

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ ВІЙСЬКОВОЇ ПІДГОТОВКИ

В.Л. Іванов, О.В. Ругайн, І.В. Чекед

АВІАЦІЙНЕ ОБЛАДНАННЯ
ВІЙСЬКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ
(Навчальний посібник)

Частина I

Кисневе обладнання та захисне спорядження
військових літальних апаратів.
Технічні засоби повітряної розвідки

Затверджено
ректором НАУ як навчальний посібник
для підготовки офіцерів запасу

Київ - 2004

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ ВІЙСЬКОВОЇ ПІДГОТОВКИ

В.Л. Іванов, О.В. Ругайн, І.В. Чекед

АВІАЦІЙНЕ ОБЛАДНАННЯ
ВІЙСЬКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ
Навчальний посібник для підготовки офіцерів запасу

Частина I

Кисневе обладнання та захисне спорядження
військових літальних апаратів.
Технічні засоби повітряної розвідки

Київ - 2004

УДК 623.746
ББК 68.65
А20

Автори: Іванов Володимир Львович, Ругайн Олександр Володимирович,
Чекед Ігор Володимирович

Авіаційне обладнання військових літальних апаратів. Частина I. Кисневе обладнання та захисне спорядження військових літальних апаратів. Технічні засоби повітряної розвідки. Навчальний посібник для підготовки офіцерів запасу. / В. Л. Іванов, О. В. Ругайн, І.В. Чекед; – К: Видавництво НАУ, 2004. – 232 с.: іл. – (Бойова авіаційна техніка).

ISBN 5—203—00138—3

У підручнику розглянуто загальні питання про принципи роботи, будову і особливості експлуатації кисневого обладнання та захисного спорядження екіпажів військових літальних апаратів, а також технічних засобів повітряної розвідки.

Підручник адаптовано для підготовки офіцерів запасу Збройних Сил України у цивільних авіаційних вузах з військово-облікової спеціальності "Експлуатація та ремонт авіаційного устаткування літаків і вертольотів".

Його можна використовувати у вищих військових навчальних закладах, а також він стане в нагоді фахівцям інженерно-технічного складу науково-дослідних організацій і стройових частин ВПС.

Виробниче видання

Іванов В. Л., Ругайн О. В., Чекед І. В.

АВІАЦІЙНЕ ОБЛАДНАННЯ ВІЙСЬКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

(Бойова авіаційна техніка)

Редактор (літературний) *Р. С. Ткаченко*. Художній редактор *О. В. Ругайн*.
Технічний редактор *В. Л. Іванов*.

ПЕРЕДМОВА

Цей навчальний посібник написано відповідно до навчальної програми дисципліни «Авіаційне обладнання військових літальних апаратів» для студентів вищих цивільних учбових закладів, які проходять навчання з метою підготовки офіцерів запасу за профілями спеціальностей ВПС ЗС України.

Навчальний посібник «Авіаційне обладнання військових літальних апаратів» складається з чотирьох частин:

- частина 1 – «Кисневе обладнання та захисне спорядження військових літальних апаратів. Технічні засоби повітряної розвідки»;
- частина 2 – «Приладне обладнання та паливна автоматика військових літальних апаратів»;
- частина 3 – «Особливості електронної автоматики військових літальних апаратів»;
- частина 4 – «Особливості електрообладнання військових літальних апаратів».

Кожна частина посібника випускається окремою книгою і є, згідно з навчальною програмою, учбовим модулем відповідного семестру навчання по даній навчальній дисципліні.

В першій книзі приведено 158 ілюстрацій, 9 таблиць і 12 найменувань бібліографічних джерел.

В навчальному посібнику викладається теорія і особливості роботи систем авіаційного обладнання військових літальних апаратів. Основна увага в ньому приділяється освітленню питань, пов'язаних з принципом дії окремих видів автоматичного і електричного обладнання літальних апаратів, поясненню фізичної суті процесів, що відбуваються в обладнанні, розгляду типових об'єктів авіаційної техніки, а також основних правил її експлуатації і обслуговування.

Окрім студентів, книга може бути корисна фахівцями ВПС з авіаційного обладнання для підвищення своїх професійних знань.

Автори висловлюють щирі подяки всім особам, що проглянули рукопис і зробили корисні зауваження, а також співробітникам факультету військової підготовки Національного авіаційного університету, що надали допомогу авторам у підготовці рукопису до друку.

Автори вважають своїм обов'язком висловити глибоку вдячність студентам – активним учасникам студентського наукового товариства ФВП НАУ: Сорочану О.М. і Василенку А.С. - за вагомий внесок в ілюстрування книги; Варченку Ю.О., Гержану В.А., Грабовському С.В., Жуку С.О., Капуловському А.В., Кожухову В.О., Лимарю К.В., Особливцю Д.П., Рибальченку А.В., Селюху Б.М., Сулімі С.М., Устенку І.В. - за істотну допомогу при виготовленні макета навчального посібника.

ВСТУП

1. КЛАСИФІКАЦІЯ АВІАЦІЙНОГО ОБЛАДНАННЯ ТА ЗАВДАННЯ, ЯКІ ВИРІШУЮТЬСЯ ПРИ ЙОГО ВИКОРИСТАННІ

1.1. Завдання, які вирішує авіаційне обладнання

Авіаційне обладнання (АО) призначене для найбільш повного використання льотно-технічних властивостей літаків та забезпечення роботи екіпажів на землі і в повітрі. Якщо проаналізувати задачі, які вирішуються при виконанні польотного завдання, то виявиться, що всі вони можуть бути якісно реалізовані лише завдяки використанню комплексу АО.

Основні завдання, які вирішуються при використанні АО:

- постачання електроенергії для усього обладнання літака;
- управління та контроль за роботою силової установки;
- автоматичне та автоматизоване управління літаком на всіх етапах польоту;
- виконання навігаційних розрахунків;
- створення нормальних робочих умов екіпажу в польоті;
- забезпечення роботи засобів повітряної розвідки;
- освітлення літака та забезпечення світлової сигналізації;
- обігрів літака;
- реєстрація польотних даних та контроль технічного стану;
- навчання льотного складу на тренажерах.

1.2. Класифікація авіаційного обладнання

Авіаційне обладнання класифікується таким чином:

1. Електрообладнання;
2. Електричні системи та пристрої управління силовими установками;
3. Електронна автоматика авіаційного обладнання;
4. Приладне обладнання;
5. Кисневе обладнання;
6. Висотне спеціальне спорядження;
7. Фотографічні та теплові засоби розвідки та пошуку;
8. Спеціальні (не радіотехнічні) засоби пошуку субмарин;
9. Бортові централізовані системи контролю стану авіаційної техніки;
10. Пілотажні, навігаційні та комплексні тренажери.

1.2.1. До електрообладнання відносяться:

- бортові централізовані системи електропостачання постійного та змінного струму;
- електричні двигуни насосів паливних та гідравлічних систем;
- електричний привод в пристроях механізації та його злітно-посадочних органах;
- електрообігрівальні засоби ;
- електричні пристрої систем кондиціонування повітря в кабіні та відсіках;
- електрообладнання систем проти обмерзання, включаючи радіоізотопні сигналізатори;
- автоматика систем пожежної сигналізації;
- засоби пожежегасіння та попередження пожеж;
- електричні світлотехнічні та світлосигнальні пристрої.

1.2.2. До електричних систем та пристроїв управління силовими установками відносяться:

- електричні пристрої та системи пуску і управління роботою силової установки;
- пристрої регулювання повітряних гвинтів;
- системи регулювання та обмеження температури турбін і масла, регулювання частоти обертання турбін;
- управління вхідними пристроями.

1.2.3. До електронної автоматики авіаційного обладнання відносяться:

- автопілоти, системи автоматизованого та автоматичного управління літаками (САУ);
- демпфери коливань та автомати стійкості;
- автоматичні системи компенсації аеропружних коливань літака;
- регулятори та обмежувачі перевантаження та кутів атаки;
- автомати сигналізації критичних режимів польоту;
- автомати регулювання та завантаження управління літаком;
- командно-пілотажні системи;
- гіроскопічні, інерційні та астрономічні навігаційні системи;
- обчислювальні машини та пристрої навігаційних і пілотажно-навігаційних систем;
- системи відображення пілотажно-навігаційної інформації на лобовому склі;
- аналогові та цифрові обчислювальні машини та пристрої АО;
- електро-ємнісні паливоміри;
- паливоміри-розходоміри, електричні САУ виробки палива.

1.2.4. До приладного обладнання відноситься:

- аерометричні прилади та системи їх повітряного живлення;
- централізовані системи вимірювання параметрів зовнішньої повітряного середовища і параметрів руху літака відносно повітряного середовища;
- гіроскопічні пілотажно-навігаційні прилади;
- бортові авіаційні годинники;
- акселерометри;
- недистанційні компаси;
- показник перевантажень;
- прилади контролю силових установок, масляних, гідравлічних та повітряних систем;
- вимірювачі вібрацій;
- прилади контролю параметрів повітря у гермокабінах та відсіках;
- пристрій контролю положень елементів літака та двигунів;
- прилади засобів аварійного покидання літака.

1.2.5. До кисневого обладнання відносяться:

- бортові та парашутні прилади;
- пристрої та системи кисневого живлення;
- електрифіковані прилади систем регенерації;
- системи кисневого підживлення тиску;
- електрифіковані прилади кондиціювання повітря в компенсаційних костюмах, скафандрах та морських рятувальних костюмах.

1.2.6. До висотного спеціального спорядження відносяться:

- кисневі маски, герметичні і захисні шоломи;
- висотні і компенсуючі костюми;
- морські рятувальні костюми;
- скафандри;
- регулятори співвідношення тиску;
- електрифіковані прилади кондиціонування повітря в компенсаційних костюмах, скафандрах та морських рятувальних костюмах.

1.2.7. До фотографічних і теплових засобів розвідки і пошуку відносяться:

- аерофотообладнання;
- теплові станції розвідки і пошуку;
- фотоприставки для фотографування екранів радіолокаційних і телевізійних станцій;
- пристрої автоматичного регулювання експозиції;
- системи керування фотолюками;
- пристрої кондиціонування середовища у фотоконтейнерах і аерофотоапаратах;
- бортові системи обробки розвідувальної інформації;
- бортові електроосвітлювальні установки для нічного фотографування;
- фоторегістратори елементів зовнішнього орієнтування аерознімків.

1.2.8. До спеціальних (не радіотехнічних) засобів пошуку підводних човнів відносяться:

- магнітометрична, гідроакустична, тепlopеленгаційна та оптична апаратура виявлення місцезнаходження підводних човнів;
- електричні лебідки випуску і підйому прийомних блоків розвідувальної апаратури.

1.2.9. До бортових централізованих автоматизованих систем контролю відноситься:

- комплекс засобів, функціонально пов'язаний з обчислювальним пристроєм, що забезпечує оцінку технічного стану пристроїв і систем різних видів бортового устаткування.

1.2.10. До пілотажних, навігаційних та комплексних тренажерів відносяться:

- тренажери, що забезпечують наземне навчання льотного складу і контроль за його діями при виконанні комплексу завдань, що вирішуються на борту літака на всіх етапах польоту й в аварійних ситуаціях;
- електронні, радіотехнічні пристрої, системи і їхні імітатори, цифрові й аналогові обчислювальні машини і пристрої, спеціальні джерела і перетворювачі електроенергії.

2. УМОВИ РОБОТИ АВІАЦІЙНОГО ОБЛАДНАННЯ ТА ТАКТИКО-ТЕХНІЧНІ ВИМОГИ ДО НЬОГО

2.1. Умови роботи авіаційного обладнання

Сучасні літаки виконують польоти в складних метеорологічних умовах, у будь-який час року і доби, в хмарі і на різних висотах, від декількох десятків метрів до декількох десятків кілометрів, з великими діапазонами швидкостей. Вони можуть

базуватися в різних місцях земної кулі, від жаркого вологого клімату тропіків до сухого морозного на Крайній Півночі і на великих висотах.

Умови роботи АО можуть змінюватися за дуже короткий час протягом польоту.

Зі збільшенням висоти польоту знижується тиск і температура, зменшується вологість і щільність повітря (на висоті 35 км тиск у 180 разів менший ніж біля землі).

При числах М польоту рівних 2, 4, 6 середня температура на обшивці літака буде відповідно 200, 400, 600°C.

Збільшення електропровідності повітря і погіршення умов охолодження приводить до необхідності збільшення герметичних розмірів елементів і зниженню їх питомих енергетичних навантажень.

Великий діапазон зміни температури утрудняє вибір змащення й ізоляції.

Зменшення вологості, змісту кисню і щільності повітря з підйомом на висоту погіршує умови роботи електричних машин. Крім погіршення умов роботи, викликаного зміною параметрів середовища, на АО впливають механічні навантаження, які виникають при роботі авіаційного двигуна і пов'язані зі зміною режиму польоту.

При пілотуванні літака перевантаження досягають 10-20 одиниць, а вібрації – від 0,5 до 2500 Гц, амплітуда яких від декількох міліметрів до часток міліметра.

При великих вібраційних навантаженнях для надійної роботи контактних систем потрібно поліпшення механічних характеристик електромагнітних пристроїв, збільшення міцності елементів АО.

Навіть із наведених прикладів видно, що умови роботи АО на літаках значно гірші, ніж загально промислового устаткування.

2.2. Тактико-технічні вимоги до авіаційного обладнання

Важливість і складність функцій, що виконуються усім комплексом устаткування літальних апаратів, та специфічність умов роботи є причиною пред'явлення до нього суворих тактико-технічних вимог (ТТВ):

- забезпечення найбільш повного й ефективного використання льотно-технічних властивостей літака в умовах бойового застосування;
- висока надійність на протязі всього заданого терміну служби. (Безвідмовність роботи);
- забезпечення виконання бойових задач в умовах радіоактивного, хімічного і бактеріологічного зараження повітря і місцевості;
- мінімальна кількість органів керування, настроювання, контролю, максимальна простота експлуатації льотним і технічним складом;
- зручність і безпека в експлуатації; безпека у відношенні пожеж, вибухів, коротких замикань, уражень електричним струмом і високочастотними електромагнітними полями;
- наявність вбудованого автоматичного контролю в системах літака, справність яких визначає безпеку польоту й ефективність виконання задач польоту; наявність схем (блоків) безпеки, що роблять відповідні включення і переключення з появою в системах керування несправностей, небезпечних для польоту;
- контролездатність устаткування, тобто пристосованість устаткування до автоматичного контролю його технічного стану;
- висока експлуатаційно-ремонтна досконалість, тобто пристосованість устаткування до виконання усіх видів технічного обслуговування та ремонту з мінімальними витратами праці і матеріалів;
- незалежність роботи устаткування від тиску, температури і вологості від присутності пари і мастил, від положення в просторі, швидкості і прискорення;
- мінімальний час для приведення в бойовий стан;

- уніфікація і взаємозамінність деталей, вузлів, приладів, простота монтажних і демонтажних робіт;
- відсутність дій електричних установок, що заважають роботі радіотехнічних і інших систем;
- висока міцність (механічна, електрична, термічна) і хімічна стійкість;
- мінімальна вага і габарити.

Для устаткування космічних літальних апаратів існують додаткові ТТВ – нормальна працездатність, як в умовах невагомості, так і в умовах впливу сил ваги і значних перевантажень.

Крім зазначених загальних вимог, до кожного конкретного пристрою пред'являються спеціальні технічні вимоги, що визначають його значення, умови застосування й експлуатації, основні характеристики і т.д.

Усі ці вимоги знаходять своє відображення у задіяних принципах, схемному режимі, наявності додаткових пристроїв і застосування визначених матеріалів при розробці і виготовленні елементів і агрегатів АО. Деякі технічні вимоги є суперечливими, тому при конструюванні відбираються оптимальні варіанти.

РОЗДІЛ I. КИСНЕВЕ ОБЛАДНАННЯ ТА ЗАХИСНЕ СПОРЯДЖЕННЯ ВІЙСЬКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

ТЕМА 1. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЖИТТЄДІЯЛЬНОСТІ ЕКІПАЖУ ВІЙСЬКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ В УМОВАХ ВИСОТНОГО ПОЛЬОТУ

1. ОСНОВНІ ПАРАМЕТРИ АТМОСФЕРИ ЗЕМЛІ

1.1. Складові атмосфери

Дослідження атмосфери Землі і навколоземного космічного простору за допомогою супутників, космічних кораблів і станцій дозволило одержати нові дані про фізико-хімічні складові атмосфери, розподіл температури по висотах і космічну радіацію. Зараз встановлено, що атмосфера землі простирається до висоти 3 тис. км. Маса земної атмосфери складає величину порядку $5,0 \cdot 10^{15}$ т, причому 90–94% усієї маси повітря зосереджено до висоти 20 км.

Якби щільність газів атмосфери була постійною на усіх висотах і рівної щільності біля поверхні Землі, то її верхня границя закінчувалася би на висоті 7,8 км.

Численні явища в газоподібній оболонці Землі показують, що атмосфера має шарувату будову.

Шари розрізняються між собою складом основних газів, розподілом температури, тиском і щільністю, ступенем іонізації.

За складом повітря атмосфера поділяється на *гомосферу* і *гетеросферу*.

Гомосфера – однорідний шар від поверхні Землі до висоти 80-100 км, у якому склад повітря залишається практично незмінним (кисню – 21%, азоту – 78%).

Кількість водяних парів і вуглекислого газу з висотою зменшується. Вміст озону, що відіграє важливу роль у тепловому й іонізованому балансі атмосфери, з висотою зростає і досягає максимуму на висотах 25-30 км. Озон є біологічним екраном, що захищає Землю від ультрафіолетових променів довжиною 2000-3000 А, які згубно впливають на життя.

Гетеросфера – неоднорідний шар вище 100 км над поверхнею Землі, у якому склад повітря змінюється з висотою.

На висоті 120 км дисоційований майже весь кисень, на висоті 220 км – майже весь азот. У гетеросфері основні частини атмосфери знаходяться в атомарному стані.

За характером розподілу температури атмосфера підрозділяється на п'ять сфер: *тропосферу*, *стратосферу*, *мезосферу*, *термосферу* й *екзосферу*.

Тропосфера – прилягаючий шар до висоти 8-12 км. Містить 80% усієї маси атмосфери і 90% водяних парів. Температура убуває в середньому на $6,5^{\circ}\text{C}$ на 1 км (вертикальний градієнт температури). У ній відбуваються процеси, що формують погоду на Землі.

Стратосфера – простирається від висоти 8-12 км до 50-55 км. Температура в ній практично постійна (-56°C). Тут міститься близько 20% усієї маси атмосфери. Повітря в стратосфері сухе і прозоре. З висоти 35 км спостерігається підвищення температури через наявність шару озону з -56°C до 0°C на висоті 55 км.

Мезосфера – простирається від висоти 55 км до 80 км. Температура, в ній знижується на 3-4°C на 1 км висоти. На висоті 80 км температура – 110°C. На долю мезосфери приходить не більш 0,3% маси всієї атмосфери.

Термосфера – простирається від висоти 80 км до висоти 800 км. Характеризується безупинним ростом температури з градієнтом 3-8°C на 1 км висоти. Тут зосереджено 0,05% усієї маси атмосфери.

Екзосфера – шар на висоті більше 800 км. Температура зростає і досягає 2000°C (кінетична температура). Цей шар є перехідним шаром до міжпланетного нейтрального газу.

1.2. Основні параметри атмосфери

Основні параметри, що характеризують атмосферу Землі, як середовище життя:

- парціальний тиск кисню – P_{O_2} ;
- атмосферний тиск повітря – P_H ;
- щільність повітря – ρ ;
- температура – $t^\circ C$;
- відносна вологість – r_n і чистота повітря.

Зі зміною висоти зазначені фізичні параметри змінюються в широкому діапазоні.

1.3. Види польотів літаків в залежності від висоти

Польоти літаків класифікуються залежно від їхнього призначення, району виконання, кількості літаків, що виконують одне загальне завдання, умов пілотування і літаководіння, часу доби і висоти. За висотою польоти літаків підрозділяються на польоти:

- *на гранично малих висотах* – до 200 м над рельєфом місцевості чи водною поверхнею;
- *на малих висотах* – вище 200 м до 1000 м над рельєфом місцевості чи водною поверхнею;
- *на середніх висотах* – вище 1000 м до 4000 м над рельєфом місцевості чи водною поверхнею;
- *на великих висотах* – вище 4000 м до 12000 м;
- *стратосферні польоти* – вище 12000 м.

Крім параметрів атмосфери на екіпаж у висотному польоті впливають групи факторів, пов'язаних з динамікою польоту, перебуванням у герметичній кабіні, а також з появою аварійних ситуацій. Розглянемо основні з них.

2. ВПЛИВ АТМОСФЕРНИХ ПАРАМЕТРІВ

А) *Барометричний тиск.* На рис. 1.1 наведено графік зміни тиску усього газового середовища атмосфери P_H у залежності від висоти, з вказаними характерними точками, що відповідають висотам 3000, 10000, 12000 і 20000 м.

Значне зниження барометричного тиску впливає на життєдіяльність людини (поза зв'язком зі зміною парціального тиску кисню, яка його супроводжує).

Необхідна кількість кисню в крові розчиняється лише при визначеному барометричному тиску. Зниження барометричного тиску є причиною появи порушень функцій дихання і серцево-судинної системи організму людини, що називаються *декомпресійними розладами*.

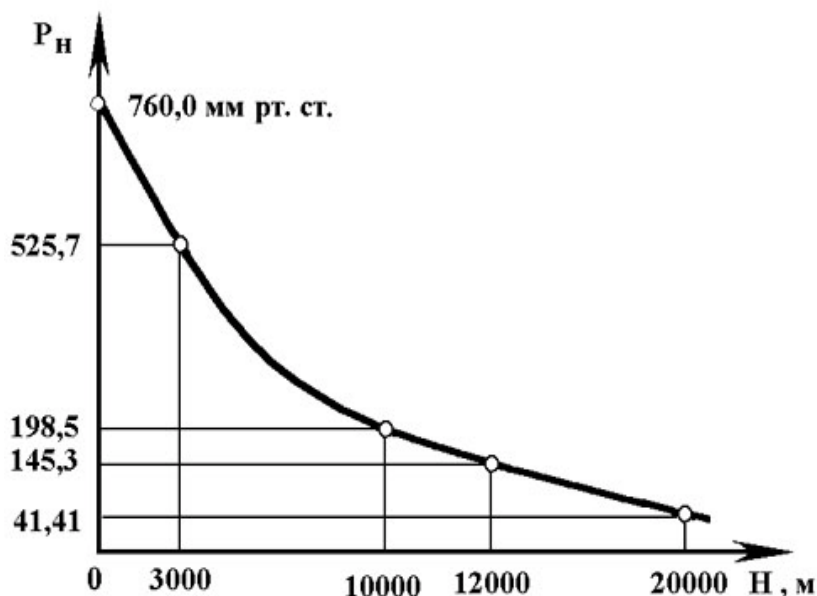


Рис. 1.1. Зміна тиску атмосферного повітря з висотою

В основі виникнення *декомпресійних розладів* лежать дві причини:

- перехід газів, що містяться в рідких і напіврідких середовищах організму, з розчиненого в газоподібний стан;
- розширення газів, що знаходяться у вільному стані в порожніх органах і порожнинах (легені, середнє вухо, лобова пазуха, придаткові порожнини носа, шлунково-кишковий тракт).

При падінні барометричного тиску нижче 230 мм рт. ст., що відповідає висоті 9 км, можливе виділення з рідини організму бульбашок (ембол) вільного газу, що складаються з азоту (75-80%), кисню (14-18%) і вуглекислого газу (2-10%). Ці бульбашки впливають на нервові закінчення, викликають у тканинах і суглобах біль. Це явище називається *аероемболізмом*.

На висоті понад 19 км при тиску 47 мм рт. ст. спостерігається закипання міжтканинної рідини при температурі $+37^{\circ}\text{C}$.

На висоті 20 км окремі підшкірні здуття з'являються через 2-3 секунди. При цьому, пальці рук (без рукавичок) збільшуються в об'ємі так, що працювати стає неможливо. При спуску нижче 17 км підшкірні здуття зникають. При розгерметизації кабіни на висоті понад 12 км навіть при диханні чистим киснем вже через кілька секунд людина непритомніє. Час, на протязі якого людина зберігає свідомість і може вжити заходи до порятунку, називається *резервним*. Наприклад, на висоті 13 км цей час складає 300 секунд, а на висоті 18 км – 13 секунд.

Ефект впливу декомпресії і кисневого голодування на людину залежить від тривалості, значення падіння і швидкості зміни тиску. При різкій зміні тиску настає вибухова декомпресія.

Б) *Парціальний тиск.* Парціальним тиском P_{O_2} називається тиск O_2 , який приходить на його долю із загального тиску усього газового середовища (P_H):

$$P_{O_2} = CP_H/100 \text{ (мм рт. ст.)},$$

де C – процентний вміст O_2 у повітрі.

З підняттям на висоту, процентний вміст газів у повітрі не змінюється, а змінюються їхні парціальні тиски.

При підйомі на висоту причиною зниження P_{O_2} у повітрі, що вдихається, є зменшення тиску атмосферного повітря P_H . На певній висоті склад O_2 у крові і тканинах знижується і настає кисневе голодування (гіпоксія). Практично вже з висоти 2,5 км людина відчуває кисневе голодування.

На підставі фізіологічних досліджень встановлено, що для забезпечення нормальної життєдіяльності людини, P_{O_2} повітря, що вдихається, повинен бути не меншим 100 мм рт. ст. Уже при такому тиску кров насичується киснем тільки на 85%. Такому P_{O_2} відповідає висота 4 км, яку прийнято називати порогом порушень.

Недостатня кількість кисню в крові викликає в організмі ряд змін, що називаються висотною хворобою, яка при тривалому впливі викликає непритомність і смерть. Причому, усе це відбувається для людини непомітно, аж до непритомності.

В) *Вплив температури і вологості повітря.*

Зі зміною висоти також міняється температура T_n (рис. 1.2) і середня відносна вологість повітря r_n (рис. 1.3).

