
3	0,36	31,8	0,52	22,0
4	0,37	31	0,5	22,9
5	0,37	31	0,4	28,6
6	Среднее	31,16	Среднее	19,17

**5.8. КЛАССИФИКАЦИЯ АЭРОФОТОУСТАНОВОК
И ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НИМ**

Аэрофотоустановка должна выполнять следующие основные функции:

- 1) обеспечивать заданные положения аэрофотокамеры в пространстве в зависимости от вида фотографирования;
- 2) предотвращать появление вредных колебаний аэрофотокамеры от вибраций частей носителя;
- 3) устранять собственные колебания аэрофотокамеры, возникающие под действием кратковременных внешних возмущающих сил;
- 4) устранять собственные колебания аэрофотокамеры, возникающие под действием кратковременных внутренних возмущающих сил;
- 5) надежно крепить аэрофотокамеру на носителе и предохранять ее от возможных перегрузок;
- 6) удлинять срок службы аэрофотооборудования и повышать его надежность.

При расчете системы амортизации и монтаже ее на носителе необходимо выполнять следующие основные требования:

- 1) жесткость амортизационных узлов должна быть обратно пропорциональна расстоянию их от центра тяжести системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка»;
- 2) центр тяжести системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» должен располагаться как можно ближе к плоскости, проходящей через точки крепления аэрофотоаппарата к аэрофотоустановке;
- 3) возмущения, действующие на один из амортизационных узлов аэрофотоустановки, не должны вызывать деформаций других амортизационных узлов системы;

4) частота собственных колебаний системы аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка должна быть значительно меньше наименьшей частоты возмущающих колебаний;

5) зазоры между системой на аэрофотоустановке и деталями носителя должны быть больше максимально возможных деформаций упругих элементов амортизационных узлов при наибольших перегрузках.

Кроме этих специфических требований, аэрофотоустановка должна удовлетворять также и всем требованиям, предъявляемым к специальному авиационному оборудованию.

Несмотря на различия в конструкциях аэрофотоустановок, их можно классифицировать:

1) по направлению оптической оси аэрофотоаппарата в пространстве;

2) по способу крепления аэрофотоаппарата на носителе.

По направлению оптической оси аэрофотоаппарата в пространстве аэрофотоустановки делятся на:

1) плановые;

2) перспективные;

3) планово-перспективные.

Плановые аэрофотоустановки обеспечивают отвесное положение оптической оси аэрофотоаппарата.

Плановые аэрофотоустановки могут быть ориентирующимися, как например, у топографических аэрофотоаппаратов и аэрофотоаппаратов с компенсацией сдвига изображения, а также неориентирующимися, устанавливаемыми на скоростных носителях.

Перспективные аэрофотоустановки позволяют укреплять аэрофотоаппарат на носителе с отклонением оптической оси от вертикали на требуемый угол.

Планово-перспективные аэрофотоустановки позволяют задавать оптической оси аэрофотоаппарата любые из требуемых положений для планового или перспективного фотографирования.

По способу крепления аэрофотоаппарата на носителе аэрофотоустановки подразделяются на установки для обеспечения неподвижного крепления аэрофотоаппарата относительно носителя и установки для обеспечения подвижного крепления аэрофотоаппарата относительно носителя.

Подвижные аэрофотоустановки могут быть неавтоматические и автоматические.

К подвижным аэрофотоустановкам относятся качающиеся аэрофотоустановки и аэрофотоустановки с гироскопической стабилизацией аэрофотоаппарата.

Качающиеся аэрофотоустановки позволяют увеличить количество захватываемой при аэрофотосъемке площади за один заход самолета и могут обеспечивать двухмаршрутное, трехмаршрутное и четырехмаршрутное фотографирование.

Аэрофотоаппараты, устанавливаемые на качающиеся аэро-

фотоустановки, должны иметь очень малую продолжительность цикла работы. На скоростных самолетах целесообразнее устанавливать несколько спаренных и строенных аэрофотоаппаратов неподвижно, но с различными углами наклона оптической оси относительно вертикали [2].

Гироскопическая стабилизация оптической оси аэрофотоаппарата может осуществляться системой непосредственной стабилизации или системой стабилизации при помощи гировертикали и следящего привода в виде обычной позиционной следящей системы. Существенным недостатком этих аэрофотоустановок является их сложность, значительная масса, большие габариты и высокая стоимость.

В настоящее время для стабилизации оптической оси аэрофотоаппарата применяются гиросустановки Н55, ГСУ и др. [22].

5.9. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АЭРОФОТОУСТАНОВОК

Основным назначением системы амортизации является уменьшение вредных динамических воздействий, являющихся следствием как внешних, так и внутренних источников возбуждения колебаний аэрофотосъемочного оборудования. Однако для каждого частного случая эту задачу приходится решать по-своему, исходя из условий эксплуатации и специфических требований к аэрофотооборудованию. Сложность виброзащиты аэрофотоаппарата состоит и в том, что необходимо рассчитывать и проектировать системы как активной, так и пассивной виброзащиты.

Почти полное отсутствие до настоящего времени статистических данных о параметрах колебаний аэрофотоаппарата во время его цикла работы под действием внутренних источников затрудняет проектирование системы активной виброзащиты.

Проектирование системы амортизации аэрофотоаппарата является сложной инженерной задачей, которая решается:

- 1) на основании исходных соображений по выбору типа аэрофотоустановки, ее отдельных звеньев;
- 2) при проведении динамического расчета, позволяющего получить устойчивую систему с заданными качественными показателями работы;
- 3) при помощи статического расчета, связанного с определением статических характеристик отдельных звеньев и статической точности системы.

Выбор оптимального варианта зависит от совокупностей требований, предъявляемых ко всей системе аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка, в частности к аэрофотоснимку.

Поэтому трудно создать какую-либо универсальную программу для всех случаев проектирования системы амортизации аэрофотоаппарата. Ниже предлагается примерный порядок проектирования, который можно разделить на следующие этапы:

- 1) выбор методики проектирования;

- 2) выбор критерия оптимальности;
- 3) определение оптимальной структуры системы, отвечающей предъявленному критерию;
- 4) выбор схем конкретных узлов аэрофотоустановки и оценка реальных характеристик системы в целом;
- 5) определение вида корректирующих элементов;
- 6) уточнение функциональной схемы и требований к отдельным звеньям;
- 7) составление и расчет принципиальных схем отдельных элементов;
- 8) оценка полученных результатов по точности, устойчивости, надежности, габаритам и конструкции.

Первым этапом проектирования является выбор методики. Частотный метод проектирования сводится к выбору такой формы частотной характеристики и полосы пропускания системы, которые бы обеспечивали воспроизведение (передачу) входного возмущающего воздействия наилучшим образом.

Таким образом, задача сводится к нахождению некоторой оптимальной передаточной функции системы $K(\omega)$, отвечающей заданному критерию

$$K(\omega) = \frac{\varphi_{\text{вых}}}{\varphi_{\text{вх}}} e^{-j\epsilon}. \quad (5.95)$$

Статистический метод проектирования сводится к выбору такой весовой функции $K(t)$ амортизируемой системы, которая бы обеспечивала решение аналогичной задачи.

Выражение для передаточной функции $K(\omega)$ и выражение для весовой функции $K(t)$ системы связаны известным преобразованием Лапласа

$$K(\omega) = \int_0^{\infty} K(t) e^{-\omega t} dt. \quad (5.96)$$

Оба указанных метода проектирования взаимосвязаны между собой.

Однако в ряде случаев статистический метод оказывается более точным, так как позволяет достаточно строго учитывать более тонкую структуру реакции на входное возмущающее воздействие. Это особенно сказывается при синтезе системы амортизации для высокочастотного диапазона работы.

Из выражения (5.96) видно, что при $t \rightarrow \infty$ значение передаточной функции будет определяться лишь поведением системы аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка в установившемся режиме, а поведение системы в течение времени $t < t_{\text{уст}}$ на величину $K(\omega)$ влияет мало.

Нас будут интересовать обе эти характеристики, так как $K(\omega)$ будет характеризовать систему при воздействии на нее колебаний винтомоторной группы, в то время как $K(t)$ опреде-

ляет поведение системы в течение времени t_f , когда на амортизируемую систему действуют еще дополнительно возмущающие колебания от внутренних источников вибрации.

Рассмотрим подробнее требования, которым должна удовлетворять проектируемая амортизируемая система.

В большинстве случаев проектирования требуется, чтобы амортизация аэрофотоаппарата позволяла «устранить» из спектра внешних возмущений определенные частоты колебаний, т. е. являлась своеобразным фильтром.

Функция $K(\omega)$ — амплитудно-частотная характеристика. Величина θ выражает отношение действительных амплитуд на выходе и входе системы, т. е.

$$\theta = \frac{\varphi_{\text{вых}}}{\varphi_{\text{вх}}} . \quad (5.97)$$

Полоса частот ω_1 — ω_2 характеризует частотный диапазон возмущающих колебаний, воздействующих на аэрофотоаппарат в процессе цикла его работы.

Многообразие колебаний различных частот, воздействующих на систему, не позволяет спроектировать амортизационную систему с несколькими фильтрами, а поэтому необходимо эту задачу решать проектированием оптимальной системы амортизации.

Задача выбора критерия оптимальности относится к числу наиболее сложных. Это определяется как взаимозависимостью входных условий и критериев, так и сложностью математического ее решения и конструктивного воплощения.

Так как входной сигнал (возмущающее воздействие) в общем случае носит случайный характер, а качество статистических оценок часто целесообразно характеризовать величиной средней квадратической ошибки (СКО), то более широко распространен точностный критерий минимума средней квадратической ошибки системы.

Естественным обобщением критерия минимума СКО является критерий минимума математического ожидания данной функции ошибки.

Имеется и еще ряд возможных отображений указанного точностного критерия. Так, например, если закон распределения ошибки полностью определяется ее математическим ожиданием и дисперсией, т. е. ошибка распределена нормально, то частным случаем указанного критерия является критерий максимума вероятности того, что ошибка не выйдет из заданных пределов. Аналогично, частным случаем данного критерия является и критерий минимума предела, который с заданной вероятностью не превышает модуль ошибки.

Очевидно, что наиболее точное воспроизведение может дать лишь такая система виброзащиты, параметры которой будут из-

меняться рациональным образом в зависимости от изменения входного воздействия, т. е. система нестационарного типа.

Однако определение структурной схемы нестационарной системы виброзащиты аэрофотоаппарата достаточно сложно как в принципиальном, так и в техническом отношении. Это является одной из причин слабого использования нестационарных систем виброизоляции, несмотря на их неоспоримые достоинства. Система амортизации должна обеспечивать работу всего аэрофотографического оборудования в довольно широком диапазоне, что может быть обеспечено оптимальной структурной схемой.

Выбор оптимальной структурной схемы системы амортизации зависит от принятого для данной системы критерия качества работы, т. е. в зависимости от критерия структурная схема может быть различной.

Если входные условия меняются, то система с постоянными параметрами не будет отвечать условиям оптимальности, т. е. стационарные системы оптимальны только для стационарных возмущений. Внешние возмущения винтомоторной группы можно принять за стационарный колебательный процесс. Однако, как уже указывалось ранее, колебания аэрофотоаппарата от внутренних источников вибраций, накладываясь на колебания аэрофотоаппарата под действием винтомоторной группы и других внешних источников колебания создают довольно сложную картину колебаний аэрофотоаппарата во время цикла его работы. Таким образом, для получения полной оптимальности параметры системы амортизации и сама структура системы должны меняться либо по определенной программе, связанной с законом изменения входного сигнала, либо в функциональной зависимости от той или иной величины (частоты, амплитуды).

Иначе говоря, необходимо строить оптимальную самонастраивающуюся систему, приспособляющуюся к изменяющимся условиям работы системы. Решение этой задачи достаточно сложно как принципиально, так и технически.

При конструировании системы амортизации аэрофотоаппарата необходимо построить структурную схему амортизации таким образом, чтобы она фильтровала наиболее сильно действующие на аэрофотоаппарат колебания с наибольшей амплитудой.

На следующем этапе проектирования необходимо выбрать конкретную схему амортизационной системы, оценить требования к функциональным элементам, определяющим свойства системы в целом (пружинам, резине, пневматике, комбинированному амортизатору и т. д.), получить общее выражение для передаточной функции системы.

Решение этих задач возможно только при оценке конкретных внешних условий и требований, предъявляемых к системе амортизации аэрофотоаппарата.

В каждом конкретном случае проектирования необходимо выбрать такую схему конструкции узла амортизации, которая бы

обеспечивала передачу входного возмущения с оптимальным коэффициентом передачи на всем требуемом диапазоне работы аэрофотоаппарата при определенном уровне помех от внутренних источников вибрации — затвора, механизма выравнивания, лентопротяжного механизма, механизма компенсации сдвига изображений, электродвигателей аэрофотоустановки.

Рассмотрение динамики работы системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» приводит к выводу, что регулируемым параметром должна быть линейная амплитуда колебательного процесса.

Динамика системы, как известно, определяется ее передаточной функцией, которая должна соответствовать требуемым условиям оптимальности. Причем теоретически систему амортизации можно привести к оптимальной введением соответствующих вспомогательных корректирующих элементов и узлов.

Задача определения вида корректирующих элементов и узлов является одной из важных и сложных задач проектирования. Сущность ее сводится к введению в систему таких дополнительных звеньев, которые при включении в схему реальной системы амортизации приводи-

ли бы ее к оптимальной. Так как оптимальная система обеспечивает получение наилучших результатов в соответствии с выбранным критерием, то реальная амортизационная система при включении в нее корректирующих устройств будет обеспечивать требуемое изменение входного воздействия.

Введение корректирующих устройств возможно только в том случае, когда спектральный состав входного колебания хорошо известен.

Конечно, решение этой задачи в большинстве случаев неоднозначно, тем более, что система может быть оптимальной не на всей оси частот колебаний, а на каком-то ограниченном участке частотного диапазона, где влияние колебательного процесса наиболее ощутимо, т. е. выше порога чувствительности $\gamma_{\text{пор}}$ системы аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка.

Существуют три основных способа корректирования системы амортизации: параллельный, последовательный, смешанный.

При параллельном способе корректирования (рис. 5.13, а), к основной системе амортизации добавляется еще и дополнительная система.

При параллельном способе соединения основного и корректирующего упругих элементов при равных статических прогибах

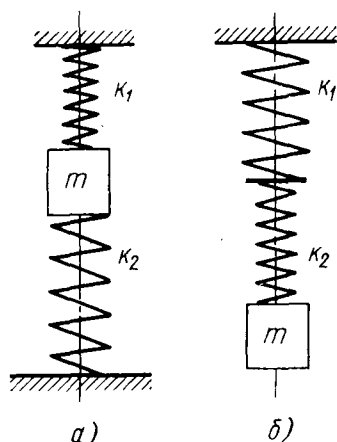


Рис. 5.13. Схемы корректирования

под действием общей нагрузки общий коэффициент упругости будет равен сумме коэффициентов упругости каждого узла:

$$k_{\Sigma} = k_1 + k_2;$$

$$v_{0\Sigma} = \sqrt{v_{01}^2 + v_{02}^2};$$

$$\Delta_{\Sigma} = \frac{\Delta_1 \Delta_2}{\Delta_1 + \Delta_2},$$

где Δ_1 и Δ_2 — статические прогибы каждого из амортизаторов, нагруженных каждый отдельно массой M .

При последовательном соединении этих же упругих элементов (рис. 5.13, б) получим

$$k_{\Sigma} = \frac{k_1 k_2}{k_1 + k_2};$$

$$v_{0\Sigma} = \frac{v_{01} v_{02}}{\sqrt{v_{01}^2 + v_{02}^2}};$$

$$\Delta_{\Sigma} = \Delta_1 + \Delta_2.$$

Параллельное соединение упругих элементов амортизационного угла делает систему более жесткой, а последовательное — более мягкой.

Если N упругих элементов с одинаковыми статическими прогибами $\Delta_{ст}$ соединены последовательно, а затем сгруппированы в M параллельных амортизационных узлов, то статический прогиб всей системы будет равен при одинаковой нагрузке

$$\Delta_{\Sigma} = \frac{N}{M} \Delta_{ст}.$$

Собственные частоты в этом случае будут взаимосвязаны соотношением

$$v_{0\Sigma} = \sqrt{\frac{M}{N}} v_0.$$

Зная частотные характеристики обеих амортизационных узлов, можно определить и построить частотную характеристику всего амортизационного узла в целом.

Полученные результаты и конструктивные проработки дают возможность приступить к оценке спроектированной системы амортизации аэрофотоаппарата.

В процессе проектирования необходимо провести суммарную оценку качества амортизации согласно выбранному критерию. Особое внимание следует обратить на динамическую точность, надежность, конструктивность.

Оценка амортизационной системы по точности заключается в определении тех отклонений, которые будут характеризовать

поведение аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке в течение выдержки.

Величина относительного времени установления системы, определяющая продолжительность переходного процесса, может быть получена из равенства

$$\xi = \frac{t_{уст}^{пор}}{T_{след}}, \quad (5.98)$$

где $t_{уст}^{пор}$ — время установления системы до пороговой чувствительности $\gamma_{пор}$ или пороговой амплитуды $\varphi_{пор}$; $T_{след}$ — период следования измеряемого колебания.

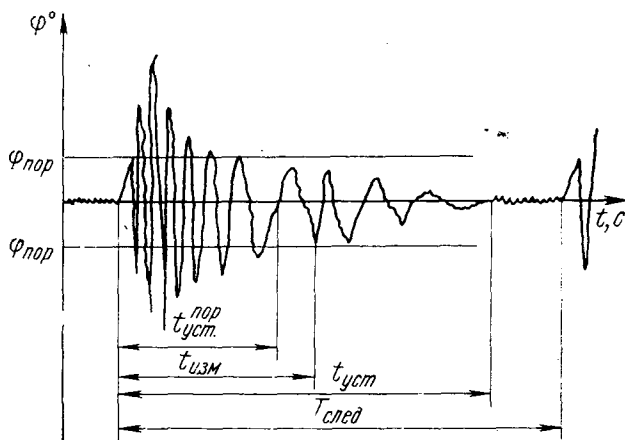


Рис. 5.14. График колебаний аэрофотоаппарата во время цикла

Время переходного процесса, являясь важной характеристикой амортизационной системы, определяет ее быстродействие, т. е. быстроту реагирования на изменения внешних возмущений (рис. 5.14).

При проектировании системы необходимо обеспечить выполнение условий неравенства

$$\xi \ll \frac{t_{изм}}{T_{след}}. \quad (5.99)$$

5.10. РАСЧЕТ АЭРОФОТОУСТАНОВКИ ИЗ УСЛОВИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТРЕБУЕМОГО КАЧЕСТВА ИЗОБРАЖЕНИЯ

Для определения величины максимального сдвига изображения в фокальной плоскости аэрофотоаппарата вследствие колебания системы применяются формулы (5.16) и (5.37).

Величина суммарной нерезкости вследствие сдвига изображения в фокальной плоскости аэрофотоаппарата во время выдержки из-за колебаний системы будет определяться для случая независимого действия колебаний следующей зависимостью:

$$\Delta_{\Sigma_0} = \sqrt{\Delta_x^2 + \Delta_y^2 + \Delta_z^2 + \delta_x^2 + \delta_y^2 + \delta_z^2}, \quad (5.100)$$

где Δ_{Σ_0} — суммарная нерезкость, суммарный сдвиг при отсутствии аэрофотоустановки.

Введем следующие коэффициенты для линейных и угловых коэффициентов передачи аэрофотоаппарата:

линейный коэффициент передачи по оси OX

$$q_x = \frac{\omega}{\mathfrak{M}} t_{\Phi};$$

линейный коэффициент передачи по оси OY

$$q_y = \frac{\omega}{\mathfrak{M}} t_{\Phi};$$

линейный коэффициент передачи по оси OZ

$$q_z = \frac{r}{f'_k} \frac{\omega}{\mathfrak{M}} t_{\Phi}; \quad (5.101)$$

угловой коэффициент передачи вокруг оси OX

$$q'_x = \frac{f_k'^2 + r^2 \cos^2 \alpha}{f'_k} \frac{2\omega}{l} t_{\Phi};$$

угловой коэффициент передачи вокруг оси OY

$$q'_y = \frac{f_k'^2 + r^2 \sin^2 \alpha}{f'_k} \frac{2\omega}{l} t_{\Phi}$$

угловой коэффициент передачи вокруг оси OZ

$$q'_z = r \frac{2\omega}{l_x} t_{\Phi}.$$

Величина суммарной нерезкости Δ_{Σ_0} , возникающая из-за вибрации аэрофотоаппарата без аэрофотоустановки, во время выдержки может быть записана с учетом коэффициентов передачи как

$$\Delta_{\Sigma_0} = \sqrt{q_x^2 s_x^2 + q_y^2 s_y^2 + q_z^2 s_z^2 + q'_x{}^2 s_z^2 + q'_y{}^2 s_z^2 + q'_z{}^2 s_x^2}, \quad (5.102)$$

или при условии равенства амплитуд $s_x = s_y = s_z = s_0$ и группировании коэффициентов передачи по осям в виде

$$\Delta s_0 = \sqrt{\bar{q}'_x s_0^2 + \bar{q}'_y s_0^2 + \bar{q}'_z s_0^2}, \quad (5.103)$$

где $\bar{q}'_x = \sqrt{q_x^2 + q_x'^2}$ — коэффициент передачи аэрофотоаппарата по оси OX ;

$\bar{q}'_y = \sqrt{q_y^2 + q_y'^2}$ — коэффициент передачи аэрофотоаппарата по оси OY ;

$\bar{q}'_z = \sqrt{q_z^2 + q_z'^2}$ — коэффициент передачи аэрофотоаппарата по оси OZ .

Окончательно можем записать

$$\Delta s_0 = \bar{q}'_{\Sigma} s_0, \quad (5.104)$$

где $\bar{q}'_{\Sigma} = \sqrt{\bar{q}'_x^2 + \bar{q}'_y^2 + \bar{q}'_z^2}$ — суммарный коэффициент передачи аэрофотоаппарата;

s_0 — линейная амплитуда вибрации аэрофотоаппарата без аэрофотоустановки.