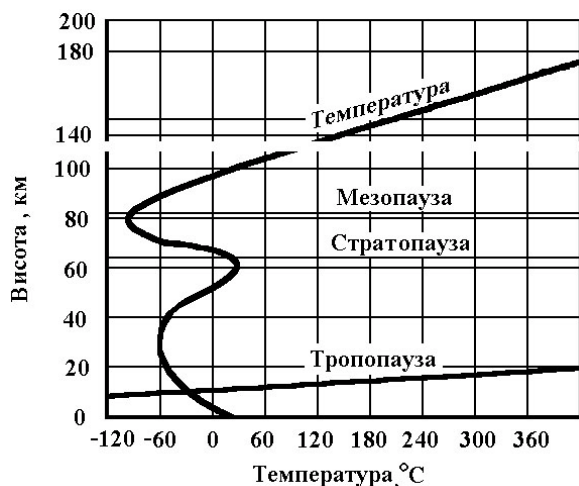


Рис. 1.2. Зміна температури атмосферного повітря з висотою

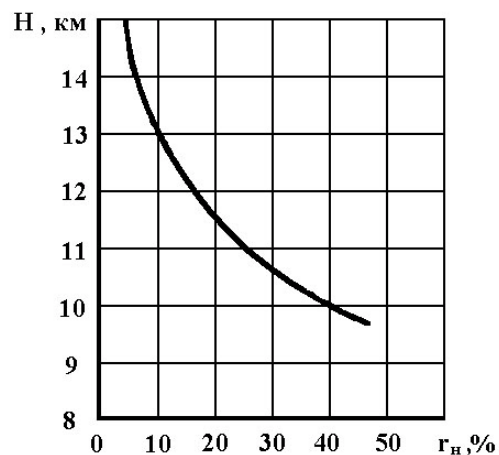


Рис. 1.3. Зміна середньої відносної вологості повітря з висотою

Температура і вологість повітря в кабіні літака теж можуть змінюватися в широких межах в залежності від режиму польоту, зовнішніх умов і сформованої ситуації. Оптимальною для людини вважається температура навколишнього середовища близько 20°C.

Відносна вологість повітря впливає на стан людини. Вона впливає на теплообмін тіла з навколишнім середовищем, процеси випару вологи з поверхні тіла і внутрішньої поверхні дихальних шляхів, на загальний стан органів мови, дихання і зору.

Припустиме значення для людини – від 30% до 70%, а оптимальне – 40-60%.

3. ВПЛИВ ФАКТОРІВ, ПОВ'ЯЗАНИХ З ДИНАМІКОЮ ПОЛЬОТУ

А) Вплив вібрації і шуму.

При впливі вібрації можуть виникати судинні та нервові розлади, може знизитися розумова і фізична працездатність, зменшиться гострота зору, тобто можливість розрізняти показання приладів, навіть при їхньому нормальному освітленні.

Тривале перебування в умовах шуму може привести до виникнення болючих відчуттів у вухах, загального роздратування і стомлення.

При тривалих і повторних впливах шуму у людини може наступити тимчасова чи постійна втрата слуху.

Б) Вплив перевантажень.

Сучасним літакам властиві високі динамічні якості. Однак, фізіологічні можливості людини стають перешкодою на шляху використання маневрових якостей літака внаслідок дії перевантажень.

Організм людини більш стійкий до поперечних перевантажень. Вони викликають лише деяке утруднення подиху і біль в ногах.

Найбільш сильний вплив на людину мають негативні повздовжні перевантаження.

При позитивному повздовжньому прискоренні виникають такі функціональні порушення:

3 од. – із труднощами піднімаються руки і ноги;

4 од. – зменшується поле зору;

5 од. – перед очима з'являється чорна завіса;

5,5-6 од. – слідом за темною завісою, протягом 5 сек. настає непритомність.

Ці фізіологічні порушення обумовлені тим, що кров стає настільки важкою, що серце не в змозі подавати її до рівня очей і мозку.

При негативному повздовжньому прискоренні також спостерігаються функціональні розлади:

1,5 од. – настає почуття тиску в горлі;

2 од. – з'являється біль в очах;

4 од. – крапкові крововиливи і сплутаність свідомості.

Негативні перевантаження найбільш важко переносяться організмом.

4. ВПЛИВ ФАКТОРІВ, ПОВ'ЯЗАНИХ З ПЕРЕБУВАННЯМ ЕКІПАЖУ В ГЕРМЕТИЧНІЙ КАБІНІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Визначальними фізіолого-гігієнічними параметрами в герметичній кабіні (ГК) є:

- барометричний тиск;
- температура;
- вологість;
- швидкість зміни тиску в кабіні;
- склад повітря і його чистота.

А) Вплив швидкості зміни тиску в герметичній кабіні.

Різка зміна тиску повітря може служити причиною виникнення в людини декомпресійної хвороби, що супроводжується болючими відчуттями в серцево-судинній системі.

Найбільш гострий прояв декомпресійної хвороби виникає при різкій розгерметизації кабіні, коли в кабіні ЛА був надлишковий тиск.

Декомпресійна хвороба у цьому випадку характеризується ушкодженням легень, внутрішніми крововиливами, падінням кров'яного тиску, уповільненням діяльності серця.

Різке зниження тиску в кабіні називається *вибуховою декомпресією*.

Б) Вплив газоподібних домішок.

У процесі життєдіяльності екіпажу в ГК накопичуються різні домішки. Насамперед, це вуглекислий газ, що біологічно активний і накопичення його в організмі людини викликає визначене порушення життєдіяльності.

При парціальному тиску вуглекислого газу 20 мм рт. ст. відзначаються ознаки отруєння організму.

В) Вплив іонізуючого повітря.

Чистота повітря може бути охарактеризована його електропровідністю.

Чим чистіше повітря, тим краща його електропровідність, тим більше вміст у ньому атмосферних іонів (аеронів), що діють на організм людини в основному через органи дихання.

Характер дії аеронів на організм людини визначається насамперед знаком електричного заряду.

Сприятливий вплив на організм здійснюється, як правило, аеронами негативного знаку, що поліпшують окислювально-відновні процеси в живому організмі.

Гігієнічним критерієм газового середовища є коефіцієнт уніполярності, що визначається співвідношенням числа позитивних аеронів і негативних.

Коефіцієнт уніполярності газового середовища, що визначає високу життєдіяльність організму, повинен бути не більше одиниці.

5. СПОСОБИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЖИТТЄДІЯЛЬНОСТІ ЕКІПАЖУ. СИСТЕМИ ІНДИВІДУАЛЬНОГО ЗАХИСТУ

Аналіз умов висотного польоту дозволяє визначити проблеми, вирішення яких забезпечить безпеку членам екіпажу при виконанні польотного завдання в нормальних і аварійних режимах польотів ЛА.

Першою проблемою є захист екіпажу від шкідливого впливу атмосфери великих і стратосферних висот. Для цієї мети використовують ГК, у яких за допомогою систем кондиціонування повітря підтримуються параметри штучної атмосфери на рівні, необхідному для нормальної роботи членів екіпажу.

Другою проблемою є захист екіпажу від шкідливого впливу зниження тиску і температури великих висот, в атмосфері яких може опинитися екіпаж при розгерметизації кабіни. Для цієї мети застосовуються системи кисневого живлення (СКЖ) і висотно-компенсуючі костюми (ВКК). Вони забезпечують необхідний парціальний тиск кисню у повітрі, яке людина вдихає, на усіх висотах, освоєних сучасними ЛА.

Третьою проблемою є захист екіпажу від впливу перевантажень, що виникають при еволюціях літака. Для захисту екіпажу від подовжніх позитивних перевантажень застосовується протиперевантажувальний пристрій (ППП).

Створюючи тиск на нижню частину тіла, ці пристрої фіксують внутрішні органи черевної порожнини, нормалізують кровообіг в організмі.

Четвертою проблемою є захист екіпажу від швидкісного напору повітря при катапультиванні і забезпечення безпечного спуску і приземлення. Для цього застосовуються установки для катапультивання і парашутні системи.

На підставі основних фізіолого-технічних проблем можна визначити технічні засоби життєзабезпечення, порядunku й індивідуального захисту екіпажів ЛА.

Такими технічними засобами є:

1. Системи кондиціонування повітря герметичних кабіл.
2. Системи кисневого живлення екіпажів.
3. Висотні компенсуючі костюми.
4. Протиперевантажувальні костюми (ППК).
5. Вентиляційні костюми (ВК).
6. Скафандри.

7. Катапультні установки.

8. Парашутні системи.

Системи кондиціонування повітря ГК створюють необхідне середовище життєдіяльності для екіпажів при висотному польоті. Робота системи кондиціонування зводиться до підтримки фізіолого-гігієнічних параметрів штучної атмосфери в ГК на такому рівні, при якому забезпечуються нормальні умови життєдіяльності екіпажа.

Системи кисневого живлення екіпажу призначені для підтримки необхідної величини парціального тиску кисню у повітрі, що вдихається, коли парціальний тиск кисню в кабіні стає нижче нормального. Робота системи зводиться до підвищення процентного вмісту і надлишкового тиску кисню у повітрі, що вдихається, залежно від висоти.

Висотно-компенсуючі костюми використовуються в комплекті із СКЖ. ВКК створюють зовнішній протитиск на тіло льотчика при наявності надлишкового тиску кисню в легенях, цим і забезпечується безпечно перебування людини на висотах понад 12 км при розгерметизації кабіни літального апарата.

Протиперевантажувальні костюми захищають людину від дії позитивних повздовжніх перевантажень у момент виходу літака з пікірування. Робота цих костюмів зводиться до створення зовнішнього протитиску на нижню частину тіла людини, що нормалізує кровообіг в організмі людини.

Вентиляційні костюми призначені для створення нормального тепловідчуття при перебуванні льотчика в перемінних температурних умовах.

Скафандри служать для збереження умов нормальної життєдіяльності льотчикам у випадку розгерметизації кабіни на будь-яких висотах чи польоту при порушенні газового складу в ній. Крім того, скафандри забезпечують нормальний тепловий режим безпосередньо поблизу тіла людини, коли ГК ЛА піддається великому аеродинамічному нагріванню.

Катапультні установки забезпечують аварійне покидання ЛА і захищають людину від дії швидкісного напору при катапультуванні.

Парашутні системи призначені для безпечного спуску і приземлення екіпажу після покидання ЛА. При катапультуванні на великих швидкостях і висотах польоту застосовуються головним чином парашутні системи, що складаються з трьох парашутів, що вводяться послідовно в дію.

Трикаскадна парашутна система складається зі стабілізуючого парашуту, що забезпечує стабілізацію руху катапультної установки після відділення від ЛА, гальмівного парашуту, що забезпечує стабілізований спуск до висоти, що є безпечною для введення основного парашуту, і основного парашуту, що вводиться в дію звичайно на висоті 3-4 км. Ця висота є доцільною з точки зору забезпечення мінімального часу спуску, щоб людина не змерзла при спуску і щоб вона по можливості могла вибрати зручний район приземлення. Основний парашут забезпечує зниження зі швидкістю до поверхні Землі близько 5-6 м/с.

Слід відзначити важливу роль ГК та скафандрів в забезпеченні захисту екіпажу від космічних випромінювань, а також радіаційних поясів Землі, котрі становлять реальну небезпеку для екіпажу ЛА при польотах у верхніх шарах атмосфери й у навколосемному космічному просторі.

Первинні космічні частки (космічна радіація галактичного походження) являють собою ядра атомів різних хімічних елементів.

До складу первинних космічних променів входять ядра атомів водню – протони (80%), ядра атомів гелію – α -частки (19%) і важкі ядра металів (до 1%).

Первинні космічні частки мають величезну енергію – до 10 Мев (мільйонів електрон-вольт) і володіють великою іонізуючою здатністю.

Сонячна радіація являє собою потік променистої енергії Сонця. Ультрафіолетова радіація Сонця збільшується в середньому на 3-4% на кожні 100 м збільшення висоти. Розрізняють два класи сонячного випромінювання: з високою і низькою енергією.

Дослідження останніх років дозволили знайти і визначити наближені границі двох радіаційних поясів, розташованих один над іншим (рис. 1.4).

Максимальна товщина поясів, що мають вигляд концентричних тороїдів, спостерігається в екваторіальних широтах, до полюсів Землі вона зужується майже до нуля.

Радіаційні пояси Землі являють собою скупчення заряджених часток, що утримуються магнітним полем Землі. Заряджені частки утворюються внаслідок вторинних ядерних перетворень, обумовлених первинними космічними випромінюваннями.

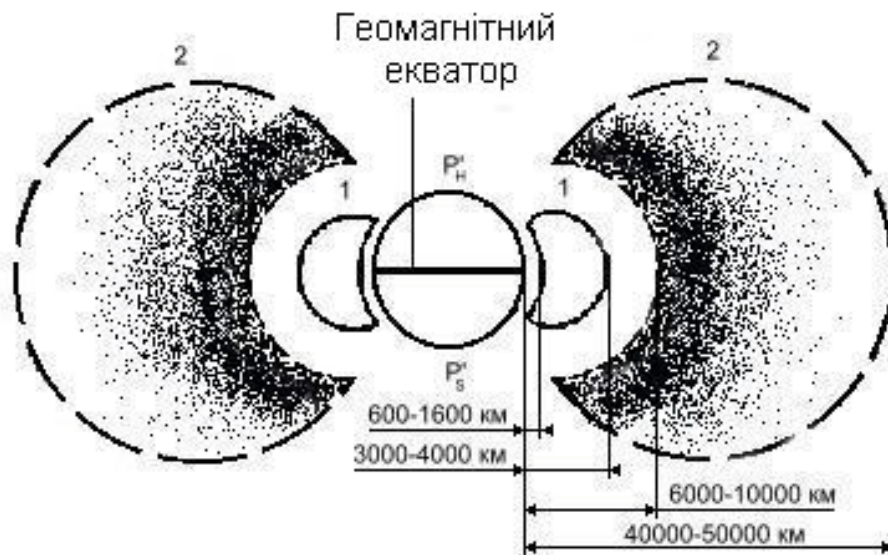


Рис. 1.4. Розташування радіаційних поясів навколо Землі

6. ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ ГЕРМЕТИЧНОЇ КАБІНИ ВЕНТИЛЯЦІЙНОГО ТИПУ

6.1. Призначення

Умови польоту визначаються параметрами атмосфери і динамікою ЛА. Атмосфера Землі до висот приблизно 80 км має однорідний газовий склад (близько 21% кисню, 78% азоту), а тиск і температура повітря змінюються з висотою.

Тиск із підйомом на висоту знижується. Знижений тиск негативно впливає на організм людини. Так, на висоті 9 км при тиску 230 мм рт. ст. виникає явище аероемболізму. На висоті понад 19 км спостерігається закипання підшкірної рідини, що може привести до смертельного результату. Для запобігання цих явищ екіпажі розміщують у ГК, де підтримується безпечний тиск.

Вплив зниженого тиску на організм людини не обмежується вказаними вище явищами. Повітря є сумішшю газів і його повний тиск є сумою парціальних тисків його компонентів:

$$P_H = P_{O_2} + P_{N_2} + P_{ост}$$

Парціальний тиск – це частка тиску, яку мав би компонент газової суміші, що займав би весь об'єм суміші.

Парціальний тиск кисню є важливою характеристикою його споживання організмом людини. На підставі фізіологічних досліджень встановлено взаємозв'язок між парціальним тиском кисню P_{O_2} (у мм рт. ст.) у легенях з тиском повітря P_H і процентним вмістом кисню α_{O_2} у повітрі:

$$P_{O_2} = \alpha_{O_2} \frac{P_H - 47}{100}$$

Де 47 мм рт. ст. відповідає парціальному тиску водяних парів у легенях людини. У нормальних умовах при $H=0$, $P_{O_2} = 150$ мм рт. ст. З підйомом на висоту, парціальний тиск кисню буде знижуватися. На висоті 3 км він досягає середнього фізіологічно припустимого рівня 98 мм рт. ст. При подальшому збільшенні висоти настає кисневе голодування. Для усунення цього явища використовують системи кисневого постачання.

Великий вплив на діяльність екіпажу має температурний режим кабіни. Температура повітря на висотах понад 11 км знижується майже до -60°C . З іншого боку, рух швидкісних літаків в атмосфері викликає їхній розігрів. Тому необхідні системи, що забезпечують прийнятну температуру повітря в кабіні.

Серед факторів, обумовлених динамікою польоту, насамперед, слід зазначити перевантаження. Найбільш небезпечний фізіологічний вплив чинить перевантаження, спрямоване уздовж тіла людини. Так, при позитивних перевантаженнях відбувається відлив крові від голови до ніг і людина може знепритомніти. Для компенсації таких перевантажень застосовуються ППК.

З динамікою польоту пов'язана швидкість зміни тиску в кабіні на спусках і підйомах, що може досягати на маневрених літаках до 30 мм рт. ст./с. Встановлено, що фізіологічно припустима норма складає 5-10 мм рт. ст./с. Задачу обмеження швидкості зміни тиску в ГК вирішують регулятори тиску.

Нарешті, при виконанні бойових польотів може бути порушена герметичність кабіни. При різкому зменшенні тиску можливі ушкодження легеневої тканини й інших органів газом, що розширюється (баротравми). Захист екіпажу від цих явищ покладається на спеціальне спорядження: гермошоломи (ГШ), ВКК, скафандри.

Отже, в умовах польоту на екіпаж може впливати ряд фізіологічно небезпечних факторів.

Комплекс технічних засобів, які забезпечують нормальну працездатність екіпажів на всіх режимах польоту й в екстремальних ситуаціях, називають системами забезпечення життєдіяльності екіпажів ЛА. До складу цих систем входять: системи кондиціонування повітря в ГК, системи кисневого постачання екіпажів і висотне спеціальне спорядження.

6.2. Принципи побудови системи кондиціонування повітря

Системи кондиціонування призначені для підтримки тиску і температури в ГК на рівні, який забезпечує нормальну діяльність екіпажу.

Повітря надходить від компресора авіадвигуна (рис. 1.5) з температурою до 500°C і тиском до 1,6 МПа (16 кг/см²) і розділяється на два потоки. Один з них проходить систему охолодження повітря (СОП), а другий прямо надходить у змішувач (З), де обидва потоки змішуються і подаються в ГК. Розподілом повітря керує регулятор температури (РТ⁰) за сигналом датчика температури (ДТ⁰) у ГК. Регулятор тиску (РТ) по сигналу датчика тиску (ДТ) керує клапаном випуску (КВ) повітря кабіни в атмосферу. Для охолодження повітря використовуються паливно-повітряні теплообмінники і турбоохолодильники.

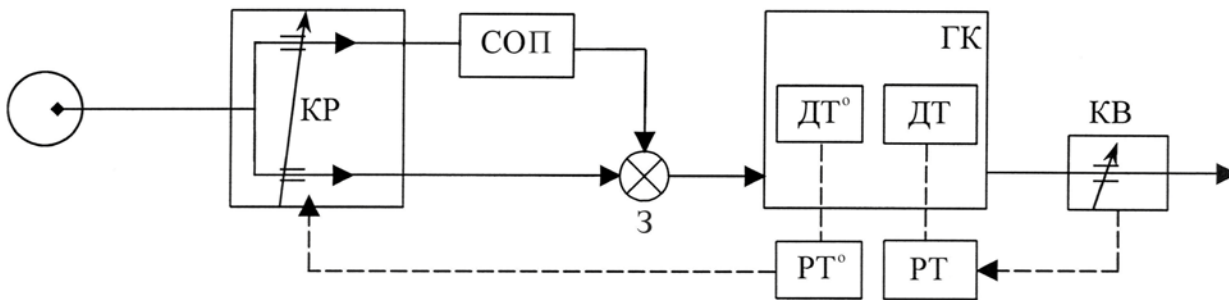


Рис. 1.5. Функціональна схема системи кондиціонування повітря

7. ЗАСОБИ РЕГУЛЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ І ТИСКУ ПОВІТРЯ

7.1. Програми регулювання тиску повітря в герметичній кабіні літака

Найбільш сприятливим з фізіологічної точки зору є нормальний тиск у кабіні. Однак у таких випадках на великих висотах буде виникати значний перепад тиску між кабіною й атмосферою і при розгерметизації кабіни ймовірність баротравм екіпажу буде високою. Тому на військових літаках прагнуть досягти максимально можливого зниження перепаду тиску між кабіною й атмосферою.

Тиск у ГК регулюється за спеціальними програмами. Характерними ділянками програми для важких літаків (рис. 1.6, а) є зони I – вільної вентиляції, II – постійного абсолютного тиску, III – постійного надлишкового тиску щодо стандартної атмосфери.

У програмі для легких літаків (рис. 1.6, б) зона II є зоною перемінного тиску.

$$P_k = P_{H,0} + k \cdot (P_H - P_{H,0})$$

де $P_{H,0}$ — барометричний тиск на початку даної ділянки.

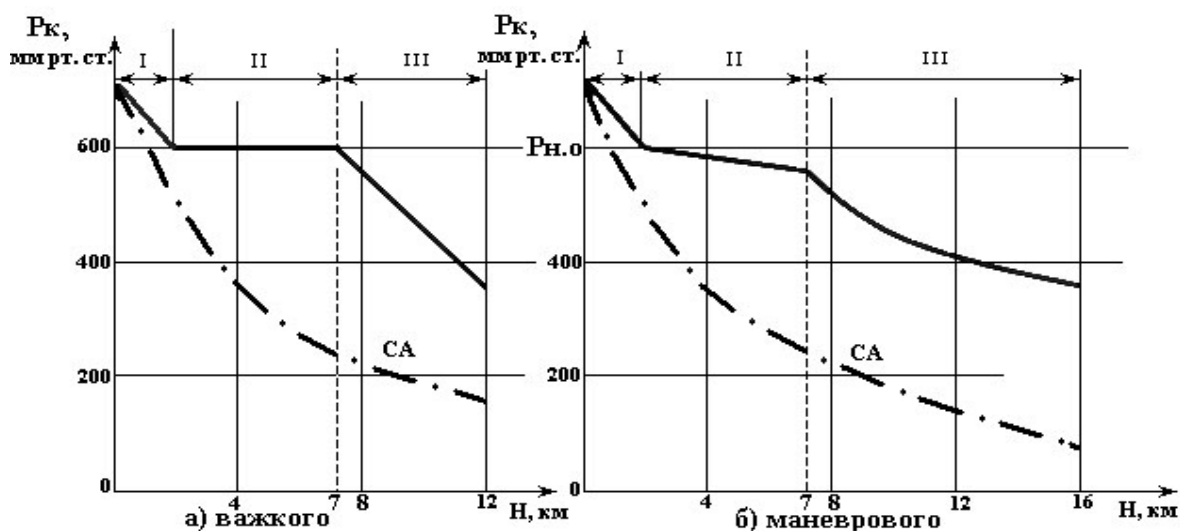


Рис. 1.6. Програми регулювання тиску в ГК літака

Застосування такої програми дозволяє зменшити швидкість зміни тиску в ГК при вертикальних маневрах літака за рахунок вибору коефіцієнта k .

Програма регулювання (рис. 1.6, а) реалізується за допомогою регулятора тиску (рис. 1.7). Він складається з таких вузлів: регулятора абсолютного тиску I, регулятора надлишкового тиску II і випускного клапана III.

На висотах менше 2 км клапан 2 відкритий, тиск у порожнинах А і В дорівнює атмосферному тому, що повітря, яке надходить у ці порожнини через дюзу 5 з кабіни, скидається в атмосферу через дюзу 6. Надлишки повітря з кабіни, виходять через випускний клапан 8, піднімаючи його своїм тиском, що діє на мембрану 7. Зі збільшенням висоти сильфон 1 розширюється, прикриваючи клапан 2. Тиск у порожнинах А й В зростає. У результаті клапан 8 зменшить викид повітря в атмосферу і буде підтримувати тиск у кабіні постійним. При досягненні висоти 7 км клапан 2 цілком закриється і в роботу вступить регулятор надлишкового тиску, що подається в порожнину через дюзу 6. Мембрана 4 відкриває клапан 3, забезпечуючи зменшення тиску в порожнинах А і В, що приводить до відкриття клапана випуску і зменшення тиску в кабіні.

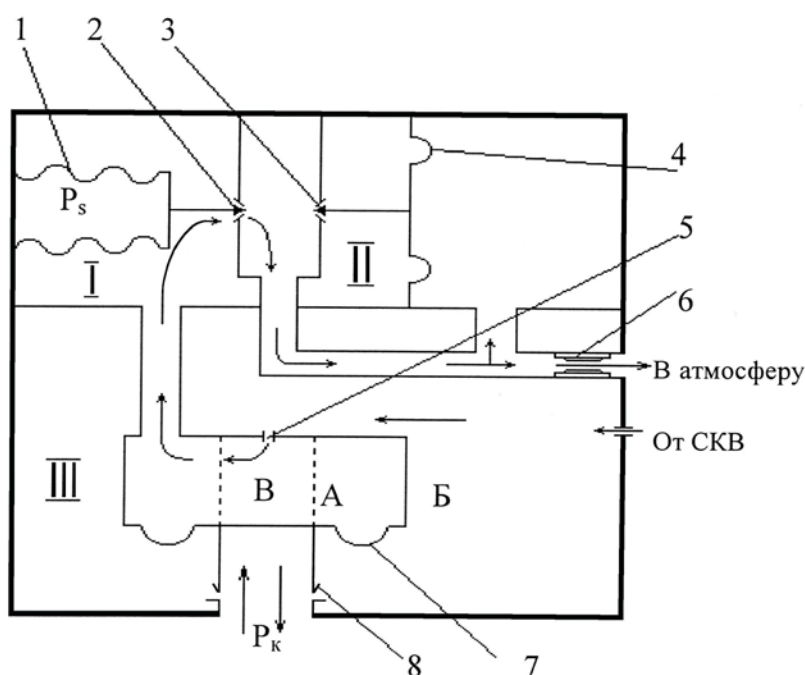


Рис. 1.7. Схема регулятора тиску:

1 – сильфон; 2, 3 – клапани; 4 – мембрана; 5, 6 – дюзи; 7 – мембрана; 8 – клапан випуску

7.2. Способи регулювання температури повітря в герметичній кабіні літака

Регулювання температури повітря в кабіні (рис. 1.8) відбувається таким чином:

Чутливим елементом регулятора є біметалічна спіраль 1, яка переміщує важіль 2, що замикає контакт 7.

На важіль діють такі моменти: момент біметалічної спіралі, момент задатчика температури 3 і момент електромагніта 4 зворотного зв'язку. Якщо температура в кабіні дорівнює заданій, то контакти 7 розімкнуті. При відхиленні температури від заданої, важіль 2 повертається і замикає один з контактів 7. У результаті в обмотку збудження двигуна 6 подається електричний струм і двигун повертається, переміщаючи заслінки крана розподільника (КР) убік, що відповідає компенсації відхилення температури від заданої. Одночасно переміщається повзунок потенціометра 5 зворотного зв'язку, змінюючи струм в обмотках електромагніта 4 так, щоб врівноважились моменти, що діють на важіль 2, і контакти 7 розімкнулися.

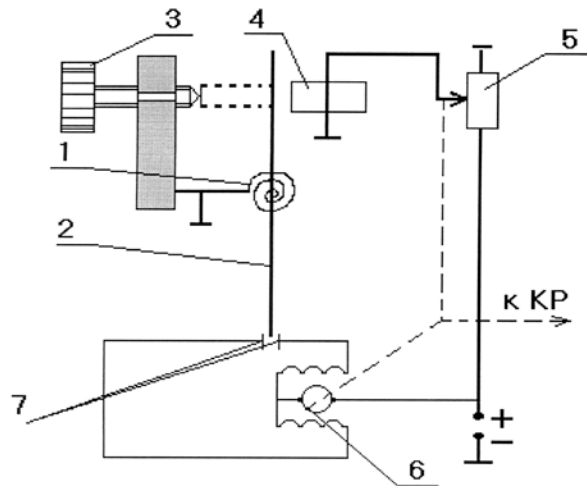


Рис. 1.8. Схема регулятора температури:
 1 – біметалічна спіраль; 2 – важіль; 3 – задатчик температури; 4 – електромагніт;
 5 – потенціометр; 6 – двигун; 7 – контакти

ТЕМА 2. КИСНЕВЕ ОБЛАДНАННЯ І ВИСОТНЕ СПЕЦІАЛЬНЕСПОРЯДЖЕННЯ ВІЙСЬКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

1. КЛАСИФІКАЦІЯ СИСТЕМ КИСНЕВОГО ЖИВЛЕННЯ

Відповідно до технічних вимог СКЖ повинні складатися з цілого ряду спеціальних пристроїв, які вирішують у комплексі основну задачу надійного забезпечення людини киснем при висотному польоті.

За принципом подачі СКЖ можна розподілити на три групи:

- 1) СКЖ безупинної подачі.
- 2) СКЖ перериваної подачі:
 - без надлишкового тиску;
 - з надлишковим тиском;
- 3) СКЖ комбінованої подачі.

1.1. Систем кисневого живлення безупинної подачі

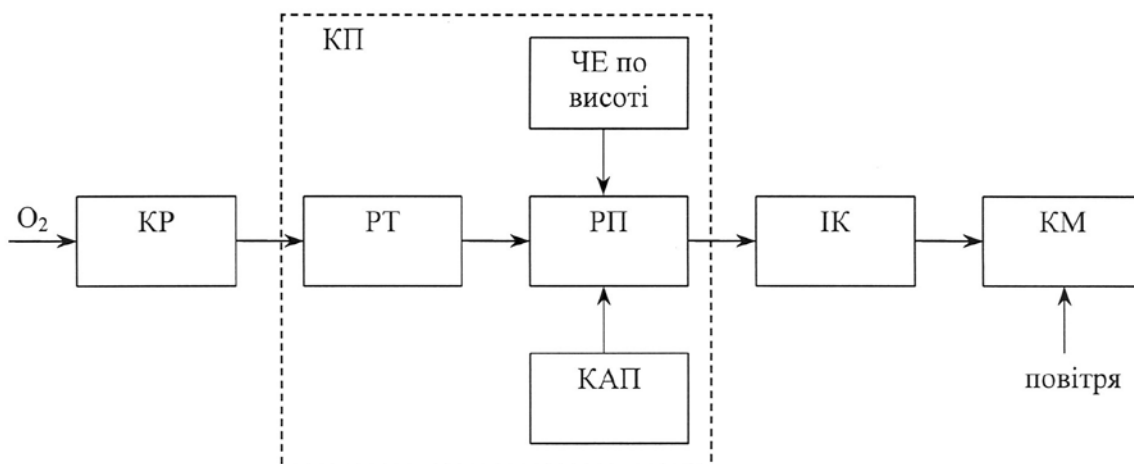


Рис. 2.1. Структурна схема СКЖ безупинної подачі

Дана схема (рис. 2.1) за принципом роботи є розімкнутою системою регулювання витрати кисню. Кількість кисню, що подається до дихальних шляхів людини змінюється в залежності від висоти: чим більша висота, тим більше буде подача кисню споживачу. Максимальна величина подачі кисню звичайно відповідає середній легеневій вентиляції (порядку 20 л/хв.).

Кисень з ємності через понижуючий редуктор КР підводиться до регулятора РТ кисневого приладу КП. Регулятор тиску знижує тиск кисню до величини 392...588 КПа. Під цим тиском кисень надходить до регулятора подачі РП, що регулює подачу кисню в залежності від висоти польоту. Далі кисень через індикатор подачі кисню (ІК) безупинним потоком підводиться до кисневої маски КМ. До висоти 2–2,5 км здійснюється дихання повітрям кабіни через губчаті клапани кисневої маски.

Починаючи з висоти 2–2,5 км під дією чутливого елемента (ЧЕ по висоті) регулятор подачі кисню РП збільшує його надходження в маску. У кисневому приладі є кран аварійної подачі КАП, який відкривається вручну і забезпечує, за необхідності, додаткову подачу кисню в маску. У СКЖ безупинної подачі використовуються кисневі прилади КП-21, КП-32, КП-56 і парашутні КП-23, КП-27, КП-32 чи КП-56, КП-43, а також блоки кисневого обладнання (БКО).

Основною перевагою цієї системи є відсутність опору вдиху, що дозволяє використовувати їх для живлення киснем поранених і важкохворих при перевезенні повітряним транспортом, безпека в роботі, малі габарити і маса, простота використання в польоті, а також відсутність необхідності індивідуальної підгонки кисневих масок. Недоліком цих систем є їхня неекономічність, тому що витрата кисню значно перевищує потреби його для дихання.

1.2. Систем кисневого живлення перериваної подачі

У СКЖ перериваної подачі кисень подається до органів дихання тільки під час вдиху відповідно до потрібної величини легеневої вентиляції. У цих системах можуть застосовуватися регулятори подачі кисню без надлишкового (рис. 2.2) і з надлишковим тиском кисню (рис. 2.3). Регулятори першої групи використовуються на літаках з висотою польоту до 12 км, а другої групи – на літаках з висотою польоту понад 12 км. СКЖ перериваної подачі є замкнутими системами регулювання подачі кисню, вони більш економічні за витратою кисню від СКЖ безупинної подачі, однак чинять опір вдиху, більш складні конструктивно й в експлуатації.

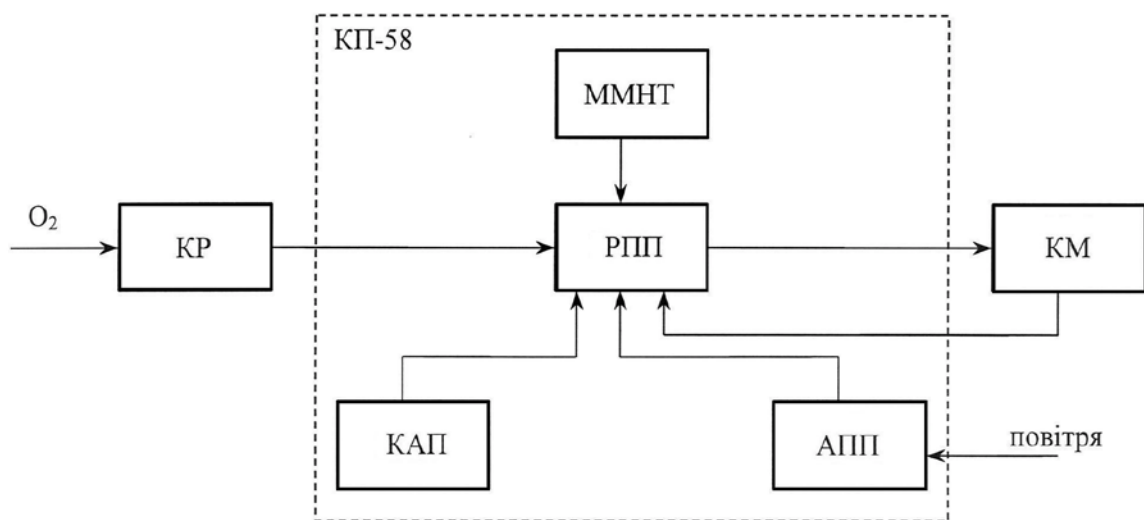


Рис. 2.2. Структурна схема СКЖ перериваної подачі без надлишкового тиску

Кисень через кисневий редуктор (КР) подається до органів дихання тільки під час вдиху. Далі подається до регулятора перериваної подачі (РПП), а потім у кисневу маску.

Кисень надходить у маску тільки під час вдиху. Це досягається за рахунок керуючого впливу на РПП розрядження в масці, що створюється легенями людини при вдиху. Процентний вміст кисню у суміші, яка вдихається, збільшується автоматом підсмоктування повітря (АПП), що з підйомом на висоту до 10 км постійно зменшує подачу повітря до маски. На висоті 10 км АПП цілком припиняє подачу повітря до маски і до маски надходить тільки чистий кисень. Для того, щоб виключити підсмоктування повітря при нещільному приляганні маски, а отже, і збідніння киснем суміші, що вдихається, в КР є механізм малого надлишкового тиску (ММНТ), який створює в масці тиск на 0,4-0,53 КПа (3-4 мм рт. ст.) більше, ніж у кабіні. ММНТ зменшує також опір вдиху на висоті понад 5-8 км.

У випадку несправності РПП льотчик за допомогою крану аварійної подачі (КАП) може перейти на дихання киснем без РПП. При цьому кисень буде подаватися до маски безупинно. До СКЖ перериваної подачі відносяться системи з приладом КП-24М.

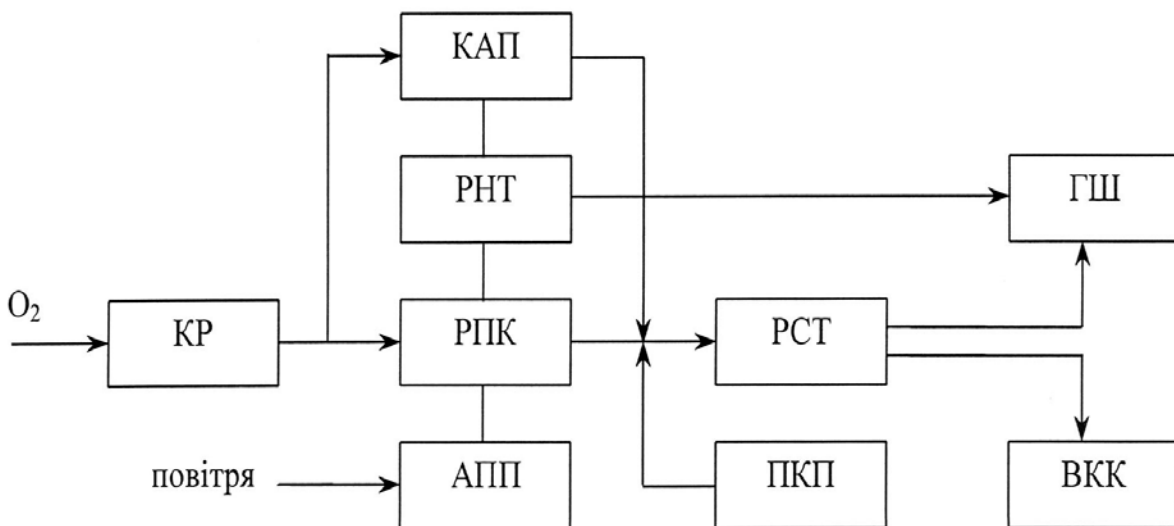


Рис. 2.3. Структурна схема СКЖ перериваної подачі з надлишковим тиском

1.3. Систем кисневого живлення комбінованої подачі

СКЖ комбінованої подачі це сполучення двох перерахованих вище систем подачі кисню. Прикладом може служити комплект легкознімного кисневого устаткування (ККО-ЛС), що застосовується на вертольотах.

Тут РПК – регулятор подачі кисню – кисневий прилад, що забезпечує приготування киснево-повітряної суміші або подає чистий кисень до кисневої маски чи ГШ і в камери ВКК. Регулятор співвідношення тиску (РСТ) підтримує визначене співвідношення кисню в ГШ і в камерах ВКК при розгерметизації на $H > 12$ км і живлення чистим киснем під надлишковим тиском. РНТ – регулятор надлишкового тиску – забезпечує подачу кисню в ГШ чи КМ під надлишковим тиском при розгерметизації на висоті $H < 12$ км. Парашутний кисневий прилад (ПКП) забезпечує льотчика киснем у випадку відмовлення основної системи живлення, а також при катапультиванні.

2. ЗАХОДИ БЕЗПЕКИ ПРИ РОБОТІ З КИСНЕВИМ ОБЛАДНАННЯМ

Кисень являє собою прозорий, безбарвний газ, що не має ні смаку, ні запаху, що має велику хімічну активність та вступає енергійно в реакцію з усіма елементами крім інертних газів і благородних металів.

Кисень розчиняється у воді, переходить у рідкий стан при $T = -183^{\circ}\text{C}$. При випаровуванні 1 кг рідкого кисню, утворюється 780 літрів газоподібного. Рідкий кисень викликає опіки і надзвичайно активний.

Тому при роботі з кисневим обладнанням необхідно суворо дотримуватись заходів безпеки. Через високу хімічну активність кисню зберігання його повинне бути організоване в безпечних умовах, що виключають зіткнення з легкозаймистими речовинами, горючими і мастильними матеріалами.

При зіткненні стислого газоподібного кисню з мінеральними або тваринними мастилами й іншими паливними речовинами, може статися самозагоряння, що часто має характер вибуху. Первинним імпульсом до загоряння може бути різке підвищення температури внаслідок стиснення кисню в трубопроводі при швидкому відкритті вентиля. Відомі випадки, коли насичені газоподібним киснем одяг чи волосся людей спалахували при наближенні до відкритого вогню, від полум'я сірника при закурюванні й таке інше, викликаючи важкі опіки тіла.

Необхідно пам'ятати, що кисень під тиском 50 кг/см^2 і вище при з'єднанні з мастилами і жировими речовинами вибухає. Надзвичайно важливо мати на увазі, що при роботі з кисневим обладнанням інструмент, одяг і руки технічного складу повинні бути чистими і на них не повинно бути слідів жиркових плям.

Неприпустимо створення пожежно небезпечної концентрації кисню в кабіні літака при відсутності її продуву. Джерелом запалення в цьому випадку можуть бути іскроутворюючі контактні пристрої.

Таким чином, **при експлуатації кисневого обладнання суворо забороняється:**

- наявність на елементах кисневого обладнання і кисневому інструменті мастило-жирових речовин, робота в замащеному одязі;
- порушення герметичності кисневих систем;
- продувати і промивати елементи кисневого обладнання газами і рідинами, не передбаченими для цього; продувку кисневих трубопроводів можна робити тільки киснем;
- від'єднувати від бортового зарядного штуцера кисневий роздавальний шланг без попереднього скидання тиску на автомобільній киснево-зарядній станції (АКЗС);
- розташовувати транспортні кисневі балони поблизу від вогню чи джерел електричної енергії;
- використовувати кисневі балони з минулим терміном чергового огляду. У процесі експлуатації балони піддаються перевіркам інспекції котлонагляду в терміни, зазначені в інструкції з технічної експлуатації даного типу балона;
- усувати негерметичність у місцях з'єднань трубопроводів, що знаходяться під тиском (для створення ущільнень у місцях з'єднань дозволяється застосовувати тільки знежирені фіброві прокладки);
- стравлювати кисень з бортових балонів у кабінку чи відсіки фюзеляжу. Порушення цієї вимоги може привести до створення пожежно-небезпечної концентрації кисню в кабінці чи відсіках фюзеляжу;
- скручування кисневих шлангів і трубопроводів;
- стравлювати кисень з бортових балонів у кабінку чи відсіки фюзеляжу. Порушення цієї вимоги може привести до створення пожежно-небезпечної концентрації кисню в кабінці чи відсіках фюзеляжу.

При демонтажі агрегатів кисневого обладнання кінці шлангів повинні закриватися спеціальними заглушками.

3. ВИМОГИ ЩОДО ЕКСПЛУАТАЦІЇ СИСТЕМ КИСНЕВОГО УСТАТКУВАННЯ

3.1. Загальні питання

Стану кисневого устаткування і висотного спеціального спорядження в процесі експлуатації повинна приділятися особлива увага, оскільки від цього залежить не тільки виконання завдання, але і життя екіпажу.

Для забезпечення життєдіяльності екіпажу в польоті в бортових кисневих системах використовується тільки медичний кисень ДСТ 5583-77. Якість кисню перевіряється лікарем частини, про що в паспорті на кисень робиться відповідний запис.

Технічний стан АКЗС перевіряється начальником групи обслуговування авіаційної ескадрильї з АО, при цьому у формулярі АКЗС робиться запис «Заправлення дозволяю», ставиться дата і розпис перевіряючого.

Перед заправленням необхідно перевірити зовнішній стан роздавального шлангу, продути його киснем і потім приєднати до зарядного штуцера. При цьому необхідно контролювати стан різьблення на зарядному штуцері і накидній гайці роздавального шланга. Від'єднання шланга АКЗС від бортового зарядного штуцера проводиться тільки після зниження тиску кисню зі шланга. При перевірці кабіни на герметичність необхідно зняти кисневий прилад (КП) разом з верхньою колодкою рознімання (ОРК) й заглушити верхню і нижню колодки роз'єму заглушками.

Для запобігання ушкодження шлангів, засмічення КП, необхідно під час стоянки літака на штуцери приладу установити заглушки, надягти на прилад чохол і прибортувати гумовим амортизатором.

При зовнішньому огляді комплекту кисневого обладнання (ККО) необхідно:

- переконатися у відсутності зовнішніх ушкоджень і надійності кріплення приладів комплекту;
- перевірити надійність кріплення кисневих балонів і стан трубопроводів кисневої системи на відсутність деформацій, тріщин;
- перевірити запас кисню в бортовій кисневій системі за ІК;
- перевірити положення рукояток на пульті дистанційного управління подачі кисню (ДУ). Рукоятка додаткової подачі повинна бути в положенні «Смесь», а аварійної подачі і вентиляції – у положенні «Викл.».

При експлуатації ГШ необхідно стежити за зовнішнім станом і справністю основних його елементів: каски, світлофільтра, клапанів, кріпильних замків, оглядового щитка, шлангів, електричного ланцюга обігріву скла, герметизуючої шийної частини і застібок «блискавка».

Кисневі маски є спорядженням індивідуального користування і підганяються заздалегідь до обличчя і шоломофона самостійно кожним членом екіпажу. Надягнута на обличчя маска після підтягування стрічки повинна рівномірно прилягати до обличчя по всьому периметру обтюратора, не викликаючи болючих відчуттів. Перед кожним польотом льотний склад повинен перевірити герметичність прилягання маски до обличчя при розрідженні і надлишковому тиску.

Кисневі маски зберігаються в індивідуальних чохлах у закритих сухих приміщеннях з температурою повітря +5 – +20°С.

ВКК, як і киснева маска, є особистим спорядженням льотчика. Підбір і підготовку ВКК роблять фахівці групи висотного устаткування і спец спорядження разом з лікарем частини. Розмір ВКК визначається основними антропометричними даними льотчика.

ВКК необхідно зберігати в розкладеному вигляді в сухому провітрюваному приміщенні при температурі 15-30° С з вологістю 40-70%. Сушити костюм дозволяється в сушильній шафі при температурі повітря не більш 50°С.

Ретельне індивідуальне припасування костюма має велике значення для зменшення недокомпенсації надлишкового тиску в легенях. На умови компенсації впливає також величина тертя між натільною білизною і ВКК.

До польотів із застосуванням ВКК допускається льотний склад, що добре вивчив його устрій, принцип роботи, правила експлуатації й успішно пройшов тренування дихання під надлишковим тиском. ВКК надіваються безпосередньо перед польотом. Перевіряється герметичність системи і робота натяжного пристрою. При створенні надлишкового тиску в системі повинне відчуватися щільне обтиснення тіла тканиною костюму. У протилежному випадку слабину в костюмі необхідно усунути шнурівкою. Якщо при диханні на манометрі М-2000 спостерігається зменшення тиску при вдиханні і збільшення при видиханні, то роботу костюму варто вважати нормальною.

Між вильотами ГШ може бути знятий, тривале перебування в ньому втомлює. Знаходячись у кабіні в очікуванні вильоту, льотчик повинен бути в костюмі і ГШ, оглядовий щиток ГШ при цьому повинен бити відкритий. На чергуванні, коли екіпаж знаходиться в приміщенні, ГШ зняті, а передній замок застібки «блискавка» костюма можна розстебнути.

Під час висотного польоту екіпаж літака повинен уважно стежити по приладах за роботою всіх елементів системи кисневого живлення і вживати необхідні заходи щодо безперебійного надходження кисню до дихальних шляхів. Якщо утрудняється дихання чи з'являється погане самопочуття, необхідно відкрити кран аварійної подачі кисню. У цьому випадку кисень для дихання буде надходити безупинним потоком, але необхідно пам'ятати, що в цьому режимі запас кисню буде витратитися швидше.

Технічні характеристики СКЖ і їхніх окремих елементів визначаються за допомогою перевірочних кисневих установок (КУ). При проведенні перевірок безпосередньо на літаку використовується переносна установка КУ-8.

3.2. Вимоги щодо експлуатації систем кисневого живлення

У процесі експлуатації при перевірці герметичності кабіни на землі перевіряється працездатність регулятора тиску повітря. Контроль за його роботою здійснюється за значенням висоти і перепаду тиску на вимірювальному приладі типу УВПД і кабінному варіометрі.

Перевірка працездатності регуляторів температури повітря в кабіні при підготовці до польотів проводиться при працюючому авіадвигуні. Для цього задатчиком температури шкала термостата встановлюється на 5-6 градусів вище чи нижче дійсної температури повітря в кабіні. Перемикачем ручного керування заслінка регулятора встановлюється в крайнє положення на подачу гарячого чи холодного повітря. Після цього перемикач встановлюється в положення «Автомат». Автоматична перестановка заслінки регулятора в інше положення, що визначається на слух за наявності звуку працюючого електромеханізму, свідчить про нормальну роботу регулятора.

При технічній експлуатації АО стану СКЖ і висотного спорядження потрібно приділяти особливу увагу, тому що від цього залежить не тільки виконання завдання але і життя екіпажу. У перелік робіт з підготовки кисневого устаткування входять:

- перевірка запасу кисню;
- перевірка зовнішнього стану;
- перевірка справності всіх елементів системи кисневого живлення;
- перевірка герметичності і працездатності СКЖ без надлишкового тиску і з ним;
- усунення виявлених несправностей у польоті і на землі та інше.

Для визначення технічних характеристик СКЖ в цілому чи їхніх окремих пристроїв застосовуються контрольно-перевірочні кисневі установки типу КУ-7, КУ-8.

Завантаження бортових систем газоподібним киснем повинно проводитися до повного робочого тиску, а рідким киснем до початку витікання рідини з дренажних отворів. Заряджати систему можна тільки медичним киснем, що відповідає вимозі ДСТ. З метою виключення можливості потрапляння газоподібних і механічних домішок до кисневої системи не допускається повне падіння тиску в кисневих балонах.

3.3. Можливі несправності кисневого устаткування

До характерних несправностей і відмов комплектів кисневого устаткування відносяться:

- несправність системи високого і низького тиску;
- негерметичність кисневих шлангів;
- наявність тріщини в трубопроводах бортових кисневих магістралей у місцях підвищеної вібрації на літаку;
- негерметичність кисневих вентилів;
- заклинювання шпинделів кисневих вентилів КВ-2МС через утворення смолистих відкладень при висиханні киснево-стійкого змащення;
- розрив тканини ВКК;
- негерметичність клапанів виходу в кисневих масках (КМ);
- руйнування світлофільтрів і тріщини на них, погіршення оптичних властивостей оглядових щитків ГШ;
- підвищена витрата рідкого кисню з літакових кисневих газифікаторів (ЛКГ);
- відмовлення вимірювальної системи запасів рідкого кисню.

Досвід технічної експлуатації кисневого устаткування літаків показує, що найбільша кількість несправностей приходить на такі параметри СКЖ, що перевіряються:

- герметичність систем високого тиску;
- герметичність систем низького тиску;
- опір кисневого приладу дихання;
- процентний вміст кисню у повітрі, що вдихається, на висоті.

При усуненні несправностей варто пам'ятати, що ремонт комплектів кисневого устаткування, пов'язаний з їх розбиранням і регулюванням, у стройових частинах не дозволяється. Вироби комплектів, що вимагають такого ремонту, повинні замінюватися новими (справними), а зняті з літака повинні направлятися в ремонтні органи ВПС.

4. ВИСОТНЕ СПЕЦІАЛЬНЕ СПОРЯДЖЕННЯ ЛІТАКА-ШТУРМОВИКА

До висотного спеціального спорядження, яке застосовується на літаку-штурмовику Су-25, відносяться: киснева маска КМ-34, захисний шолом ЗШ-5А, костюм проти перевантажень ППК-1У (ППК-3) і вентиляційний костюм ВК-3М.

4.1. Киснева маска КМ-34

Киснева маска КМ-34 призначена для ізоляції органів дихання від навколишнього середовища при роботі з кисневим обладнанням.

Будова кисневої маски показана на рис. 2.4.

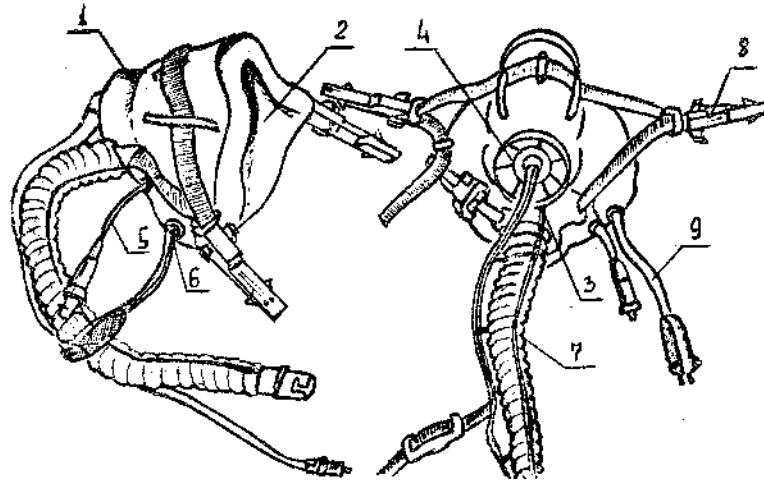


Рис. 2.4. Киснева маска КМ-34:

1 – каркас із склопластику; 2 – гумовий корпус; 3 – клапан вдиху; 4 – компенсований клапан видиху; 5 – трубка компенсатора натягу; 6 – мікрофон; 7 – гофрований шланг підведення кисню; 8 – ригелі (засуви) замка кріплення маски; 9 – джгут мікрофону

У момент вдиху, коли в масці створюється розрідження, клапан вдиху (3) відкривається і повітря, збагачене киснем, поступає в маску. Клапан видиху (4) в цей час закритий.

Компенсатор натягу призначений для забезпечення герметичності облягання маски при роботі на висотах понад 10 км. При малих висотах польоту літака компенсатор натягу в роботу не вступає.

При виконанні передпольотної підготовки перевіряється зовнішній стан корпусу і каркасу, клапанів вдиху і видиху, тасьм кріплення, шлангів і гумових прокладок в байонетних замках, гумового шлангу компенсатора натягу, мікрофону.

Після польоту перевіряється зовнішній стан маски. Внутрішню порожнину маски промивають теплою водою, протирають і укладають в чохол.

4.2. Захисний шолом ЗШ-5А

Захисний шолом ЗШ-5А призначений для захисту голови при ударах об конструкцію кабіни, від дії повітряного потоку при катапультиванні, від шуму і від впливу сонячних і прожекторних променів, а також для забезпечення двостороннього радіозв'язку.