Для оценки влияния аэрофотоустановки на уменьшение величины суммарного сдвига изображения Δs_0 в фокальной плоскости аэрофотоаппарата введем понятие о коэффициенте передачи аэрофотоустановки или коэффициенте амортизации $K_{ам}$. Коэффициент амортизации характеризует изменение амплитуды колебаний точек крепления аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке по сравнению с амплитудой колебаний этих же точек без аэрофотоустановки при тех же возмущающих условиях, т. е.

$$K_{ам} = \frac{s_{ам}}{s_0}, \quad (5.105)$$

где $K_{ам}$ — коэффициент амортизации;

$s_{ам}$ — амплитуда колебаний точек крепления аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке.

Будем считать, что коэффициенты амортизации для всех шести степеней свободы и для всех амортизаторов одинаковы.

Тогда формулы для коэффициентов качества системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» по каждой из трех осей будут следующими:

$$\begin{aligned} \bar{q}_x &= \bar{q}'_x K_{ам}; \\ \bar{q}_y &= \bar{q}'_y K_{ам}; \\ \bar{q}_z &= \bar{q}'_z K_{ам}, \end{aligned} \quad (5.106)$$

где \bar{q}_x — коэффициент качества системы по оси OX ;

\bar{q}_y — коэффициент качества системы по оси OY ;

\bar{q}_z — коэффициент качества системы по оси OZ .

Всю систему «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» можно охарактеризовать суммарным коэффициентом качества системы при условии независимого возбуждения колебаний. Этот коэффициент будет определять степень улучшения качества оптического изображения в фокальной плоскости аэрофотоаппарата при фотографировании с аэрофотоустановкой по сравнению с качеством оптического изображения при фотографировании без аэрофотоустановки в тех же условиях действия возмущающих сил.

Величина суммарного коэффициента качества системы будет определяться следующей формулой:

$$\bar{q}_\Sigma = \sqrt{\bar{q}_x^2 + \bar{q}_y^2 + \bar{q}_z^2}. \quad (5.107)$$

Величина суммарного сдвига вследствие вибрации аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке будет

$$\Delta_\Sigma = \bar{q}_\Sigma s_0. \quad (5.108)$$

Задаваясь максимально допустимым значением суммарного сдвига Δ_Σ , возникающего при вибрации, и амплитудой колебания s_0 в месте крепления аэрофотоаппарата на самолете, можно для данной конструкции аэрофотоаппарата найти величину суммарного коэффициента качества, которая будет определять, в свою очередь, значения коэффициентов амортизации для различных условий работы системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка».

Сравнение влияния линейных и угловых колебаний аэрофотоаппарата на величину суммарного сдвига оптического изображения в фокальной плоскости позволяет упростить формулы для определения коэффициентов передачи аэрофотоаппарата. Действительно, величины коэффициентов передачи аэрофотоаппарата \bar{q}'_x , \bar{q}'_y и \bar{q}'_z по каждой из трех осей OX , OY и OZ будут определяться величинами угловых коэффициентов передачи аэрофотоаппарата q'_x , q'_y и q'_z при вращении его вокруг соответствующих осей, так как линейные коэффициенты передачи аэрофотоаппарата q_x , q_y и q_z при существующих максимальных возмущениях на самолете во много раз меньше угловых коэффициентов передачи.

Например, для аэрофотоаппарата с $f' = 100$ мм при $H = 1000$ м, $\omega = 400$ 1/с, $t_\Phi = 1/150$ с и $r = f'$ величины линейных коэффициентов передачи будут равны, т. е.

$$q_x = q_y = q_z = 2,66 \cdot 10^{-4},$$

а величины угловых коэффициентов передачи аэрофотоаппарата для этих же условий равны

$$q'_x = q'_y = 2,66 \text{ и } q'_z = 1,33.$$

Можно сделать вывод, что влиянием линейных колебаний аэрофотоаппарата вдоль осей OX , OY и OZ на величину суммарного сдвига оптического изображения в фокальной плоскости аэрофотоаппарата можно пренебречь.

В этом случае величины коэффициентов передачи аэрофотоаппарата вдоль каждой из осей OX , OY и OZ будут соответственно равны

$$\bar{q}'_x = q'_x; \bar{q}'_y = q'_y; \bar{q}'_z = q'_z,$$

а суммарный коэффициент передачи аэрофотоаппарата будет определяться формулой

$$\bar{q}'_\Sigma = \sqrt{q_x'^2 + q_y'^2 + q_z'^2} \quad (5.109)$$

В общем виде величина коэффициента амортизации $K_{ам}$ определяется следующим образом.

1. Определяют суммарный коэффициент качества системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» \bar{q}'_Σ по формуле (5.108). Величинами Δ_Σ и s_0 задаются из конкретных требований к материалам воздушного фотографирования и условий работы системы.

2. Находят суммарный коэффициент передачи аэрофотоаппарата \bar{q}'_Σ по формуле (5.109).

3. Определяют величины коэффициента амортизации аэрофотоустановки $K_{ам}$ из выражения

$$K_{ам} = \frac{\bar{q}_\Sigma}{\bar{q}'_\Sigma}. \quad (5.110)$$

Используя вычисленную величину $K_{ам}$, проводят дальнейший расчет параметров аэрофотоустановки.

Величина коэффициента амортизации $K_{ам}$ аэрофотоустановки может быть определена при использовании графиков, построенных на основании выведенных зависимостей [31].

По известной зависимости коэффициента амортизации системы $K_{ам}$ от отношения частот вынужденных ν и собственных ν_0 колебаний и коэффициента затухания системы γ

$$K_{ам} = \frac{1}{\sqrt{\left[1 - \left(\frac{\nu}{\nu_0}\right)^2\right]^2 + \gamma^2 \left(\frac{\nu}{\nu_0}\right)^2}}$$

можно определить частоту собственных колебаний системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» для различных значений коэффициента затухания системы.

Частота собственных колебаний ν_0 системы совместно с массой системы \mathfrak{M} определяют необходимую упругость амортизаторов p для рассматриваемого случая затухания:

$$p = \frac{\omega_0^2 \mathfrak{M}}{1 - \frac{\lambda^2}{4\pi^2}}, \quad (5.111)$$

где λ — логарифмический декремент затухания.

5.11. ПОВЕРОЧНЫЙ РАСЧЕТ СИСТЕМЫ АМОРТИЗАЦИИ АЭРОФОТОАППАРАТА

Одна из задач расчета системы амортизации состоит в определении величин частот собственных колебаний системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» по каждой из шести степеней свободы. Причем, так как спектр внешних возмущений имеет довольно широкие пределы, то для того чтобы система не имела несколько резонансных частот колебаний, необходимо, чтобы частоты собственных колебаний системы по всем степеням свободы были равны или приблизительно равны. Это особенно относится к частотам угловых колебаний аэрофотоаппарата. Конструктивно эта задача решается соответствующим выбором жесткости амортизационных узлов и их взаимным расположением.

Для расчета системы амортизации необходимо знать спектр частот возбуждения, действующих на систему «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка». Эти частоты должны быть определены заранее и выданы конструктору в виде таблицы или графика.

Порядок расчета аэрофотоустановки

1. Определение массы системы и координат центра тяжести по данным таблицы исходных величин и конструктивной схеме изолируемого аэрофотоаппарата (рис. 5.15) [10].

Результаты вычислений заносят в табл. 5.2.

Координаты центра тяжести амортизируемой системы относительно выбранных осей координат могут быть определены из следующих зависимостей

$$x_0 = \frac{\mathfrak{M}x_{1\mathfrak{E}}}{\mathfrak{M}_{\Sigma}}; \quad y_0 = \frac{\mathfrak{M}y_{1\mathfrak{E}}}{\mathfrak{M}_{\Sigma}}; \quad z_0 = \frac{\mathfrak{M}z_{1\mathfrak{E}}}{\mathfrak{M}_{\Sigma}}. \quad (5.112)$$

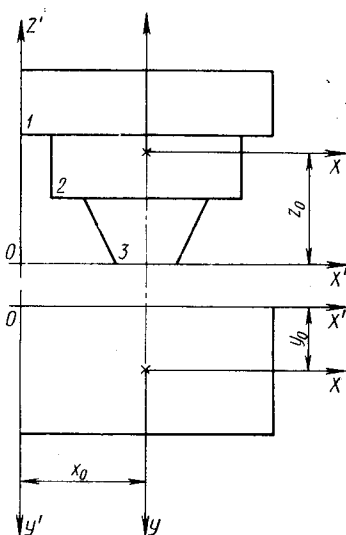


Рис. 5.15. Геометрическая схема аэрофотоаппарата

Таблица 5.2

№ по пор.	Габаритные размеры частей аэрофотоаппарата				Масса части аэрофотоаппарата M_i	Координаты центров тяжести частей аэрофотоаппарата относительно осей OX' , OY' и OZ'			Статические моменты относительно осей OX' , OY' и OZ'		
	a	b	b'	c		x_1	y_1	z_1	$M_i x_1$	$M_i y_1$	$M_i z_1$
1											
2											
3											
					M_2				$M x_{1\Sigma}$	$M y_{1\Sigma}$	$M z_{1\Sigma}$

2. Определение моментов инерции аэрофотоаппарата относительно главных центральных осей инерции OX , OY и OZ . Результаты вычислений заносят в табл. 5.3.

Таблица 5.3

№ по пор.	Координаты центров тяжести частей аэрофотоаппарата относительно осей, проходящих через центр тяжести аэрофотоаппарата			Моменты инерции частей аэрофотоаппарата относительно осей, проходящих через их центры тяжести параллельно осям OX , OY и OZ			Дополнительные моменты инерции		
	x_2	y_2	z_2	I_x°	I_y°	I_z°	$M(y_2^2 + z_2^2)$	$M(x_2^2 + z_2^2)$	$M(y_2^2 + x_2^2)$
1									
2									
3									
				$I_{x\Sigma}^\circ$	$I_{y\Sigma}^\circ$	$I_{z\Sigma}^\circ$	$I_{x\Sigma}^{\Delta}$	$I_{y\Sigma}^{\Delta}$	$I_{z\Sigma}^{\Delta}$

Находим значения моментов инерции аэрофотоаппарата относительно главных центральных осей инерции OX , OY и OZ по следующим формулам:

$$\begin{aligned} I_x &= I_{x\Sigma}^0 + I_{x\Sigma}^{\Delta}; \\ I_y &= I_{y\Sigma}^0 + I_{y\Sigma}^{\Delta}; \\ I_z &= I_{z\Sigma}^0 + I_{z\Sigma}^{\Delta}. \end{aligned} \quad (5.113)$$

3. Определение числа амортизаторов и их наиболее выгодного расположения с учетом требований к системе амортизации во-

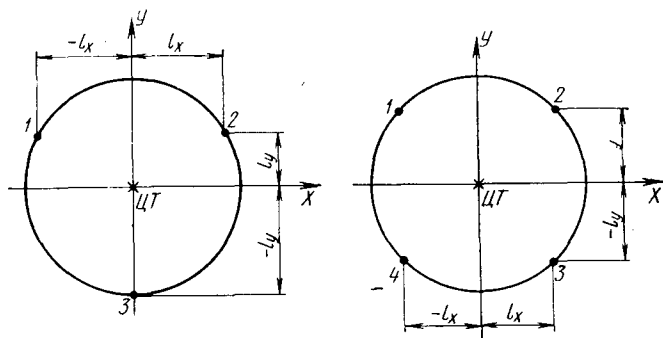


Рис. 5.16. Схема размещения амортизаторов

обще и аэрофотоаппарату в частности. Обычно число амортизаторов равно 4 или 3. Принятые обозначения приведены на схеме размещения амортизаторов (рис. 5.16).

Значения величин, вычисленных для дальнейшего определения коэффициентов уравнения частот, можно записать в табл. 5.4.

Таблица 5.4

№ по пор.	l_x	l_y	l_z	$l_{x\Sigma}^2$	$l_{y\Sigma}^2$	$l_{z\Sigma}^2$	p_x	p_y	p_z
1									
2									
3									
4									
				$l_{x\Sigma}^2$	$l_{y\Sigma}^2$	$l_{z\Sigma}^2$	$p_{x\Sigma}$	$p_{y\Sigma}$	$p_{z\Sigma}$

Примечание. Координаты точек крепления амортизаторов необходимо брать со своим знаком.

При проектировании системы виброзащиты необходимо соблюдать следующие требования.

1. Точки крепления амортизаторов к изолируемому объекту должны лежать в одной плоскости, в этой же плоскости должен находиться центр массы изолируемой системы.

2. Точки крепления амортизаторов к изолируемому объекту должны располагаться на равных расстояниях от центра массы системы; в этом случае коэффициенты жесткости всех амортизаторов по направлению главных осей инерции, совпадающих с направлением координатных осей, проходящих через центр массы системы, должны быть соответственно равны

$$\begin{aligned} p_{x_1} &= p_{x_2} = p_{x_3} = \dots = A_{x_n}; \\ p_{y_1} &= p_{y_2} = p_{y_3} = \dots = p_{y_n}; \\ p_{z_1} &= p_{z_2} = p_{z_3} = \dots = p_{z_n}. \end{aligned} \quad (5.114)$$

3. Общая грузоподъемность амортизаторов должна быть равна или больше максимально возможной силы тяжести аэрофотоаппарата

$$F_1 + F_2 + F_3 + \dots + F_n \geq F. \quad (5.115)$$

Для уменьшения угловых колебаний аэрофотоаппарата необходимо, чтобы составляющие силы тяжести, действующие на амортизаторы, были направлены вдоль осей амортизаторов или параллельно им, а статистические прогибы всех амортизаторов в этом случае должны быть равны, т. е. должно выполняться равенство

$$\Delta_{ст} \sum_{i=1}^{i=n} p_{z_i} = \mathfrak{M}g = F, \quad (5.116)$$

где $\Delta_{ст}$ — статический прогиб амортизатора;
 p_{z_i} — коэффициент жесткости амортизатора.

Центр массы изолируемого объекта должен совпадать с точкой приложения равнодействующей параллельных сил, действующих вдоль осей амортизаторов. При начале координат в центре массы системы необходимо выполнить условие равенства соответствующих моментов

$$F_1 l_{x_1} + F_2 l_{x_2} + F_3 l_{x_3} + \dots + F_n l_{x_n} = 0. \quad (5.117)$$

Решая совместно уравнения (5.116) и (5.117) при заданных значениях l_{x_i} , l_{y_i} и l_{z_i} , можно получить расчетные значения грузоподъемности F_i всех амортизаторов, по величине которых и выбирают необходимые амортизаторы.

Очень часто конструктору приходится использовать не один, а два или несколько амортизаторов, объединяя их в один амортизационный узел.

При конструировании аэрофотоустановки рекомендуется использовать равночастотные амортизаторы, которые облегчают монтаж оборудования. Равночастотные амортизаторы (рис. 5.17) позволяют получать одинаковые смещения точек крепления их к изолируемому объекту, несмотря на разные удаления от центра масс изолируемой системы, т. е. независимо от действующей на них нагрузки.

Равночастотные амортизаторы автоматически изменяют свою жесткость в зависимости от действующей на них нагрузки, что обеспечивает постоянство собственной частоты всей изолируемой системы, т. е. отношение коэффициента жесткости к величине изолируемой массы при действии различных нагрузок остается примерно одинаковым.

Основной частью равночастотного амортизатора является коническая пружина. В зависимости от величины нагрузки, действующей вдоль оси пружины, часть витков выключается и при этом жесткость амортизационного узла увеличивается.

Достаточно актуальной в настоящее время продолжает оставаться проблема амортизации аэрофотоаппарата от действия низкочастотных колебаний. В этом случае аэрофотоустановка должна включать устройство для локализации низкочастотных колебаний и устройство для локализации высокочастотных колебаний.

Эта задача может быть решена при помощи электромагнитного пружинно-жидкостного демпфера.

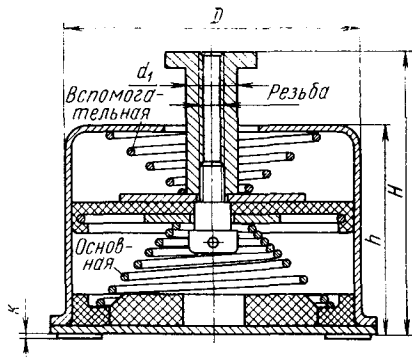


Рис. 5.17. Равночастотный амортизатор

5.12. ВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ АЭРОФОТОАППАРАТА НА ЕГО КОЛЕБАНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО ОСЕЙ КООРДИНАТ

Известно, что при опорах, свободных от трения и расположенных в плоскости центра тяжести системы с полной свободой вращательного движения, никакие угловые колебания не будут влиять на устойчивость амортизируемой системы. Линейные перемещения не будут преобразовываться в угловые, если точки опоры достаточно точно расположены в одной плоскости с центром тяжести системы. Однако в этом случае отсутствуют средства для ограничения влияния внешних и особенно внутренних сил, непосредственно воздействующих на аэрофотоаппарат, а изменение распределения нагрузки при перематке аэрофото-

пленки в кассете нарушает точность расположения центра тяжести системы относительно точек опоры.

Рассмотрим систему, условно установленную на двух амортизационных узлах (рис. 5.18).

Нарушение в процессе эксплуатации начальных условий равновесия системы приводит к тому, что прогибы амортизационных

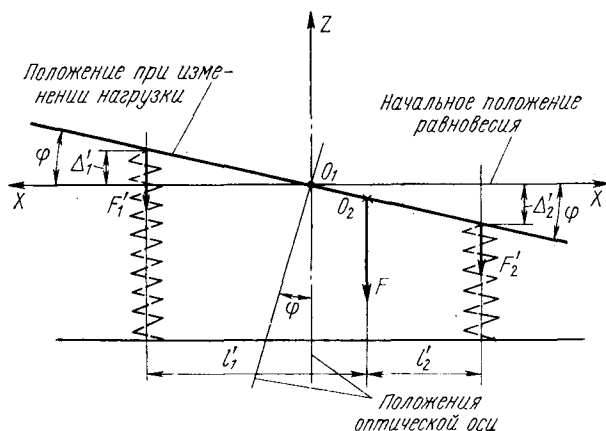


Рис. 5.18. Схема изменения нагрузки

узлов вследствие изменения нагрузки, действующей на них, изменяются:

$$\Delta'_1 = \frac{F'_1}{p_1} = \frac{F_2}{p_1}; \quad (5.118)$$

$$\Delta'_2 = \frac{F'_2}{p_2} = \frac{F_1}{p_2}.$$

В этих формулах

Δ'_1 и Δ'_2 — прогибы амортизационных узлов после изменения нагрузки;

p_1 и p_2 — коэффициенты жесткости амортизационных узлов;

F_1 и F_2 — начальные нагрузки, действующие на амортизационные узлы;

F'_1 и F'_2 — нагрузки, действующие на амортизационные узлы после перемотки пленки со сматывающей катушки на наматывающую и равные

$$F'_1 = F \frac{p_2 l_2}{p_1 l} \quad \text{и} \quad F'_2 = F \frac{p_1 l_1}{p_2 l}, \quad (5.119)$$

где F — суммарная нагрузка, действующая на амортизаторы;

l_1 и l_2 — удаление амортизационных узлов от центра тяжести системы;

l — расстояние между амортизационными узлами.

Прогибы амортизационных узлов после перемотки пленки принимают значения, при которых плоскость, проходящая через центр тяжести системы и точки крепления, отклоняется от своего первоначального положения.

В общем случае углы, образованные горизонтальной линией, определяющей начальное положение центра тяжести и точек крепления, и линиями, соединяющими центр тяжести с точками крепления, после изменения нагрузки и соответственно прогибов не будут одинаковыми.

Значения этих углов могут быть определены по формулам

$$\varphi_1'' = \frac{\Delta_1'}{l_1'} \varrho'' \quad \text{и} \quad \varphi_2'' = \frac{\Delta_2'}{l_2'} \varrho'' \quad (5.120)$$

или после подстановки вместо Δ_1' и Δ_2' их значений из формул (5.118)

$$\varphi_1'' = \frac{F_2}{p_1 l_1'} \varrho'' \quad \text{и} \quad \varphi_2'' = \frac{F_1}{p_2 l_2'} \varrho''. \quad (5.121)$$

Из формул видно, что угол наклона аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке есть функция прогибов амортизационных узлов Δ_1' и Δ_2' положения центра тяжести системы относительно амортизационных узлов l_1' и l_2' , p_1 больше p_2 и при работе системы F_1 уменьшается, а F_2 увеличивается. Следовательно, без использования специальных балансировочных устройств прогибы Δ_1' и Δ_2' не могут быть равными по величине и направлению или оставаться на весь период работы системы равными нулю.

Рассмотрим две возможные схемы размещения частей аэрофотоаппарата и оценим их с точки зрения изменения положения центра тяжести системы (рис. 5.19).

Из приведенных схем можно сделать следующие выводы. Изменение положения центра тяжести происходит вдоль горизонтальной оси OX (рис. 5.19, а):

1) центр тяжести не остается в той же горизонтальной плоскости;

2) центр тяжести не остается в той же вертикальной плоскости;

3) прогибы амортизационных узлов в связи с изменяющимися нагрузками становятся неодинаковыми.

Изменение положения центра тяжести происходит вдоль вертикальной оси OZ (рис. 5.19, б):

1) центр тяжести не остается в той же горизонтальной плоскости;

- 2) центр тяжести остается в той же вертикальной плоскости;
 3) нагрузки на амортизационные узлы не меняются и прогибы остаются постоянными.

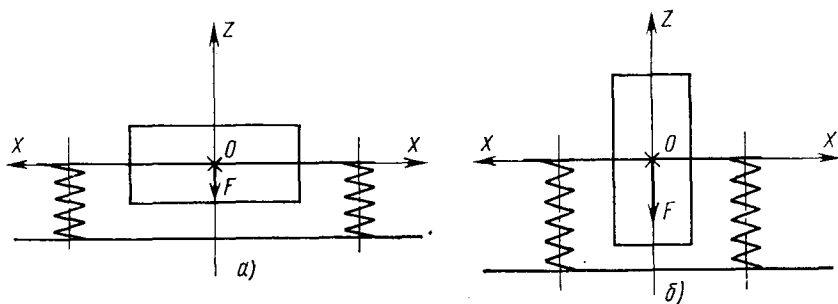


Рис. 5. 19. Схемы размещения частей аэрофотоаппарата

Рассмотрим динамику работы системы аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка и напишем уравнение моментов для приведенных выше схем:

$$\mathfrak{M} \frac{d^2 z}{dt^2} z_0 = \Delta'_1 p_1 l_1 + \Delta'_2 p_2 l_2. \quad (5.122)$$

Переходя к углу поворота системы, как определяющему ее положение в пространстве относительно осей координат с началом в центре тяжести системы, получим

$$\varphi'' = \left(\frac{\Delta'_1 + \Delta'_2}{l} \right) \varrho'' = \frac{\mathfrak{M} \frac{d^2 z}{dt^2} z_0}{p_1 l_1 l} \varrho'' = \frac{\mathfrak{M} \frac{d^2 z}{dt^2} z_0}{p l_2 l} \varrho''. \quad (5.123)$$

Чтобы сохранялось равновесие системы в течение всего времени работы аэрофотоаппарата, угол φ должен быть равен нулю. Для этого необходимо, чтобы соблюдалось равенство

$$\mathfrak{M} \frac{d^2 z}{dt^2} z_0 = 0. \quad (5.124)$$

В этом случае суммарный момент инерционных сил, приложенный к центру тяжести системы, не будет вызывать угловых отклонений системы от первоначального положения равновесия. Из формулы (5.124) видно, что это возможно лишь при $z_0 = 0$, т. е. центр тяжести системы и точки крепления лежат в одной горизонтальной плоскости.

При компоновке системы по схеме рис. 5. 19, б такое состояние равновесия может быть только в один какой-то момент времени, допустим, в начальный. Во всех остальных случаях условие равенства нулю угла φ не будет соблюдаться, и так как центр тяжести системы не будет лежать в горизонтальной плоскости, проходящей через точки крепления аэрофотоаппарата на аэрофото-

установке, то действующие на систему возмущения всегда будут создавать инерционный момент.

Для схемы компоновки системы (см. рис. 5.19, а) характерно соблюдение условий равновесия в течение всего периода работы. Для уменьшения влияния на работу системы инерционных сил при изменении положения центра тяжести целесообразно распределить перемещение центра тяжести системы относительно плоскости, проходящей через точки крепления аэрофотоаппарата к аэрофотоустановке. Распределение перемещения должно быть таким, чтобы середина его приходилась на эту горизонтальную плоскость.

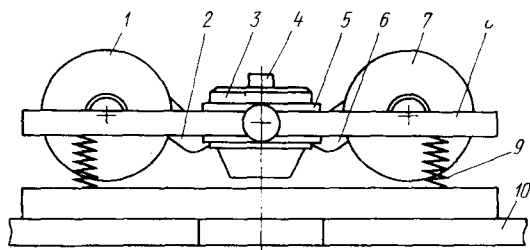


Рис. 5.20. Схема аэрофотоаппарата с независимыми катушками

Наиболее перспективными схемами с большим запасом аэрофотоплёнки с точки зрения постоянства положения центра тяжести системы следует считать схемы аэрофотоаппарата с независимыми катушками и гибкой их связью с аэрофотокамерой (рис. 5.20), а также схемы аэрофотоаппарата с плавающими полуосями катушек и уменьшенными их фланцами.

На рис. 5.20 приведена схема аэрофотоаппарата с отдельным независимым размещением катушек-кассет, позволяющая принципиально неограниченно увеличивать запас плёнки.

Аэрофотокамера 3 и катушки-кассеты 1 и 7 расположены на одной общей амортизированной платформе 8, связанной с корпусом самолета 10 упругими элементами 9. Аэрофотокамера, кроме того, ставится на гиросtabilизирующую аэрофотоустановку 5, расположенную на этой же платформе 8. Общая платформа позволяет автоматически вводить угол сноса для всей системы одновременно и амортизировать все внешние и внутренние возмущения. Гиросtabilизирующая аэрофотоустановка служит только для стабилизации оптической оси аэрофотокамеры. Ввиду отсутствия переменной весовой нагрузки при перемотке аэрофотоплёнки и малой массы аэрофотокамеры аэрофотоустановка будет работать более надёжно и точно.

Сматывающая 1 и наматывающая 7 катушки-кассеты размещены независимо от аэрофотокамеры. Они соединены с ней

мягкими светонепроницаемыми рукавами 2 и 6, защищающими аэрофотопленку от света и выполняющими функции накопителей аэрофотопленки. Это позволяет исключить кинематическую связь аэрофотокамеры с катушками-кассетами.

Гиросtabilизирующая установка может быть выполнена в виде двухсиловой установки, с которой жестко связана аэрофотокамера через внутреннее кольцо карданового подвеса 2. Оба гироскопических узла стабилизируют аэрофотокамеру по осям стабилизации, которые одновременно являются осями карданового подвеса системы гиросtabilизации, а оси вращения внутренних рамок гироскопа являются осями прецессии. Наличие специального высокоточного датчика 4 обеспечивает коррекцию положения осей стабилизации. Гиросtabilизирующая установка работает в условиях постоянного местоположения центра тяжести системы, так как перемещение аэрофотопленки со сматывающей катушки на наматывающую не оказывает влияния на систему стабилизации. Все возмущения от внутренних и внешних источников амортизируются общей платформой 8 аэрофотокамеры.

Представляет интерес система косвенной стабилизации оптической оси аэрофотоаппарата, выполненная в виде оптического клина с изменяющимся углом, расположенным перед объективом аэрофотоаппарата. Угол клина есть функция положения оптической оси в пространстве и зависит от отклонения оси от направления местной вертикали в данной точке пространства.

Математически взаимосвязь параметров системы может быть представлена следующей зависимостью для малых углов:

$$\varepsilon = \Delta\varphi(n - 1)^{-1},$$

где ε — угол оптического клина;

$\Delta\varphi$ — угол отклонения оптической оси аэрофотоаппарата от направления местной вертикали в данной точке;

n — показатель преломления оптического клина.

Для обеспечения возможности изменения угла клина в зависимости от величины угла отклонения от направления местной вертикали оптической оси аэрофотоаппарата он выполнен в виде двух стеклянных плоскопараллельных пластинок, между которыми находится жидкость. Причем, показатель преломления жидкости соответствует показателю преломления пластинок. Так как аэрофотоаппарат может занимать в пространстве произвольное положение, то для стабилизации оптической оси аэрофотоаппарата необходимо знать углы $\Delta\varphi_x$ и $\Delta\varphi_y$ отклонения ее от направления местной вертикали в плоскостях ZOX и ZOY . Эти углы отклонения определяются специальными датчиками углового положения, расположенными на аэрофотоаппарате. Электрические сигналы с этих датчиков, пропорциональные углам отклонения оптической оси в соответствующей плоскости, по-

даются на механизмы поворота плоскопараллельных пластинок. Каждая пластинка обрабатывает угол отклонения только в одной своей плоскости, т. е.

$$\varepsilon_x = \Delta\varphi_x (n - 1)^{-1},$$

$$\varepsilon_y = \Delta\varphi_y (n - 1)^{-1}.$$

Такая система стабилизации достаточно проста, малогабаритна, потребляет мало энергии, обеспечивая высокую точность стабилизации. К недостаткам ее можно отнести увеличение световых потерь при прохождении светового потока через клин.

Стабилизация оптической оси аэрофотоаппарата может быть осуществлена также зеркальной насадкой, расположенной в гиросtabilизирующей установке.

Одним из основных агрегатов современных аэрофотоаппаратов является командный прибор КП, основная функция которого заключается в дистанционном управлении и контроле за работой всего аэрофотосъемочного оборудования.

Получение высококачественных аэрофотоснимков невозможно без учета параметров фотографирующей системы, параметров полета, характеристик фотографируемой ситуации и определения их оптимального соотношения.

Сложность командного прибора и выполняемые им функции определяются задачами, решаемыми данным аэрофотоаппаратом.

Командные приборы автоматических аэрофотоаппаратов делятся на две группы:

- 1) командные приборы аэрофотоаппаратов, работающих по импульсной схеме;
- 2) командные приборы аэрофотоаппаратов, работающих по непрерывной схеме.

При работе аэрофотоаппарата по импульсной схеме главная задача командного прибора состоит в периодической подаче через установленный на нем интервал времени электрических сигналов на исполнительные механизмы, участвующие в отработке цикла.

При работе аэрофотоаппарата по непрерывной схеме главная задача командного прибора состоит в регулировании скорости вращения исполнительного двигателя в широком диапазоне для обеспечения требуемых значений интервалов от T_{\min} до T_{\max} . Эта же задача может быть решена установкой между электродвигателем и исполнительным механизмом редуктора с изменяющимся передаточным отношением.

Продолжительность цикла $T_{\text{ц}}$ у аэрофотоаппаратов, работающих по импульсной схеме, постоянная, а у аэрофотоаппаратов, работающих по непрерывной схеме, продолжительность цикла определяется величиной интервала между циклами T , т. е. изменяется в зависимости от скорости вращения привода аэрофотоаппарата.

Временной интервал между двумя следующими друг за другом циклами определяется по формуле (рис. 6. 1).

$$T = \frac{l(1-k)}{W} \frac{H}{f'_k}, \quad (6.1)$$

где l — размер снимка вдоль направления полета;
 k — коэффициент продольного перекрытия;
 W — путевая скорость самолета;
 H — высота фотографирования.

Иногда эту формулу записывают в виде

$$T = \frac{bH}{Wf'_k}, \quad (6.2)$$

где $b = l(1-k)$ — базис воздушного фотографирования.

Интервал воздушного фотографирования определяет величину перекрытия на аэрофотоснимках, что особенно важно для целей стереофотограмметрии.

Изменение величины интервала при воздушном фотографировании может осуществляться ступенчато или бесступенчато. В первом случае эту задачу решают дискретные механизмы, во втором — механизмы непрерывного действия.

Диапазон интервалов современных аэрофотоаппаратов от $1 \div 2$ до $90 \div 100$ с и определяется назначением аэрофотоаппарата.

В современных командных приборах изменение величины интервала между циклами осуществляется бесступенчатыми механизмами, что обеспечивает увеличение числа возможных интервалов.

Точность установки интервала по лимбу командного прибора с использованием нониуса составляет 0,1 с.

Для обеспечения выполнения всего комплекса задач, стоящих перед аэрофотооборудованием, командные приборы должны:

- включать и выключать все аэрофотооборудование;
- позволять устанавливать и выдерживать требуемый интервал между циклами;

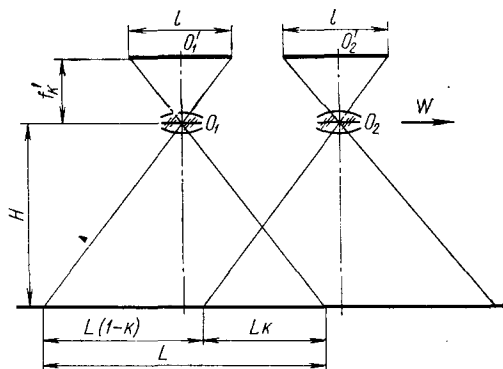


Рис. 6.1. К выводу формулы интервала воздушного фотографирования

- контролировать работу всего аэрофотооборудования;
- сигнализировать о наличии неисправностей аэрофотооборудования;
- автоматически учитывать число проведенных циклов;
- обеспечивать необходимую величину коэффициента перекрытия.

Командный прибор может также обеспечивать возможность установки значений фактических или эффективных выдержек аэрофотозатвора и диафрагмы, полученных при аэроэкспонетрическом расчете, если аэрофотоаппарат работает без системы автоматического регулирования экспозиции (АРЭ). Командные

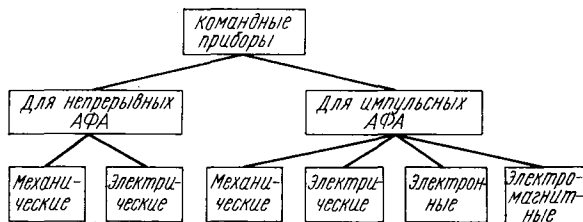


Рис. 6.2. Классификация командных приборов

приборы могут быть одинарные и сдвоенные. Сдвоенные командные приборы (СКП) служат для управления работой двух аэрофотоаппаратов одновременно.

Для решения различных задач современное аэрофотооборудование должно работать совместно с бортовым навигационно-вычислительным комплексом. В этом случае командный прибор аэрофотоаппарата служит также для соединения аэрофотооборудования с бортовым навигационно-вычислительным комплексом и работает одновременно с ним.

Расширение задач, решаемых аэрофотооборудованием, и полная автоматизация всего аэрофотосъемочного процесса потребовали создания специальных пультов управления, позволяющих следить и контролировать работу всех приборов, участвующих в процессе воздушного фотографирования.

Все приборы и устройства, определяющие работу аэрофотооборудования, входят в группу приборов управления (ПУ). К приборам управления относятся: командные приборы КП или СКП; пульты или блоки управления ПУ или БУ; датчики скорости изображения ДСИ; счетно-решающие устройства, работающие совместно с датчиками скорости ДС и датчиками высоты РВ; автоматы регулирования экспозиции АРЭ со светоприемными устройствами СУ.

На рис. 6.2 приведена классификация командных приборов по способу решения ими основной задачи — изменения временного интервала между следующими друг за другом циклами.

Приборы управления должны позволять достаточно просто и быстро изменять параметры работы аэрофотооборудования в требуемом диапазоне.

Для облегчения дальнейшей фотограмметрической обработки снимков часть информации фиксируется на аэрофотопленке (по углам снимка или в межкадровом промежутке) или фотографируется специальным фоторегистратором, входящим в комплект аэрофотооборудования. Управление работой вспомогательной аппаратуры осуществляется по сигналам с КП.

Самостоятельную группу составляют командные приборы и приборы управления аэрофотоаппаратов с оптической и с механической компенсацией сдвига изображения (ОКСИ и МКСИ соответственно), а также командные приборы щелевых (АЩАФА) и панорамных (ПАФА) аэрофотоаппаратов. Основным назначением всех этих командных приборов является обеспечение синхронизации скорости перемещения изображения со скоростью пленки или со скоростью компенсации. Эта задача решается полуавтоматическим или автоматическим определением и вводом значений путевой скорости W и высоты фотографирования H или их отношения. Одновременно с решением этой задачи командные приборы таких аэрофотоаппаратов обеспечивают еще и автоматическую установку временного интервала между циклами. Исключение составляют лишь щелевые аэрофотоаппараты, у которых пленка движется непрерывно.

Основу электронных командных приборов с установкой временного интервала составляют электронные реле времени (ЭРВ), которые достаточно подробно рассмотрены в литературе. Командный прибор такого типа имеется в АФА-МИИГАиК [2].

В настоящее время наиболее широко в кадровых аэрофотоаппаратах используются командные приборы электромеханического типа (интервалометры).

6.1. КОМАНДНЫЕ ПРИБОРЫ С УСТАНОВКОЙ ВРЕМЕННОГО ИНТЕРВАЛА (ИНТЕРВАЛОМЕТРЫ)

Почти все современные кадровые аэрофотоаппараты имеют командный прибор, одна из задач которого состоит в подаче через определенный промежуток времени, равный интервалу воздушного фотографирования, электрического импульса для осуществления очередного цикла.

На рис. 6.3 приведена принципиальная кинематическая схема командного прибора, позволяющего выдерживать необходимый временной интервал между циклами. Основными механизмами этого командного прибора являются механизм интервалов, центральный механизм и приводной механизм.

Механизм установкой интервалов включает установочный лимб 1 с нокаутом 2 и рычаг 13 с контактами $K1$, который жестко соединен с лимбом 1 . Величина интервала между цик-

лами определяется углом между неподвижным упором 5 и контактами К1, положение которых зависит от угла поворота установочного лимба 1.

Центральный механизм предназначен для подачи импульса тока при замыкании пусковых контактов К1 через определенные установленные интервалы времени. Центральный механизм

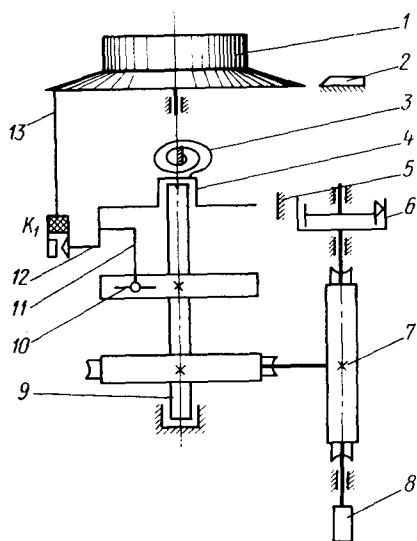


Рис. 6.3. Кинематическая схема командного прибора

располагается на оси 9 командного прибора, на которой жестко укреплено храповое колесо 10. Над храповым колесом расположен механизм откидного рычага 4, который свободно вращается на оси 9. Откидной рычаг при помощи шарнирно закрепленной на нем собачки 11, выступ которой во время отработки цикла периодически входит в зацепление с храповым колесом 10, поворачивается до тех пор, пока укрепленная на нем текстолитовая пластинка 12 не замкнет контакты К1. В этот момент выступ собачки 11 выйдет из зацепления с храповым колесом 10 и под действием спиральной пружины 3 откидной рычаг 4 возвратится в исходное положение, определяемое неподвижным упором 5.

Приводной механизм состоит из электродвигателя 8 со стабилизированным числом оборотов и двухступенчатого червячного редуктора 7. Приводной механизм служит для вращения центрального механизма с постоянной угловой скоростью. Регулирование числа оборотов двигателя обеспечивается встроенным центробежным регулятором 6. Это повышает точность выдерживания установленного интервала между циклами и обеспечивает требуемое значение продольного перекрытия.

Кинематический расчет командного прибора

Задача кинематического расчета командного прибора заключается в определении расчетных характеристик электродвигателя (угловой скорости или числа оборотов) и параметров кинематической цепи (передаточного отношения от приводного механизма на центральный механизм), а также размеров установочного лимба интервалов.

Задаваясь линейным размером между делениями установочного лимба, определяют линейный размер оцифрованной части установочного лимба, т. е. размер его рабочей части для обеспечения заданного диапазона интервалов фотографирования от T_{\min} до T_{\max}

$$L = l_0 T_{\max}, \quad (6.3)$$

где L — линейный размер оцифрованной части лимба;

l_0 — линейный размер между делениями лимба.

Для определения диаметра установочного лимба $D_{\text{л}}$ необходимо задаться величиной оцифрованной части лимба в угловой мере. Пусть оцифрованная часть лимба составляет φ° . Тогда

$$D_{\text{л}} = \frac{L}{\pi} \frac{360^\circ}{\varphi^\circ} \quad (6.4)$$

или

$$D_{\text{л}} = \frac{l_0 T_{\max}}{\pi} \frac{360^\circ}{\varphi_{\max}^\circ}. \quad (6.5)$$

Если величина $D_{\text{л}}$ берется с округлением, то необходимо, используя формулу (6.5), произвести перерасчет для определения нового значения l_0 , соответствующего округленному значению $D_{\text{л}}$.

При определении параметров электродвигателя будем исходить из следующих соображений. Время $T_{\text{п}}$ одного полного оборота центрального механизма при известных значениях максимального интервала T_{\max} и величины оцифрованной части установочного лимба в угловой мере φ_{\max}° можно определить по формуле

$$T_{\text{п}} = T_{\max} \frac{360^\circ}{\varphi_{\max}^\circ}. \quad (6.6)$$

Угловая скорость центрального механизма $\omega_{\text{ц.м}}$ и угловая скорость $\omega_{\text{д}}$ рассчитанного и выбранного по каталогу электродвигателя определяют величину передаточного отношения i между приводным и центральным механизмами:

$$i = \frac{\omega_{\text{д}}}{\omega_{\text{ц.м}}} = \frac{360^\circ T_{\max}}{\varphi_{\max}^\circ} \omega_{\text{д}}. \quad (6.7)$$

В дальнейшем это передаточное отношение разбивается по ступеням в зависимости от конкретной конструкции приводного механизма. В рассматриваемом случае имеем две червячные передачи, следовательно,

$$i = i_1 i_2.$$

Для передачи движения от приводного механизма на откидной рычаг может быть использовано храповое колесо с собачьей

кой или электромагнитное устройство, притягивающее систему откидного рычага на определенное время, равное установленному на лимбе интервалу между циклами. В этом случае откидной рычаг будет играть роль якоря электромагнита. Точность работы такого устройства во многом зависит от параметров спиральной пружины, возвращающей откидной рычаг в исходное положение к неподвижному упору, и параметров электромагнита, а также от согласованности в их работе.

При определении параметров спиральной пружины откидного рычага исходят из допустимой ошибки интервала ΔT_{\max} при максимальном интервале T_{\max} , которая появляется в результате возвращения откидного рычага в исходное положение после замыкания контактов К1

$$\Delta T_{\max} = 0,01 T_{\max} \Delta T \%, \quad (6.8)$$

где $\Delta T_{\max} \%$ — максимальная ошибка интервала в процентах при максимальном интервале между циклами, которая задается проектировщику.

Напишем дифференциальное уравнение движения системы откидного рычага под действием момента M , развиваемого пружиной при ее закручивании на угол φ ,

$$M\eta - I_{\text{пр}} \frac{d^2\varphi}{dt^2} = 0, \quad (6.9)$$

где $I_{\text{пр}}$ — приведенный момент инерции системы откидного рычага;

$\varepsilon = \frac{d^2\varphi}{dt^2}$ — ускорение системы откидного рычага при движении ее после замыкания контактов.

Для упрощения решения задачи и с достаточной для практических целей точностью будем считать момент и ускорение постоянными. В этом случае закон движения системы откидного рычага под действием момента M будет описываться уравнением

$$\varphi_i = \frac{\varepsilon t_i^2}{2}, \quad (6.10)$$

где φ_i — угловое расстояние между контактами К1 и неподвижным упором;

t_i — время обратного ускоренного пробега углового расстояния φ_i .