Будова захисного шолома показана на рис. 2.5.

Шолом експлуатується з кисневою маскою КМ-34, яка приєднується до двох замків шолома.

При катапультиванні на електрозапал піропатрона піромеханізму подається електричний сигнал, в наслідок чого спрацьовує механізм автоматичного закриття світлофільтра і світлофільтр з верхнього положення опускається в крайнє нижнє.

Захисний шолом має електрорадіоджгут, в якому прокладені ланцюги радіозв'язку і електрозапалів для автоматичного закриття світлофільтра шолома. Електрорадіоджгут шолома приєднується до вводу зв'язку верхньої колодки роз'єму ОРК-11У.

При виконанні передпольотної підготовки перевіряється зовнішній стан шолома і кінематика переміщення світлофільтра з фіксацією його в трьох положеннях, а також працездатність механізму автоматичного закриття світлофільтра. Регламентні роботи щодо ЗШ-5А виконуються фахівцями з АО спільно з фахівцями з РЕО і АВ.

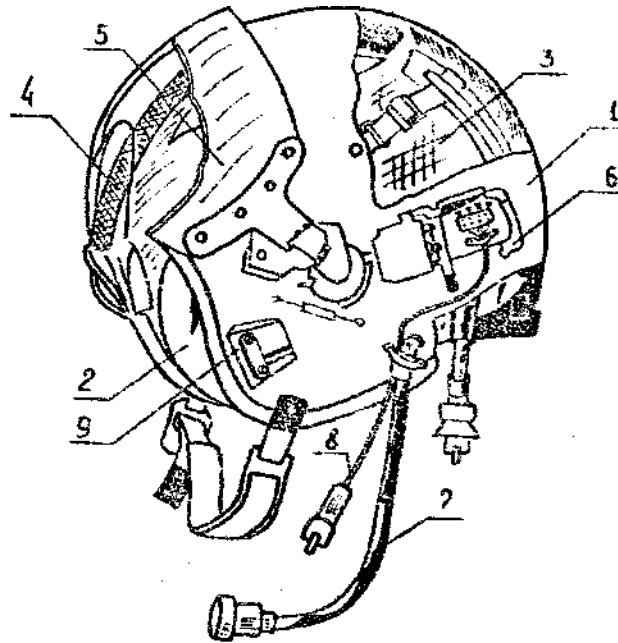


Рис. 2.5. Захисний шолом ЗШ-5А:

- 1 – каска з склопластику; 2 – телефонні навушники; 3 – компенсатор натягу (гумова камера в полотняному чохлі); 4 – пінопластовий амортизатор; 5 – світлофільтр з димчастого оргскла; 6 – механізм автоматичного закриття світлофільтра з піромеханізмом; 7 – електрорадіоджгут; 8 – джгут мікрофона; 9 – замки кріплення маски

4.3. Протиперевантажувальний костюм ППК-1У

Протиперевантажувальний костюм ППК-1У (рис. 2.6) призначений для зниження дії перевантажень "голова-газ" на організм льотчика.

Костюм ППК-1У (ППК-3) застосовується спільно з автоматом тиску АД-5А і фільтром АД-5М і утворює разом з ними пристрій проти перевантажень (ППП). ППП включається в роботу автоматично при значеннях перевантажень, рівних 2-10.

Автомат тиску АД-5А (з фільтром) розміщено на лівому пульті кабіни, позаду. Він забезпечує регулювання тиску повітря, що відбирається від системи кондиціонування та подається в камери протиперевантажувального костюма ППК-1У в залежності від величини перевантаження. Автомат має інерційну масу (вантаж), підвішену на пружинах і пов'язану з поршнем, який регулює надходження повітря в ППК.

При користуванні костюмом ППК-1У головка автомата повинна бути встановлена в положення "Мин.", при користуванні костюмом ППК-3 – в положення "Макс."

Діапазон роботи автомата:

- на режимі "Макс." при перевантаженнях від 2 до 10;
- на режимі "Мин." при перевантаженнях від 2 до 8.

Костюм проти перевантажень ППК-1У (ППК-3) виготовлено з капронової тканини, забарвленої в колір хакі. Конструктивно він являє собою дві колоші з широким поясом.

З внутрішньої сторони костюма розміщені гумові камери. На колошах і поясі є застіжки "блискавка" і шнурування для індивідуальної підгонки костюма. Для подачі повітря в камери костюма є шланг з штуцером, який приєднується до лінії ППП розніму ОРК-11У.

Дія ППК полягає в тому, що тиск, що створюється повітрям в гумовій камері, фіксує внутрішні органи в певному положенні і оберігає їх від зміщення і розтягнення.

Піджимання черевної стінки і м'язових груп нижніх кінцівок перешкоджає переміщенню крові в нижче розташовані частини тіла, що значною мірою вирівнює кровопостачання верхньої частини тіла під час впливу перевантаження і створює кращі умови для роботи центральної нервової системи і її вищого органу – кори головного мозку.

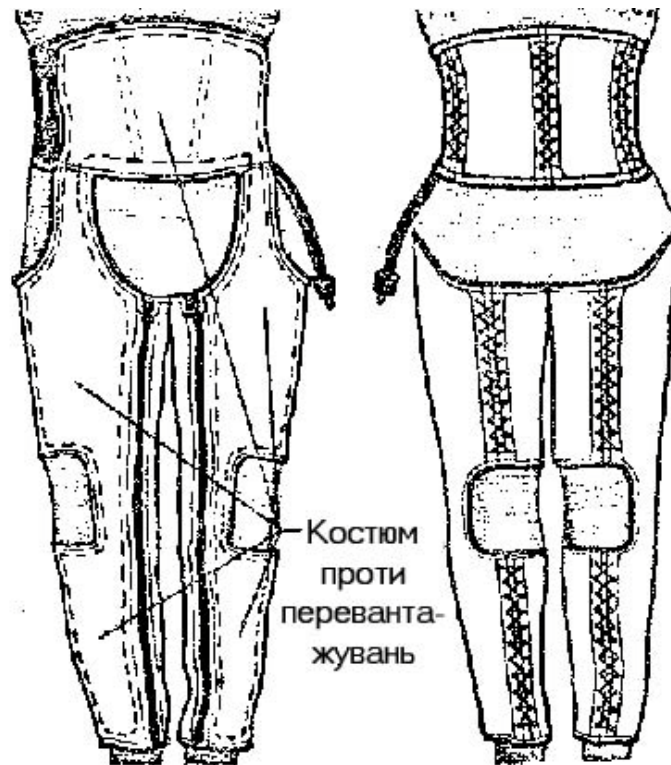


Рис. 2.6. Протиперевантажувальний костюм ППК-1У

4.4. Вентиляційний костюм ВК-3М

Вентиляційний костюм ВК-3М призначений для створення простору, що вентилюється під одягом і рівномірного розподілу по ньому вентиляційного повітря.

Костюм одягається наверх ППК і одночасно служить верхнім одягом льотчика.

ВК являє собою комбінезон, на якому з внутрішньої сторони прикріплені повітропроводи і колектори (гумові каркасні трубки з отворами). Повітропроводи костюму сполучаються з системою кондиціонування за допомогою шлангу f зі штуцером, який приєднується до лінії вентиляції роз'єму ОРК-11У (рис. 2.7).

Система кондиціонування забезпечує підтримку заданої температури повітря в костюмі.

З простору під одягом повітря через негерметичну тканину ВК поступає в кабінку, забезпечуючи тим самим проточну вентиляцію костюму.

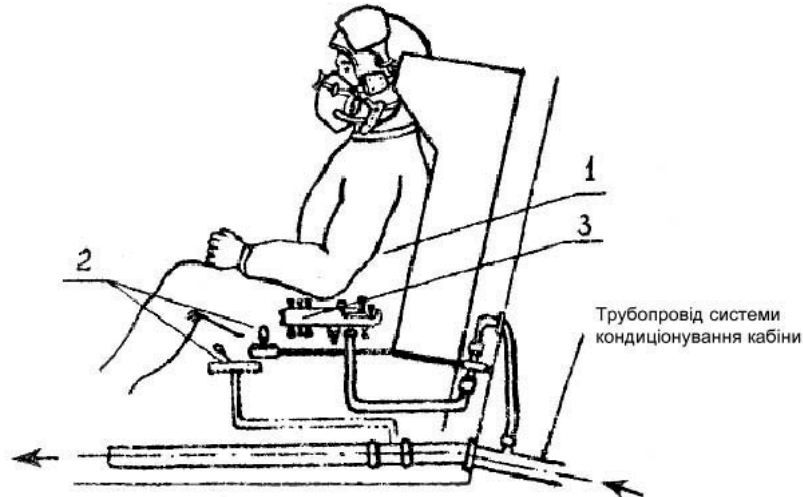


Рис. 2.7. Система вентиляції спеціального спорядження:
 1 – вентиляційний костюм ВК-3М; 2 – кран вентиляції;
 3 – об'єднаний роз'єм комунікацій ОРК-11У

5. КИСНЕВЕ ОБЛАДНАННЯ

Кисневе обладнання призначене для живлення льотчика киснем із заданим парціальним тиском кисню в нормальних і аварійних умовах.

Парціальний тиск кисню виражається формулою:

$$P_{O_2} = \alpha_{O_2} \cdot \frac{P_H - P_{H_2O}}{100}$$

де α_{O_2} – процентний вміст кисню в атмосфері (до висоти 80 + 100 км, α_{O_2} залишається величиною постійною і становить приблизно 21%);

P_H – атмосферний тиск;

P_{H_2O} – парціальний тиск водяної пари в трахеї (є величиною сталою і становить 47 мм рт. ст.)

З формули видно, що підтримувати задану величину парціального тиску кисню можна шляхом регулювання його процентного змісту (α_{O_2}) у суміші, що вдихається.

Кисневе обладнання літака Су-25 складається з двох кисневих систем: основної і крісельної.

5.1. Основна киснева система

Основна киснева система літака Су-25 відображена на рис. 2.8.

Система складається з таких агрегатів:

1. *Кисневі балони 2-1-5-150* в кількості 4 штук. Встановлені у закабінному відсіку (два на задній стінці, два на правому борту, шпангоут 10а-11а). Кисневі балони призначені для зарядки киснем кисневої системи. Місткість балона – 5 л. Тиск кисню в балоні – 150 кг/см². Балони забарвлені в блакитний колір.

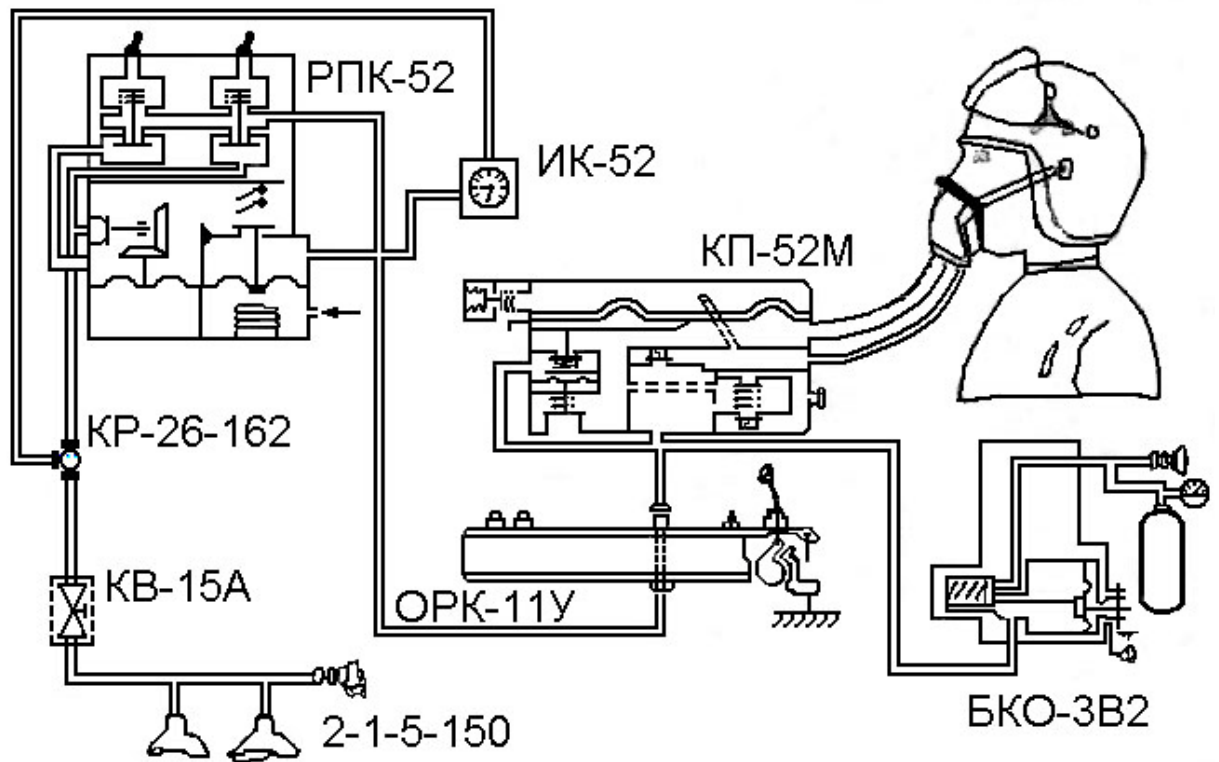


Рис. 2.8. Основна киснева система літака Су-25

2. *Зарядний штуцер із зворотним клапаном.* Встановлений на правому забірнику повітря, шпангоута 14. Призначений для зарядки бортових кисневих балонів газоподібним киснем від аеродромної кисневої зарядної станції.

3. *Кисневий вентиль KB-15A.* Встановлений на лівому пульті кабіни. Призначений для відкриття подачі кисню з бортових кисневих балонів в систему.

4. *Кисневий редуктор KP-26-1B2.* Встановлений на лівому борту у шпангоута ба. Призначений для пониження тиску кисню з 150 до $8 + 12$ кг/см².

5. *Регулятор подачі кисню РПК-52.* Встановлений на лівому пульті. Призначений для автоматичного регулювання процентного змісту кисню у суміші, що вдихається, в залежності від висоти польоту, а також для ручного включення аварійної і додаткової подачі кисню. Регулятор складається з таких основних елементів:

- редуктор для пониження тиску кисню з $8-12$ кг/см² до $2,8-3,8$ кг/см²;
- регулювальник подачі кисню в залежності від висоти польоту (анероїд з клапаном);

- кран додаткової подачі кисню "Смесь-100% O₂";

- кран аварійної подачі кисню "Авария".

6. *Кисневий прилад КП-52М.* Встановлений на кріслі зліва. Спільно з РПК-52 автоматично забезпечує необхідний по висотах процентний зміст кисню у суміші, що вдихається. Кисневий прилад складається з таких основних елементів:

- легеневий автомат (мембрана, важіль, клапан) – для подачі кисню в маску при вдику і відсічення його подачі при видиху;

- клапан підсмоктування повітря (КПВ);

- штуцери для приєднання кисневої маски;

- штуцери для приєднання за допомогою кисневих шлангів до ОРК-11У.

7. *Об'єднаний роз'єм комунікації ОРК-11У.* Встановлений на кріслі зліва. Забезпечує стиковку всіх комунікацій спорядження льотчика з приладами і агрегатами літака і крісла і їх автоматичне роз'єднання при катапультиванні.

Будова роз'єму ОРК-11У показана на рис. 2.9.

Кільце (4) замка роз'єму сполучене тросом з підлогою кабіни. У момент катапультивання (або при знятті крісла) трос натягується, відкриває замок і відбувається від'єднання нижньої колодки роз'єму. Після катапультивання і від'єднання нижньої колодки зворотні клапани верхньої і нижньої колодок закриваються, герметизуючи комунікації, що йдуть від бортових агрегатів до спорядження льотчика, кисневе живлення льотчика здійснюється від крісельної кисневої системи;

8. *Індикатор кисню ИК-52.* Встановлений на лівому пульті кабіни, позаду. Складається з двох показчиків в одному корпусі: манометра і індикатора. Манометр призначений для вимірювання тиску в бортових кисневих балонах, а індикатор – для контролю подачі кисню в кисневий прилад КП-52м.

Манометр складається з трубчастої пружини, стрілки і шкали, з градацією від 0 до 165 кг/см².

Індикатор подачі кисню складається з мембрани і двох прапорців. При вдиху прапорці сходяться, при видиху – розходяться.

9. *Кисневий шланг КШ-52М-1* – призначений для з'єднання бортової кисневої системи з об'єднаним роз'ємом комунікацій ДКР-11У.

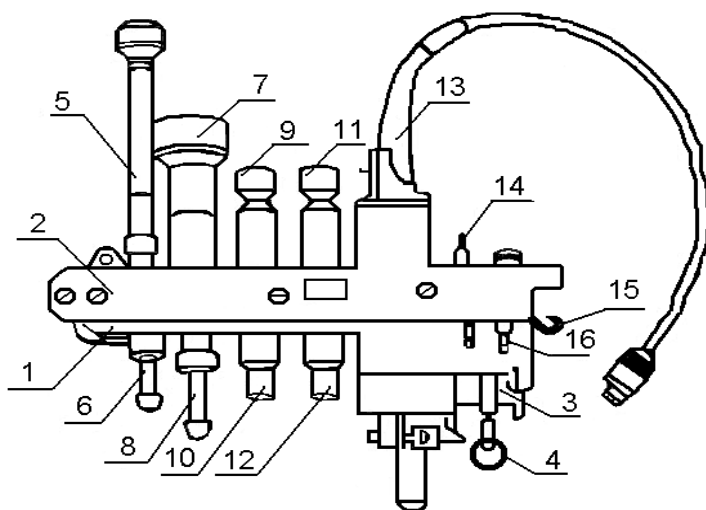


Рис. 2.9. Об'єднаний роз'єм комунікацій ОРК-11У:

- 1 – нижня колодка; 2 – верхня колодка; 3 – замок; 4 – кільце; 5,6 – шланг з муфтою і штуцером лінії ППП; 7, 8 – муфта і штуцер лінії вентиляції; 9, 10 – штуцер кисневої лінії низького тиску; 11, 12 – штуцери кисневої лінії високого тиску; 13 – ввід зв'язку з електрорадіороз'ємом; 14 – фіксатор сигналізації закриття замка роз'єму; 15, 16 – гачок і лапка для включення блоку кисневого обладнання БКО-3В2

5.2. Крісельна киснева система

Крісельна киснева система являє собою блок кисневого обладнання БКО-3В2. Блок встановлений на профільованій кришці аварійного запасу (НАЗ), що є на літаку, прикритій м'якою подушкою сидіння. Призначений для автоматичної подачі кисню для дихання льотчику при катапультиванні і подальшому спуску з кріслом, а також для подачі кисню при ручному включенні у разі відмови основної кисневої системи.

Пристрій БКО-3В2 показаний на рис. 2.10.

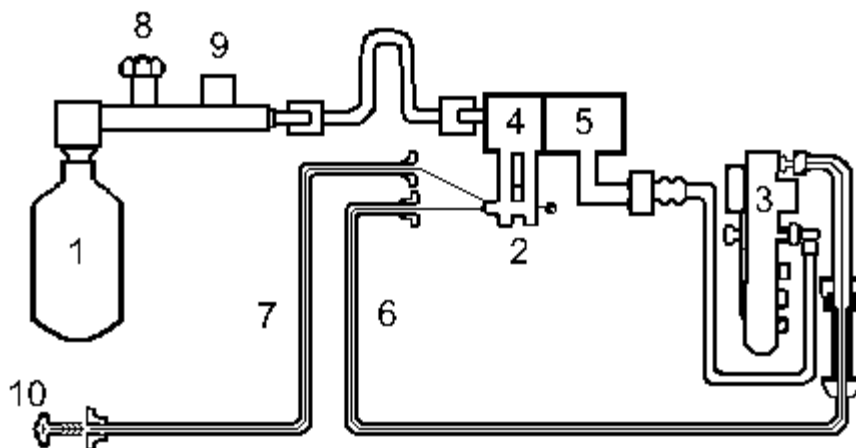


Рис. 2.10. Блок кисневого обладнання БКО-3В2:

- 1 – кисневий балон; 2 – механізм включення БКО-3В2; 3 – ОРК-11У; 4 – редуктор першого рівня;
 5 – редуктор другого рівня; 6 – канат автоматичного включення БКО-3В2;
 7 – канат ручного включення БКО-3В2; 8 – зарядний штуцер; 9 – манометр;
 10 – ручка "Аварийный кислород"

Тиск кисню в балоні блоку 1 $8-030 \text{ кг/см}^2$. Зарядка балону здійснюється за допомогою зарядного штуцера, контроль тиску кисню – за допомогою манометра. Підхід до штуцера і манометра – під подушкою сидіння. Ручка аварійного включення подачі кисню розташована на кріслі, праворуч.

Програма регулювання подачі кисню по висотах від основної системи полягає в наступному: до висоти 2 км льотчик дихає повітрям кабіни, яке подається в кисневий маску через кисневий прилад КП-52М без додання кисню. З висоти 2 км до висоти 7 км дихання здійснюється сумішшю кисню з повітрям, з автоматичним регулюванням процентного вмісту кисню у суміші, що вдихається, в залежності від висоти польоту. З висоти 7 км система забезпечує подачу чистого кисню в кількості, необхідній для дихання.

Кисень від балонів підходить до вентиля КВ-15А. При відкритому вентилі кисень поступає в кисневий редуктор КР-26-1В2, де тиск кисню знижується з 150 до $8-12 \text{ кг/см}^2$. Від редуктора є відведення на індикатор кисню ИК-52, за манометром якого контролюється тиск кисню в балонах. Після редуктора кисень поступає до редуктора регулювальника подачі кисню РПК-52, де тиск кисню знижується з $8-12 \text{ кг/см}^2$ до $2,8-3,8 \text{ кг/см}^2$.

На висотах $1,5-2 \text{ км}$ подачі кисню з РПК-52 немає, оскільки anerоїд РПК-52 стиснутий навколишнім тиском і клапан подачі кисню закритий. Льотчик дише повітрям кабіни, яке підсмоктується через клапан підсмоктування повітря (КПП) кисневого приладу КП-52М. Цей клапан відкривається в момент вдиху, коли в приладі створюється розрідження. Суміш, що видихається виділяється через клапан видиху маски.

По мірі підйому на висоту anerоїд в РПК-52 розширяється і на висоті 2 км відкриває клапан. Через нього починається витрата кисню з редуктора РПК-52. Кисень поступає через ОРК-11У в кисневий прилад КП-52М. При вдиху, за рахунок розрідження, мембрана легеневого автомата прогинається вниз, відкриваючи через важіль клапан. Кисень разом з повітрям, яке підсмоктується через КПП, подається в маску. При видиху мембрана легеневого автомата прогинається вгору, закриваючи клапан, і подача кисню припиняється.

Зі збільшенням висоти anerоїд в РПК-52 збільшує відкриття клапана, збільшується витрата кисню. Тиском кисню підпирається КПП в КП-52М, зменшуючи кількість повітря, яке підсмоктується. Внаслідок цього процентний зміст кисню у суміші, що вдихається, зростає.

На висоті 7 км анероїд РПК-52 забезпечує повне відкриття клапану. При цьому тиск кисню стає достатнім, щоб повністю закрити клапан підсмоктування повітря в кисневому приладі КП-52М. Дихання здійснюється чистим киснем.

У разі необхідності переходу на живлення чистим киснем на висотах нижче за 7 км потрібно перемкнути кран додаткової подачі кисню в положення "100% O₂". При цьому кисень, міняючи автоматичний регулювальник подачі кисню в ИК-52, поступає в прилад КП-52М. Під тиском кисню закривається клапан підсмоктування повітря. Дихання здійснюється чистим киснем.

У разі виходу з ладу редуктора РПК-52 або легеневого автомата приладу КП-52М кран "Аварія" на РПК-52 необхідно встановити в положення "Вкл." При цьому кисень підводиться безпосередньо від редуктора КР-26-1В2 до крана і через дюзу подається в маску, міняючи регулювальник подачі РПК-52 і легеневої автомат приладу КП-52М. Клапан підсмоктування повітря закривається і дихання здійснюється чистим киснем.

При катапультиванні крісельна киснева система працює таким чином. Катапультине крісло рухається вгору. Трос, один кінець якого закріплений на борту літака, інший на нижній колодці ОРК-11У, натягується, відкриває, замок ОРК-11У і відокремлює нижню колодку від верхньої. Відбувається від'єднання бортового кисневого обладнання від крісла і висмикується чека механізму включення блоку кисневого обладнання БКО-3В2. Кисень з крісельного балона поступає через блок редукторів з пускачем і далі через шланг кисневої лінії високого тиску і прилад КП-52М в маску. Робота приладу КП-52М при цьому не відрізняється від роботи з регулювальником РПК-52 в режимі аварійної подачі.

6. КАТАПУЛЬТНЕ КРІСЛО

6.1. Система управління катапультиванням

Катапультине крісло К-36Л служить робочим місцем льотчика і засобом аварійного покидання літака катапультиванням. Воно застосовується у поєднанні з кисневим обладнанням і висотним спеціальним спорядженням.

У польоті льотчик утримується в кріслі індивідуальною підвісною системою і може фіксуватися за допомогою механізмів системи фіксації, а регулювання сидіння за зростом забезпечує членам екіпажу зручне для роботи і огляду розміщення в кабіні літака.

Викид крісла на висоту, достатню для перекидання через кіль літака, при катапультиванні на великих швидкостях польоту і для наповнення купола рятувального парашута на малих висотах, введення рятувального парашута і відділення льотчика від крісла забезпечується двоступеневим піротехнічним комбінованим стріляючим механізмом (КСМУ) з механізмом введення парашута, а зниження і приземлення (приводнення) льотчика після відділення від крісла – рятувальною системою.

Катапультине крісло К-36Л обладнане системою управління катапультиванням, функціональна схема якої приведена на рис. 2.11.

До складу системи входять такі агрегати:

- механізм управління катапультиванням, який забезпечує видачу команд на включення піромеханізму системи фіксації, системи скидання ліхтаря, піропатрона ЗШ-5А, 1 ступені КСМУ, а також видає сигнал в систему "Тестер-УЗ". Конструктивно механізм складається з чотирьох основних вузлів:

- командний блок з ручками катапультивання;
- блок механічного включення піромеханізму системи фіксації;
- блок механічного включення піромеханізму 1 ступені КСМУ;
- блок кінцевих вимикачів з приводом включення;

- механізм блокування, який запобігає включенню піромеханізму 1 рівня КСМУ до скидання ліхтаря кабіни;

- піропривід включення бортової системи скидання ліхтаря.