Решая совместно уравнения (6.9) и (6.10), получим формулу для определения момента пружины M_i при закручивании ее на угол φ_i

$$M_i = \frac{2I_{\text{пр}}\varphi_i}{t_i^2\eta}. \quad (6.11)$$

Формула (6.11) позволяет определить M_{\max} и M_{\min} при известных значениях параметров системы, которые будут характеризовать жесткость пружины

$$k_{\text{пр}} = \frac{M_{\max} - M_{\min}}{\varphi_{\max}} \quad (6.12)$$

и полный угол ее закручивания

$$\theta_{\max} = \frac{M_{\max}}{k_{\text{пр}}} = \frac{2I_{\text{пр}} \varphi_{\max}^2}{(M_{\max} - M_{\min}) t^2 \eta} \quad (6.13)$$

Мощность электродвигателя командного прибора может быть определена по формуле

$$N = \frac{A_{\max}}{T_{\max} \eta_{\Sigma}} \quad (6.14)$$

В этой формуле η_{Σ} является коэффициентом, учитывающим силы трения в кинематической цепи, а A_{\max} — работа при закручивании спиральной пружины на угол, соответствующий T_{\max} .

Точность выдерживания продольного перекрытия зависит от точности командного прибора. Суммарная ошибка определения временного интервала будет складываться из ошибки кинематической цепи; ошибки из-за непостоянства числа оборотов двигателя; ошибки из-за непостоянства последействия при ударе и амортизации откидного рычага о неподвижный упор; ошибки при установке временного интервала по лимбу и нониусу.

Влияние суммарной относительной ошибки интервала ΔT на ошибку продольного перекрытия Δk может быть оценено формулой

$$\Delta k = \pm \Delta T (1 - k) \quad (6.15)$$

Рассмотрим влияние ошибки установки временного интервала на величину перекрытия. Эта ошибка появляется в связи с тем, что при установке по лимбу временного интервала вычисленное значение его приходится округлять до ближайшего значения интервала. В этом случае ошибка установки, являющаяся следствием округления, будет равна

$$\Delta k_{\Delta t} = \pm \frac{\Delta t (1 - k)}{2T \pm \Delta t} \quad (6.15a)$$

где $\Delta k_{\Delta t}$ — ошибка в перекрытии из-за ошибки установки интервала;

Δt — цена деления шкалы лимба.

Как видно из формулы, влияние ошибки установки интервала уменьшается с возрастанием интервала. Максимальное влияние ошибки установки интервала будет оказывать при непрерывной работе аэрофотоаппарата или на маршруте с интервалом фото-

графирования, близким к продолжительности цикла работы аэрофотоаппарата. Уменьшить влияние ошибки установки интервала можно, уменьшив цену деления шкалы лимба, особенно на малых интервалах, а также применением нониуса.

6.2. КОМАНДНЫЕ ПРИБОРЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВРЕМЕННОГО ИНТЕРВАЛА

Возросшие требования к материалам воздушного фотографирования потребовали разработки специальной автоматической аппаратуры для управления аэрофотооборудованием без участия оператора или при минимальном его участии. В топографических аэрофотоаппаратах важным параметром, определяющим качество аэрофотосъемочного полета, является продольное перекрытие, величина которого установлена в соответствии с требованиями стереофотограмметрии, и может изменяться от 56% до 70%.

Как видно из формулы (6.15), ошибки в продольном перекрытии аэрофотоснимков определяются ошибкой определения и установки временного интервала между следующими друг за другом циклами, величина которого определяется оператором при помощи оптического визира методом аэрофотосъемочных промеров и устанавливается затем на лимбе командного прибора. Такой метод достаточно трудоемок и требует постоянного участия в работе оператора.

При известных и постоянных параметрах полета (высоты H и путевой скорости W) временной интервал может быть определен по аналитической зависимости (6.1) для данных условий фотографирования. Величина временного интервала устанавливается на лимбе командного прибора.

В предвоенные годы у нас и за рубежом были реализованы различные схемы командных приборов полуавтоматического принципа действия [3].

Известен командный прибор с бесконечно движущейся пленкой, в которой чередуются прозрачные и непрозрачные штрихи. В поле зрения этого командного прибора оператор может наблюдать «бег» местности, т. е. движение изображения объектов фотографирования и синхронизировать скорость этого движения со скоростью движущейся пленки. Скорость движения пленки со штрихами в момент синхронизации характеризует требуемый временной интервал между циклами, который устанавливается на лимбе командного прибора.

Этот командный прибор был усовершенствован и в настоящее время является одним из основных средств дистанционного управления и контроля работы аэрофотооборудования, выпускаемого в целях картографирования. Связь командного прибора с аэрофотоаппаратом осуществляется дистанционно, что

не требует специальной установки временного интервала между циклами.

Рассмотрим электронный командный прибор (ЭКП), который в настоящее время используется для дистанционного управления работой аэрофотооборудования [1]. ЭКП — прибор полуавтоматического принципа действия, для его обслуживания необходим оператор.

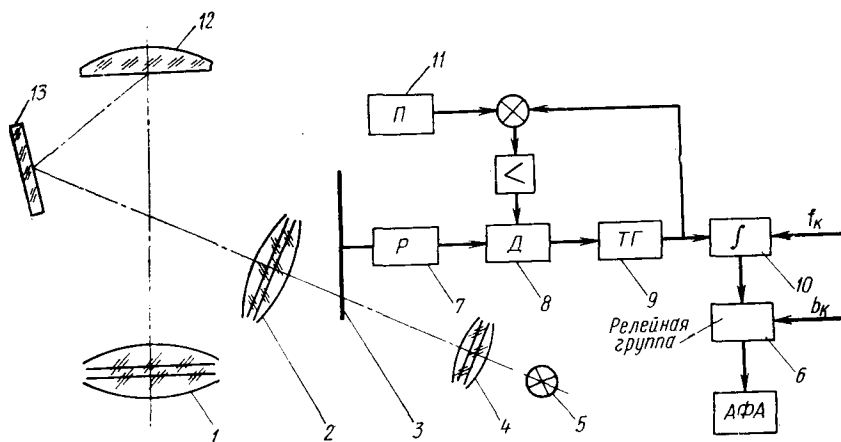


Рис. 6. 4. Блок-схема электронного командного прибора

На рис. 6. 4 приведена принципиальная схема электронного прибора. Основной объектив 1 строит изображение фотографируемых объектов на линзовом экране 12, куда проектируется при помощи дополнительной оптической системы, состоящей из осветителя 5, конденсора 4, вспомогательного объектива 2 и отражающего зеркала 13, изображение светящихся полос. Диск 3 с прорезями вращается через редуктор 7 от двигателя 8, число оборотов которого регулируется потенциометром 11. С двигателем связан тахогенератор 9, сигнал с которого поступает на интегратор 10 и далее через релейную группу 6 в виде прямоугольного импульса на аэрофотоаппарат.

Анализируя формулу (6. 1), приходим к выводу, что для данного аэрофотосъемочного маршрута переменными величинами могут быть путевая скорость W и высота фотографирования H . Тогда формула (6. 1) может быть записана в виде

$$T = C \frac{1}{W/H} \quad (6. 16)$$

В этой формуле

$$C = \frac{l(1-k)}{f'_k} = \frac{b}{f'_k} \quad (6. 17)$$

— коэффициент, характеризующий постоянные параметры аэрофотоаппарата l и f'_k и маршрута k .

Основная задача командного прибора для определения временного интервала будет заключаться в определении переменной величины отношения W/H , т. е. в решении зависимости (6.16). Постоянные параметры аэрофотоаппарата и маршрута могут быть введены в решающее устройство в виде постоянного коэффициента заранее.

Принцип действия ЭКП заключается в визуальном совмещении оператором движущегося изображения местности, проектируемого на матовую поверхность специальной экранной линзы оптического визира, с перемещающимися в том же направлении и по той же поверхности светящимися параллельными полосами.

В момент совмещения указанных изображений скорость вращения двигателя, определяющая скорость движения светящихся полос, будет пропорциональна отношению W/H . С двигателем связан тахогенератор, который вырабатывает напряжение постоянного тока, пропорциональное отношению W/H , поступающее в счетно-решающий блок прибора.

ЭКП может управлять одновременно работой двух аэрофотоаппаратов с одинаковыми или разными фокусными расстояниями, а также позволяет вводить поправку на угол сноса.

Принципиальная схема ЭКП позволяет работать системе от специального автономного датчика отношения W/H , который будет рассмотрен в дальнейшем.

Вопросы автоматизации определения и ввода значений скорости полета и высоты фотографирования или их отношения в настоящее время приобрели особую актуальность. Это объясняется размещением аэрофотооборудования на высокоскоростных носителях и быстрой сменой фотографируемой ситуации и параметров полета.

Как будет показано в дальнейшем в седьмой главе, отношение путевой скорости к высоте фотографирования H определяет также работу механизмов компенсации сдвига изображения. Механизм компенсации сдвига изображения должен все время обеспечивать соблюдение равенства

$$|V_{из}| = |V_{комп}| = f'_k \frac{W}{H}, \quad (6.18)$$

которое является основной математической зависимостью, определяющей работу системы.

Сравнение формул (6.1) и (6.18) показывает, что как в случае определения временного интервала T между циклами, так и в случае компенсации сдвига изображения, решается одна и та же задача: определение переменного отношения $\frac{W}{H}$. Определение этого отношения может быть осуществлено или косвенным

и независимым измерением скорости полета W и высоты фотографирования H в отдельности специальными датчиками с последующей обработкой сигналов с них в счетно-решающем блоке (рис. 6.5) или непосредственным измерением этого отношения оптико-электронными датчиками скорости изображения ДСИ (рис. 6.6) [34, 35].

Для измерения высоты фотографирования в настоящее время используются радиовысотомеры (РВ) или лазерные высотомеры (ЛВ), а для определения скорости полета — специальные измерители воздушной скорости или датчики путевой скорости, к которым относятся доплеровские измерители скорости и сноса

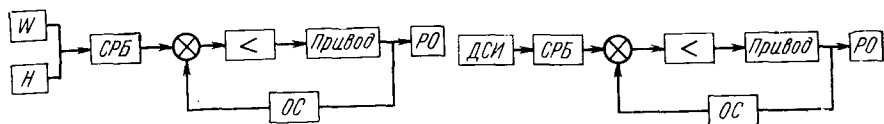


Рис. 6.5. Схема управления механизмом компенсации при косвенном определении W и H

Рис. 6.6. Схема управления механизмом компенсации с использованием ДСИ

(ДИСС). Значения путевой скорости и высоты фотографирования или их отношение определяются с ошибками, допустимые величины которых будут зависеть от параметров фотографирующей системы и требований к качеству аэрофотоснимка.

Следует иметь в виду, что навигационные радиотехнические средства обеспечивают надежную работу на средних высотах. На малых высотах точность определения отношения путевой скорости к высоте фотографирования будет низкой, что ограничивает использование этих средств для управления аэрофотооборудованием.

Для автоматизации управления аэрофотооборудованием более перспективной представляется схема с использованием оптико-электронного датчика скорости изображения (ДСИ) и схема с использованием инерциальных систем навигации совместно с ДСИ.

На рис. 6.7 приведена электрическая схема командного прибора для управления механизмом компенсации сдвига изображения и одновременного определения необходимого временного интервала между циклами из условия получения требуемого перекрытия между снимками.

Электрическая схема командного прибора представляет собой электрический мост, три плеча которого расположены внутри командного прибора, а четвертое плечо, состоящее из двух групп конденсаторов $C1-C2$ и $C3-C4$, поочередно включаемых на режим заряда и разряда коммутатором, является переменным

сопротивлением и располагается внутри аэрофотоаппарата вне командного прибора.

Сопротивление R_1, R_2, R_3 являются юстировочными, а R_W и R_H — потенциометры для ввода значений скорости и высоты полета.

В диагональ моста включен нулевой индикатор, стрелка которого при равновесии моста будет в нулевом положении. В этом

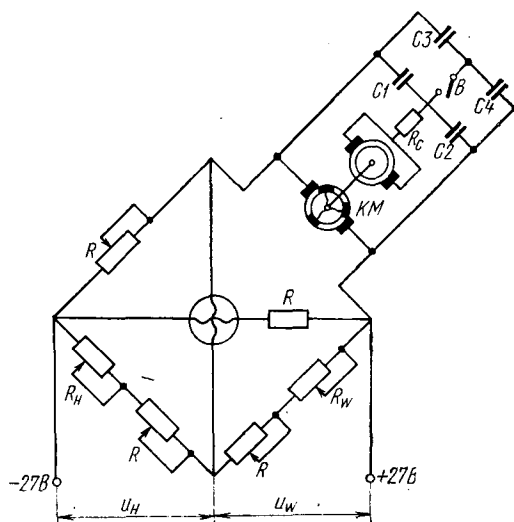


Рис. 6.7. Электрическая схема командного прибора

случае для сбалансированного моста будет иметь место соотношение

$$\frac{R_W}{R_H} = \frac{R_{III}}{R_C}, \quad (6.19)$$

где R_H — сопротивление первого плеча;

R_W — сопротивление второго плеча;

R_{III} — сопротивление третьего плеча;

R_C — сопротивление четвертого плеча.

Нулевое положение индикатора соответствует требуемой скорости компенсации сдвига изображения. Величина скорости компенсации будет обратно пропорциональна сопротивлению четвертого плеча. Средний ток в четвертом плече определяется частотой повторения заряда и разряда конденсаторов, т. е. скоростью переключения коммутатора. Скорость вращения коммутатора

зависит от скорости вращения двигателя механизма компенсации. При сбалансированном положении моста скорость переключения коммутатора, а следовательно, и двигателя механизма компенсации будут соответствовать установленным значениям W и H , т. е. скорости компенсации. Такой командный прибор может работать в автоматическом режиме. В этом случае он должен быть соединен с датчиками высоты и скорости полета.

6.3. АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОМАНДНЫЕ ПРИБОРЫ

Автоматические командные приборы АКП разрабатываются у нас в стране и за рубежом. Их основу составляют оптико-электронные измерители скорости изображения или радионавигационные системы (ДИСС с РВ или ЛВ).

Оптико-электронные измерители скорости изображения могут строиться по принципу оптической корреляции сигналов или на основе пространственно-частотной фильтрации их.

Оптико-электронный датчик скорости изображения (рис. 6.8) состоит из проектирующего объектива 1 , датчика, растровой решетки 2 , конденсора 3 , приемника энергии излучения 4 , электронно-вычислительного тракта 5 со счетно-решающим блоком 6 и командным прибором 7 .

Принцип действия оптико-электронного ДСИ заключается в пространственной фильтрации сигналов от фотографируемых объектов, изображение которых проектируется на неподвижную растровую решетку с известным законом изменения прозрачности. Устройство фирмы Перкин-Эльмер (США) имеет, например, растр с синусоидальным законом изменения прозрачности, известны растры с прямоугольной формой пропускания [3]. Прошедший через объектив и промодулированный решеткой световой поток концентрируется конденсором на светочувствительной площадке приемника энергии излучения ПЛЭ, сигнал с которого будет иметь частоту, равную частоте модуляции светового потока. Частота модуляции будет прямо пропорциональна скорости полета W и обратно пропорциональна высоте полета H , а фокусное расстояние объектива датчика f'_d и шаг решетки Δ определяют величину коэффициента пропорциональности k .

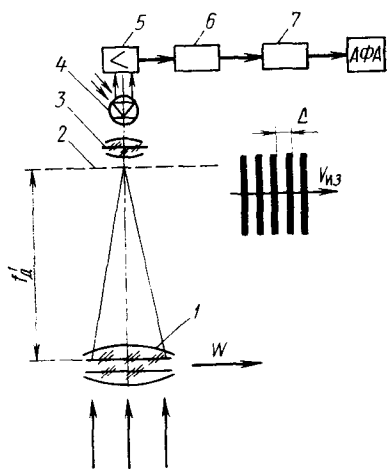


Рис. 6.8. Схема оптико-электронного ДСИ

Параметры датчика и полета будут характеризовать частоту электрических сигналов ν_m на выходе ДСИ, определяемую по формуле

$$\nu_m = \frac{1}{T_m} = \frac{V_{и.д}}{\Delta} = \frac{f'_d W}{\Delta H}, \quad (6.20)$$

где $V_{и.д}$ — скорость изображения в поле анализа изображения датчика;

T_m — период модулированного сигнала

или
$$\nu_m = k \frac{W}{H}. \quad (6.20a)$$

В общем случае частотный спектр электрического сигнала будет достаточно сложным, и для выделения основной гармоники его и использования ее для управления аэрофотоаппаратом необходимо применять различные способы обработки сигнала [26].

Отношение W/H определяется переменной составляющей сигнала с фотоприемника, величина которой характеризуется глубиной модуляции. Глубина модуляции будет тем больше, чем больше разница в светимости высококонтрастных объектов фотографируемой местности и фона.

Растр является пространственно-частотным фильтром и спектр его суммарного сигнала равен квадрату передаточной пространственно-частотной функции раstra, умноженной на спектр Винера фона

$$W(N) = |T_p(N)|^2 W_s(N). \quad (6.21)$$

Сигнал на выходе решетчатого анализатора может быть выражен при известных энергетических параметрах раstra и изображения в виде математической зависимости, связывающей действительную функцию $P(x, y, t)$, определяющую закон пропускания раstra для точек изображения с координатами x и y в момент времени t , и положительной действительной функцией $E'(x, y)$, характеризующей распределение освещенности в плоскости раstra. Суммарный выходной сигнал от различных точек изображения на выходе раstra будет равен световому потоку

$$\Phi = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} P(x, y, t) E'(x, y) dx dy. \quad (6.22)$$

Этот световой поток фокусируется конденсорной системой на светочувствительную площадку фотоприемника.

При определении параметров оптико-электронного ДСИ необходимо принять меры для борьбы с влиянием фоновых засветок, которые будут определять постоянную составляющую выходного сигнала с ПЛЭ. С этой целью ДСИ должен иметь два независимых канала, фотоприемники которых включены пуш-

пульно, что обеспечивает исключение постоянной составляющей фототока от фона фотографируемого участка земной поверхности.

При включении фотоприемников по мостовой схеме возникают определенные трудности при обработке сигналов, т. е. в выделении полезного флуктуирующего сигнала из общего спектра сигнала. Это особенно заметно в том случае, когда полезный переменный сигнал достаточно мал по сравнению с постоянным сигналом от фона. В этом случае ДСИ будет работать в режиме насыщения.

Пространственно-частотный спектр $S(N)$ функции яркости фотографируемого участка местности $B(x, y)$ есть результат прямого преобразования Фурье этой известной функции яркости, т. е.

$$S(N) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} B(x, y) \exp[-j(2\pi N_1 x + 2\pi N_2 y)] dx dy. \quad (6.23)$$

Пространственно-частотный спектр освещенности в плоскости чувствительного слоя ПЛЭ $E'(N)$ может быть определен при известных значениях пространственно-частотных передаточных функций объектива датчика $T_{об}(N)$ и раstra $T_p(N)$ по формуле

$$E'(N) = kS(N)T_{об}(N)T_p(N), \quad (6.24)$$

где k — коэффициент пропорциональности.

Пространственно-частотный спектр выходного сигнала с ПЛЭ определяется спектром освещенности в плоскости изображения при изменении масштаба по оси частот, т. е. перемножением пространственных частот N на скорость изображения $V_{из}$ в датчике ДСИ

$$u(v) = \alpha E'(N, V_{из}), \quad (6.25)$$

где α — масштабный коэффициент.

Датчик скорости изображения, снабженный полосовым растром, при модулировании светового потока от фотографируемых объектов будет взаимодействовать с фоном, который является объектом фотографирования и будет генерировать сигналы от него. Анализ одномерного спектра Винера, являющегося в общем случае статистической характеристикой пространственного распределения энергетической яркости фона, позволяет сделать вывод о нерегулярности фона земной поверхности. Характер генерируемых от фона сигналов в датчиках с неподвижным растровым анализатором обратно пропорционален размерам изображения и частоте. Действительно, растр, рассчитанный на крупные объекты, будет давать значительно большие сигналы, чем растр для мелких объектов. Временной интервал между сигналами в этом случае будет увеличен. Высокочастотный растр для мелких объектов будет генерировать сигнал почти непрерывно,

но уровень сигналов будет очень мал, что потребует выполнения весьма жестких требований в электронно-вычислительном тракте. Высокочастотный растр требует высокого разрешения всей системы и каждого элемента, что не всегда легко осуществить. Компромиссное решение приводит к необходимости выбора периода растра для наибольших и часто встречающихся характерных нерегулярностей фотографируемой ситуации. Однако это решение может отличаться от требований к частоте растра, необходимой для реальной среднестатистической характеристики нерегулярности фона, что является недостатком такого решения. В связи с этим одним из основных требований к оптико-электронному ДСИ следует считать необходимость обеспечения устойчивой и надежной работы при пропадании сигнала, что требует использования блока памяти.

Рассматривая характер пропускания растра и его влияние на генерацию сигналов фона, следует иметь в виду, что при синусоидальной форме пропускания растра генерация сигналов уменьшается по сравнению с генерацией сигналов растром со ступенчатым характером пропускания.

Для уменьшения влияния возможных фоновых ситуаций оптическая система ДСИ должна быть достаточно узкоугольной, что позволит уменьшить вероятность изменения фазы полезного сигнала. ДСИ должен быстро реагировать на полезный сигнал и входить в режим работы.

Оптико-электронные ДСИ отличаются автономностью работы; пассивным принципом действия; малыми габаритами и массой и небольшой величиной потребляемой энергии; высокой точностью и возможностью работы в широком диапазоне изменения входных параметров.

К недостаткам ДСИ следует отнести необходимость достаточного количества высококонтрастных объектов на местности для устойчивой работы системы и влияние на его работу слоя атмосферы; сложность обработки и выделения полезного сигнала, а также наличие блока памяти.

Точность работы ДСИ зависит также от динамических и статических углов наклона, так как в этом случае в спектре выходного сигнала будут иметь место дополнительные спектральные составляющие, для устранения которых необходима фильтрация полезного сигнала и рациональный выбор диапазона рабочих частот. Наиболее сильно влияют на точностные параметры ДСИ низкочастотные составляющие, одной из причин появления которых является различная светимость объектов фотографируемой ситуации.

На работу ДСИ влияет также наличие угла сноса. В этом случае выходной сигнал с датчика может являться управляющим сигналом для автоматического введения поправки на угол сноса, так как сигнал будет характеризовать рассогласование

между вектором скорости движения ДСИ и вектором скорости движения изображения в нем.