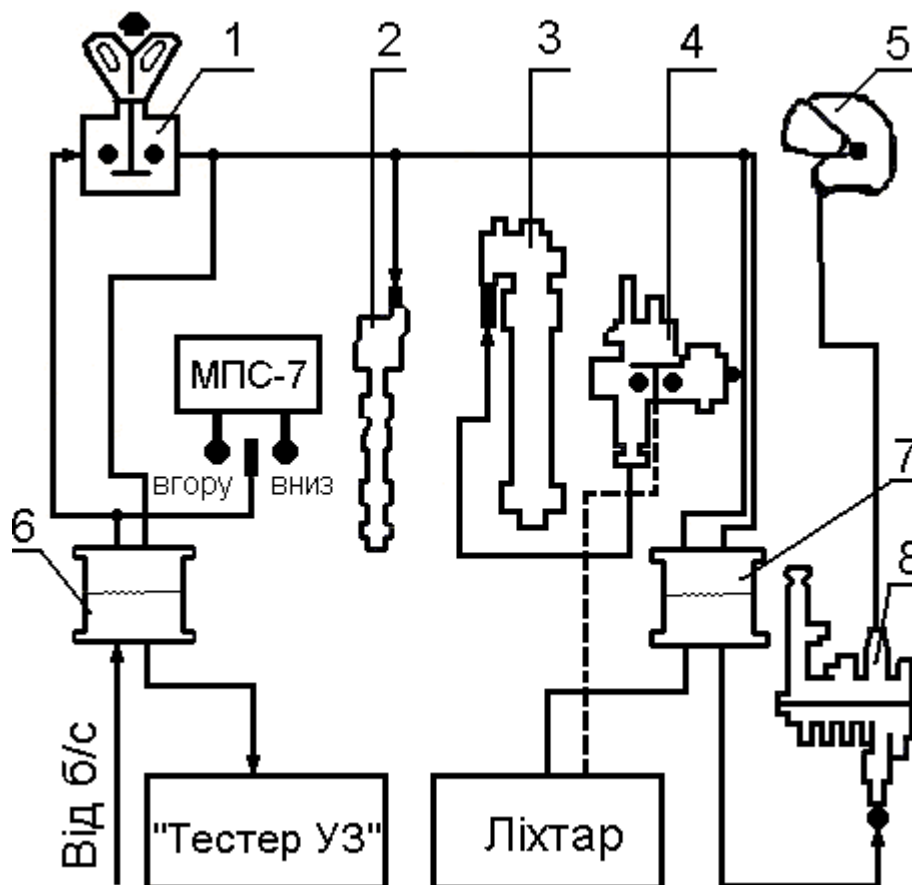


Рис. 2.11. Функціональна схема управління катапультиванням:

1 – механізм управління катапультиванням; 2 – піромеханізм фіксації; 3 – піромеханізм 1 ступені КСМУ; 4 – механізм блокування; 5 – захисний шолом ЗШ-5А; 6 – відривний роз'єм живлення; 7 – відривний роз'єм сигналізації; 8 – об'єднаний роз'єм комунікацій ОРК-11У

6.2. Електрообладнання катапультичного крісла К-36Л

Електрообладнання крісла забезпечує роботу системи управління катапультиванням і регулювання сидіння за зростом льотчика. До електрообладнання відносяться:

- кінцеві вимикачі механізму управління катапультиванням;
- кінцеві вимикачі механізму блокування;
- технологічні роз'єми;
- стикувальні і відривні роз'єми живлення;
- стикувальні і відривні роз'єми сигналів;
- електромеханізм підйому сидіння МПС-7;
- перемикач управління електромеханізмом МПС-7 "ВВЕРХ-ВНИЗ".

Розміщення електрообладнання крісла показано на рис. 2.12.

Електрообладнання крісла працює від бортової мережі постійного струму напругою 28,5 В і зберігає працездатність при зниженні напруги до 18В.

Включення живлення електричних ланцюгів крісла здійснюється перед польотом двома вимикачами "Піропатрони крісла 1,2", які розташовані на правому пульті кабіни.

Електрична частина системи управління катапультиванням контролюється за допомогою бортового пульта контролю, розташованого за кріслом зліва. На пульті розташовані дві кнопки "Контроль кінцевих вимикачів" і "Крісло під струмом"; біля кожної кнопки розташована сигнальна лампа.

Для перевірки електричних ланцюгів крісла необхідно при підключеному до бортмережі аеродромному джерелі постійного струму і ввімкнутих вимикачах "Піропатрони крісла 1,2" по черзі натиснути на кнопки "Контроль кінцевих вимикачів" і "Крісло під струмом". При цьому повинна загорятися відповідна лампа біля кнопки. При відпущенні кнопок лампи гаснуть.

Регулювання крісла за зростом льотчика здійснюється за допомогою електромеханізму підйому сидіння МПС-7, встановленого на спинці крісла. Привід механізму здійснюється за допомогою електродвигуна постійного струму реверсивного типу. Включення електромеханізму здійснюється за допомогою перемикача "ВВЕРХ-ВНИЗ", розташованого на кріслі, праворуч.

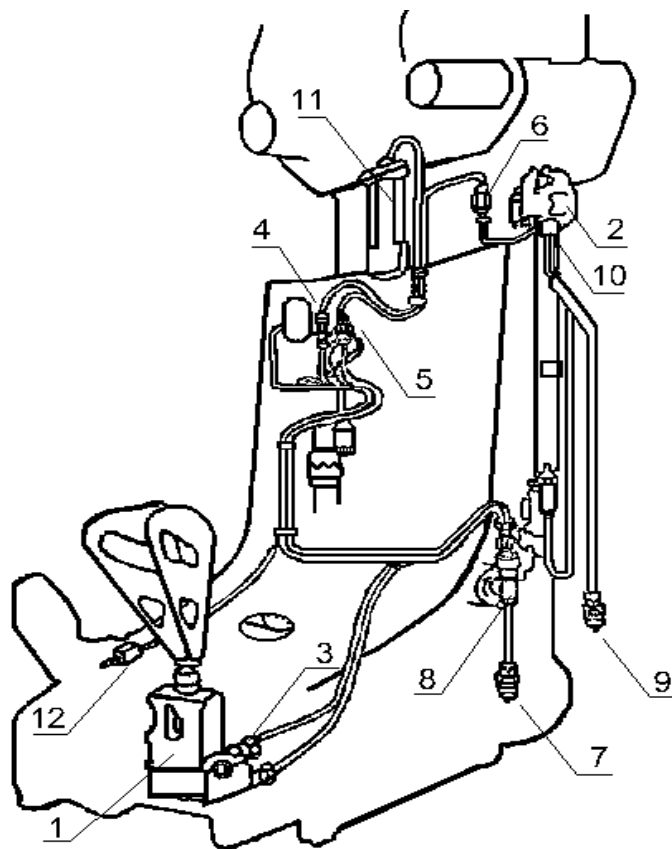


Рис. 2.12. Розміщення електрообладнання на кріслі К-36Л:

- 1 – кінцеві вимикачі механізму управління катапультиванням; 2 – кінцеві вимикачі механізму блокування; 3-6 – технологічні роз'єми; 7 – стикувальний роз'єм живлення; 8 – відривний роз'єм живлення; 9 – стикувальний роз'єм сигналів; 10 – відривний роз'єм сигналів; 11 – електромеханізм МПС-7; 12 – перемикач "ВВЕРХ-ВНИЗ"

6.3. Робота механізму управління катапультиванням

Механізм управління катапультиванням вступає в роботу при натисненні одного або двох важелів стопоріння і витягненні ручки з механізму. При цьому повертається командний вал і за допомогою кулачків впливає на кінцеві вимикачі. Вони подають живлення на піромеханізм автоматичного закриття світлофільтра ЗШ-5А, піромеханізм системи фіксації і готують ланцюг включення першого рівня КСМУ. Одночасно електричний сигнал подається на піропривод системи скидання ліхтаря і в систему

“Тестер-УЗ”. Після скидання ліхтаря спрацьовують кінцеві вимикачі механізму блокування і пропускають електричний сигнал від механізму управління катапультуванням до піромеханізму першого рівня КСМУ.

При катапультуванні електричні ланцюги крісла за допомогою відривних роз’ємів відключаються від бортмережі.

7. ОСОБЛИВОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СИСТЕМИ КИСНЕВОГО ЖИВЛЕННЯ І ВИСОТНОГО СПЕЦІАЛЬНОГО СПОРЯДЖЕННЯ ЛІТАКА-ШТУРМОВИКА

При технічній експлуатації авіаційного обладнання стану СКЖ і висотного спорядження потрібно приділяти особливу увагу, тому що від цього залежить не тільки виконання завдання але і життя екіпажу.

7.1. Перевірка висотного спеціального спорядження

У процесі експлуатації при перевірці герметичності кабіни літака Су-25 на землі перевіряється працездатність регулятора тиску повітря. Контроль за його роботою здійснюється за значеннями висоти і перепаду тиску типу УВПД і кабінному варіометру.

Перевірка працездатності регуляторів температури повітря в кабіні при підготовці до польотів проводиться при працюючому авіадвигуні. Для цього задатчиком температури шкала термостата встановлюється на 5-6 градусів вище чи нижче дійсної температури повітря в кабіні. Перемикачем ручного керування заслінка регулятора встановлюється в крайнє положення на подачу гарячого чи холодного повітря. Після цього перемикач встановлюється в положення «Автомат». Автоматична перестановка заслінки регулятора в інше положення, що визначається на слух при наявності звуку працюючого електромеханізму, свідчить про нормальну роботу регулятора.

7.2. Заправка системи газоподібним киснем

Зарядка бортових систем газоподібним киснем повинна проводитися до повного робочого тиску. Заряджати системи можна тільки медичним киснем, який відповідає вимозі ДСТУ. Для виключення можливості попадання газоподібних і механічних домішок до кисневої системи не допускається повне падіння тиску в кисневих балонах.

Для заправки кисневих систем газоподібним медичним киснем застосовуються автомобільні киснево-зарядні станції (АКЗС).

Існує АКЗС декількох типів: АКЗС-40, АКЗС-60, АКЗС-75 (40, 60, 75 – продуктивність станцій при зарядці балонів, м³/год). Всі вони в своєму складі мають:

- батарею аеродромних кисневих балонів, в яких зберігається запас газоподібного кисню, що знаходиться під тиском 150 кг/см²;
- кисневий компресор з приводом від двигуна автомобіля, на якому змонтована станція;
- щит управління з вимірювальною апаратурою, вентилями і іншими органами управління заправленням літака киснем;
- відокремлювач вологи, осушувачі і пристрої для охолодження кисню;
- комунікації трубопроводів і роздавальні пристрої (шланги).

Для зарядки кисневої системи шланг АКЗС приєднується до зарядного штуцера на правому повітрязабірнику літака шпангоут 14, під кришкою з написом "Кислород".

Балони, що заряджаються спочатку, наповнюються киснем з балонів станції методом перепуску, а потім повна зарядка балонів проводиться шляхом нагнітання кисню компресором АКЗС.

Перед заправленням літака киснем необхідно перевірити паспорт на кисень, його відповідність до ДСТУ. У паспорті повинен бути запис лікаря частини, що дозволяє заправлення зазначеним медичним киснем.

Технічний стан АКЗС перевіряється начальником групи обслуговування авіаційної ескадрильї по АО. При цьому в формулярі на АКЗС робиться запис: "Заправлення дозволяю", ставиться дата і розпис перевіряючого.

При заправленні системи газоподібним киснем необхідно стежити за показаннями манометра індикатора ИК-52. Систему треба закривати до певного тиску, в залежності від температури навколишнього середовища відповідно до таблиці, що є на борту літака біля зарядного штуцера.

Перед заправленням літака киснем роздавальний шланг АКЗС для недопущення забруднення бортової системи повинен ретельно продуватися. Під час приєднання шланга до бортового зарядного штуцера необхідно уникати пошкодження різьблення. У іншому випадку при створенні тиску кисню шланг може бути вирваний. Накидну гайку на штуцер треба спочатку нагвинтити рукою, після чого остаточно затягнути гайковим ключем. Щоб уникнути нещасних випадків **категорично забороняється** без попереднього скидання тиску від'єднувати від бортового зарядного штуцера кисневий шланг, що знаходиться під тиском. По закінченні заправлення, після від'єднання шланга АКЗС, необхідно повернути заглушку на зарядний штуцер.

7.3. Перевірка готовності кисневого обладнання до застосування

До переліку робіт з підготовки кисневого устаткування входять:

- перевірка запасу кисню;
- перевірка зовнішнього стану;
- перевірка справності всіх елементів системи кисневого живлення;
- перевірка герметичності і працездатності системи кисневого живлення без надлишкового тиску і з ним;
- усунення виявлених несправностей у польоті і на землі й інше.

Для визначення технічних характеристик систем кисневого живлення в цілому чи їхніх окремих пристроїв застосовуються контрольно-перевірочні кисневі установки типу КУ-7, КУ-8.

При підготовці літака до польоту технік зобов'язаний:

- перевірити відкриття кисневого вентиля КВ-15А;
- перевірити тиск кисню за індикатором ИК-52 (150 кг/см²);
- перевірити положення кранів на РПК-52 (кран додаткової подачі повинен знаходитися в положенні «Смесь», кран аварійної подачі в положенні "Викл.");
- перевірити готовність до застосування крісельної кисневої системи;
- тиск кисню в балоні блоку БКО-3В2 (180-230 кг/см²);
- закриття замка ОРК-11У;
- приєднання троса до замка ОРК-11У.

Після посадки в кабіну льотчик зобов'язаний виконати наступні операції:

- перевірити тиск кисню в основній кисневій системі, в також отримати доповідь від техніка літака про тиск кисню в балоні крісельної системи;
- приєднати шланги вентиляційного костюма і костюма проти перевантаження до верхньої колодки ОРК-11У (**ПОПЕРЕДЖЕННЯ**: з'єднання шланга вентиляції одягу в зимовий час проводиться після запуску авіадвигунів, коли з штуцера вентиляції на ОРК-11У почне поступати тепле повітря);
- надіти захисний шолом і кисневу маску;
- відрегулювати притяг маски;

- з'єднати шланги кисневої маски з відповідними штуцерами кисневого приладу КП-52М (до польоту КП-52М повинен знаходитися в чохлах між кріслом і лівим пультом. Знімає чохол перед польотом і одягає його після польоту технік літака);
 - приєднати проміжну лямку гофрованого шлангу до півкільця грудної перемички і відрегулювати її довжину так, щоб шланг не заважав вільному руху голови;
 - приєднати кисневий прилад КП-52М до замка кріплення приладу на лівому ремені кріплення парашутної системи, пропустивши кисневі шланги поверх шлангів вентиляції і ППП;
 - зістикувати електрорадіоджгут ОРК-11У з джгутом ЗШ-5А, пропустивши його під грудною перемичкою і під шлангами пневмокомунікацій;
 - приєднати джгут мікрофона на шоломі до маски двоклемним роз'ємом;
 - перевірити роботу механізму управління світлофільтром ЗШ;
 - проконтролювати відкриття кисневого вентиля КВ-15А;
 - перевірити установку кранів додаткової і аварійної подачі на РПК-52 відповідно в положеннях «Смесь» і «Викл.»;
 - встановити головку автомату тиску АД-5А в положення "Макс." для костюма ППК-3 або в положення "Мін." для ППК-11У.
- Технік літака надає допомогу льотчику у виконанні цих операцій.

8. ВИСОТНЕ СПЕЦІАЛЬНЕ СПОРЯДЖЕННЯ ЛІТАКА-ВИНИЩУВАЧА

До висотного спеціального спорядження, яке застосовується на літаку-винищувачу, відносяться: киснева маска КМ-34, захисний шолом ЗШ-5МКВ або герметичний шолом ГШ-6М (для польотів на великих висотах), костюм проти перевантажень ППК-3 і вентиляційний костюм ВК-3М, які входять до складу висотно-компенсаційного костюма ВКК-6М.

Застосування спеціального спорядження тих чи інших видів та комбінацій визначається льотно-технічними характеристиками літака, а також польотним завданням.

Захисний шолом з кисневою маскою і разом з бортовим комплектом кисневого устаткування ККО-5М і крісельною системою БКО-3В2 забезпечують льотчику необхідні життєві умови і працездатність у польоті і при катапультиванні.

8.1. Висотно-компенсаційний костюм ВКК-6М

Висотно-компенсаційний костюм ВКК-6М (рис. 2.13) призначений для забезпечення необхідних життєвих умов льотчику і захисту його від шкідливого впливу декомпресії і розрядження при розгерметизації кабіни при катапультиванні на висотах понад 12 км, а також для захисту льотчика від перевантажень на усіх висотах.

При польотах на висотах більш 18 км ВКК застосовується в сполученні з висотно-компенсаційними шкарпетками і рукавичками. Костюм ВКК-6М в сполученні з бортовою протиперевантажувальною системою (автоматом тиску АД-6Е) забезпечує можливість для льотчика переносити перевантаження до 10 одиниць зі збереженням працездатності.

Для захисту льотчика від впливу підвищених і знижених температур костюм ВКК-6М може застосовуватися у комплекті з вентиляційним костюмом ВК-3М.

Висотно-компенсаційний костюм ВКК-6М являє собою комбінезон з вбудованими в нього натяжним і ППП. Комбінезон є оболонкою, що створює механічне обтиснення тіла льотчика при роботі натяжного чи ППП. Костюм виготовляється дванадцяти розмірів.

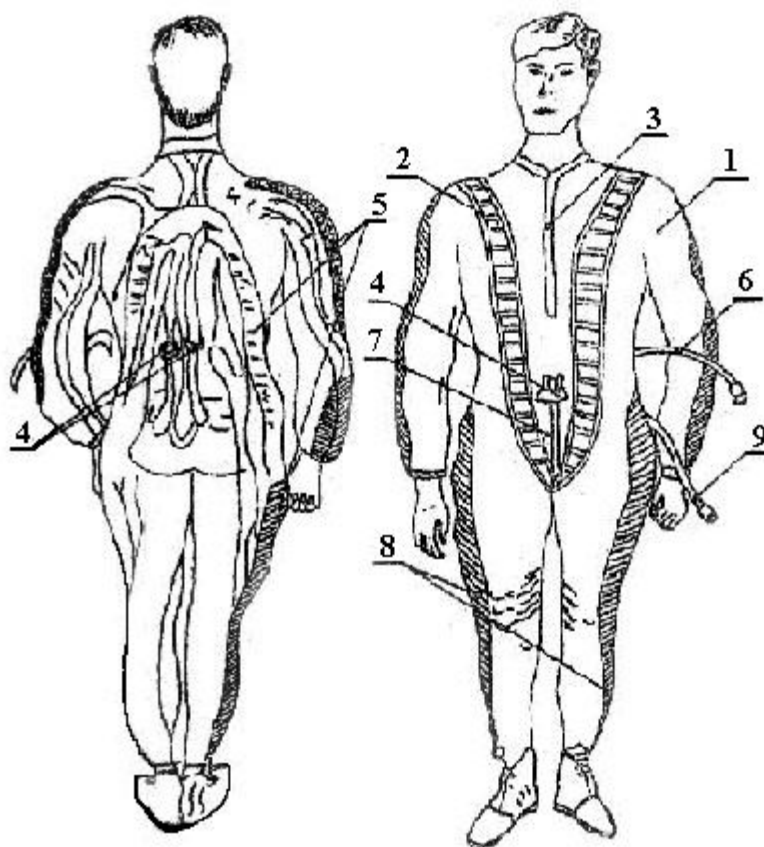


Рис. 2.13. Зовнішній вигляд висотно-компенсаційного костюму ВКК-6М:

- 1 – комбінезон; 2 – шнурівки; 3 – застібки "блискавка"; 4 – металеві кільця кріплення карабінів натяжного тросового пристрою ГШ; 5 – натяжний пристрій; 6 – шланг зі штуцером, що з'єднує камери натяжного пристрою з приладом КП-52М; 7 – черевний компенсатор; 8 – ППП нижньої частини тіла; 9 – гумовий шланг зі штуцером для приєднання ППП костюма до бортової системи

Комбінезон (1) виготовляється з матеріалу типу "льон-капрон". Розкрій комбінезона виконаний з положення "Сидячи", що забезпечує необхідну рухливість льотчика. Індивідуальне припасування комбінезона відповідно до фігури льотчика здійснюється за допомогою шнурівок (2). Для легкого і швидкого надягання і зняття на лівому плечі і на грудях від шиї до пояса є плечовий і передній розрізи, що закриваються застібками "блискавка" (3).

Натяжний пристрій (5) разом з черевним компенсатором призначено для створення механічного обтиснення тіла льотчика при диханні з надлишковим тиском.

Натяжний пристрій розташований на комбінезоні уздовж тулуба, рук і ніг з таким розрахунком, щоб забезпечити найбільш рівномірне обтиснення тіла льотчика, зберігши при цьому необхідну рухливість у суглобах.

Конструктивно пристрій складається з гумових камер, поміщених у капронові чохла і капронової тасьми, що охоплює петлею камери, кінці тасьми пришиті до тканини комбінезона.

Камери лівої і правої частин комбінезона з'єднуються між собою на спині гумовою камерою-перемичкою. Камери натяжного пристрою приєднуються шлангами (6) до приладу КП-52М.

Черевний компенсатор (7) розташований у районі черевної порожнини і являє собою гумову камеру, поміщену в капроновий чохол. При низькому атмосферному тиску камера розширюється і створює обтиснення в ділянці живота.

Протиперевантажувальний пристрій (8) призначено для створення механічного обтиснення нижньої частини тіла льотчика при виникненні перевантажень. ППП складається з двох камер для ніг і однієї черевної камери. Камери для ніг поміщені в чохли і вмонтовані в натяжний пристрій костюму. Камери ППП в момент дії перевантаження надуваються стисненим повітрям до певного тиску, врегульованого автоматом АД-6Е, і створюють обтиснення тіла через тасьми натяжного пристрою.

Для приєднання ППП костюму до бортової системи з лівої сторони комбінезона є гумовий шланг зі штуцером (9), що приєднується до швидко роз'ємної муфти шланга на ОРК-11У.

Компенсаційні рукавички і шкарпетки призначені для запобігання закипання підшкірної рідини (явище емфіземи) при розгерметизації кабіни та при катапультуванні на висотах понад 12 км.

Компенсаційні шкарпетки зшиті з бавовняної тканини. Зверху шкарпеток є м'яка шнурівка для щільного припасування шкарпеток по нозі і їх закріплення. Шкарпетки щільно обжимають стопу і нижню частину гомілки і тим самим запобігають підшкірному здуттю в умовах вираженої атмосфери.

Компенсаційні рукавички це шкіряні рукавички з подвійною тильною частиною, між стінками якої поміщена герметична гумова камера, заповнена повітрям. При низькому атмосферному тиску гумові камери розширюючись заповнюють вільний об'єм усередині рукавичок, створюючи механічне обтиснення рук, запобігаючи підшкірним здуттям. Рукавички виготовляються десяти розмірів.

Маса висотно-компенсаційного костюму ВКК-6М дорівнює близько 3 кг.

Вентиляційні костюми призначені для захисту льотного складу від перегріву чи охолодження при зміні температури в кабінах літальних апаратів від +50 до -50°C. ВК виготовляється з міцної тканини «капрон-бавовна» у виді комбінезона, що надягається або поверх ВКК, або поверх льотного одягу, який звичайно застосовується. Вентиляційна система пришита до внутрішньої поверхні ВК. Повітря, що надходить у костюм, по шлангу подається в колектор, відкілья по трубках підводиться до всіх частин тіла. Льотчик самостійно, в залежності від тепловідчуття, може регулювати температуру повітря, що подається для вентиляції костюма, від 10 до 80° С. У комплект вентиляційного одягу крім комбінезона входять вентиляційні шкарпетки, рукавички і шоломофони. Використання ВКК, ВК, ГШ і ВУШ значно поліпшило гігієнічні умови для льотчика.

8.2. Герметичний шолом ГШ-6М

Герметичні шоломи призначені для захисту голови і шиї льотчика від впливу низького тиску при польотах на висотах більш 18 км і для порятунку льотчика при аварійному покиданні літального апарата. ГШ виконують усі функції кисневих масок. Крім того, вони забезпечують повну пневматичну компенсацію голови при створенні в легенях надлишкового тиску, а також захищають голову льотчика від випадкових ударів, від зустрічного потоку повітря при покиданні літального апарата і захищають обличчя й очі льотчика від впливу сонячних і прожекторних променів.

Герметичний шолом ГШ-6М (ГШ-6А) входить до складу комплекту кисневого устаткування ККО-5 і є індивідуальним спорядженням льотчика висотної авіації. Він випускається трьох розмірів, кожний з яких має два підрозміри – малий і великий, що дозволяє забезпечити ГШ льотний склад з обхватом голови від 54 до 62 сантиметрів включно. Найбільш сучасними є герметичні шоломи ГШ-6М і ГШ-6А (рис. 2.14.).

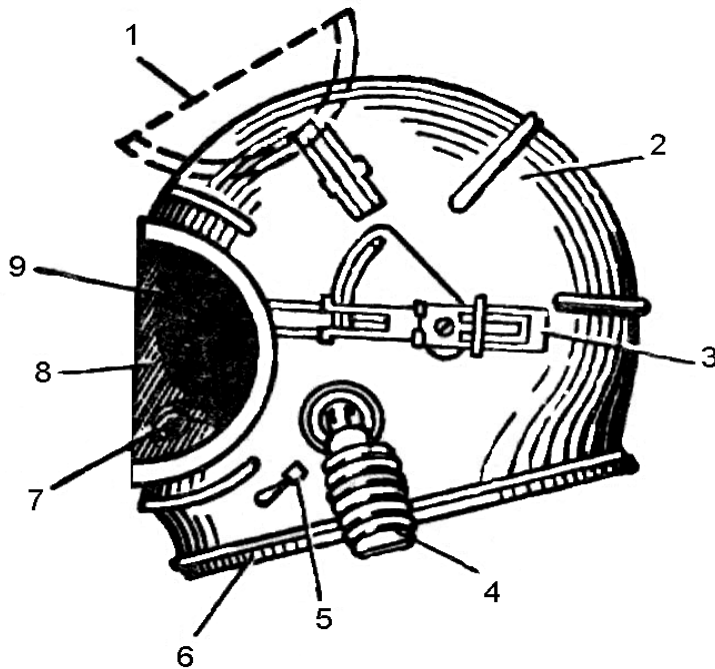


Рис. 2.14. Герметичний шолом ГШ-6М:

1, 8 – оглядовий щиток; 2 – каска; 3 – замок оглядового щитка; 4 – шланг магістралі вдиху; 5 – механізм керування світлофільтром; 6 – шийне кільце; 7 – мікрофон; 9 – світлофільтр

Герметичний шолом ГШ-6М (ГШ-6А) складається з таких основних вузлів: каски (2), шийного кільця (6) і шоломофона.

Каска ГШ являє собою тверду зварену конструкцію, виготовлену з алюмінієвого сплаву. Основними вузлами каски є:

- оглядовий щиток (1, 8) з органічного скла в металевій окантовці;
- замок (3) оглядового щитка;
- світлофільтр (9) з механізмом керування світлофільтром (5);
- шланг магістралі вдиху (4) із клапаном вдиху;
- компенсувальний клапан видиху і шийне кільце (6) з герметизуючим клапаном, призначеним для герметизації роз'єму каски із шийною частиною.

Герметизація шолому по оглядовому вирізу здійснюється притисненням оглядового скла до трубки герметизації, вклеєної в канавку оглядового вирізу. Скло оглядового щитка триплексоване з вмонтованими усередину дротинками електрообігрівання.

Шийна частина (6) забезпечує необхідну рухливість ГШ, його герметизацію і передачу зусиль, які виникають при створенні надлишкового тиску під каскою і впливі повітряного потоку при катапультиванні. Вона складається із шийного роз'єму з клапаном, системи підтягування і полотняної частини. У ГШ на обертовому шийному роз'ємі герметизуючий клапан ставиться між роз'ємом і шиєю. Така конструкція дозволяє легко знімати і надягати ГШ, що дуже зручно при чергуванні льотчика в готовності, що не передбачає негайного вильоту.

Для утримання шолому на голові при катапультиванні і дії надлишкового тиску застосовується система підтягування. Вона складається з капронової тасьми і сталевого троса, який перекинуто через ролики-шарніри, прикріплені до каски. Вільні кінці тросика за допомогою карабінів кріпляться до кілець, що пришиті на спині ВКК, а капронова тасьма кріпиться до підвіски парашута.

Шоломофон виготовляється з тканини «льон-капрон» чотирьох розмірів. Праворуч на шоломофоні встановлюється утримувач мікрофона з мікрофоном (7) ДММШ-1А. У гумових гніздах вмонтовані телефони (ТА-56М) і підсилювач. Т-образний гумовий валик служить для фіксації шолома на шоломофоні.

Герметичний шолом ГШ-6М (ГШ-6А) експлуатується при температурі навколишнього повітря $\pm 50^{\circ}\text{C}$ і відносній вологості 95-98%. Припустима величина надлишкового тиску під ГШ – $0,2 \text{ кг/см}^2$.

За допомогою пристрою шолома, що вентилює, (ВПШ) у герметичному шоломі ГШ-6М (ГШ-6А) створюються кращі гігієнічні умови для голови льотчика. Газова суміш, яка надходить від ВПШ, видалляє водяні пари і вуглекислий газ з підшоломного простору.

9. КОМПЛЕКТ СИСТЕМИ КИСНЕВОГО ЖИВЛЕННЯ ЛІТАКА-ВИНИЩУВАЧА

Принципова схема кисневого обладнання та протиперевантажувального пристрою зображена на рис. 2.15:

- 1 – зарядний штуцер;
- 2 – циліндричні армовані кисневі балони;
- 3 – роз'ємний штуцер;
- 4 – трійник;
- 5 – зворотний клапан;
- 6 – кисневий вентиль КВ-15А (КВ-2МС);
- 7 – кисневий редуктор КР-26-1;
- 8 – показчик кисню ИК-210У (ИК-52);
- 9 – регулятор подачі кисню РПК-52;
- 10 – пульт дистанційного управління ДУ-7;
- 11 – штуцер 9В4.473.218 з дюзою;
- 12 – вентиляційний пристрій шолома (ВПШ) ВУШ-6;
- 13 – манометр надлишкового тиску М-2000К;
- 14 – фільтр автомата тиску АД-5М;
- 15 – автомат тиску АД-6Е;
- 16 – герметичний шолом ГШ-6М;
- 17 – кисневий прилад КП-52М;
- 18 – висотно-компенсаційний костюм ВКК-6;
- 19 – парашутний кисневий прилад КП-27М (крісельна СКЖ – БКО-3В2);
- 20 – рукоятка ручного включення приладу КП-27М;
- 21 – об'єднаний роз'єм комунікацій ОРК-11У;
- 22 – трійник із зворотним клапаном.

Кисневе обладнання літака-винищувача складається з двох СКЖ (на прикладі Су-27):

- основна СКЖ (ККО-5М);
- крісельна СКЖ (БКО-3В2).

9.1. Основна киснева система

Основна киснева система ККО-5М складається з таких агрегатів:

1) *кисневі балони* 2-2-5-210 і 2-2-8-210, які встановлені в закабінному відсіку і призначені для зарядки киснем кисневої системи. Ємність балонів: – 5 літрів (2-2-5-210); – 8 літрів (2-2-8-210). Тиск кисню в балоні – 210 кгс/см^2 . Балони фарбуються в блакитний колір;

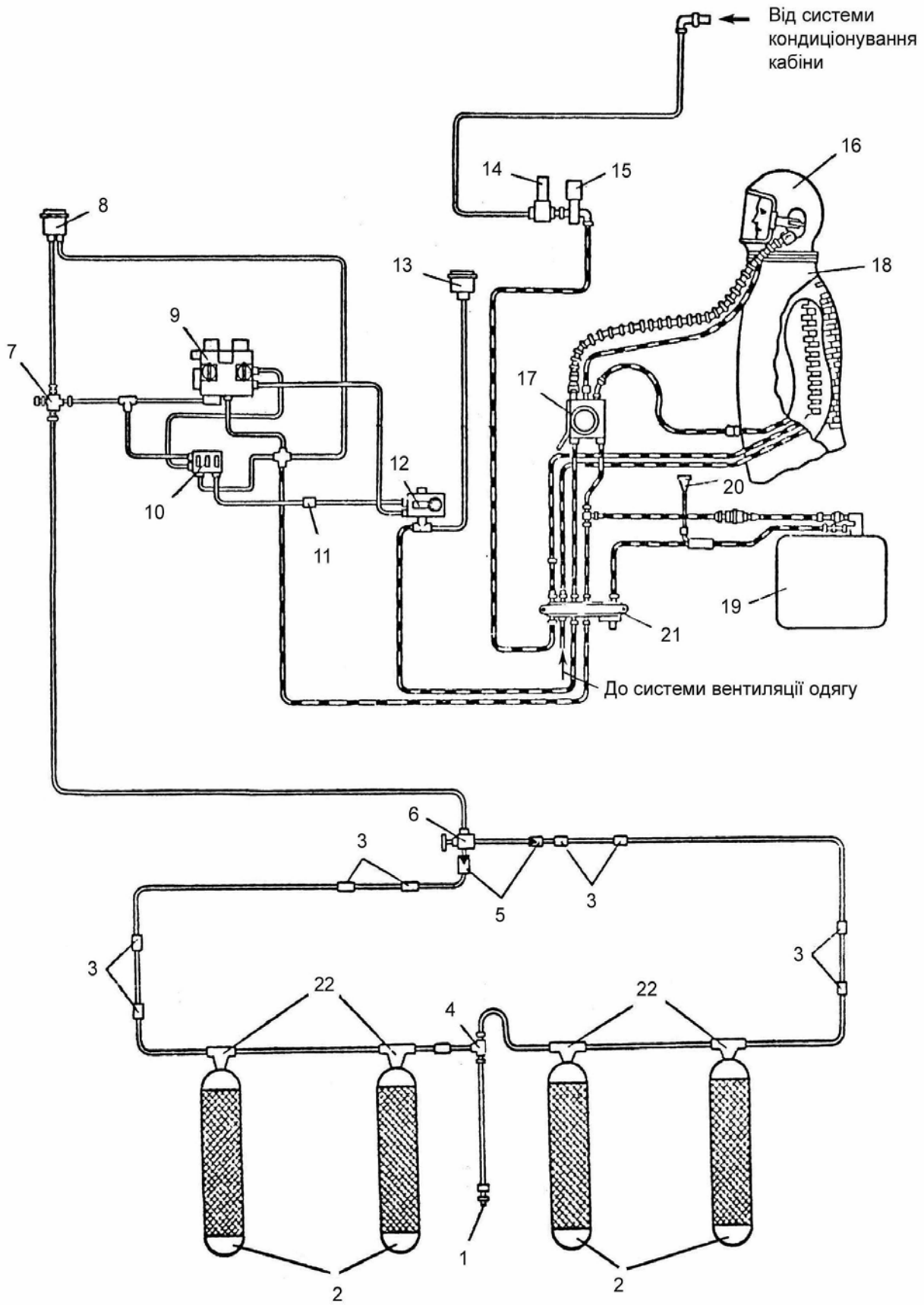


Рис. 2.15. Принципова схема системи кисневого живлення та протиперевантажувального пристрою

2) *зарядний штуцер* із зворотним клапаном, який встановлено на лівому борті, шпангоут 9. Призначений для зарядки бортових кисневих балонів газоподібним киснем від аеродромної кисневої зарядної станції;

3) *кисневий вентиль KB-15A*. Встановлений у кабіні по лівому борту на щитку РПК-52. Призначений для відкриття подачі кисню з бортових кисневих балонів до системи;

4) *кисневий редуктор KP-26-1*. Встановлений під пультом лівого борта, шпангоут 8. Призначений для зниження тиску кисню з 210 до 8-12 кг/см².

5) *індикатор кисню IK-210У*. Встановлений на лівому щитку дошки приладів. Складається з двох показчиків в одному корпусі: манометра й індикатора. Манометр призначений для виміру тиску в бортових кисневих балонах, а індикатор – для контролю подачі кисню в кисневий прилад КП-52М. Манометр складається з трубчастої пружини, стрілки і шкали, з градуюванням від 0 до 240 кг/см². Індикатор подачі кисню складається з мембрани і двох прапорців. При вдиханні білі прапорці зникають, а при видиханні з'являються. На висотах до 2 км індикатор не працює, тому що немає подачі кисню.

6) *сигналізатор тиску МСТ-4А*. Встановлений по лівому борту кабіни. Забезпечує видачу електричного сигналу до системи "Тестер-УЗ-сер. 3", сигналу – "Тиск за редуктором нормальний" при $P_{O_2} \geq 4$ кг/см².

7) *регулятор подачі кисню РПК-52*. Встановлений на лівому пульті. Призначений для автоматичного регулювання процентного вмісту кисню у суміші, що вдихається, в залежності від висоти польоту, а також для ручного включення аварійної і додаткової подачі кисню. Регулятор складається з таких основних елементів:

- редуктор для зниження тиску кисню з 8-12 кг/см² до 2,8-3,8 кг/см²;
- регулятор подачі кисню в залежності від висоти польоту (анероїд із клапаном);
- кран додаткової подачі кисню "Смесь-100% O₂";
- кран аварійної подачі кисню "Авария".

8) *кисневий прилад КП-52М*. Встановлений на кріслі ліворуч. Разом із РПК-52 автоматично забезпечує необхідний за висотою процентний вміст кисню у суміші, що вдихається. Кисневий прилад КП-52М складається з таких основних елементів:

- легеневий автомат (мембрана, важіль, клапан) – для подачі кисню в маску при вдиху і відсічення його подачі при видиху;
- клапан підсмоктування повітря (КПП);
- штуцер для приєднання кисневої маски;
- штуцери для приєднання за допомогою кисневих шлангів до роз'єму ОРК-11У;
- регулятор надлишкового тиску, що забезпечує підтримку надлишкового тиску у КМ-34 при розгерметизації кабіни і при катапультуванні на висотах понад 12 км;
- клапан костюмної лінії, який забезпечує подачу кисню в натяжний пристрій ВКК;
- клапан регулятора шолома, який забезпечує подачу кисню в регулятор надлишкового тиску і під клапан видиху.

Кисневий прилад КП-52М має спеціальну роз'ємну планку, що призначена для швидкого від'єднання комунікацій, що йдуть до висотного спеціального спорядження льотчика, в аварійних випадках для швидкого покидання літака на землі.

9) *об'єднаний роз'єм комунікацій ОРК-11У*. Будова роз'єму аналогічна будові роз'єму літака-штурмовика і була розглянута у розділі 5.1 (рис 2.9). Встановлений на кріслі ліворуч. Забезпечує стикування всіх комунікацій спорядження льотчика з приладами й агрегатами літака і крісла та їх автоматичне роз'єднання при катапультуванні.

9.2. Крісельна киснева система

Крісельна киснева система аналогічна крісельній кисневій системі літака штурмовика і була розглянута у розділі 5.2 (рис 2.10). Це блок кисневого обладнання БКО-3В2 (у деяких літаках-винищувачах – парашутний кисневий прилад КП-27М). Блок

встановлено на профільованій кришці аварійного запасу (НАЗ), що є на літаку, прикритій м'якою подушкою сидіння. Призначений для автоматичної подачі кисню для дихання льотчику при катапультиванні і подальшому спуску з кріслом, а також для подачі кисню при ручному включенні у разі відмови основної кисневої системи.

Блок підключений до верхньої колодки об'єданого роз'єму комунікацій ОРК-11У. Запас кисню зберігається в кисневому балоні під тиском 180-230 кг/см². Зниження тиску здійснюється за допомогою двох редукторів. Контроль зарядки балона здійснюється за показаннями манометра, а зарядка – через штуцер. Доступ до штуцера і манометра – під подушкою сидіння. Включення БКО-3В2 здійснюється автоматично при катапультиванні або вручну за допомогою ручки аварійного включення. Ручка аварійного включення подачі кисню розташована на кріслі, праворуч.

10. КИСНЕВИЙ ПРИЛАД КП-52М

Кисневий прилад КП-52М призначений для подачі кисню в маску ГШ і камери натяжного пристрою ВКК. Прилад КП-52М використовується в комплектах кисневого устаткування літаків, розрахованих для польотів на висотах більше 14 км.

Принципова схема кисневого приладу КП-52М показана на рис. 2.16.

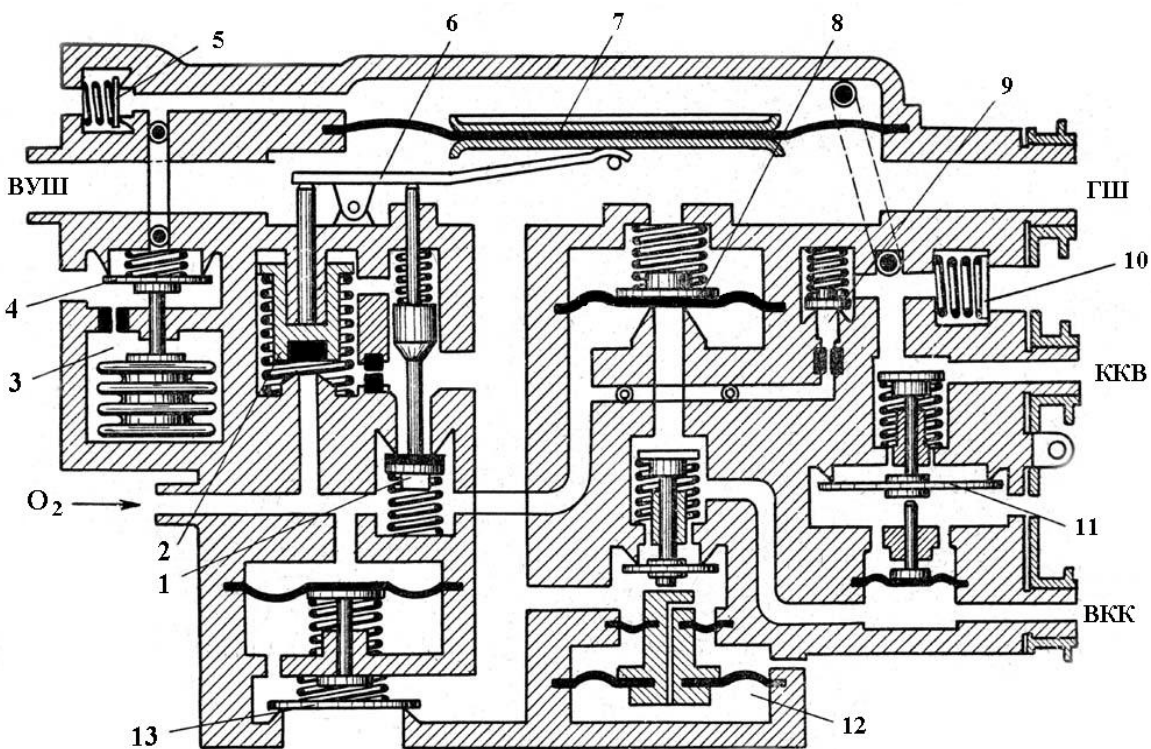


Рис. 2.16. Принципова схема кисневого приладу КП-52М:

- 1 – основний клапан подачі; 2 – допоміжний клапан подачі; 3 – регулятор надлишкового тиску з пристроєм, що демпфірує; 4 – клапан регулятора надлишкового тиску; 5 – запобіжний клапан; 6 – важіль; 7 – мембрана; 8 – клапан костюмної лінії; 9 – клапан подачі кисню в надмембранну порожнину; 10 – вакуумний клапан; 11 – клапан скидання тиску; 12 – регулятор співвідношення тисків; 13 – клапан підсмоктування повітря

Прилад КП-52М відрізняється значно меншою вагою і габаритами, має менший опір вдиханню, більш зручний в експлуатації. Крім того, прилад КП-52М розміщується не на борту літака, а на підвісній системі парашута. Це дозволило збільшити висоту вимушеного покидання літака екіпажем без збільшення запасу кисню в парашутному

кисневому приладі, тому що з крисельної СКЖ (наприклад, прилад КП-27М) кисень при парашутуванні витрачається через прилад КП-52М.

Робота приладу на висоті до 12 км у розгерметизованій кабіні багато у чому подібна роботі того ж приладу на борту літака-штурмовика. Відзначена аналогія в роботі обумовлена тим, що схема роботи приладу КП-52М для розглянутого режиму відрізняється лише додатковим каналом вентиляції ГШ ВПШ, що включається вручну за бажанням льотчика, а виключається автоматично, як тільки прилад КП-52М переходить на режим роботи з надлишковим тиском на «висоті» в кабіні понад 12 км. Коли канал вентиляції шолома ВПШ закритий, прилад працює аналогічно раніше описаному режиму.

Для забезпечення необхідної величини парціального тиску кисню в ГШ на «висоті» у кабіні понад 12 км у схемі приладу передбачено ряд додаткових пристроїв: регулятор надлишкового тиску (3), конструктивно виконаний у вигляді аденідного блоку, розміщеного в циліндрі з дюзою, із клапаном (4), що перекриває вихід кисню з надмембранної порожнини приладу КП-52М; клапан костюмної лінії (8); клапан подачі кисню (9) в кількості 2-3 л/хв. у надмембранну порожнину приладу; регулятор клапана скидання тиску (11) з-під клапана видиху ГШ; регулятор співвідношення тисків (12).

Робота приладу в момент розгерметизації кабіни на висоті польоту понад 12 км здійснюється в такий спосіб. На вхід приладу КП-52М від спеціального бортового регулятора подачі кисню (РПК) надходить кисень безупинним потоком у кількості не менш 200 л/хв. У результаті цього на мембрані клапана костюмної лінії (8) виникає перепад тиску визначеної величини, що змушує дану мембрану прогнутися нагору. Клапан костюмної лінії (8) відкривається і кисень безупинним потоком почне надходити в камери натяжного пристрою ВКК.

Протягом перших 1-2 сек. після розгерметизації кабіни відбувається заповнення киснем камер натяжного пристрою ВКК і скидання надлишкової кількості газу з порожнини ГШ для обмеження надлишкового тиску в легенях у момент розгерметизації кабіни. Зазначене скидання газу забезпечується тим, що порожнина під компенсуючим клапаном видиху ГШ і надмембранна порожнина приладу КП-52М на протязі зазначеного часу з'єднані з атмосферою через відкритий клапан регулятора надлишкового тиску (4). За 1-2 сек. анероїд регулятора надлишкового тиску (3) розширюється через те, що тиск у стаканчику через дюзу стане рівним атмосферному і клапан (4) закриється. З цього моменту в надмембранній порожнині приладу КП-52М і порожнині під компенсуючим клапаном видиху ГШ-6М буде формуватися надлишковий тиск унаслідок подачі кисню в зазначені порожнини через клапан (9). Величина надлишкового тиску буде визначатися зусиллям притискання клапана (4) до сидла під дією пружних сил анероїда регулятора надлишкового тиску (3) в залежності від висоти розгерметизації кабіни літака. Після створення надлишкового тиску кисню мембрана (7) прогинається вниз і ще більше відкривається клапан подачі (2), а в результаті перепаду тиску на поршні відкривається клапан подачі (1). Клапан подачі (1) закриється після вирівнювання тисків по обидва боки мембрани (7). З цього моменту кисневий прилад КП-52М перейде на режим подачі кисню з надлишковим тиском.

Для забезпечення умов компенсації надлишкового тиску кисню в легенях людини в схемі передбачено регулятор співвідношення тисків (12). Конструктивно він складається з клапана і двох мембран з різною ефективною площею. Клапан з'єднує камери натяжного пристрою ВКК із підмембранною порожниною приладу КП-52М. Цей клапан буде знаходитися в закритому положенні за умови рівності сил, що діють на його рухливу частину. Коли сила тиску кисню в натяжному пристрої ВКК, яка діє на клапан в напрямку відкриття, буде більше сили тиску кисню в приладі КП-52М, яка діє на надлишкову ефективну площу мембран в напрямку закриття, то клапан відкривається і відбудеться скидання надлишкової кількості кисню з натяжного пристрою ВКК. У результаті протитиск на тілі льотчика зменшиться, чим і забезпечиться

необхідна умова компенсації надлишкового тиску, тобто протитиск на тіло льотчика завжди буде у відповідності з величиною надлишкового тиску кисню в легенях.

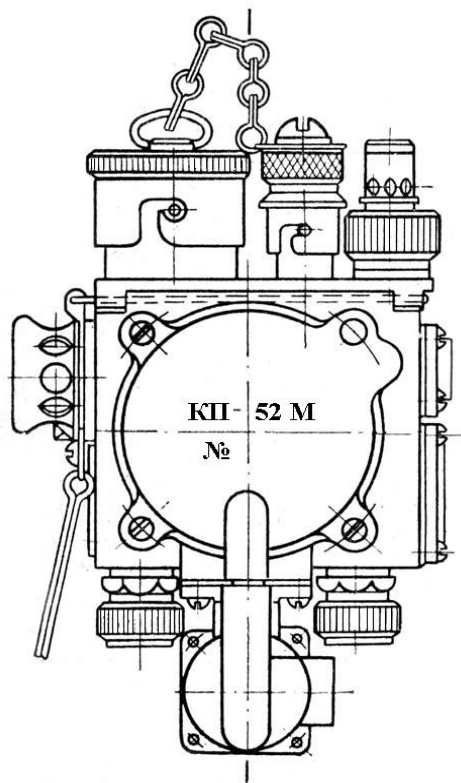


Рис. 2.17. Зовнішній вигляд кисневого приладу КП-52М

При виникненні підвищеного витoku кисню з камери натяжного пристрою ВКК внаслідок порушення герметичності костюму відбудеться скидання тиску із системи в результаті відкриття клапана (11). У розглянутому випадку величина надлишкового тиску кисню в приладі КП-52М буде визначатися пружністю пружини клапана скидання (11), що забезпечує мінімально припустимий надлишковий тиск не менш 800 мм вод. ст. Зовнішній вигляд кисневого приладу КП-52М показаний на рис. 2.17, а його конструктивна схема показана на рис. 2.18.

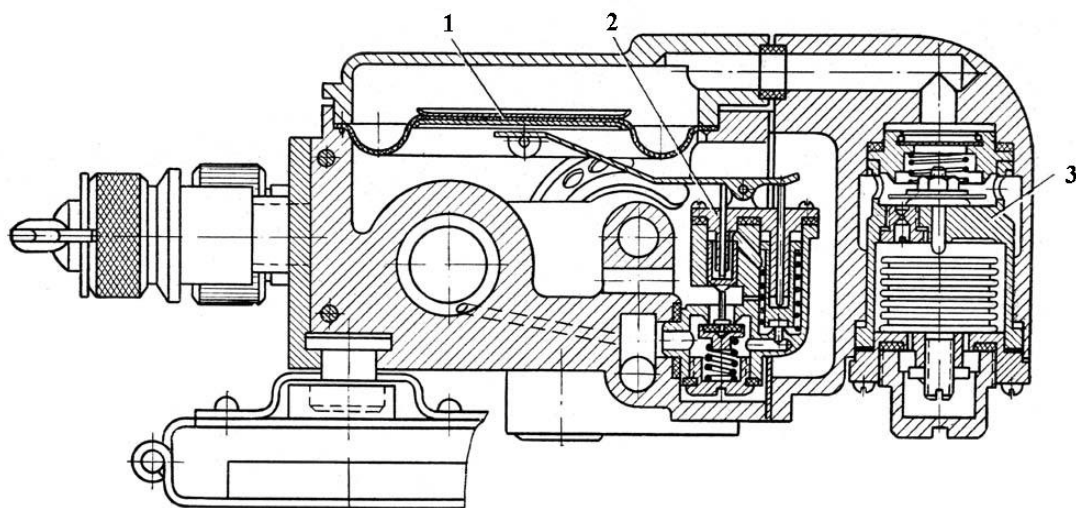


Рис. 2.18. Конструкція кисневого приладу КП-52М:
1 – мембрана; 2 – клапани подачі; 3 – регулятор надлишкового тиску

11. ПРИНЦИП РОБОТИ ККО-5

11.1. Призначення та склад комплекту кисневого обладнання ККО-5

Комплект кисневого обладнання ККО-5 забезпечує:

- тривалі польоти на висотах понад 12 км у загерметизованій кабіні і на висотах до 12 км у розгерметизованій кабіні;
- короткочасні польоти (10-15) хв. на висотах понад 12 км у розгерметизованій кабіні;
- покидання ЛА при аварійній ситуації на борту з максимальної висоти польоту.

ККО-5 притаманні покращенні експлуатаційні і фізико-гігієнічні характеристики в порівнянні з комплектами кисневого обладнання, які застосовувалися раніше.

Даний комплект може працювати з усіма ГШ, що знаходились в експлуатації, ВКК і кисневими масками КМ-32, КМ-34.

На рис. 2.19 зображена схема комплекту ККО-5. До комплекту входять:

- кисневий прилад КП-52М, який забезпечує переривану подачу кисню в ГШ, підсмоктування повітря (до висоти 8 км), регулювання надлишкового тиску і співвідношення тисків між ГШ і ВКК (на висотах понад 12 км);
- герметичний шолом (ГШ-6М) чи киснева маска КМ-34, що дозволяють створювати необхідні умови для нормального дихання під надлишковим тиском;
- висотно-компенсаційний костюм (ВКК-6), який забезпечує рекомпресію тіла льотчика при розгерметизації кабіни на висотах понад 12 км;
- манометр надлишкового тиску М-2000 для контролю надлишкового тиску;
- вентиляційний пристрій шолома (ВУШ-6), призначений для вентиляції підшоломного простору з метою усунення запотівання обличчя льотчика і видалення вуглекислого газу;
- кисневий редуктор КР-26А, який забезпечує зниження тиску кисню;
- кисневий вентиль КВ-2МС, який служить для підключення кисневих ємностей до комплекту;
- кисневі ємності для збереження запасу кисню;
- зарядний штуцер;
- зарядний вентиль;
- індикатор кисню ИК-52, призначений для контролю за подачею кисню до дихальних шляхів і для виміру тиску кисню в основній магістралі;
- дистанційне управління ДУ-7, яке служить для дистанційного пневматичного керування вручну роботою СКЖ і вентиляційним пристроєм шолома;
- регулятор подачі кисню РПК-52, який забезпечує безупинну подачу кисню з автоматичним регулюванням подачі по висотах;
- кисневі шланги;
- парашутний кисневий прилад КП-27М, який забезпечує льотчика кисневим живленням на увесь час катапультивання і спуску на парашуті;
- рукоятка аварійного включення КП-27М;
- об'єднаний роз'єм комунікацій (ОРК), призначений для з'єднання комунікацій бортового устаткування й особистого спорядження льотчика.