Весьма перспективным представляется использование для определения отношения путевой скорости к высоте фотографирования различного рода корреляторов для обработки сигнала, отраженного от местности. Принцип работы таких устройств заключается в сравнении двух сигналов, полученных от одного и того же объекта фотографирования в различные моменты времени. На рис. 6.9, а приведена упрощенная принципиальная

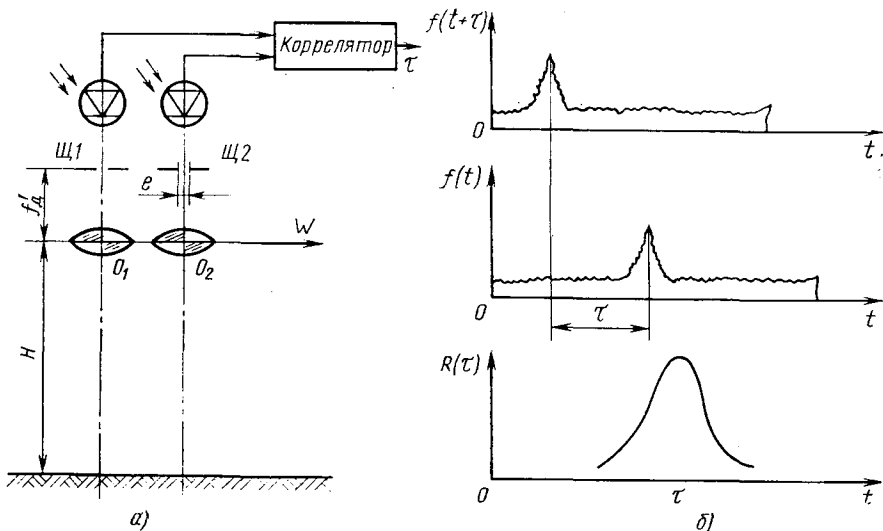


Рис. 6.9. Схема двухщелевого коррелятора

схема двухщелевого коррелятора, имеющего два идентичных канала, которые последовательно сканируют местность, над которой пролетает носитель. Сигнал с первого канала после определенной временной задержки сравнивается с сигналом второго канала, сдвинутого по времени относительно сигнала первого канала на величину временной задержки τ , равную

$$\tau = \frac{e}{V_{из}} = \frac{e}{f_d' W / H}, \quad (6.26)$$

как это и видно из рис. 6.9, б. В этом случае, когда временная задержка сигнала первого канала будет равна временной задержке между сигналами τ , определяемой по формуле (6.26), сигнал на выходе коррелятора будет максимален. Это будет свидетельствовать о совпадении сигналов по обоим каналам и о соответствии скорости регулируемого объекта скорости изображения. Электрический сигнал на выходе коррелятора при

совпадении сигналов по обоим каналам будет пропорционален отношению W к H . Время анализа сигналов в корреляторе от одного и того же объекта ограничивается временным интервалом, величина которого будет зависеть от размеров объекта и параметров датчика. В общем случае сигналы будут носить случайный характер:

$$R(\tau) = \frac{1}{T} \int_0^T f(t) f(t + \tau) dt. \quad (6.27)$$

Относительная простота корреляционного метода определения отношения W к H и высокая точность (0,1%) предопределяют его широкое использование для решения различных задач в целях аэрофотосъемки и навигации. Такими задачами могут быть компенсация сдвига изображения, расчет и отработка интервалов между циклами, измерение отклонений и исправление курса, определение и контроль экспозиции, определение высоты фотографирования.

Дальнейшее развитие командных приборов направлено на обеспечение полной автоматизации процесса фотографирования без какого-либо участия оператора созданием электронных командных приборов, работающих совместно с бортовым навигационно-вычислительным комплексом.

Глава 7. НЕТОПОГРАФИЧЕСКИЕ АЭРОФОТОАППАРАТЫ

В процессе воздушного фотографирования возникают сдвиги изображения, влияние которых необходимо учитывать. Они могут быть трех видов:

первый — равномерный сдвиг, являющийся следствием поступательного движения самолета;

второй — вызывается вибрационными колебаниями самолета или его частей, которые обусловлены винтомоторной группой, а также вибрационными колебаниями аэрофотоаппарата под действием внутренних динамических факторов;

третий — медленное периодическое движение самолета относительно его среднего положения в полете.

Относительное влияние каждого из этих трех видов сдвигов изображения на уменьшение разрешения деталей земной поверхности зависит от скорости и высоты полета самолета.

Величина допустимого сдвига изображения при аэрофото съемке определяется добротностью фотографирующей системы в целом, т. е. совокупностью «объектив + фотослой». Если добротность фотографирующей системы мала, то допустимый сдвиг изображения может быть большим, а если добротность велика, — достаточно малым.

Соотношение между сдвигом изображения и его влиянием на разрешающую способность аэрофотоснимка имеет очень сложную зависимость. Это влияние будет определяться контрастом объектов, параметрами фотоэмульсии, характеристикой оптической системы аэрофотоаппарата и многими другими параметрами.

Величина сдвига изображения на аэрофотоснимке характеризуется размытостью изображения контуров объектов фотографирования, т. е. наличием в изображении зоны перехода между яркостью объекта или детали и окружающим фоном.

В этой главе рассматриваются методы уменьшения влияния сдвига изображения от поступательного движения самолета.

7.1. СДВИГ ИЗОБРАЖЕНИЯ И ТРЕБОВАНИЯ К МЕХАНИЗМАМ ЕГО КОМПЕНСАЦИИ

При расчете и конструировании специальных аэрофотоаппаратов для фотографирования на больших скоростях и малых вы-

сотах, с больших высот, в различных спектральных диапазонах, в ночных условиях и т. д. необходимо, чтобы фотографирующая система обеспечивала возможность получения аэрофотоснимков высокого качества изображения. Это относится как к энергетическим параметрам изображения, так и к геометрическим.

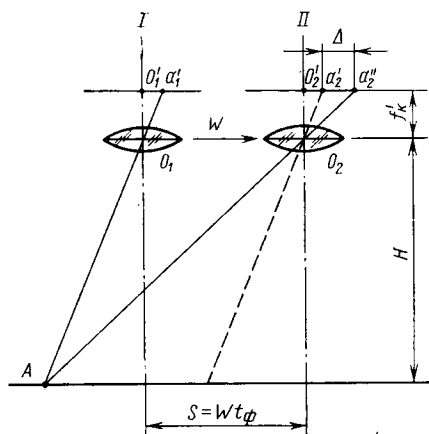


Рис. 7.1. Схема образования сдвига изображения

Одной из причин, ухудшающих качество изображения, является сдвиг изображения (рис. 7.1) из-за перемещения в течение выдержки самолета совместно с аэрофотоаппаратом относительно фотографируемого участка. На рис. 7.1 показаны два положения аэрофотоаппарата: I — в момент открывания затвора и II — в момент закрывания затвора. Отрезок $a_2'a_2''$ характеризует величину геометрического сдвига изображения

$$\Delta = V_{\text{из}} t_{\phi}. \quad (7.1)$$

В этой формуле $V_{\text{из}}$ — скорость оптического изображения в фокальной плоскости аэрофотокамеры, равная путевой скорости самолета W в масштабе фотографирования, т. е.

$$V_{\text{из}} = W \frac{f'_k}{H}. \quad (7.2)$$

Тогда

$$\Delta = W \frac{f'_k}{H} t_{\phi}. \quad (7.3)$$

Формулу (7.3) иногда записывают с учетом приведенного сдвига изображения S :

$$\Delta = s \frac{1}{m}, \quad (7.4)$$

где m — знаменатель масштаба фотографирования.

Из формул (7.1), (7.2), (7.3), (7.4) видно, что величина сдвига изображения с увеличением скорости полета, фокусного расстояния и фактической выдержки увеличивается, а с увеличением высоты фотографирования уменьшается.

Необходимость обнаружения на снимке малоразмерных и малоконтрастных объектов земной поверхности предъявляет достаточно жесткие требования в отношении допустимого сдвига

изображения. Применение в качестве приемника света фотопленок с высокой разрешающей способностью и низкой светочувствительностью еще более ограничивают величину допустимого сдвига изображения. Сдвиг изображения приводит к образованию на границе изображения детали и фона переходной области, в пределах которой величина экспозиции, а следовательно, и оптическая плотность изображения постепенно изменяются от значений, соответствующих яркости изображения детали, до значений, соответствующих яркости изображения фона.

Протяженность этой области равна величине геометрического сдвига изображения Δ_r . На рис. 7.2 показана связь фактического изображения детали на снимке $a_{\text{факт}}$ с учетом геометрического сдвига Δ_r и порогового значения сдвига $\Delta_{\text{пор}}$ при условии, что a_0 — размер изображения детали при отсутствии сдвига изображения. В этом случае

$$a_{\text{факт}} = a_0 + (\Delta_r - 2\Delta_{\text{пор}}). \quad (7.5)$$

Формула (7.5) выведена при условии постоянства скорости изображения за время $t_{\text{ф}}$ и без учета влияния объектива и аэрофотозатвора на распределение энергии в изображении. Из формулы (7.5) и из графика рис. 7.2 видно, что фактический или физический сдвиг изображения $\Delta_{\text{физ}}$ будет меньше геометрического сдвига изображения Δ_r , вычисленного по формуле (7.3), на удвоенную величину $\Delta_{\text{пор}}$, т. е.

$$\Delta_{\text{физ}} = \Delta_r - 2\Delta_{\text{пор}}. \quad (7.6)$$

Величина $\Delta_{\text{пор}}$ зависит также от параметров светочувствительного слоя, от освещенности изображения и его скорости в фокальной плоскости аэрофотоаппарата в момент срабатывания аэрофотозатвора.

Для рассматриваемого на рис. 7.2 случая можно записать

$$\Delta_{\text{пор}} = \Delta_r \frac{H_{\text{пор}}}{H_{\text{max}}}, \quad (7.7)$$

где H_{max} — максимальное значение экспозиции;

$H_{\text{пор}}$ — пороговое значение экспозиции.

Таким образом,

$$\Delta_{\text{физ}} = \Delta_r \left(1 - 2 \frac{H_{\text{пор}}}{H_{\text{max}}} \right) \quad (7.8)$$

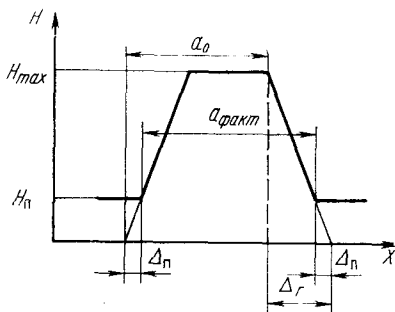


Рис. 7.2. Связь фактического изображения с геометрическим сдвигом и пороговым значением сдвига

и окончательно можем написать

$$\alpha_{\text{факт}} = \alpha_0 + \Delta_r \left(1 - 2 \frac{H_{\text{пор}}}{H_{\text{max}}} \right). \quad (7.9)$$

Важной характеристикой фотографирующей системы является способность ее воспроизводить с достаточным контрастом два объекта или две детали с минимальным расстоянием между ними.

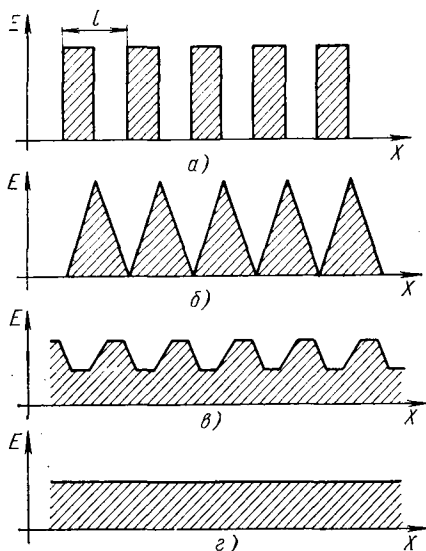


Рис. 7.3. Графики изменения контраста при различных сдвигах изображения:

$$a - \Delta = 0,0; \quad k_{\tau} = 1,0; \quad б - \Delta = 0,5l;$$

$$k_{\tau} = 1,0; \quad в - \Delta = 0,75l; \quad k_{\tau} = 0,44;$$

$$г - \Delta = 1,0l; \quad k_{\tau} = 0,0;$$

Это расстояние в реальных системах ограничивается целым рядом факторов, основными из которых являются aberrации оптической системы, дифракционные явления, обусловленные волновой природой света и светочувствительного слоя. Однако определяющим фактором в воспроизведении двух объектов с минимальным расстоянием между ними является приведенный сдвиг изображения S , который характеризует детализующую способность снимка. Детализующая способность определяет информативность снимка и больше у того снимка, где приведенный сдвиг изображения меньше. На рис. 7.3 приведены графические зависимости контраста изображения k_{τ} от величины сдвига изображения Δ , откуда видно, что для сохранения контраста изображения максимальное значение сдвига изображения не должно превышать половины расстояния между изображениями объектов фотографирования, если размеры объектов равны расстоянию между ними.

При известном значении разрешающей способности фотографирующей системы величина допустимого сдвига изображения

$$\Delta_{\text{доп}} \leq \frac{1}{2RN_{\text{max}}}. \quad (7.10)$$

Тогда из формулы (7.3) можем написать

$$\frac{1}{2RN_{\text{max}}} \geq W \frac{f'_k}{H} t_{\phi}, \quad (7.11)$$

откуда

$$q \geq \frac{H}{W t_{\phi}}. \quad (7.12)$$

Для обеспечения требуемой величины добротности q фотографирующей системы необходимо, чтобы при данных параметрах аэрофотосъемочного полета величина фактической выдержки $t_{\phi} \leq t_{\phi, \text{доп}}$, величина которой определяется как

$$t_{\phi, \text{тон}} = \frac{H}{Wq}. \quad (7.13)$$

Время срабатывания аэрофотозатвора должно быть таким, чтобы, во-первых, получилась требуемая плотность изображения по всему полю изображения, и, во-вторых, таким, чтобы была обеспечена требуемая величина добротности фотографирующей системы. В процессе воздушного фотографирования должно выполняться следующее равенство:

$$t_{\phi, \text{доп}} \geq t_{\phi, \text{н}}, \quad (7.14)$$

или

$$\frac{H}{qW} \geq \frac{40k_{\phi}}{E_{\text{обг}} \left(\frac{2a}{f'_{\kappa}} \right)^2 \tau_1 \tau_2 k_W \eta_{\text{опт}} S_{0,85} \cos^4 W}. \quad (7.15)$$

Если это неравенство не удовлетворяется, сдвиг изображения будет больше допустимого. Уменьшение величины необходимой выдержки ограничивается как параметрами фотографирующей системы, так и энергетическими параметрами фотографируемых объектов, что приводит к уменьшению временного интервала, допускающего возможность фотографирования.

Анализируя значения необходимой и допустимой выдержек для конкретных условий воздушного фотографирования, приходим к выводу, что величина необходимой выдержки, определенная из условий экспонетрического расчета для получения необходимой оптической плотности фотоизображения, превосходит значение допустимой выдержки, определенной из условия сохранения добротности фотографирующей системы. В этом случае приходится применять специальные меры для искусственного уменьшения скорости изображения в фокальной плоскости аэрофотоаппарата, что может быть осуществлено при помощи специального устройства, работающего по принципу механической МКСИ или оптической ОКСИ компенсации сдвига изображения. Для указанных методов компенсации сдвига изображения необходимо выполнение равенства (7.16)

$$\Delta V = V_{\text{из}} - V_{\kappa} = 0. \quad (7.16)$$

Воспользуемся понятием добротности фотографирующей системы для обоснования точностных параметров механизмов компенсации сдвига изображения. Введем понятие текущей добротности $q_{\text{тек}}$:

$$q_{\text{тек}} = \frac{H}{Wt_{\phi}} = \frac{H}{s}. \quad (7.17)$$

Для нормальной работы механизма компенсации сдвига изображения необходимо, чтобы в момент фотографирования величина текущей добротности $q'_{\text{тек}}$ с учетом влияния механизма компенсации сдвига изображения равнялась расчетной величине добротности фотографирующей системы, т. е.

$$q - q'_{\text{тек}} = 0. \quad (7.18)$$

Влияние механизма компенсации сдвига изображения на качество изображения оценим величиной показателя компенсации K , который определяется следующим отношением

$$K = \frac{q}{q'_{\text{тек}}}, \quad (7.19)$$

и показывает, во сколько раз надо изменить скорость изображения в фокальной плоскости, чтобы обеспечить требуемую расчетную добротность фотографирующей системы. Эффективность механизма компенсации сдвига изображения может быть охарактеризована коэффициентом относительной компенсации сдвига изображения

$$\xi = \frac{q'_{\text{тек}}}{q}. \quad (7.20)$$

Величина ξ должна стремиться к единице, и, чем меньше ξ будет отличаться от единицы, тем эффективнее будет работа механизма компенсации сдвига изображения и тем выше будет качество изображения.

Допустимое значение коэффициента относительной компенсации сдвига изображения $\xi_{\text{доп}}$ характеризует требуемую точность работы механизма компенсации

$$\xi_{\text{доп}} = \frac{q'_{\text{тек min}}}{q}. \quad (7.21)$$

Иногда этот коэффициент выражают в процентах

$$\xi \% = \frac{q'_{\text{тек min}}}{q} 100\%. \quad (7.22)$$

Величина относительной ошибки при компенсации сдвига изображения может быть определена из следующей зависимости:

$$\nabla = \frac{q - q'_{\text{тек}}}{q}, \quad (7.23)$$

откуда

$$\nabla = 1 - \xi,$$

или в процентах

$$\nabla \% = (1 - \xi) 100\%. \quad (7.24)$$

Применяемые в настоящее время методы МКСИ и ОКСИ не обеспечивают полной компенсации сдвига изображения для всех точек снимка, что объясняется методическими и инструментальными погрешностями. В первую очередь это относится к несоответствию истинной высоты фотографирования для центральных точек снимка и для точек изображения на краю снимка, что является причиной различия скоростей изображения этих точек. Это особенно характерно при фотографировании с больших высот широкоугольными фотографирующими системами, так как дополнительно требует учета еще и кривизны земной поверхности.

Если оптическая ось аэрофотоаппарата отклонена от вертикали на угол φ , то скорость изображения для различных точек снимка

$$V_{\text{изф}} = \frac{W}{H} f'_k \frac{\cos(\varphi \pm \beta)}{\cos \beta}. \quad (7.25)$$

К механизмам компенсации сдвига изображения предъявляются следующие требования:

- они должны обеспечивать необходимую точность компенсации сдвига изображения для всех точек снимка;
- не должны влиять на работу других механизмов аэрофотоаппарата;
- не должны ухудшать качество изображения;
- должны обеспечивать возможность достаточно простого управления и изменения скорости компенсации в требуемом диапазоне.

Точность работы механизмов компенсации сдвига изображения зависит также от степени синхронизации скорости изображения со скоростью пленки или со скоростью клиньев. В случае нарушения синхронизации может иметь место явление недокомпенсации. В этом случае скорость изображения будет больше скорости компенсации. Явление перекомпенсации наступает в том случае, когда скорость изображения становится меньше скорости компенсации. В обоих этих случаях на снимке образуется остаточный сдвиг изображения $\Delta_{\text{ост}}$, равный по абсолютному значению

$$\Delta_{\text{ост}} = (V_{\text{из}} - V_{\text{к}}) t_{\text{ф}} = \Delta V t_{\text{ф}}, \quad (7.26)$$

где ΔV — абсолютное значение разности скоростей.

7.2. МЕТОД МЕХАНИЧЕСКОЙ КОМПЕНСАЦИИ СДВИГА ИЗОБРАЖЕНИЯ (МКСИ)

Сущность метода МКСИ заключается в перемещении пленки в момент фотографирования таким образом, чтобы остаточный сдвиг изображения, определяемый равенством (7.26), был равен нулю. Это возможно, когда скорость изображения равна ско-

рости компенсации или скорости пленки. Таким образом, в течение цикла пленка перемещается в фокальной плоскости с двумя отличными друг от друга скоростями: со скоростью компенсации V_K и скоростью перемотки V_{II} (рис. 7.4). Причем, так как $V_{II} > V_K$, то это позволяет

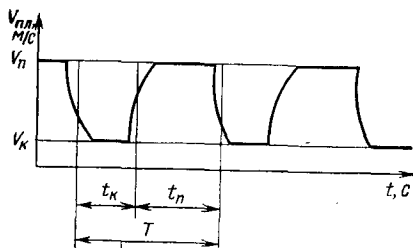


Рис. 7.4. График изменения скорости движения пленки во время цикла при механическом методе компенсации

уменьшить продолжительность цикла и обеспечить получение требуемого коэффициента перекрытия. Изменение скорости компенсации происходит плавно или ступенчато в достаточно широких пределах, определяемых предельными значениями высоты и скорости фотографирования, т. е. H_{\max} и W_{\min} , и H_{\min} и W_{\max} .

При конструировании механизма МКСИ необходимо знать соотношение между

временем компенсации t_K и временем перемотки t_{II} . Взаимосвязь параметров при методе МКСИ определяется равенствами

$$l + l_0 = V_K t_K + V_{II} t_{II} \quad (7.27)$$

$$t_K + t_{II} = T_{\text{цикл}}, \quad (7.28)$$

и откуда

$$t_K = \frac{\kappa l (1 - k) - (l + l_0)}{(\kappa - 1) V_K} \quad (7.29)$$

$$t_{II} = \frac{l_K + l_0}{(\kappa - 1) V_K}. \quad (7.30)$$

В этих формулах

$l + l_0$ — длина пленки, перематываемой в течение цикла;

κ — отношение скорости перемотки аэрофотопленки к скорости компенсации;

k — коэффициент перекрытия;

$T_{\text{цикл}}$ — продолжительность цикла, равная минимальному интервалу фотографирования.

Введем обозначение

$$\mu = \frac{t_{II}}{t_K}. \quad (7.31)$$

Подставив в эту формулу выражения (7.29) и (7.30) для t_{II} и t_K получим окончательно

$$\kappa > \frac{l + l_0}{l(1 - k)}. \quad (7.32)$$

Приведенная зависимость является основой для определения конструктивных параметров механизма МКСИ.

Движение пленки в аэрофотоаппаратах с МКСИ осуществляется механизмом перемотки измерительно-тянущего типа, который позволяет достаточно просто управлять механизмом перемотки и обеспечивает требуемую точность компенсации.