11.2. Режими роботи ККО-5

Комплект ККО-5 має три режими роботи:

- перший режим – робота комплекту в ГК («висота» у кабіні не перевищує 12 км);
- другий режим – робота комплекту при розгерметизації кабіни («висота» \geq 12 км);
- третій режим – робота комплекту при аварійному покиданні льотчиком ЛА.

Розглянемо роботу ККО-5 у кожному з режимів, використовуючи принципову схему комплекту ККО-5. На рис. 2.19 мають місце такі позначення:

- | | |
|-------------------------------------|---------------------------------------|
| 1 – редуктор РПК-52; | 25 – зворотний клапан; |
| 2 – клапан автомата подачі; | 26 – клапан вдихання; |
| 3, 6, 8, 10, 11, 21, 42, 43 – дюзи; | 27 – клапан видихання; |
| 4 – клапан: | 28 – клапан скидання; |
| 5 – anerоїдний пускач; | 29 – регулятор співвідношення тисків; |
| 7, 9, 12, 23, 38 – мембрани; | 31 – запірно-пусковий пристрій; |
| 13, 30, 35 – клапани | 32 – додатковий балончик; |
| підсмоктування повітря; | 33 – батарея балончиків; |
| 14 – ручне роз'єднання ОРК; | 34 – змійовик-редуктор; |
| 15 – тросик; | 36 – додатковий клапан подачі ВПШ; |
| 16 – ручка включення КП-27М; | 37 – мембранний клапан; |
| 17 – ланцюжок; | 39 – рукоятка перемикача |
| 18 – регулятор надлишкового тиску; | підсмоктування повітря; |
| 19 – запобіжний клапан; | 40 – рукоятка аварійної подачі кисню; |
| 20, 22 – клапани подачі кисню; | 41 – рукоятка вентиляції шолома. |
| 24 – клапан костюмної лінії; | |

11.2.1. Робота комплекту ККО-5 у герметичній кабіні

У цьому режимі СКЖ забезпечує переривану подачу кисню без надлишкового тиску, тому що «висота» у ГК не може бути понад 12 км.

При відкритому кисневому вентилі КВ-2МС кисень з бортової системи живлення через редуктор КР-26А надходить до регулятора подачі кисню РПК-52, до щитка дистанційного керування ДУ-7 і до показчика кисню ИК-52 з тиском 10 ± 2 кг/см². У РПК-52 кисень надходить у надмембранну порожнину редуктора (1), до клапана автоматичної подачі (2), у порожнину над мембраною (7) і під клапани рукояток «100% O₂» і «Аварийная подача O₂». Редуктор РПК-52 знижує тиск кисню до 2,8-3,8 кг/см².

На «висоті» у кабіні до 2 км клапан автомата подачі кисню закритий і тому кисень з редуктора РПК-52 (1) не подається до системи дихання. Льотчик у цьому випадку дихає повітрям кабіни, підсмоктує через клапан автомата підсмоктування повітря (АПП) КП-52М (30) при вдиху. Коли «висота» у кабіні стає більше 2 км, anerоїд клапану автоматичної подачі (2) розширюється і відкриває клапан. Кисень з редуктора (1) надходить у надмембранну порожнину автомата подачі і далі через дюзу (3), ДУ-7 і ОРК до приладу КП-52М, через нормально відкритий клапан (20) і дюзу (21) надходить у підмембранну порожнину приладу, створюючи невеликий (15-18 мм вод. ст.) надлишковий тиск.

Під дією цього тиску мембрана (23) прогинається вгору і за допомогою важеля закриває клапан (20), припиняючи надходження кисню в порожнину приладу.

При відсутності витрати кисню в порожнині над мембраною клапана автоматичної подачі (2) устанавлюється визначений тиск кисню, що залежить від зусилля, що розвивається anerоїдом, тобто від «висоти» у кабіні.

При диханні льотчика кисень починає витрачатися, що викликає падіння тиску в надмембранній порожнині автомата подачі. Зусилля, що розвивається anerоїдом, стає більше зусилля мембрани, у наслідок чого клапан автоматичної подачі (2) відкривається, пропускаючи необхідну порцію кисню.

Витрата кисню через клапан автомата подачі приводить до зменшення тиску в редукторі РПК-52 (1). Тиск над мембраною редуктора зменшиться і під дією пружини вона прогнеться вгору, звільняючи штовхальник клапана редуктора. Клапан редуктора під дією своєї пружини відкриється. Кисень з бортової системи буде надходити в редуктор доти, поки тиск у редукторі не досягне настановного (2,8-3,8 кг/см²). При цьому мембрана редуктора прогнеться вниз і через штовхальник закриє клапан редуктора.

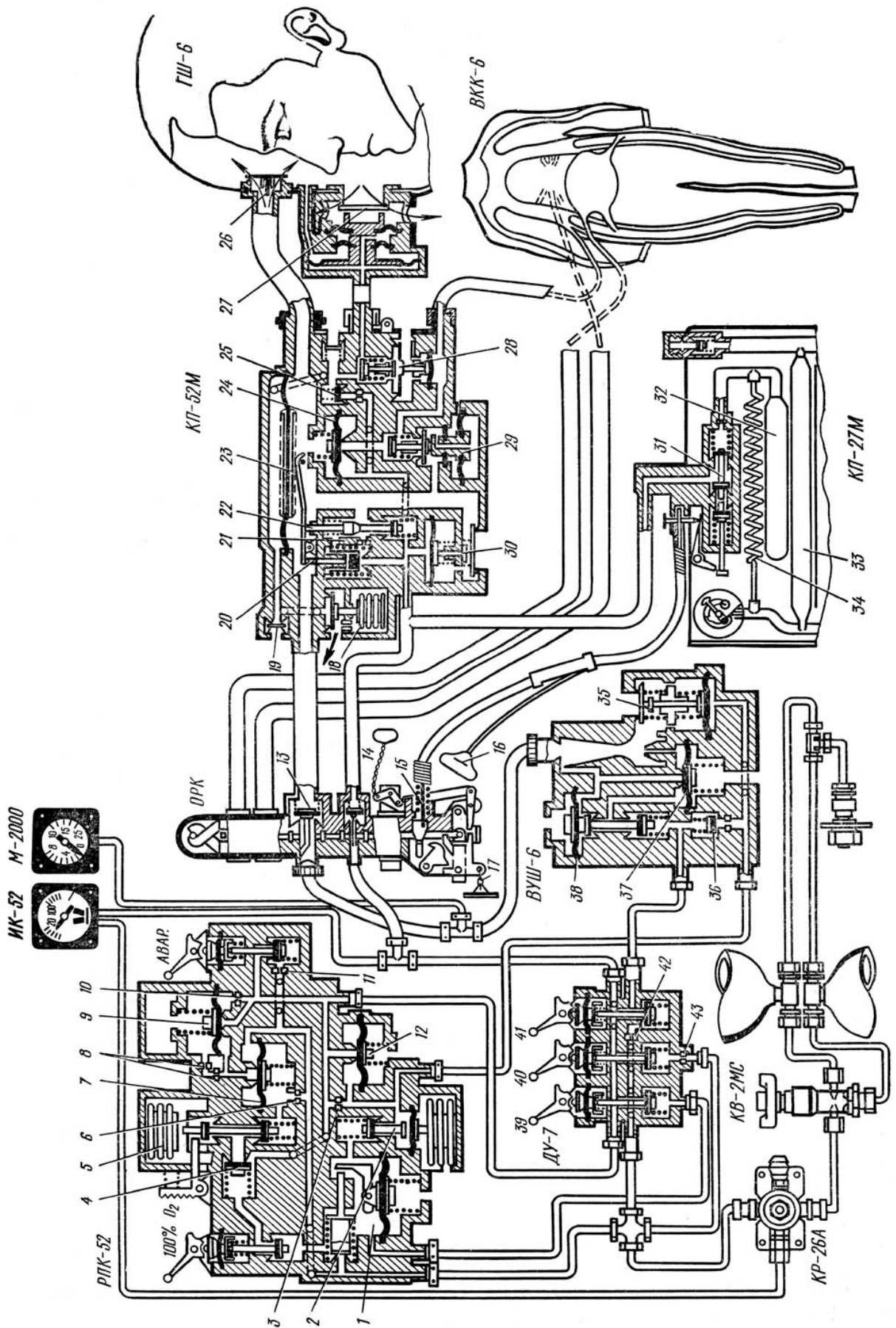


Рис. 2.19. Принципова схема комплексу кисневого обладнання типу ККО-5

По мірі збільшення «висоти» у кабіні збільшується зусилля, що розвивається анероїдом клапана автоматичної подачі кисню (2), тобто, збільшується і прохідний переріз клапана автомата подачі, що приводить до збільшення тиску кисню над мембраною автомата подачі і збільшення подачі кисню через дюзу (3) у порожнину приладу КП-52М.

При вдиху в порожнині КП-52М створюється розрідження. Під дією цього розрідження мембрана (23) прогинається усередину приладу, і клапан (20) під дією стиснутої пружини відкривається. Сформований під клапаном тиск кисню залежить від «висоти» у кабіні. Порція кисню через дюзу (21) подається в прилад і ГШ, а також у порожнину над поршнем основного клапана подачі (22). Тиск кисню на поршень створює протидію пружині, що притискає основний клапан подачі до сидла, підготовляючи умови для зменшення опору вдиху.

Коли кількості кисню, що надходить через дюзу (21), для подиху виявляється недостатньо, розрідження в порожнині КП-52М збільшує прогин мембрани (23) усередину приладу. Мембрана, прогинаючись, натискає на важіль, що звільняє клапан (20) і натискає на шток поршня основного клапана подачі (22). Під дією важеля і тиску кисню на поршень основний клапан подачі відкривається і кисень у необхідній кількості надходить для дихання.

При великих легеневиx вентиляціях (коли «висота» у кабіні менше 8 км) тиск у порожнині над мембраною автомата підсмоктування повітря АПП (30) падає настільки, що пружина АПП, переборюючи зусилля від тиску кисню на мембрану, відводить штовхальник, жорстко зв'язаний з цією мембраною, від клапана підсмоктування повітря АПП. Під дією розрідження в КП-52М клапан відкриється і повітря кабіни буде підсмоктуватися в порожнину приладу. У ГШ для подиху буде надходити суміш кисню з повітрям.

При малій легеневій вентиляції тиск у порожнині над мембраною АПП падає незначно, тому клапан підсмоктування повітря не відкривається чи відкривається тільки наприкінці вдиху.

Отже, при малих легеневиx вентиляціях збільшується відсотковий склад у суміші, що вдихається, за рахунок зменшення кількості повітря, що підсмоктується. По закінченні вдиху надходження кисню в порожнину КП-52М припиняється, коли в підмембранній порожнині створюється малий надлишковий тиск, що віджимає мембрану (23) убік кришки приладу. Клапани (20) і (22) закриваються (до наступного вдиху).

Якщо система дихання герметична, то до моменту вдиху в порожнині приладу завжди підтримується малий надлишковий тиск (15-18 мм вод. ст.). Якщо ж оглядовий щиток ГШ відкритий, то відбувається постійне витікання кисню. У цьому випадку малий надлишковий тиск відсутній і мембрана (23) знаходиться в нейтральному положенні. Клапан (20) відкритий, і кисень через КП-52М і ГШ надходить в атмосферу кабіни.

Необхідний відсотковий склад кисню у суміші, що вдихається, в залежності від висоти польоту підтримується автоматично регулятором подачі кисню РПК-52 (2) і клапаном підсмоктування повітря (30) у приладі КП-52М.

На «висоті» у кабіні понад 8 км тиск кисню над мембраною автомата подачі кисню РПК-52 не в змозі перебороти зусилля, що розвивається анероїдом, тому клапан (2) автомата подачі залишається постійно відкритим. Тиск кисню перед дюзою (3) збільшується настільки, що мембрана (12) прогинається, відкриває клапан і кисень через нього надходить до СКЖ. Кисень, що надходить через дюзу (3) і відкритий клапан, створює в системі такий тиск, що автомати підсмоктування повітря приладу КП-52М і вентиляційного пристрою шолома припиняють підсмоктування повітря кабіни. На вентиляцію ГШ і на дихання буде надходити чистий кисень.

У тих випадках, коли на «висотах» у кабіні до 8 км з'являється необхідність перейти на живлення чистим киснем, варто переключити рукоятку додаткової подачі на РПК-52 чи рукоятку (39) на ДУ-7 у положення «100% O₂». Клапан рукоятки додаткової подачі відкриється і кисень з редуктора РПК-52 з тиском, рівним настановному тиску редуктора, надійде до системи, минаючи автомат подачі кисню. На дихання буде надходити чистий

кисень, тому що під дією тиску кисню в системі закриються автомати підсмоктування повітря ВПШ і КП-52М.

У випадку відмовлення редуктора РПК-52 чи приладу КП-52М за допомогою крана «Аварійная подача O₂» чи рукоятки (40) на ДУ-7 включається в роботу контур аварійної подачі кисню. При цьому відкривається клапан крана аварійної подачі і кисень крім редуктора РПК-52 подається через дюзу (11 чи 43) до системи. Дюзи (11, 43) обмежують витрати кисню.

При високій температурі повітря в кабіні і при поганому самопочутті льотчика може бути включений вентиляційний пристрій шолома ВУШ-6.

ВУШ-6 включається в роботу переключенням рукоятки крана вентиляції шолома (41) на ДУ-7 у положення «Вкл.». Кисень безпосередньо з редуктора КР-26А через дюзу (42) крана вентиляції надходить у ВУШ-6, далі через відкритий клапан у надмембранну порожнину (37), сопло ежектора і по сполучному шлангу через прилад КП-52М безупинно в порожнину ГШ. Підсмоктування повітря здійснюється ежектором через клапан підсмоктування повітря (35). При засміченні сопла ежектора витрата кисню через нього зменшиться, тиск над мембраною (37) зросте і відіжме мембранний клапан униз. Кисень, минаючи ежектор, надійде до вихідної порожнини ВУШ-6 і далі на вентиляцію ГШ-6М.

Процентний уміст кисню в газовій суміші, яка подається ВУШ-6, за висотами регулюється автоматом підсмоктування повітря АПП ВПШ. Робота АПП ВПШ аналогічна роботі АПП КП-52М, розглянутій вище.

Дюза (42) крана вентиляції шолома обмежує подачу кисню і з переходом на чистий кисень (на висотах понад 8 км) цієї дюзи для вентиляції ГШ-6М недостатньо. Для збільшення подачі кисню через ВУШ-6 передбачено клапан (36), до якого підводиться кисень безпосередньо з порожнини автомата подачі РПК-52, і який відкривається з моменту виникнення настановного тиску редуктора РПК-52 у порожнині під мембраною АПП ВПШ (підсмоктування повітря припинене). Дюза під клапаном (36) обмежує потік кисню, що надходить через цей клапан. Сумарний потік кисню через дюзу (42) і дюзу клапана (36) забезпечить нормальну вентиляцію ГШ-6М при роботі комплекту на чистому кисні.

11.2.2. Робота комплекту ККО-5 при розгерметизації кабінки на висоті понад 12 км

У цьому випадку СКЖ переходить на режим комбінованої подачі. Кисень для дихання надходить під надлишковим тиском.

При розгерметизації кабінки на висоті понад 12 км спрацьовує анероїдний пускач (5), безупинної подачі кисню. Анероїд пускача, розширюючись, натискає на шток. Клапан верхньої частини штока роз'єднує кисневі комунікації з атмосферою кабінки, а нижній клапан відкривається. Кисень з порожнини під мембраною (7) через відкритий клапан пускача надходить під клапан (4) і, переборюючи зусилля його пружини, відкриває його. Рівновага тисків над і під мембраною (7) порушується у зв'язку з витратою кисню з підмембранної порожнини. Переважний тиск над мембраною (7) відводить її від сідла і кисень надходить під мембрану (9) прискорюючого механізму, і через дюзи (8) у порожнину над мембраною (9). Порожнина над мембраною (9) називається реле часу. Так як прохідний переріз дюз (8) малий, то великий тиск, що виникає в порожнині під мембраною (9), відіжме її від сідла, і кисень надійде через ДУ-7 у прилад КП-52М до клапану костюмної лінії (24). Клапан костюмної лінії (ККЛ) віджимається від сідла і відбувається швидке (1,5-2 с) наповнення камер натяжного пристрою ВКК.

Прохідні перерізи дюз (8) і обсяг резервуара реле часу підібрані таким чином, що тиск у порожнинах реле часу вирівнюється за час повного наповнення камер натяжного пристрою ВКК. Після вирівнювання тисків мембрана (9) перекриє сідло і з цього моменту кисень буде надходити в порожнину приладу КП-52М через дюзи (6) і (10), відрегульовані на сумарну витрату кисню 17-23 л/хв.

При розгерметизації кабіни на висоті понад 12 км кисень, що знаходиться в легенях льотчика, шлангах і ГШ, прагне швидко збільшити займаний об'єм, що може привести до різкого збільшення надлишкового тиску в легенях і викликати їхнє ушкодження. Прилад КП-52М забезпечує в момент розгерметизації кабіни скидання газів, що розширюються, через клапан видиху ГШ і клапан регулятора надлишкового тиску (РНТ) – (18). Клапан РНТ знаходиться якийсь час у відкритому положенні через уповільнене спрацьовування анероїда РНТ. Клапан закривається, коли тиск у циліндрі, де поміщений анероїд РНТ, зрівняється з тиском розгерметизованої кабіни (циліндр з'єднується з атмосферою кабіни через дюзу). За час спрацьовування РНТ газу, що розширюються, із ГШ і КП-52М встигають вийти в атмосферу.

З моменту спрацьовування РНТ прилад КП-52М переходить на режим роботи з надлишковим тиском. Одночасно з заповненням камер натяжного пристрою кисень надходить через дюзу і клапан (25) під клапан видиху ГШ і в порожнину над мембраною (23), що зв'язана з атмосферою через клапан РНТ. Так як клапан РНТ закрився, то в порожнині над мембраною (23) і під клапаном видиху ГШ створюється надлишковий тиск, під дією якого клапан видиху тиснеться до сідла, а мембрана (23) прогнеться усередину приладу, приводячи в дію клапани подачі кисню (20) і (22). У ГШ за рахунок безупинного потоку кисню від РПК-52 створюється і підтримується надлишковий тиск, величина якого трохи більша, ніж під клапаном (на величину опору клапана видиху потоку кисню, який проходить через нього).

Оскільки надлишковий тиск над і під мембраною (23) однаковий, то при малих легеневиx вентиляціях (до 20 л/хв.) система працює з безупинною подачею кисню – мембрана (23) у нейтральному положенні. При великих легеневиx вентиляціях система переходить на режим комбінованої подачі кисню – вступають у роботу мембрана (23) і клапан подачі (22).

При створенні надлишкового тиску в системі відбувається автоматичне вимикання ВПШ за допомогою мембрани (38). Надлишковий тиск, який виник у приладі КП-52М, поширюється у вихідну порожнину ВПШ і під мембрану (38). Мембрана прогинається вгору і закриває клапан подачі кисню у ВПШ.

РНТ автоматично регулює надлишковий тиск у ГШ за висотою. Величина регульованого тиску залежить від зусилля притиснення клапана анероїдом РНТ і контролюється манометром М-2000. Максимальна величина надлишкового тиску (145 мм рт. ст.) обмежується запобіжним клапаном (19).

Регулятори співвідношення тисків – РСТ (29) і РНТ підтримують за висотою необхідне співвідношення між тиском у ГШ і у пневмосистемі ВКК. Надлишковий тиск у ГШ діє на верхню і нижню мембрани РСТ. Ефективна площа нижньої мембрани більше ефективної площі верхньої. Пружина клапана РСТ працює разом з нижньою мембраною на закривання клапана. Таким чином, зусилля, що прагне закрити клапан РСТ, більше зусилля, що розвивається верхньою мембраною, яка працює на відкривання клапана. Від величини результуючого зусилля притиснення клапана РСТ до сідла буде залежати величина тиску у пневмосистемі ВКК. Зміна тиску в ГШ приводить до зміни результуючого зусилля притиснення клапана РСТ, а отже, до зміни тиску у пневмосистемі ВКК.

11.2.3. Робота комплексу ККО-5 при аварійному покиданні льотчиком літального апарату

При катапультиванні автоматично розкривається об'єднаний роз'єм комунікацій ОРК і включається в роботу кисневий прилад КП-27М. Ланцюжок (17, рис. 2.19), закріплений на кабіні, натягується і відводить важіль роз'єднання ОРК. ОРК роз'єднується і тросиком (15) висмикує чеку запірно-пускового пристрою (31). При цьому зворотні клапани ОРК закриваються, перешкоджаючи виходу кисню в атмосферу. Після висмикування чеки спрацьовує запірно-пусковий пристрій (31) приладу КП-27 і кисень з додаткового балончика

(32) через запірно-пусковий пристрій і клапан костюмної лінії (24) надходить до камер натяжного пристрою ВКК. Дюза запірно-пускового пристрою КП-27М забезпечує заданий час спрацьовування натяжного пристрою ВКК, а дюза і клапан (18) забезпечують необхідне запізнювання формування надлишкового тиску в ГШ. Кисень для дихання надходить з батареї балончиків (33) через капілярний змійовик-редуктор (34) і запірно-пусковий пристрій до приладу КП-52М. Робота приладу КП-52М аналогічна розглянутому вище режиму. При спуску на парашуті надлишковий тиск у ГШ зі зменшенням висоти від $H_{\text{макс}}$ до 12 км знижується, а значить, зменшується тиск у натяжному пристрої костюма внаслідок скидання зайвого кисню через РНТ у порожнину КП-52М і далі в ГШ. На висоті менш 10 км може виявитися, що кисню, що надходить від КП-27М, недостатньо для дихання. У цьому випадку при вдиханні відкриється клапан підсмоктування повітря (30) ОРК (13).

При порушенні герметичності камер костюма надлишковий тиск у ГШ регулюється клапаном скидання (28) у залежності від тиску в камерах ВКК. Ефективні площі клапана скидання і мембрани клапана скидання підібрані так, щоб над клапаном скидання (28), а отже, і під клапаном видиху ГШ і в порожнині КП-52М утримувався тиск у визначеній залежності від тиску в камерах ВКК. При зниженні тиску на мембрану клапана скидання клапан відкривається і тиск над ним відповідно зменшується за рахунок скидання частини кисню з порожнини КП-52М в атмосферу кабіни. При повній відсутності тиску в камерах ВКК у ГШ зберігається надлишковий тиск 600-800 мм вод. ст., обумовлений зусиллям пружини клапана скидання.

РОЗДІЛ II. ТЕХНІЧНІ ЗАСОБИ ПОВІТРЯНОЇ РОЗВІДКИ

ТЕМА 3. ПОВІТРЯНА РОЗВІДКА ТА ОСНОВИ ПОВІТРЯНОГО ФОТОГРАФУВАННЯ

1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ПОВІТРЯНУ РОЗВІДКУ

1.1. Роль і місце повітряної розвідки в системі управління бойовими діями авіації

Повітряна розвідка є видом бойової діяльності авіації щодо отримання інформації про супротивника, місцевість і погоду, яка необхідна для забезпечення командирів і штабів при організації бойових дій. Характер збройної боротьби в сучасній війні ставить перед повітряною розвідкою складні завдання, які обумовлені такими основними причинами:

- триваючим надходженням на озброєння військ засобів масового ураження й інших потужних і високоточних видів бойової техніки;
- значним зростанням динаміки бойових дій і мобільності військ;
- значним поліпшенням маскуванню військ і широким використанням для бойових дій темного часу доби;
- розвитком протиповітряної оборони.

Різне підвищення уражаючих властивостей засобів збройної боротьби і маневрених можливостей військ привело до збільшення масштабів операцій, що вимагає одержання великого обсягу даних про супротивника в короткий термін. Важливим фактором, що підвищив роль повітряної і космічної розвідки в сучасних умовах, є вимоги до якості розвідувальних даних з боку зацікавленого командування, що має потребу в наявності точних координат об'єктів і контролі результатів удару. Засоби ядерного нападу супротивника, що мають високу бойову готовність, повинні бути вчасно виявлені.

Повітряна розвідка має певні переваги. Вона дозволяє відносно швидко доставляти засоби розвідки до об'єктів розвідки; здійснювати в короткий термін їх пошук, виявлення і розпізнавання; за короткий час переглядати великі простори; добувати про супротивника достовірні і документально підтверджені дані; вчасно доставляти добуті розвідувальні дані зацікавленому командуванню.

Послідовність процесу одержання розвідувальної інформації показана на рис. 3.1.

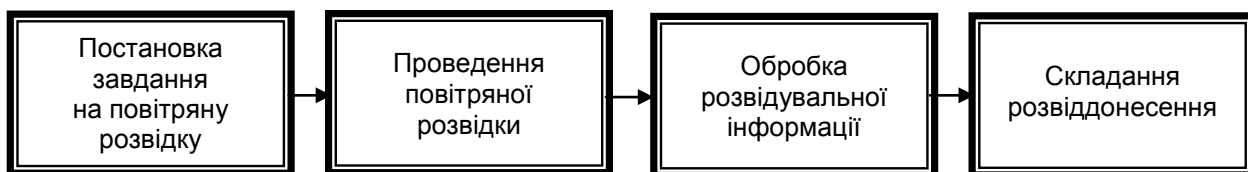


Рис. 3. 1. Послідовність одержання розвідувальної інформації

У сучасних бойових операціях до процесу одержання розвідувальної інформації розвідувальною авіацією пред'являються такі вимоги: цілеспрямованість, безперервність, активність, своєчасність, вірогідність і повнота розвідувальних даних, висока точність визначення координат, раптовість і потаємність. Успіх розвідки в значній мірі буде залежати від того, наскільки правильно вона організована, наскільки чітко сплановане своєчасне надходження одержаних даних до зацікавлених штабів, а також від того, наскільки сучасні тактичні засоби повітряної розвідки (ТЗПР) відповідають тактико-технічним вимогам (ТТВ) до них.

У залежності від характеру поставлених завдань, цілей і глибини ведення розвідки, а також масштабу командних інстанцій, в інтересах яких вона організується і ведеться, повітряна розвідка підрозділяється на стратегічну, оперативну і тактичну.

1.2. Коротка історія тактичних засобів повітряної розвідки

Сучасний стан ТЗПР є результатом їхнього розвитку з моменту зародження фотографії (1839 р.). Поява літака послужила ризиком поштовхом для розвитку засобів аерофоторозвідки.