В известных конструкциях отечественных и зарубежных аэрофотоаппаратов с МКСИ компенсация осуществляется или движением только пленки, или совместным перемещением пленки с кассетой, или пленки выравнивающим стеклом.

При механическом методе компенсации сдвига изображения МКСИ необходимо выполнить следующие основные требования:

1) в момент срабатывания фотозатвора фотопленка должна перемещаться равномерно в фокальной плоскости фотокамеры в направлении движения оптического изображения со скоростью компенсации, равной скорости изображения:

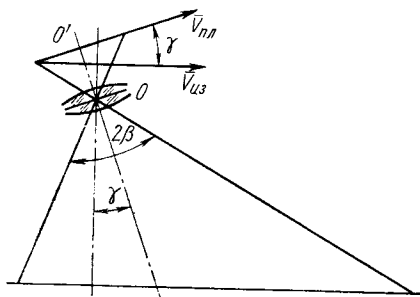


Рис. 7.5. Схема образования остаточного сдвига изображения в случае отклонения оптической оси от вертикали

$$V_{пл} = V_{к} = V_{из} = W \frac{f'_к}{H}; \quad (7.33)$$

2) вектор скорости движения оптического изображения должен совпадать с вектором скорости движения фотопленки в момент срабатывания фотозатвора; величина допустимого угла $\gamma_{доп}$ несовпадения этих направлений может быть определена из следующего равенства:

$$\cos \gamma_{доп} = 1 - 0,5\nabla^2; \quad (7.34)$$

3) в момент срабатывания фотозатвора оптическая ось фотоаппарата должна совпадать с местной вертикалью — направлением к центру Земли. Из рис. 7.5 видно, что

$$\Delta_{ост} = (V'_{из} \cos \gamma - V_{пл}) t_{ф}, \quad (7.35)$$

где $\Delta_{ост}$ — остаточный сдвиг изображения из-за несовпадения оптической оси фотоаппарата с местной вертикалью;

γ — угол между оптической осью фотоаппарата и местной вертикалью;

$V'_{из}$ — мгновенное значение скорости движения оптического изображения для точек, расположенных на краю поля зрения фотоаппарата

$$V'_{из} = V_{из} \frac{\cos(\beta + \gamma)}{\cos \beta}. \quad (7.36)$$

Когда скорость пленки и скорость изображения равны,

$$\Delta_{\text{ост}} = \Delta \left[\frac{\cos(\beta + \gamma)}{\cos \beta} \cos \gamma - 1 \right], \quad (7.37)$$

откуда
$$\nabla = \frac{\cos(\beta + \gamma) \cos \gamma - \cos \beta}{\cos \beta}; \quad (7.38)$$

4) в момент срабатывания фотозатвора угол наклона фотоаппарата в направлении, перпендикулярном направлению движения носителя, должен быть минимальным. Величина сдвига изображения при крене может быть определена по формуле при угле крена α

$$\Delta_{\text{ост}} = (V_{\text{пл}} - V_{\text{из}}'') t_{\text{ф}}, \quad (7.39)$$

где $V_{\text{из}}''$ — мгновенное значение скорости движения оптического изображения для точек, расположенных на краю поля зрения фотоаппарата

$$V_{\text{из}}'' = V_{\text{из}} \frac{\cos(\beta + \alpha)}{\cos \beta}, \quad (7.40)$$

откуда
$$\Delta_{\text{ост}} = \Delta \left[1 - \frac{\cos(\beta + \alpha)}{\cos \beta} \right]. \quad (7.41)$$

Окончательно имеем

$$\nabla = \frac{\cos \beta - \cos(\beta + \alpha)}{\cos \beta}. \quad (7.42)$$

Необходимость выполнения указанных ранее требований, а также сравнительная сложность конструкции такого аэрофотоаппарата ограничивают применение этого метода, особенно в аэрофотоаппаратах с большим углом поля зрения. Недостатком метода МКСИ следует считать сложность выравнивания аэрофотопленки и необходимость приложения при этом больших усилий, вызывающих значительные напряжения в пленке и влияющих на работу механизма перемотки. Значительные перепады скоростей пленки вызывают резкое изменение нагрузочных моментов и требуют достаточно мощных приводов.

Преимуществами этого метода компенсации являются одинаковая скорость компенсации для всех точек снимка и отсутствие дополнительных оптических систем, влияющих на качество изображения.

7.3. МЕТОД ОПТИЧЕСКОЙ КОМПЕНСАЦИИ СДВИГА ИЗОБРАЖЕНИЯ (ОКСИ)

При компенсации сдвига изображения по методу механической компенсации МКСИ, нет необходимости в изменении на-

правления хода световых лучей в аэрофотоаппарате для компенсации сдвига изображения.

При компенсации сдвига изображения оптическим методом необходимо изменять направление световых лучей по определенному закону, соответствующему закону изменения скорости изображения в фокальной плоскости аэрофотоаппарата. Направление световых пучков можно менять поворотом аэрофотоаппарата вокруг оси, проходящей через заднюю узловую точку

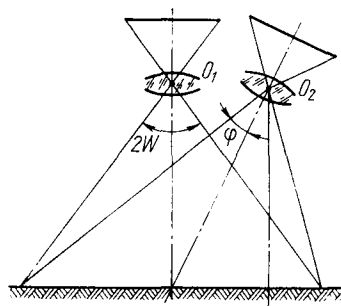


Рис. 7.6. Схема углового метода компенсации сдвига изображения

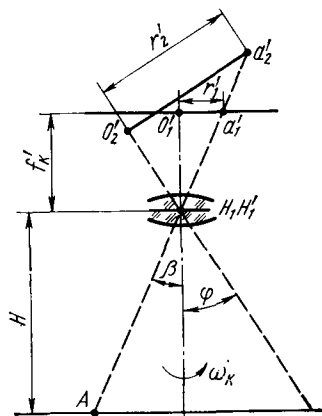


Рис. 7.7. К определению параметров углового метода компенсации сдвига изображения

объектива, при помощи поворачивающегося зеркала или вращающихся оптических клиньев, расположенных перед объективом аэрофотоаппарата.

При компенсации сдвига изображения поворотом аэрофотоаппарата (рис. 7.6) его поворот осуществляется специальным рычажно-поворотным механизмом с определенной угловой скоростью ω_k . Полный угол поворота аэрофотоаппарата в течение выдержки (рис. 7.7)

$$\varphi'' = \frac{\Delta}{f_k'} \varrho'' = \frac{W}{H} t_{\varphi} \varrho'' \quad (7.43)$$

При перемещении аэрофотоаппарата относительно фотографируемого объекта и одновременном повороте аэрофотоаппарата с целью компенсации сдвига изображения скорость перемещения изображения для точки, удаленной от главной точки снимка O_1' на расстояние

$$r_1' = f_k' \operatorname{tg} \beta \quad (7.44)$$

будет равна

$$V_{\text{из}\beta} = \frac{dr_1'}{dt} = f_k' (1 + \operatorname{tg}^2 \beta) \omega_k \quad (7.45)$$

Как видно из формул (7.44) и (7.45), скорость компенсации при повороте аэрофотоаппарата для различных точек снимка будет неодинаковой. Для главной точки снимка минимальная скорость, а, следовательно, и наименьшее смещение изображения

$$\Delta_0 = f'_k \omega_k t_\Phi, \quad (7.46)$$

а для других точек снимка смещение изображения будет определяться по формуле

$$\Delta_\beta = f'_k (1 + \operatorname{tg}^2 \beta) \omega_k t_\Phi. \quad (7.47)$$

Сравнение формул (7.46) и (7.47) позволяет сделать вывод о неравномерности компенсационного сдвига изображения по полю изображения. Это делает невозможным осуществление полной компенсации сдвига изображения для всех точек снимка одновременно. Относительная методическая ошибка при этом способе компенсации

$$\xi = \frac{\Delta_0 - \Delta_\beta}{\Delta_0} = -\operatorname{tg}^2 \beta. \quad (7.48)$$

Как видно из формулы (7.48), величина относительной методической ошибки при этом способе компенсации есть функция угла поля изображения. Эта ошибка зависит также и от угла поворота аэрофотоаппарата φ_k .

Рис. 7.8. Схема компенсации сдвига изображения при помощи поворачивающегося зеркала

Поэтому, задаваясь величиной предельной допустимой относительной методической ошибки из условия требуемой добротности фотографирующей системы в центре и на краю поля изображения, можно определить предельный угол поля изображения аэрофотоаппарата, при котором еще возможно применение этого способа компенсации. Способ компенсации сдвига изображений при помощи поворота аэрофотоаппарата может поэтому применяться только в узкоугольных аэрофотоаппаратах.

Недостатком этого способа компенсации следует считать необходимость применения достаточно мощного привода для поворота аэрофотоаппарата с высокой точностью в очень короткое время. Способ компенсации при помощи поворачивающегося зеркала или призмы показан на рис. 7.8. Угол поворота отражающего элемента может быть подсчитан по формуле

$$\varphi_3'' = \frac{\Delta}{2f'_k} \varrho'' = \frac{W}{2H} t_{\Phi} \varrho'', \quad (7.49)$$

а угловая скорость его

$$\omega_3 = \frac{W}{2H} \varrho''. \quad (7.50)$$

Рассмотрим особенности метода оптической компенсации сдвига изображения ОКСИ, осуществляемого двумя вращающимися в противоположные стороны оптическими клиньями, расположенными перед объективом аэрофотоаппарата.

Оптический клин представляет собой призму с очень малым (20—40 мин) преломляющим углом. Для оптического клина характерно отсутствие спектрального разложения падающего светового потока. С целью сохранения гомоцентричности светового пучка оптический клин устанавливается в параллельных лучах до объектива или внутри между компонентами с параллельным ходом лучей между ними.

Падающий на клин параллельный пучок света после прохождения через клин с преломляющим углом ε отклоняется от первоначального направления в сторону основания клина на угол

$$\gamma = \varepsilon \left[\sqrt{n^2 + (n^2 - 1) \operatorname{tg}^2 \beta} - 1 \right], \quad (7.51)$$

где β — угол наклона световых лучей;

n — показатель преломления стекла клина.

Для малых углов наклона формула (7.51) принимает вид

$$\gamma = \varepsilon(n - 1), \quad (7.52)$$

а смещение изображения в фокальной плоскости аэрофотоаппарата будет определяться по формуле

$$r = f'_k \varepsilon (n - 1). \quad (7.53)$$

При равномерном вращении оптического клина вокруг оси, совпадающей с главной оптической осью оптической системы аэрофотоаппарата и отсутствии поступательного движения аэрофотоаппарата изображения точек фотографируемого участка местности, когда углы наклона световых лучей достаточно малы, будут описывать в фокальной плоскости аэрофотоаппарата окружности с радиусом r . Вектор скорости перемещения изображения этих точек будет изменяться от 0° до 360° по направлению, а абсолютная величина скорости V_k перемещения или скорости компенсации будет

$$V_k = \omega_{кл} r, \quad (7.54)$$

где $\omega_{кл}$ — угловая скорость вращения клина.

Формула (7.54) может быть записана в другом виде:

$$V_K = 2\pi N f'_k \varepsilon (n - 1), \quad (7.55)$$

где N — число оборотов клина в единицу времени.

При компенсации сдвига изображения одним вращающимся клином имеет место ошибка, обусловленная поперечной декомпенсацией, и ошибка из-за хроматических aberrаций, вносимых клином. Для устранения влияния этих ошибок необходимо принимать меры.

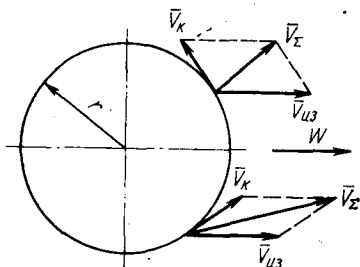


Рис. 7.9. Характер изменения величины и направления скорости результирующего движения изображения:

$$\vec{V}_э = \vec{V}_{из} + \vec{V}_K$$

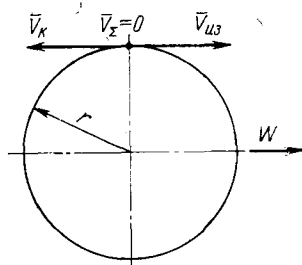


Рис. 7.10. Соотношение между векторами скорости изображения и скорости компенсации в момент срабатывания затвора

Анализируя происходящие в фокальной плоскости аэрофотоаппарата явления, приходим к выводу, что результирующее движение $V_э$ изображения есть результат сложения двух движений: от поступательного движения самолета со скоростью $V_{из}$, направленной в сторону движения самолета, и от вращательного движения оптических клиньев со скоростью V_K , направленной по касательной к окружности с радиусом r .

Как видно из рис. 7.9, скорость результирующего движения изменяется как по направлению, так и по величине. Основная задача механизма оптической компенсации сдвига изображения состоит в том, чтобы суммарная скорость изображения была равна нулю. Это возможно в том случае, когда скорости $V_{из}$ и V_K равны по абсолютному значению и направлены в противоположные стороны (рис. 7.10). В этом заключается первое условие ОКСИ, которое для двухклинового компенсатора может быть записано в виде

$$\frac{W}{H} = 4\pi (n - 1) \varepsilon N c_K, \quad (7.56)$$

где c_K — коэффициент, характеризующий среднее значение $\sin \omega t$ в течение выдержки.

Как видно из рис. 7.11, при одновременном повороте оптических клиньев в противоположные стороны на угол $\omega_{\text{кл}}t$ суммарное отклонение направления световых пучков в фокальной плоскости аэрофотоаппарата будет изменяться по следующему закону:

$$x = |2\bar{r}| = 2f'_k \varepsilon (n-1) \cos \omega_{\text{кл}}t, \quad (7.57)$$

откуда

$$|\bar{V}_{\text{кл}}| = 2f'_k \varepsilon (n-1) \omega_{\text{кл}} \sin \omega_{\text{кл}}t. \quad (7.58)$$

Момент срабатывания аэрофотозатвора должен соответствовать моменту, когда скорость компенсации изменяется незначительно, что соответствует углу поворота клина $\omega_{\text{кл}}t = \frac{\pi}{2}$, а угол

взаимного разворота клиньев в этот момент будет равен π . Тогда формула (7.58) для скорости $V_{\text{к}}$ в момент компенсации примет вид

$$V_{\text{к}} = 2f'_k \varepsilon (n-1) \omega_{\text{кл}} c_{\text{к}}. \quad (7.59)$$

С учетом первого условия ОКСИ можно записать

$$\omega_{\text{кл}} = \frac{1}{2\varepsilon(n-1)c_{\text{к}}} \cdot \frac{W}{H}. \quad (7.60)$$

Второе условие ОКСИ с помощью вращающихся клиньев подразумевает строгую согласованность положения клиньев с моментом срабатывания аэрофотозатвора. В этом случае частота вращения клиньев должна быть такой, чтобы за время T между двумя следующими друг за другом циклами клинья делали всегда одно и то же целое число оборотов m при данном коэффициенте перекрытия. Это условие определяется равенством

$$TN = m. \quad (7.61)$$

После подстановки в формулу (7.61) выражений для T и N второе условие ОКСИ будет характеризоваться зависимостью

$$\varepsilon(n-1) = \frac{l(1-k)}{4\pi f'_k m c_{\text{к}}}. \quad (7.62)$$

Эта формула является исходной для определения параметров оптического клина.

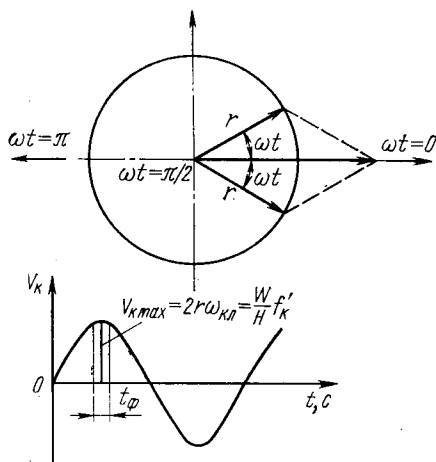


Рис. 7.11. Характер изменения скорости компенсации при двухклиновом способе компенсаций

При воздушном фотографировании с несколькими коэффициентами перекрытия необходимо, чтобы соблюдалось равенство и постоянство отношений

$$\frac{m_1}{1 - k_1} = \frac{m_2}{1 - k_2} = \psi = \text{const} \quad (7.63)$$

или

$$\frac{m}{1 - k} = \frac{l}{4\pi f'_k \varepsilon (n - 1) c_k} = \psi, \quad (7.64)$$

откуда

$$\varepsilon (n - 1) = \frac{l}{4\pi f'_k c_k \psi}. \quad (7.65)$$

Из формулы (7.65) видно, что параметры оптического клина для каждого аэрофотоаппарата определяются величиной коэффициента ψ . Так, например, если $\psi = 5$, то при $k_1 = 20\%$ срабатывание затвора происходит через каждые четыре оборота клиньев, а при $k_2 = 60\%$ — через каждые два оборота.

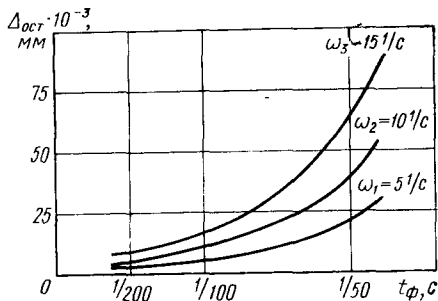


Рис. 7.12. График изменения остаточного сдвига изображения в зависимости от $\omega_{кл}$ и t_{ϕ}

В современных аэрофотоаппаратах широко применяется метод оптической компенсации сдвига изображения при помощи вращающихся клиньев. Это объясняется небольшой массой подвижных элементов узла ОКСИ, отсутствием

влияния на работу механизма выравнивания и перемотки пленки, а также поперечной декомпенсации.

Однако значительные потери световой энергии (18÷20%) в узле ОКСИ ограничивают применение таких аэрофотоаппаратов при фотографировании участков земной поверхности в условиях пониженной освещенности. Это ограничение усугубляется еще тем, что величина остаточного сдвига изображения $\Delta_{ост}$ увеличивается с увеличением t_{ϕ} . Характер изменения значений остаточного сдвига изображения в зависимости от частоты вращения оптических клиньев и фактической выдержки показан на рис. 7.12. Из графиков видно, что величина остаточного сдвига изображения резко возрастает с увеличением t_{ϕ} и $\omega_{кл}$.

К недостаткам оптической компенсации при помощи двух клиньев относится необходимость строгой синхронизации момента срабатывания затвора с положением клиньев.

Компенсация сдвига изображения при помощи двух оптических клиньев характеризуется значительной методической ошиб-

кой, заключающейся в неравномерности компенсации по всему полю изображения, что понижает эффективность ОКСИ в аэрофотоаппаратах с большим углом поля зрения. Неравномерность компенсации по полю изображения может быть оценена характером изменения коэффициента относительной компенсации ξ_φ ,

$$\xi_\varphi = \frac{\Delta_{\text{ост}\varphi}}{\Delta_0} = \frac{\Delta V_\varphi t_\varphi}{V_0 t_\varphi}, \quad (7.66)$$

где V_0 — скорость движения оптического изображения точки, лежащей на главной оптической оси системы;

$\Delta V_\varphi = V_\varphi - V_0$ — разность скоростей изображения точки, расположенной под углом φ к оптической оси, и точки, расположенной на главной оптической оси системы.

После соответствующих преобразований получим

$$\xi_\varphi = \frac{\sqrt{n^2 - \sin^2 \varphi} - n \cos \varphi}{(n - 1) \cos \varphi}, \quad (7.67)$$

где n — показатель преломления стекла клиньев.

Уменьшение эффективности компенсации с увеличением угла поля изображения не позволяет использовать этот метод в широкоугольных фотографирующих системах так же эффективно, как метод МКСИ. Поэтому метод ОКСИ с двумя вращающимися клиньями применяется в длиннофокусных аэрофотоаппаратах с большим размером снимка.

7.4. ОСОБЕННОСТИ ЩЕЛЕВЫХ АЭРОФОТОАППАРАТОВ

Метод щелевого фотографирования появился в период, когда из-за больших скоростей самолетов и малых высот полета потребовалось создать аэрофотоаппараты с минимальной продолжительностью цикла работы.

Принцип щелевого фотографирования заключается в непрерывном экспонировании фотопленки, движущейся со скоростью изображения в фокальной плоскости аэрофотоаппарата и расположенной позади неподвижной щели. Щель выполняет функции аэрофотозатвора и расположена перпендикулярно направлению полета (рис. 7.13).

Метод щелевого фотографирования широко применяется в условиях плохой освещенности объектов и в условиях низкой облачности при фотографировании на малых высотах от 100 м и более.

Выдержка при щелевом методе фотографирования зависит от ширины щели e и скорости движения пленки $V_{пл}$:

$$t_{эф} = \frac{e}{V_{пл}} = \frac{e}{f' \frac{W}{H}} \quad (7.68)$$

Ширина экспозиционной щели может изменяться в довольно широких пределах от нескольких десятых долей миллиметра до

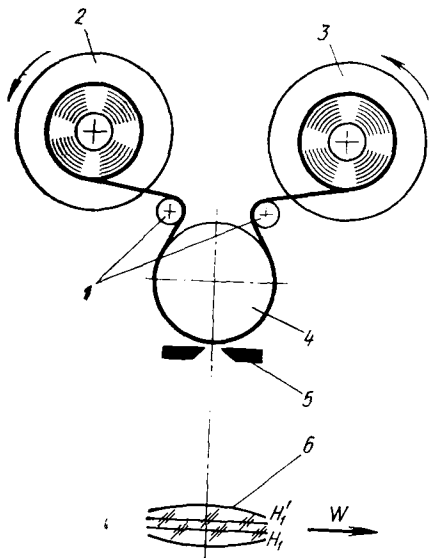


Рис. 7.13. Принципиальная схема щелевого аэрофотоаппарата с фокусирующим барабаном:

1—направляющие валики; 2—сматывающая катушка; 3—наматывающая катушка; 4—фокальный барабан; 5—экспозиционная регулируемая щель; 6—аэрофотообъектив

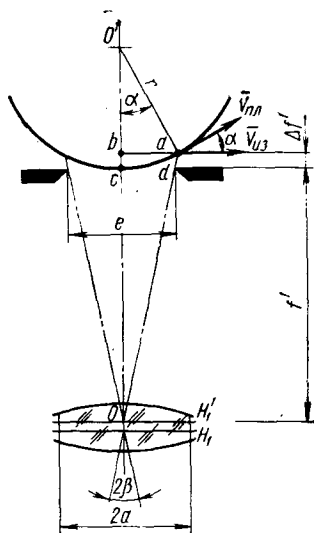


Рис. 7.14. К выводу зависимости между основными параметрами щелевого аэрофотоаппарата

нескольких миллиметров. Ширина щели определяется из энергетических и геометрических соотношений:

$$e = f' \frac{W}{H} t_{эф} \quad (7.69)$$

но

$$t_{эф} = \frac{10}{S_{0,85} E_{из}} \quad (7.70)$$

поэтому

$$e = \frac{10}{S_{0,85} E_{из}} \cdot \frac{W}{H} f' \quad (7.71)$$

Перематка и выравнивание аэрофотопленки в щелевых аэрофотоаппаратах происходит при помощи фокусирующего барабана. В этом случае резкость изображения будет зависеть от

ширины щели, так как качество изображения будет определяться расфокусировкой аэрофотоаппарата для краевых пучков и остаточным сдвигом изображения (рис. 7.14).

Действительно,

$$R^2 = (R - \Delta f')^2 + (ab)^2,$$

но

$$ab = e \frac{f' + \Delta f'}{2f'},$$

откуда

$$R^2 = (R - \Delta f')^2 + \left(e \frac{f' + \Delta f'}{2f'} \right)^2 \quad (7.72)$$

или

$$\Delta f' = \frac{e^2}{4 \left(2R - \frac{e^2}{2f'} \right)} \quad (7.73)$$

и

$$e = 2 \sqrt{\frac{2R\Delta f'}{1 - \frac{2\Delta f'}{f'}}}. \quad (7.74)$$

Величина остаточного сдвига изображения $\Delta_{\text{ост}}$ в этом случае будет равна

$$\Delta_{\text{ост}} = 2 \int_0^{t/2} (V_{\text{пл}} - V'_{\text{из}} \cos \alpha_6) dt, \quad (7.75)$$

где $V'_{\text{из}}$ — мгновенное значение скорости движения изображения;

$$\alpha_6 = \omega_6 t = \frac{V_{\text{пл}}}{R} t \quad (7.76)$$

— угол поворота фокусирующего барабана за время t .
Тогда

$$\Delta_{\text{ост}} = 2 \int_0^{t/2} \left(V_{\text{пл}} - V'_{\text{из}} \cos \frac{V_{\text{пл}}}{R} t \right) dt. \quad (7.77)$$

Для получения высококачественного изображения при значительных размерах щели (порядка нескольких мм) приходится отказываться от фокусирующего барабана и выравнивать пленку на плоскости как в обычных кадровых аэрофотоаппаратах (рис. 7.15).

Использование для щелевого фотографирования широкоугольных объективов и относительно небольшая глубина резкости требуют для получения хорошего качества изображения применения фокусирующего барабана с большим радиусом, что значительно увеличивает габариты аэрофотоаппарата.

В этом случае более целесообразно выравнивание пленки на плоскости. Величина остаточного сдвига изображения $\Delta_{ост}$ зависит также от точной синхронизации скорости пленки и скорости изображения. Несоответствие этих скоростей характеризуется величиной коэффициента десинхронизации

$$\xi = \frac{V_{пл} - V_{из}}{V_{пл}} = \frac{\Delta V}{V_{пл}}. \quad (7.78)$$

Так как $\Delta_{ост} = \Delta V t_{эф}$, (7.79)

то, определив значение ΔV из формулы (7.78) и заменив $t_{эф}$ его выражением по формуле (7.68), получим

$$\Delta_{ост} = \xi V_{пл} \frac{e}{V_{пл}} = \xi e, \quad (7.80)$$

откуда $\xi = \frac{\Delta_{ост}}{e}$. (7.81)

Величина остаточного сдвига изображения должна быть равна или быть меньше допустимого сдвига изображения, равного

$$\Delta_{доп} \leq \frac{1}{2RN_{max}}. \quad (7.82)$$

В этом случае допустимая величина коэффициента десинхронизации будет равна

$$\xi_{доп} = \frac{\Delta_{доп}}{e} = \frac{1}{2RN_{max}e} \quad (7.83)$$

или, используя понятие добротности фотографирующей системы q , получим

$$\xi_{доп} = \frac{1}{qt_{эф}} \cdot \frac{H}{W}. \quad (7.84)$$

Эта же формула может быть написана с учетом минимальной величины L_{min} объектов фотографирования, разрешаемых фотографирующей системой на местности

$$\xi_{доп} = \frac{L_{min}}{t_{эф}W}. \quad (7.85)$$

Величина допустимого коэффициента десинхронизации $\xi_{доп}$ может быть определена из энергетических соотношений из усло-

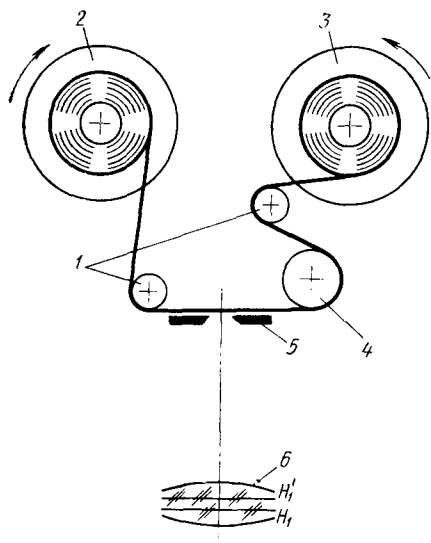


Рис. 7.15. Принципиальная схема щелевого аэрофотоаппарата без фокусирующего барабана:

1—направляющие валки; 2—смазывающая катушка; 3—наматывающая катушка; 4—тянущий валок; 5—экспозиционная регулируемая щель; 6—аэрофотообъектив

вия получения постоянной экспозиции по длине пленки при съемке равномерно освещенного объекта по следующей зависимости

$$\xi_{\text{доп}} = \frac{\Delta H_{DS}}{H_{DS}} = \frac{\Delta V_{\text{доп}}}{V_{\text{пл}}} = 0,01, \quad (7.86)$$

где H_{DS} — экспозиция в лк·с;

ΔH_{DS} — допустимое значение разности экспозиций точек снимка при визуальном рассматривании его, равное $0,01 H_{DS}$, если минимальное различие яркостей составляет 2% от яркости изображения точки снимка.

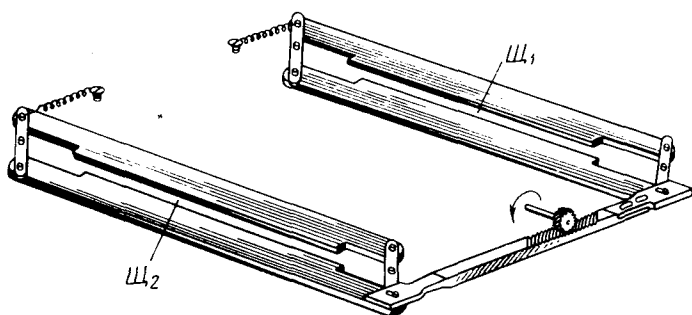


Рис. 7.16. Схема механизма изменения ширины щели

В этом случае величина $\xi_{\text{доп}}$ будет определять допустимые пределы регулирования скорости пленки и точностные параметры системы регулирования скорости пленки.

Ширина щели (рис. 7.16) изменяется в зависимости от высоты фотографирования и скорости полета, а также освещенности объектов. Изменение ширины щели должно осуществляться методом, аналогичным методу синхронизации скорости движения пленки со скоростью движения оптического изображения, полуавтоматически или автоматически.

Минимально допустимая ширина щели ограничивается дифракционными явлениями и возможностью засорения. Последнее может быть устранено принудительной продувкой щели. В известных конструкциях щелевых аэрофотоаппаратов ширина щели изменяется от долей мм до нескольких мм. Щелевое воздушное фотографирование может быть плановым или перспективным и выполняться как стереоскопическое или нестереоскопическое.

Щелевой аэрофотоаппарат обычно имеет два объектива с одинаковыми или различными фокусными расстояниями (рис. 7.17). Каждый объектив имеет свою экспозиционную щель и свой механизм перемотки и выравнивания аэрофотопленки.

Кинематическая связь механизмов обоих объективов должна удовлетворять условию

$$\frac{V_{пл1}}{V_{пл2}} = \frac{f'_1}{f'_2} \quad (7.87)$$

или

$$\frac{\omega_1 r_1}{\omega_2 r_2} = \frac{f'_1}{f'_2}, \quad (7.88)$$

где f'_1 и f'_2 — фокусные расстояния объективов;
 r_1 и r_2 — радиусы фокусирующих барабанов;
 ω_1 и ω_2 — угловые скорости вращения барабанов.

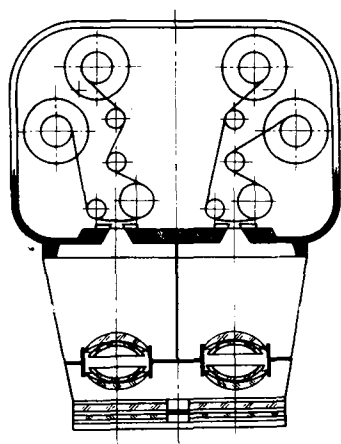


Рис. 7.17. Принципиальная схема щелевого аэрофотоаппарата с двумя объективами:

1 — зеркало; 2 — объектив; 3 — поворотная призма; 4 — земная поверхность

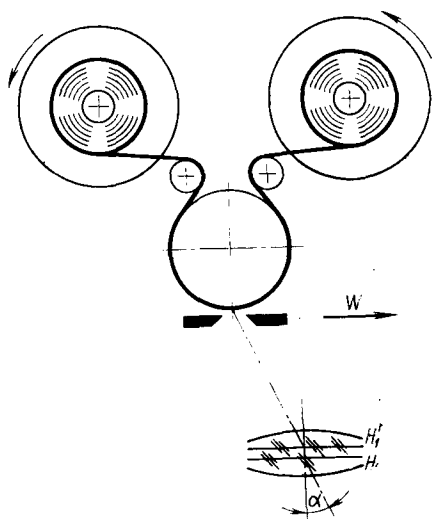


Рис. 7.18. Принципиальная схема перспективного щелевого аэрофотоаппарата

Особенностью щелевых аэрофотоаппаратов для перспективного фотографирования, имеющих одну или две щели, является то, что экспозиционная щель расположена не на главной оптической оси объектива, а смещена вперед или назад (рис. 7.18).

Перспективное щелевое фотографирование может осуществляться в двухщелевом аэрофотоаппарате при съемке вперед и назад. Двухщелевым аэрофотоаппаратом можно одновременно производить перспективное и плановое фотографирование. Во всех этих случаях щелевые снимки составляют стереопары.

Щелевые аэрофотоаппараты имеют два объектива с одинаковыми фокусными расстояниями для стереоскопической съемки

или один короткофокусный объектив и один длиннофокусный для дешифрирования объектов на снимке. Щелевое воздушное фотографирование может осуществляться на две независимые аэрофотоплёнки или на одну общую аэрофотоплёнку.

Известны конструкции щелевых аэрофотоаппаратов с одним объективом.

В двухобъективных щелевых аэрофотоаппаратах стереоскопический базис в направлении полета осуществляется соответствующим размещением объективов. Величина базиса определяется «параллактическим углом» и устанавливается в процессе юстировки аэрофотоаппарата. Параллактический угол α — угол между прямыми, соединяющими центр щели с задними узловыми точками объективов, определяемый из следующего

$$\alpha = 2 \operatorname{arctg} \frac{B}{2H}, \quad (7.89)$$

где B — базис фотографирования;
 H — высота фотографирования.

Щелевое воздушное фотографирование является примером использования метода механической компенсации сдвига изображения при фотографировании на малых высотах и на больших скоростях.

Простота конструкции и непрерывность работы щелевых аэрофотоаппаратов выгодно отличают их от кадровых аэрофотоаппаратов, имеющих аэрофотозатвор и периодическую циклограмму, делают их более надежными в работе.

К недостаткам щелевых аэрофотоаппаратов следует отнести требование высокой синхронизации скорости пленки со скоростью изображения, а также явление «зёбростости», которое есть результат погрешностей в кинематической цепи и вибраций аэрофотоаппарата. Для получения высококачественных снимков необходима автоматическая стабилизация щелевого аэрофотоаппарата по крену.

Использование щелевых аэрофотоснимков для измерительных целей ограничивается наличием линейных и угловых искажений на них, а также неравенством масштаба аэрофотоснимка в направлении полета самолета масштабу аэрофотоснимка в любом другом направлении и масштабу воздушного фотографирования,

Действительно,

$$1 : m_{\Phi} = f' : H \quad (7.90)$$

$$\text{и} \quad 1 : m_{\text{сн}} = l' : L. \quad (7.91)$$

$$\text{Но} \quad l' = V_{\text{пл}} t_{\text{эф}}, \quad (7.92)$$

$$L = W t_{\text{эф}}, \quad (7.93)$$

следовательно,

$$1 : m_{\text{сн}} = V_{\text{пл}} : W. \quad (7.94)$$

В этих формулах

- $m_{\text{ф}}$ — знаменатель масштаба фотографирования;
- $m_{\text{сн}}$ — знаменатель масштаба снимка в направлении полета;
- l' — линейная величина изображения;
- L — линейная величина предмета.

Тогда
$$m_{\text{сн}} = m_{\text{ф}} \frac{V_{\text{из}}}{V_{\text{пл}}}. \quad (7.95)$$

Из формулы видно, что $m_{\text{сн}}$ будет равно $m_{\text{ф}}$ только при равенстве скоростей $V_{\text{пл}}$ и $V_{\text{из}}$.

Для щелевых аэрофильмов характерно несоответствие конфигурации фотографируемых объектов их изображению, что является результатом неравенства масштабов в направлении полета и в направлении, перпендикулярном ему, а также из-за наличия продольной и поперечной неустойчивости носителя.

7.5. ОСОБЕННОСТИ ПАНОРАМНЫХ АЭРОФОТОАППАРАТОВ

Сущность метода панорамного фотографирования заключается в построении изображения узким плоским проектирующим пучком лучей, поворачивающимся в момент фотографиро-

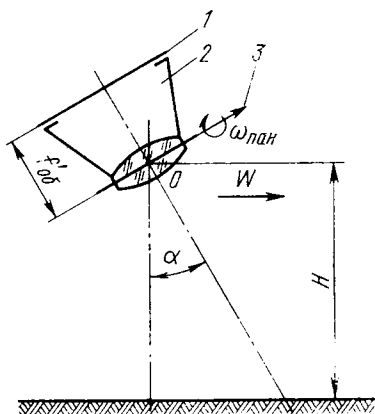


Рис. 7.19. Схема проектирования изображения на коническую поверхность:

1—плоскость аэрофотопленки; 2—проектирующая щель; 3—ось панорамирования

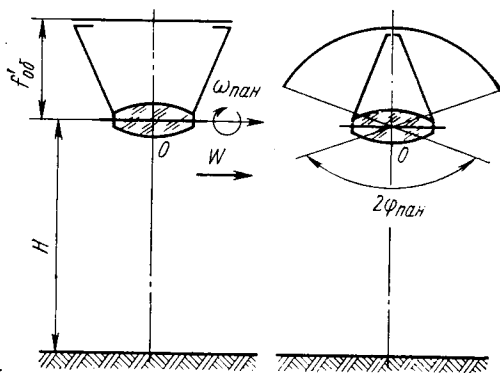


Рис. 7.20. Схема проектирования изображения на цилиндрическую поверхность

вания вокруг оси панорамирования, проходящей через заднюю узловую точку проектирующей системы. В общем случае проектирование изображения происходит на коническую поверхность (рис. 7.19), в частном — на цилиндрическую (рис. 7.20).

Особенности конструкции аэрофотоаппаратов для панорамного фотографирования определяются принципиальными отличительными особенностями этого метода.

1. Построение изображения осуществляется узким проектирующим пучком центральной части поля зрения объектива.

2. Сканирование фотографируемого участка местности в пределах угла панорамирования осуществляется поперек направления полета.

3. Скорость движения аэрофотоплёнки или скорость поворота объектива должны быть пропорциональны скорости полета.

Применение метода панорамного фотографирования для картографических целей ограничивается низкой геометрической точностью изображения и сложностью определения элементов внутреннего ориентирования, что является следствием механических перемещений элементов конструкции аэрофотоаппарата при построении изображения. Дальнейшее совершенствование метода панорамного фотографирования с использованием для фотограмметрической обработки ЭЦВМ позволит расширить применение панорамных аэрофотоснимков для целей картографирования.

Панорамное фотографирование делится на два вида:

- 1) плано-панорамное;
- 2) перспективно-панорамное.

В первом случае изображение проектируется на цилиндрическую линейчатую поверхность, во втором случае — на коническую поверхность.

В зависимости от характера движения аэрофотоплёнки панорамные аэрофотоаппараты могут быть: циклическими и бесциклическими.

В циклических панорамных аэрофотоаппаратах плёнка транспортируется во время интервала между циклами на длину одного кадра и останавливается до начала следующего цикла, а в бесциклических панорамных аэрофотоаппаратах плёнка движется непрерывно со скоростью изображения в фокальной плоскости во время фотографирования, т. е. во время цикла. В циклических панорамных аэрофотоаппаратах может быть применена двухкомпонентная вращающаяся призма, а в бесциклических — четырехкомпонентная.

Панорамное фотографирование может осуществляться способом прямого сканирования или способом косвенного сканирования.

Способ прямого сканирования называют иногда способом панорамного фотографирования с неподвижной плёнкой, а способ косвенного сканирования — с подвижной плёнкой.

Способ панорамного фотографирования с неподвижной плёнкой заключается в непрерывном повороте объектива совместно со щелью относительно аэрофотоплёнки, расположенной по образующей цилиндра с радиусом, равным фокусному расстоянию

объектива (рис. 7.21). Ось вращения объектива проходит через заднюю узловую точку объектива.

Способ панорамного фотографирования с подвижной пленкой заключается в синхронном повороте проектирующего пучка лучей при помощи специальной вращающейся призмы или зеркала, расположенных перед объективом аэрофотоаппарата, с одновременным перемещением аэрофотопленки за неподвижной щелью (рис. 7.22).

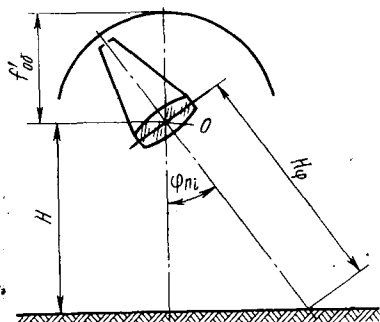


Рис. 7.21. Схема панорамного фотографирования способом прямого сканирования

Этот способ первоначально был осуществлен по схеме вращения всего аэрофотоаппарата вокруг оси, проходящей через заднюю узловую точку проектирующей системы, но в силу его сложности и громоздкости не нашел широкого применения, хотя и обеспечивал возможность получения круговой панорамы.

Ограничение связи проектирующих лучей в панорамных аэрофотоаппаратах осуществляется специальной прямоугольной щелью, расположенной параллельно движению самолета перед

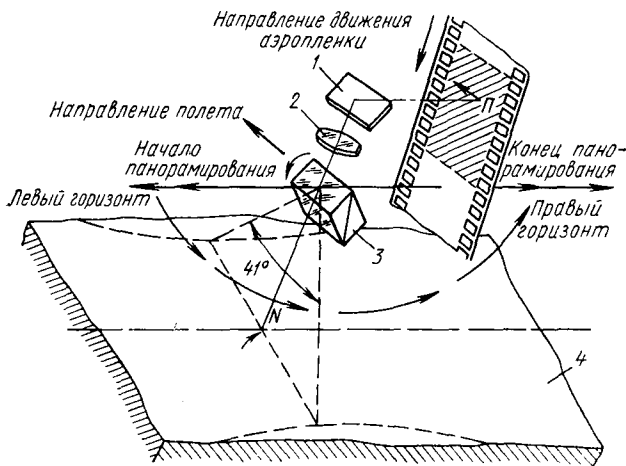


Рис. 7.22. Принципиальная схема панорамного аэрофотоаппарата с вращающейся призмой

светочувствительным слоем и поворачивающейся совместно с объективной частью или устанавливаемой неподвижно. Ширина щели может изменяться от долей миллиметра до несколь-

ких миллиметров в зависимости от энергетических условий фотография. Щель должна быть максимально приближена к аэрофотопленке, что обеспечит высокое качество изображения. Время воздействия светового потока на светочувствительный слой (фактическая выдержка t_{ϕ}) будет зависеть от ширины щели и от отношения скоростей щели и изображения.

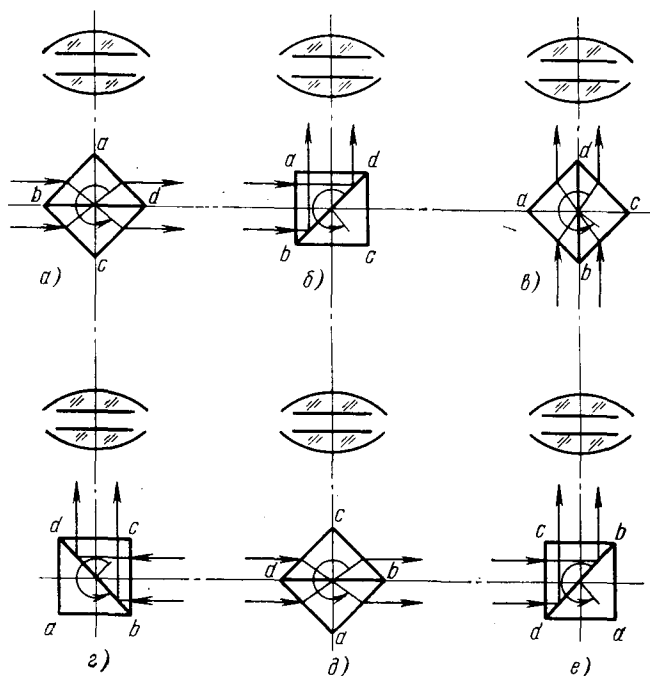


Рис. 7.23. Схема изменения направления хода лучей в панорамном аэрофотоаппарате с вращающейся призмой:

a —холостой ход; b —начало фотографирования; $в$ —фотографирование; $г$ —конец фотографирования; $д$ —холостой ход; $е$ —начало фотографирования

Наиболее перспективным способом панорамного фотографирования следует считать способ косвенного сканирования. Геометрическая схема построения изображения показана на рис. 7.23. Как видно из схемы, рабочий цикл наступает через каждые π рад поворота призмы. Причем, весь рабочий цикл включает рабочий поворот, равный $\pi/2$ рад и холостой поворот, также равный $\pi/2$ рад. Скорость вращения призмы, расположенной перед объективом, должна быть по возможности максимальной. Ее верхний предел ограничивается допустимой максимальной скоростью движения аэрофотопленки, а нижний — интервалом фотографирования и точностными требованиями к

аэрофотоснимку, определяемыми степенью неодновременности фотографирования различных участков снимка.

Скорость изображения в фокальной плоскости аэрофотоаппарата с вращающейся призмой будет равна

$$V_{\text{из}} = 2\omega_{\text{пр}} f'_k \quad (7.96)$$

или

$$V_{\text{из}} = 2 \frac{2\pi}{T_{\text{пр}}} f'_k = 4\pi f'_k \frac{1}{T_{\text{пр}}},$$

где $\omega_{\text{пр}} = \frac{2\pi}{T_{\text{пр}}}$ — круговая частота вращения призмы;
 $T_{\text{пр}}$ — период вращения призмы, равный

$$T_{\text{пр}} = \frac{2a(1-k)}{Wf'} H. \quad (7.97)$$

В общем случае для обеспечения высокого качества изображения при панорамном фотографировании необходимо соблюдение следующего условия

$$V_{\text{из.п}} \Delta t \leq \frac{1}{2R_{N\text{max}}}, \quad (7.98)$$

где $V_{\text{из.п}} = W \frac{f'}{H}$ — скорость изображения в направлении полета;
 Δt — время фотографирования одного кадра, время панорамирования;
 $R_{N\text{max}}$ — максимальная разрешающая способность системы.

Время панорамирования Δt в общем случае определяется зависимостью

$$\Delta t = \frac{a(1-k)\varphi_{\text{п}}}{\pi f'} \cdot \frac{H}{W}. \quad (7.99)$$

В связи с тем, что аэрофотопленка не выдерживает больших переменных динамических нагрузок при ее перематке, а размеры кадра $l_{\text{сн}}$ значительные, величина Δt будет определяться периодом вращения призмы $T_{\text{пр}}$, который связан со скоростью движения аэрофотопленки $V_{\text{пл}}$ следующей зависимостью

$$\Delta t = \frac{1}{4} T_{\text{пр}} = \frac{l_{\text{сн}}}{V_{\text{пл}}} = \frac{a(1-k)}{2f'} \frac{H}{W}, \quad (7.100)$$

где

$$V_{\text{пл}} = 2\omega_{\text{пр}} f' = \frac{2\pi f'^2}{a(1-k)} \cdot \frac{W}{H}.$$

Величина Δt должна быть меньше минимального интервала между циклами $T_{\text{п min}}$. С учетом времени «холостого хода» призмы

$$T_{\text{п min}} \geq 2\Delta t \quad (7.101)$$

или

$$\frac{a(1-k)}{f'} \cdot \frac{H}{W} \geq 2\Delta t.$$

Вращающаяся призма вносит полуоборачивание изображения, которое затем устраняется зеркалом, обеспечивающим еще и уменьшение габаритов аэрофотоаппарата. Схема панорамного аэрофотоаппарата с вращающейся призмой обеспечивает малые габариты и возможность установления различных углов между осью панорамирования и оптической осью аэрофотоаппарата. Наличие вращающейся призмы перед объективом аэрофотоаппарата не влияет на его юстировку, так как после прохождения через призму световой пучок будет оставаться параллельным независимо от угла поворота призмы. Однако призма весьма чувствительна к влиянию температуры, что приводит к ухудшению качества изображения.

Необходимым узлом панорамного аэрофотоаппарата является узел компенсации сдвига изображения (КСИ). Он может быть выполнен в виде механической системы, перемещающей объектив аэрофотоаппарата, или в виде специального оптического компенсатора.

Особенностью КСИ для панорамных аэрофотоаппаратов является непостоянство скорости изображения вдоль направления полета, величина которой будет определяться углом панорамирования φ_i . Это объясняется тем, что расстояние от аэрофотоаппарата до фотографируемого объекта при панорамном фотографировании для различных точек снимка будет различное.

Действительно,

$$V_{\text{ис}} = W \frac{f'}{H_i} = W \frac{f'}{H} \cos \varphi_i. \quad (7.102)$$

Наиболее приемлемым устройством компенсации сдвига изображения является в панорамных аэрофотоаппаратах с вращающейся призмой двухклиновой оптический компенсатор, обеспечивающий скорость компенсации, изменяющуюся по закону

$$V_{\text{к}} = 2f'\varepsilon(n-1)\omega_{\text{кл}} \cos \varphi. \quad (7.103)$$

Приравнивая правые части уравнений (7.102) и (7.103) друг другу, получим

$$W \frac{f'}{H} \cos \varphi_i = 2f'\varepsilon(n-1)\omega_{\text{кл}} \cos \varphi_i \quad (7.104)$$

и получим

$$\omega_{\text{кл}} = \frac{1}{2\varepsilon(n-1)} \frac{W}{H}. \quad (7.105)$$

Постоянство угловой скорости вращения оптических клиньев подразумевает безусловное выполнение одной из особенностей оптической компенсации панорамного аэрофотоаппарата, заключающееся в синфазности вращения призмы и оптических клиньев.

Следует иметь в виду, что панорамному аэрофотоснимку свойственна очень низкая геометрическая точность, что объясняется

неодновременностью фотографирования различных точек местности, а также наличие смещений точек изображения.

На рис. 7.24 показаны смещения изображения из-за неточности компенсации сдвига изображения $\Delta_{КСИ}$ и из-за несоответствия скорости пленки скорости изображения, что приводит к смещению изображения $\Delta_{СК}$ в направлении, перпендикулярном направлению полета.

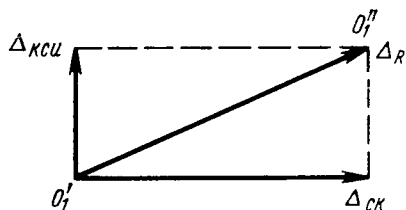


Рис. 7.24. Схема образования суммарного сдвига изображения при панорамном фотографировании:

Результирующий сдвиг для данной точки снимка с учетом сдвига $\Delta_{КСИ}$ и сдвига $\Delta_{СК}$ будет равен

$$\Delta_R = \sqrt{\Delta_{КСИ}^2 + \Delta_{СК}^2}. \quad (7.106)$$

Так как

$$\Delta_R \leq \frac{1}{2R_{N \max}}, \quad (7.107)$$

где $R_{N \max}$ — максимальная разрешающая способность снимка, то

$$\sqrt{\Delta_{КСИ}^2 + \Delta_{СК}^2} \leq \frac{1}{2R_{N \max}}. \quad (7.108)$$

Откуда для случая $\Delta_{КСИ} = \Delta_{СК}$ получим

$$\Delta_{КСИ} = \Delta_{СК} \approx \frac{1}{3R_{N \max}}. \quad (7.109)$$

В общем случае разрешающая способность вдоль направления полета и в направлении, перпендикулярном ему, не одинакова.

Разрешение на местности вдоль направления полета будет равно (продольное направление)

$$L_{\text{пр}} = \frac{H}{2R_{N \max} f' \cos \beta}, \quad (7.110)$$

а в перпендикулярном ему (поперечное направление)

$$L_{\text{поп}} = \frac{H}{2R_{N \max} f' \cos^2 \varphi_{\text{п}}}. \quad (7.111)$$

Величина разрешения зависит как от систематических, так и от случайных ошибок. Систематические ошибки в основном определяются величиной нескомпенсированного сдвига изображения.

К случайным ошибкам относятся погрешности определения и ввода скорости и высоты полета, погрешности обработки скорости пленки и синхронизации скорости вращения призмы и скорости пленки, погрешность привода, погрешности от влияния угловых колебаний по курсу, тангажу и рысканью. К случайным ошибкам следует отнести и погрешность выравнивания — отступление пленки от поверхности наилучшего качества изображения.

Так как фотографирование осуществляется узким проектирующим пучком центральной части угла поля зрения объектива, то создаваемое изображение имеет максимальную разрешающую способность $R_{N \max}$. При этом разрешающая способность в центре и на краю снимка при панорамном фотографировании будет почти одинаковой и максимальной для данной системы. Это выгодно отличает данный метод фотографирования от всех других. Для обеспечения высокой разрешающей способности по всему полю снимка необходима компенсация сдвига изображения.

Метод панорамного фотографирования применяется как для фотографирования с низких высот, так и для фотографирования с больших высот, а также для целей космофотосъемки [42].

Этот метод фотографирования отличает большой захват местности и высокая информативность снимка. Известны конструкции панорамных аэрофотоаппаратов с непрерывным углом панорамирования.

Рассмотрим принципиальную схему такого аэрофотоаппарата (рис. 7.25). Аппарат имеет расположенные под углом 180° две одинаковые оптические системы, вращающиеся с небольшой угловой скоростью относительно камеры и проектирующие изображение на пленку, расположенную по цилиндрической поверхности. Аппарат обеспечивает непрерывное сканирование фотографируемого участка.

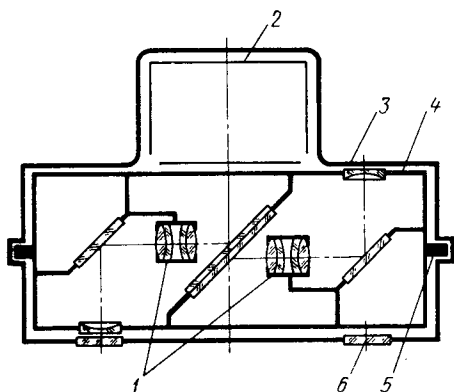


Рис. 7.25. Схема панорамного аэрофотоаппарата непрерывного фотографирования:

1—вращающаяся оптическая система; 2—аэрофотопленка; 3—корпус аэрофотокамеры; 4—корпус вращающейся объективной части; 5—ось вращения объективной части; 6—иллюминатор

Недостатком панорамных снимков является их разномасштабность. Для случая планово-панорамной съемки масштаб изображения для различных точек снимка определяется по формуле

$$M = \frac{f'}{H} \cos \varphi_i. \quad (7.112)$$

В настоящее время этот недостаток легко устраняется при обработке снимка на фототрансформаторе, и все снимки приводятся к единому масштабу.

Панорамные аэрофотоаппараты требуют высокоточной стабилизации относительно всех трех осей координат, что предъявляет повышенные требования к аэрофотоустановке и к системе стабилизации носителя.

Метод панорамного фотографирования благодаря большому захвату фотографируемого участка поперек направления полета носителя выгодно отличается от других методов фотографирования. Ширина захватываемого поперек направления полета фотографируемого участка может быть определена по формуле

$$B = 2H \operatorname{tg} \beta_{\text{п}}, \quad (7.113)$$

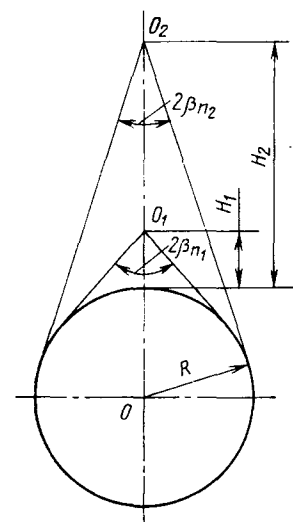


Рис. 7.26. Схема для определения полезного угла панорамирования

где $2\beta_{\text{п}}$ — полезный угол панорамирования, т. е. угол, в пределах которого находится фотографируемая ситуация.

Минимальное значение полезного угла панорамирования при фотографировании Земли определяется по формуле

$$\beta_{\text{п min}} = \arcsin \frac{R}{H + R}, \quad (7.114)$$

где R — радиус Земли.

Как видно из рис. 7.26 и из формулы (7.114), для различных высот фотографирования будут различные значения полезного угла панорамирования.

Ширина захватываемого участка с учетом кривизны земной поверхности может быть определена следующей зависимостью

$$B_R = 2R \arccos \frac{R}{R + H}. \quad (7.115)$$

1. Алмазов И. В. Электронный командный прибор ЭКП-1.— «Геодезия и картография», 1966, № 6, с. 39—43.
2. Аржанов Е. П., Ильин В. Б. Аэрофотосъемочное оборудование. М., «Недра», 1972, 183 с.
3. Баберман Л. М. Растры в электрооптических устройствах. М., «Энергия», 1969, 160 с.
4. Брок Г. Физические основы аэрофотографии. М., Геодезиздат, 1958, 298 с.
5. Вифанский Ю. К., Гороховский Ю. Н. Исследование способности фотографических материалов к воспроизведению малых элементов оптического изображения.— Журнал научной и прикладной фотографии и кинематографии, 1963, № 4, с. 78—89.
6. Волосов Д. С. Фотографическая оптика. М., «Искусство», 1971, 671 с.
7. Дубатовко Е. Т. О наименьшей выдержке фотографических затворов.— ОМП. 1962, № 6, с. 18—25.
8. Заказнов Н. П. Затворы аэрофотоаппаратов. М., «Недра», 1965, 86 с.
9. Зуев В. Е. Прозрачность атмосферы для видимых и инфракрасных лучей. М., «Советское радио», 1966, 318 с.
10. Ильинский В. С. Вопросы изоляции вибрации и ударов. М., «Советское радио», 1960, 160 с.
11. Иориш Ю. И. Виброметрия. М., «Машиностроение», 1963, 771 с.
12. Кулагин С. В. Проектирование фото- и киноприборов. М., «Машиностроение», 1971, 327 с.
13. Лазарев Л. П. Инфракрасные и световые приборы самонаведения и наведения летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1970, 540 с.
14. Маршалль А., Франсон М. Структура оптического изображения. Под ред. Г. Г. Слюсарева (Пер. с англ.). М., «Мир», 1964, 295 с.
15. Михайлов В. Я. Аэрофотография и общие основы фотографии. М., Геодезиздат, 1959, 362 с.
16. Мэнли Р. Анализ и обработка записей колебаний. М., «Машиностроение», 1972, 368 с.
17. Оценка качества оптического изображения. Под ред. О. А. Герасимовой. (Пер. с англ.). М., Геодезиздат, 1958, 304 с.
18. Папулис А. Теория систем и преобразований в оптике. Под ред. В. И. Алексеева (Пер. с англ.). М., «Мир», 1971, 495 с.
19. Русинов М. М. Фотограмметрическая оптика. Геодезиздат, М., 1962, 211 с.
20. Рябушкин Ю. В. Влияние сдвига изображения на фотографическую разрешающую способность.— Журнал научной и прикладной фотографии и кинематографии, 1958, № 3, с. 198—206.
21. Тимошенко С. П. Колебания в инженерном деле. М., Физматгиз, 1959, 439 с.
22. Торочков В. Ю. Гироскопы в геодезии и аэросъемке. М., «Недра», 1969, 135 с.

23. Турыгин И. А. Прикладная оптика. М., «Машиностроение», 1966, 427 с.
24. Харкевич А. А. Спектры и анализ. М., Физматгиз, 1962, 236 с.
25. Шершень А. И. Аэрофотосъемка. М., Геодиздат, 1958, 334 с.
26. Шестов Н. С. Выделение оптических сигналов на фоне случайных помех. М., «Советское радио», 1967, 345 с.
27. Шокин С. П., Гордон Г. Г. Аэрофотосъемочная аппаратура.— В кн.: 50 лет Советской геодезии и картографии. М., «Недра», 1967, с. 389—403.
28. Щербаков Я. Е. О связи качества изображения и параметров аэрофотоустановки.— «Геодезия и аэрофотосъемка», 1966, № 1, с. 95—99.
29. Щербаков Я. Е. Определение коэффициента передачи системы аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка.— «Геодезия и аэрофотосъемка», 1969, № 4, с. 143—146.
30. Щербаков Я. Е. Исследование колебаний аэрофотоаппарата во время цикла.— «Геодезия и аэрофотосъемка», 1970, № 6, с. 94—99.
31. Щербаков Я. Е. К расчету системы амортизации аэрофотоаппарата.— «Геодезия и аэрофотосъемка», 1968, № 2, с. 123—126.
32. Юцевич Ю. К. К выбору основных параметров аэрофотоаппаратов.— ОМП, 1959, № 4, с. 37—38.
33. Якушенков Ю. Г. Основы теории и расчета оптико-электронных приборов. М., «Советское радио», 1971, 336 с.
34. Ator J. T. Image — Velocity Sensing with Parallel — Slit Relicles. JOSA, 1963, V. 53, No 12, p. 1416—1422.
35. Ator J. T. Image — Velocity Sensing by Optical Correlation Appl. Optics, 1966, V. 5, Vo 8, p. 1325—1331.
36. Brock G. C. The Status and Problems of Air Photography, Photograph Journ., 1961, V. 101, No 6, p. 848—859.
37. Crouch L. W. High Performance Mapping Equipment and Materials. Photogram. Eng., 1961, V. 27, No 1, p. 105—112.
38. Jost E. F. Resolution and Sine Wave Response as Measures of Photo-optical Quality. Photogram. Eng., 1960, V. 26, No 3, p. 236—249.
39. Lohman A. W., Paris D. P. Influence of Longitudinal Vibration on Image Quality. Appl Optics, 1965, V. 4, No 4, p. 393—397.
40. MacDonald D. E. Air Photography. JOSA, 1953, V. 13, No. 14, p. 290—298.
41. Myszkot R. Effect of Vibration on the Photographic Image, JOSA, 1963, V. 53, No 8, p. 935—940.
42. Stress Leo. V. A Satellite's View of the Earth. Photogram. Eng., 1961, V. 27, No 1, p. 37—41.
-

	Стр.
Предисловие	3
Глава 1. Общие сведения	5
1.1. Общие положения	5
1.2. Анализ аэрофотографического процесса	10
1.3. Влияние слоя атмосферы на качество изображения	17
Глава 2. Оптические системы аэрофотоаппаратов	30
2.1. Требования к оптической системе аэрофотоаппарата и ее параметры	30
2.2. Фокусное расстояние аэрофотокамеры и условие ортоскопии	34
2.3. Разрешающая способность оптической системы	42
2.4. Освещенность изображения и светораспределение	47
2.5. Угол поля зрения и угол поля изображения	53
2.6. Особенности проектирующих систем для фотографирования в инфракрасной области спектра	57
Глава 3. Аэрофотозатворы	62
3.1. Требования к аэрофотозатворам и их параметры	62
3.2. Классификация и основные типы аэрофотозатворов	69
3.3. Динамика аэрофотозатворов	79
3.4. Регулирование выдержки и тормозные устройства аэрофотозатворов	85
3.5. Особенности расчета роторных аэрофотозатворов	89
3.6. Необходимая выдержка и автоматическое регулирование экспозиции	94
Глава 4. Кассеты аэрофотоаппаратов	101
4.1. Механизмы выравнивания	102
4.2. Механизмы перемотки аэрофото пленки	113
4.3. Динамика механизмов перемотки	119
4.4. Расчет приводного механизма кассеты	126
Глава 5. Аэрофотоустановки	130
5.1. Влияние линейных перемещений аэрофотоаппарата на качество изображения	130
5.2. Влияние угловых перемещений аэрофотоаппарата на качество изображения	134
5.3. Вибрации аэрофотоаппарата и методы уменьшения их влияния	141
5.4. Собственные колебания аэрофотоаппарата	141
5.5. Вынужденные колебания аэрофотоаппарата	145
5.6. Связь между параметрами реальной системы «аэрофотоаппарат — аэрофотоустановка» и возмущающими факторами	159

	Стр.
5.7. Характер движения аэрофотоаппарата на аэрофотоустановке во время цикла	163
5.8. Классификация аэрофотоустановок и требования, предъявляемые к ним	170
5.9. Особенности проектирования аэрофотоустановок	172
5.10. Расчет аэрофотоустановки из условия обеспечения требуемого качества изображения	178
5.11. Поверочный расчет системы амортизации аэрофотоаппарата	183
5.12. Влияние изменения положения центра тяжести аэрофотоаппарата на его колебания относительно осей координат	187
Глава 6. Командные приборы	194
6.1. Командные приборы с установкой временного интервала (интервалометры)	197
6.2. Командные приборы для определения временного интервала	202
6.3. Автоматические командные приборы	207
Глава 7. Нетопографические аэрофотоаппараты	213
7.1. Сдвиг изображения и требования к механизмам его компенсации	213
7.2. Метод механической компенсации сдвига изображения (МКСИ)	219
7.3. Метод оптической компенсации сдвига изображения (ОКСИ)	222
7.4. Особенности щелевых аэрофотоаппаратов	229
7.5. Особенности панорамных аэрофотоаппаратов	236
Список литературы	245

Яков Ефимович Щербаков

РАСЧЕТ И КОНСТРУИРОВАНИЕ АЭРОФОТОАППАРАТОВ

Редактор издательства *Г. П. Филипповская*
Технический редактор *Н. Н. Скотникова*

Корректор *В. Е. Блохина*
Художник *А. Я. Штаркман*

Сдано в набор 21/XII 1973 г.	Подписано к печати 30/IV 1974 г.	Т—07263
Формат 60×90 ^{1/16}	Бумага № 2	Печ. л. 15,5
Тираж 2200 экз.	Зак. 3941	Уч.-изд. л. 14,25
		Цена 85 коп.

Издательство «Машиностроение», 107885, Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3.

Московская типография № 8 «Союзполиграфпрома»
при Государственном комитете Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли,
Хохловский пер., 7. Тип. зак. 4002

ЗАМЕЧЕННЫЕ ОПЕЧАТКИ

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
105	7 снизу	50°—60°	0,5—0,6 Н
106	21 сверху	от 10°—150° до 20°—30°	от 0,1—1,5 Н до 0,2—0,3 Н

подпись и дата 7,17 с. с. 16. 7. 22 стр.

Заказ 3941/4002

234-238;

19 0 7 3

xp-3
gn 7

Цена 85 коп.

04
29516