Так у 1910 році російським винахідником В. Гельгаром був сконструйований оригінальний аерофотоапарат (АФА) «Розвідник», за допомогою якого можна одержати знімки великого масштабу.

У 1914 році російським винахідником Поте був створений перший у світі напівавтоматичний плівковий АФА-1. У 1919 році виданий декрет про затвердження вищого управління геодезії і топографії. У радянських наукових установах виросла ціла школа вчених і винахідників. В різні роки створювалися АФА, які за своїми якостями не поступалися закордонним аналогам. У 1937 році був створений перший нічний НАФА-19, а роком раніше (1936 р.) В. Семенов запропонував новий вид повітряного фотографування – щілинний. Авіаційні щілинні АФА (АЩАФА) одержали бойове хрещення у фінській війні, а в 1943 році були запозичені американськими ВПС.

Про масштаби використання аерофоторозвідки військовим командуванням СРСР у роки Великої Вітчизняної війни можна судити з кількості отриманих фотоматеріалів:

- 1941 р. – 2800 аерофільмів;
- 1943 р. – 40000 аерофільмів;
- 1945 р. – 100000 аерофільмів (за 5 місяців).

На основі досвіду бойових дій, проведених військових навчань, наукових досліджень воєнна промисловість створила ТЗПР для ведення авіаційної розвідки на великих швидкостях польоту, вдень і вночі, з великих і малих висот.

1.3. Характеристика об'єктів розвідки

В інтересах вирішення завдань повітряної розвідки об'єкти розвідки умовно підрозділяються за такими основними ознаками: призначенням, конструктивними особливостями, ступенем важливості, розмірами займаної площі, ступенем мобільності, розташуванням щодо поверхні землі, ступенем маскуванню.

За призначенням, конструктивними особливостями і ступенем важливості об'єкти повітряної розвідки можна розділити на такі групи:

- ракетно-ядерні засоби нападу, аеродроми й авіація, яка базується на них;
- засоби протиповітряної і протиракетної оборони;
- сухопутні війська і їхня бойова техніка;
- військово-морські об'єкти;
- радіотехнічні засоби і пункти управління;
- військово-промислові об'єкти.

Об'єкти кожної з перерахованих груп мають свої характерні розпізнавальні ознаки, які можна підрозділити на види, класи, підкласи і типи.

За розмірами займаної площі об'єкти повітряної розвідки поділяються на:

- малорозмірні;
- середні;
- великі.

До малорозмірних об'єктів відносяться різні зразки бойової і автомобільної техніки та інженерні спорудження для неї.

До об'єктів середніх розмірів відносяться вогневі позиції батарей польової артилерії, центри і позиції керування й оповіщення у системі органів управління засобами ППО, райони розташування підрозділів військ і ін. У межах об'єкта середньої площі можна виділити окремі малорозмірні об'єкти, що мають найбільш важливе значення для розвідки і ураження.

Об'єкти великих розмірів є комплексними. До них відносяться райони зосередження частин і з'єднань, позиційні райони керованих реактивних снарядів (КРС), аеродроми, військово-морські бази й ін.

За ступенем рухливості об'єкти повітряної розвідки поділяються на:

- стаціонарні;
- малорухомі;
- рухливі.

До стаціонарних об'єктів відносяться аеродроми, морські бази, військово-промислові об'єкти.

Малорухомі об'єкти – це великі штаби і вузли зв'язку, пункти керування засобами ППО, бази збирання ядерних боєприпасів і ін., розташовані, як правило, у польових укриттях, збірно-розбірних чи стаціонарних приміщеннях.

Рухливими об'єктами є частини і з'єднання сухопутних військ, ВПС і ВМС, підрозділи і частини УРС, некерованих реактивних снарядів (НКРС) і ін.

За розташуванням щодо поверхні землі об'єкти підрозділяються на:

- підземні;
- напівпідземні;
- наземні.

Об'єкти, розташовані в підземних і напівпідземних укриттях, не мають яскраво виражених розпізнавальних ознак. Тому їхнє виявлення має великі труднощі. Важливу роль у виявленні таких об'єктів відіграють непрямі розпізнавальні ознаки.

За ступенем маскуванія об'єкти повітряної розвідки підрозділяються на:

- незамасковані;
- частково замасковані;
- замасковані від засобів спостереження.

Наявність маскуванія у всіх випадках зменшує можливості виявлення і розпізнання об'єктів.

Виявлення і розпізнання об'єктів супротивника в процесі виконання повітряної розвідки й обробки її результатів здійснюється за розпізнавальними ознаками, до яких відносяться такі характеристики об'єкта:

- форма;
- розміри;
- спектральна відбивна чи випромінювальна здатність;
- взаємне розташування щодо інших об'єктів на місцевості;
- проявлення чи сліди діяльності.

Форма, розміри, спектральна відбивна і випромінювальні здатності об'єктів відносяться до прямих ознак, тобто приналежних безпосередньо самим об'єктам. Тінь, що відкидається об'єктом на поверхню землі, взаємне розташування об'єктів, їхня діяльність і сліди діяльності є непрямими ознаками.

Об'єкти розвідки розподіляються за сукупністю пізнавальних ознак чи рідше за однією з них. Розміри об'єктів, займана ними площа разом з іншими факторами впливають на вибір висоти розвідки і масштабу одержання зображення.

Для успішного застосування різних ТЗПР і розробки ТТВ до перспективних систем необхідно мати уявлення про матеріальну частину військ супротивника, організацію його частин і підрозділів, бойовий склад, глибину колон, побудову вихідних і бойових порядків.

1.4. Задачі повітряної розвідки

Повітряна розвідка застосовується з метою забезпечення бойової діяльності сухопутних військ, авіації і флоту для виконання наступних задач:

- встановлення місця розташування і характеру об'єктів (цілей) бойових дій своєї авіації, артилерії і ракетних засобів;
- виявлення аеродромів, кількості і типів літаків на них, а також визначення характеру діяльності авіації супротивника з цих аеродромів;
- визначення наявності і характеру оборонних смуг (позицій), вузлів оборони й опорних пунктів супротивника, зайнятість їх військами, а також встановлення угруповання артилерії, місцезнаходження артилерійських і мінометних батарей;
- визначення районів зосередження військ, бойової техніки і резерву супротивника, їхнього складу і перегрупування;
- встановлення місць розташування штабів, пунктів керування, радіотехнічних засобів, а також командних і спостережних пунктів супротивника;
- визначення кількості і типів бойових кораблів і транспортів супротивника, спостереження за їхнім базуванням і діяльністю, за станом військово-морських баз і портів;
- визначення інтенсивності і характеру перевезень залізницею і шосейними дорогами, а також водяним шляхом і повітряними трасами у розташуванні супротивника;
- визначення місць розташування складів, баз, станцій постачання та інших об'єктів;
- установлення цілей, по яким велися бойові дії своєю авіацією, артилерією, ракетними засобами і ступеня поразки цих цілей;
- розкриття змін на місцевості, що виникають на ній при веденні бойових дій військ;
- одержання аерознімків для контролю правильності бомбардувальних розрахунків, виходу на бойовий курс і точності прицілювання (фотобомбометання);
- одержання матеріалу про місцевість на території супротивника в картографічних цілях;
- одержання аерознімків для визначення координат цілей і виготовлення вимірювальних документів, необхідних для топографічної підготовки артилерії (для планування і ведення вогню) і ракетних військ;
- перевірка якості маскуванню своїх сил.

2. КЛАСИФІКАЦІЯ ТА КОРОТКА ХАРАКТЕРИСТИКА ТАКТИЧНИХ ЗАСОБІВ ПОВІТРЯНОЇ РОЗВІДКИ

2.1. Класифікація тактичних засобів повітряної розвідки

На даний час повітряна розвідка ведеться двома основними способами: візуальним спостереженням і з застосуванням різних ТЗПР. Сучасні ТЗПР можуть бути класифіковані за різними ознаками:

- фізичними явищами, які лежать в основі їхньої роботи;
- принципом дії;
- конструктивним виконанням;
- джерелами електромагнітного випромінювання, які використовуються;
- часом доби використання ;
- характером одержаної і відтвореної розвідувальної інформації і т.п.

За фізичними явищами, які лежать в основі роботи ТЗПР, принципом дії і конструктивним виконанням усі ТЗПР можна розподілити на:

- фотографічні;
- телевізійні;
- пасивні теплові (інфрачервоні);

- лазерні;
- радіотехнічні;
- радіолокаційні;
- радіотеплолокаційні;
- радіаційні.

За джерелами електромагнітного випромінювання, які використовуються у ТЗПР, вони розділяються на:

- оптико-електронні;
- радіотехнічні.

В оптико-електронних системах повітряної розвідки використовуються джерела оптичного випромінювання, розташовані в оптичному діапазоні електромагнітних хвиль від 0,01 мкм до 0,5 мм. До них відносяться фотографічні, пасивні теплові, телевізійні і лазерні системи повітряної розвідки.

За часом доби, коли вони використовуються, ТЗПР підрозділяються на:

- денні;
- нічні.

За характером одержаної і відтвореної розвідувальної інформації ТЗПР можуть бути розділені на:

- іконічні;
- параметричні.

Під іконічними ТЗПР мають на увазі засоби, за допомогою яких отримується і відтворюється зображення місцевості, що розвідується. До іконічних засобів розвідки відносяться: фотографічні, телевізійні, теплові (інфрачервоні і радіотеплолокаційні), лазерні системи і радіолокаційні станції бокового огляду. Параметричні ТЗПР дозволяють визначати параметри радіолокаційних і радіотехнічних станцій супротивника і їхнє місце розташування, рівень радіоактивного зараження на місцевості і т.п.

Для пошуку підводних човнів застосовуються спеціальні авіаційні магнітометричні і гідроакустичні системи.

2.2. Коротка характеристика тактичних засобів повітряної розвідки

1) Візуально-оптичні засоби. Візуальне спостереження дозволяє обстежувати великі райони, відразу в польоті узагальнити розвідувальні дані і швидко передати їх командуванню, але воно має недолік – суб'єктивізм і не дає детальних даних про складний об'єкт. Неозброєне око визначає предмети, величина яких не менше 1/500-1/1000 висоти. Тому застосовуються оптичні бомбардувальні візирі і видошукачі, інфрачервоні візирі.

2) Фотографічні засоби розвідки хоча і є основними, але всіх завдань не вирішують, тому що мають недоліків:

- неможливість ведення розвідки через хмари і туман;
- тривалі терміни обробки, передачі й оформлення матеріалів;
- неможливість виявлення підводних і підземних об'єктів;
- не дозволяють одержати дані про ступінь радіоактивного чи хімічного зараження, а також про метеорологічні умови.

Головна перевага цих засобів – документальність і наочність одержаних розвідувальних даних.

3) Телевізійні системи призначені для телевізійної передачі зображення місцевості. За необхідності документальність забезпечується фотографуванням екрану приймача. Недоліки таких систем: мала перешкодозахищеність; труднощі дешифрування зображення через малий термін часу, відведеного на розгляд; складність апаратури.

4) Інфрачервоні системи забезпечують одержання теплової карти місцевості і виявлення об'єктів, що мають температуру, відмінну від температури фону.

5) Радіотеплолокаційні системи засновані на тому, що нагріті тіла випромінюють електромагнітну енергію не тільки в оптичній зоні спектру, але й у радіодіапазоні. Це дозволяє знімати теплову карту місцевості, виявляти ядерні вибухи і місця запуску ракет, незалежно від атмосферних умов.

6) Радіолокаційна система забезпечує одержання зображення карти місцевості на велику глибину без перспективних зображень, при малій залежності від метеорологічних умов. Недоліки: складність апаратури і труднощі дешифрування.

7) Радіотехнічні системи на підставі аналізу випромінюваних хвиль дозволяють визначити координати радіостанції, довжину хвилі та інше. Недолік цих систем – у момент розвідки станції повинні працювати.

8) Гідроакустичні засоби використовуються для виявлення підводних човнів. Недолік цих засобів – низька ефективність, демаскування фронту розвідки.

9) Магнітометричні засоби призначені для виявлення підземних чи підводних об'єктів супротивника шляхом реєстрації аномалій магнітного поля Землі, викликаних цими об'єктами.

10) Радіаційні засоби повітряної розвідки призначені для виявлення районів заражених радіоактивними опадами, визначення рівня радіації і напрямку руху заражених повітряних мас.

З вище зазначених засобів до авіаційної техніки (АТ) відносяться фотографічні і теплові засоби розвідки і пошуку, а також спеціальні (не радіотехнічні) засоби пошуку підводних човнів.

3. ОСОБЛИВОСТІ ПОВІТРЯНОГО ФОТОГРАФУВАННЯ ТА ОБРОБКИ ЙОГО РЕЗУЛЬТАТІВ

3.1. Особливості повітряного фотографування

Принцип дії АФА аналогічний принципу дії наземного фотоапарата, однак особливості повітряного фотографування впливають на його конструктивне оформлення і висувають до нього певні вимоги. Ці особливості полягають у наступному.

Літальний апарат, з якого здійснюється повітряне фотографування, поступально рухається і піддається безупинним аеродинамічним коливанням і вібраціям, тому зображення місцевості за час експонування зміщується відносно світлочутливого шару фотоплівки. Це явище називається зміщенням зображення.

Для АФА при сучасних швидкостях і висотах застосування зміщення зображення може досягати декількох міліметрів. Вплив зміщення істотно зменшений в АФА із системами компенсації.

Аерофотоапарати в процесі роботи, як правило, піддаються впливу зовнішніх і внутрішніх джерел збуджування, що приводить до випадкових переміщень оптичної осі АФА і, отже, до додаткових зміщень оптичного зображення.

До зовнішніх джерел збуджування відносяться вібрації корпусу носія, прискорення при маневрах носія і т.п. Внутрішніми джерелами вібрацій є різні електромеханізми АФА (механізми перемотування плівки, системи компенсації і т.п.). Вплив вібрацій на якість фотозображення послабляється при розміщенні АФА на спеціальній фотоустановці з амортизаторами чи на гіростабілізованій платформі.

При повітряному фотографуванні між об'єктом і аерофотоапаратом знаходиться шар атмосфери, що поглинає і розсіює оптичне випромінювання. Істотне значення для роботи АФА має явище розсіювання. Розсіяне випромінювання створює свічення атмосфери (ефект повітряного серпанку), що зменшує контраст між об'єктом і фоном на вході АФА. Яскравість серпанку залежить від висоти повітряного фотографування, положення Сонця на небосхилі, стану атмосфери (концентрації часток пилу, води, диму). Завдяки тому, що випромінювання

димки найбільш істотне в короткохвильовій частині видимого діапазону електромагнітного спектру, з метою зменшення впливу повітряного серпанку використовуються оптичні фільтри, що відтіняють це випромінювання.

Звичайно, при проведенні повітряної розвідки об'єкти фотографуються з малим масштабом фотографування, оскільки літальний апарат-розвідник виконує бойове завдання на достатньо великій висоті.

Масштабом фотографування M називається відношення лінійного розміру зображення об'єкта на знімку до його дійсного розміру:

$$M = \frac{l}{L} = \frac{f}{H},$$

де l – лінійний розмір зображення об'єкта;
 L – дійсний розмір об'єкта;
 f – фокусна відстань об'єктива АФА;
 H – висота фотографування.

Крім того, при фотографуванні з великих висот аерофотоапарат працює в умовах низьких температур і тиску, причому при зміні висоти польоту температура і тиск можуть мінятися дуже швидко.

Зміна таких фізичних величин, як температура і густина навколишнього повітря, дуже впливає на якість сформованих АФА зображень. Так, наприклад, зменшення густини повітря при збільшенні висоти польоту веде до збільшення коефіцієнту заломлення матеріалу лінз і, отже, до зменшення фокусної відстані АФА. Зміна температури викликає лінійні переміщення елементів АФА, зміна коефіцієнтів заломлення повітря і лінз — зміни ходу променів через лінзи об'єктива.

Усе назване вище веде до розфокусування аерофотоапарата і погіршення якості фотозображень. Для компенсації впливу змін температури АФА розміщують у термостабілізованих контейнерах чи відсіках, обладнують спеціальними конструктивними елементами, які усувають лінійні переміщення компонентів об'єктива. Сучасний аерофотоапарат може мати також ручну чи автоматичну систему фокусування.

Повітряне фотографування може відбуватися в різний час доби, року, при різних метеорологічних умовах. Це призводить до того, що яскравість місцевості, яка фотографується, істотно змінюється навіть протягом одного польоту. Для одержання високоякісних зображень при яскравості, що змінюється при фотографуванні поверхні землі, сучасні аерофотоапарати обладнані системами регулювання експозиції.

3.2. Організація аерофотослужб у військах

Для забезпечення виконання задач повітряної розвідки й обробки її результатів у ВПС створена аерофотослужба. Вона складається з підрозділів, що забезпечують підготовку ТЗПР до виконання бойової (навчальної) задачі, споряджають АФА перед польотом, роблять обробку результатів повітряного фотографування і готують необхідні документи командуванню для ухвалення рішення. Керівництво підрозділами аерофотослужби покладається на офіцерів розвідки й аерофотослужби.

У складі підрозділів аерофотослужби є фотолаборанти, які виконують обробку аероплівків і аерознімків та фотограмметристи-дешифровщики, завданням яких є дешифрування аерознімків і аеронегативів, а також виготовлення фотодокументів. Підрозділи аерофотослужби оснащені похідними автофотолабораторіями, необхідним устаткуванням і фотоматеріалами. Фотопідрозділи звичайно розміщуються поблизу від аеродрому чи штабу частини.

На аерофотослужбу покладаються такі задачі:

- забезпечення виконання повітряного фотографування й участь в організації його дешифрування штабами авіаційних частин і з'єднань;
- організація і проведення підготовки авіаційних штабів і льотного складу з питань повітряного фотографування;
- фотолабораторна обробка матеріалів повітряного фотографування;
- дешифрування негативів і аерознімків;
- складання і розмноження фотодокументів;
- організація і забезпечення виконання повітряного фотографування в картографічних цілях.

Кінцевим результатом роботи аерофотослужби є виготовлення фотодокументів для штабів і військ. Фотодокумент може дати важливі дані топографічного, тактичного чи оперативного характеру. Однак для одержання цих даних необхідно вміло зробити повітряне фотографування, високоякісно обробити його результати і належним чином використовувати аерознімки. До обов'язків офіцерів аерофотослужби входить підготовка всіх розрахункових і довідкових даних, необхідних для правильної постановки авіаційним частинам завдань на повітряне фотографування. Особлива увага при цьому приділяється правильному вибору масштабу фотографування і визначенню загального обсягу робіт.

На фотослужбу покладається виконання первісного дешифрування негативів і аерознімків, виготовлення (в обмеженій кількості) контактних відбитків з аерознімків, у деяких випадках – комплектів фотосхем і фоторепродукцій з них.

В інтересах ВПС аерофотослужба цілком обробляє результати повітряного фотографування, фотографування екранів радіолокаційних бомбардувальних прицілів, а також матеріалів повітряної кінострільби за допомогою спеціальних аерофотокінокамер, названих фотокінокулеметами.

Первісне дешифрування і складання розвідувальних повідомлень за його результатами є першочерговим завданням аерофотослужби.

Усі види обслуговування аерофотоапаратів покладені на інженерно-авіаційну службу (ІАС), у складі якої є фахівці з фотообладнання (ФО). Вони забезпечують справність і постійну боєздатність аерофотоапаратів і фотообладнання літаків.

Під час підготовки засобів повітряного фотографування та фотоконтролю до польотів установлюються необхідні світлофільтри, експонетричні дані (світлочутливість аерофотоплівки, витримка, діафрагма), заводяться годинники і установлюється точний час, визначається запас неекспонованої аерофотоплівки й обробної стрічки. Дані для підготовки засобів повітряного фотографування до польоту готуються та видаються начальником відповідної служби авіаційної частини інженеру з фотообладнання (авіаційного обладнання) частини та безпосередньо начальникам обслуг з фотообладнання в письмовій формі з зазначенням години вручення, завчасно, з урахуванням нормативно-технологічного часу, необхідного для виконання робіт у встановлені терміни. Порядок підготовки, доставки та передачі цих даних визначається командиром авіаційної частини.

Касети знімаються та розряджаються відразу ж після польоту. Під час виконання учбових польотів перезаряджання касет дозволяється наприкінці льотного дня. За своєчасну передачу касет на обробку відповідає начальник обслуги з ФО. Застосовувати фотоплівку з закінченими термінами зберігання під час польотів на бойове завдання забороняється. За підключення електричних джгутів фотоконтейнерів до мережі літака та від'єднання від неї відповідають спеціалісти з ФО.

Під час експлуатації електричних імпульсних освітлювальних установок необхідно дотримуватись наступних заходів безпеки:

- роботи з елементами установки, які знаходяться під високою напругою, проводити не менш ніж двома спеціалістами з використанням захисних гумових рукавичок і взуття;
- забезпечити надійне заземлення пульту перевірки працездатності установки;
- під час виконання робіт на установці, з якої знято напругу, попередньо спеціальним пристроєм розрядити її високовольтні конденсатори.

Ізоляція розрядних пристроїв, гумові рукавички та взуття підлягають періодичній перевірці на електричну міцність згідно з діючими положеннями.

4. ПРИЗНАЧЕННЯ АЕРОФОТООБЛАДНАННЯ

Аерофотообладнання призначене для виконання повітряного фотографування, а також для фотолабораторної і фотограмметричної обробки одержаних матеріалів.

Аерофотообладнання, яке встановлюється на ЛА, називається бортовим авіаційним фотоустаткуванням.

Бортowe авіаційне фотоустаткування, яке розміщується на ЛА тільки на період виконання повітряного фотографування, називається знімним. До такого обладнання відносяться: аерофотоапарати, аерокінокамери, фотоприставки для фотографування екранів радіолокаційних і телевізійних станцій, аерофотоустановки, бортові системи обробки інформації, освітлювальні установки і т.п.

Бортowe авіаційне фотоустаткування, що знаходиться на ЛА постійно, називається незнімним. До такого обладнання відносяться: пульти керування фотоустаткуванням, системи керування фотолюками, електроджгути і т.п.

АФА розміщаються в негерметизованих чи герметизованих фотовідсіках, в яких підтримується необхідний температурний режим.

Устаткування, призначене для перевірки, регулювання, настроювання і ремонту аерофотообладнання, називається наземним контрольно-перевірочним фотоустаткуванням.

Устаткування, призначене для обробки фотоматеріалів, їхнього дешифрування, фотограмметричної обробки й остаточного їхнього оформлення, називається фотолабораторним устаткуванням. Воно може встановлюватися як на літальному апараті, так і в наземних умовах. До нього відносяться проявочні та сушильні прилади і машини, копіювальні і репродукційні апарати, прилади для дешифрування і фотограмметричної обробки аерознімків і т.п.

Основною частиною аерофотообладнання є АФА — складний оптико-механічний прилад, спеціально призначений для виконання повітряного фотографування.

Конструкції сучасних АФА дуже різноманітні, але усі вони повинні задовольняти деяким загальним вимогам, що випливають з особливостей повітряного фотографування. Найважливішими з них є наступні:

- можливість одержання негативів з високою якістю зображення сфотографованої місцевості на всьому діапазоні висот і швидкостей польоту, як при денних, так і при нічних умовах фотографування;
- можливість суцільного фотографування місцевості за маршрутом польоту;
- забезпечення можливо більшого охоплення місцевості, що фотографується, по ширині маршруту за один захід ЛА в заданий район;
- висока експлуатаційна надійність, зручність і простота обслуговування;
- малі маса і габарити.

Крім загальних вимог до аерофотоапаратів пред'являється і ряд спеціальних вимог, обумовлених тактико-технічними даними ЛА, на які вони встановлюються (діапазони висот і швидкостей польоту, температур, тисків і вібрацій, місце кріплення АФА і т.п.).

5. ВИДИ ПОВІТРЯНОГО ФОТОГРАФУВАННЯ

Повітряним фотографуванням називається фотографування земної поверхні, яке виконується з використанням спеціальних технічних засобів, встановлених на ЛА. Повітряне фотографування з метою одержання розвідувальної інформації про супротивника

називається аерофоторозвідкою, а таке, що виконується в картографічних цілях – аерофотозніманням. Повітряне фотографування підрозділяється:

- в залежності від характеру висвітлення на:
 - *денне*, котре здійснюється при природному освітленні місцевості;
 - *нічне*, котре здійснюється при штучному освітленні місцевості (нічне повітряне фотографування виконується нічними аерофотоапаратами НАФА);
- за положенням оптичної осі аерофотоапарата під час зйомки на:
 - *планове*;
 - *перспективне*;
 - *панорамне*;
- за кількістю і послідовністю аерознімків і числом заходів для фотографування об'єктів на:
 - *одиначне*;
 - *маршрутне*;
 - *майданне*.

Крім того, застосовуються спеціальні види повітряного фотографування:

- повітряна кінозйомка аерокінозйомочними апаратами;
- фотографування телевізійних і радіолокаційних екранів фотоприставками;
- фотобомбометання – метод фотографування, що дозволяє контролювати точність бомбометання без скидання бомб, шляхом фотографування місцевості в умовні моменти скидання і розриву бомб.

Плановим називається повітряне фотографування, при якому оптична вісь аерофотоапарата збігається з вертикаллю чи відхиляється від неї на незначний кут.

Максимально припустимий кут для відхилення оптичної осі аерофотоапарата від вертикалі, при виконанні планового аерознімка, встановлюється в залежності від задач фотографування. При виконанні аерофоторозвідки допускається кут відхилення до 20-25°, а при повітряному фотографуванні в картографічних цілях – тільки до 3-5°.

Основною особливістю планового аерознімка є геометрична подібність зображених на ньому об'єктів і їх взаємного розташування відповідним об'єктам, і їхньому взаємному розташуванню на місцевості. Тому планові аерознімки часто використовуються як наближені плани місцевості. При зйомці звичайно задаються масштабом знімка, а висоту фотографування розраховують за формулою:

$$M = \frac{l}{L} = \frac{f}{H}.$$

Необхідно враховувати, що приведена формула масштабу справедлива тільки для випадку збігу оптичної осі аерофотоапарата з вертикаллю, але звичайно вона застосовується для обчислення масштабу всіх планових аерознімків.

Перспективним називається повітряне фотографування, при якому оптична вісь аерофотоапарата відхилена від вертикалі на кут, більший припустимого для планового фотографування.

Перспективне фотографування, в залежності від напрямку відхилення оптичної осі щодо напрямку польоту ЛА, підрозділяється на:

- *перспективне фотографування вперед*, коли оптична вісь відхилена від вертикалі у напрямку польоту ЛА;
- *перспективне фотографування назад*, коли оптична вісь відхилена від вертикалі у протилежну сторону від напрямку польоту ЛА;
- *перспективне фотографування убік*, коли оптична вісь відхилена від вертикалі убік (вправо, вліво), перпендикулярно напрямку польоту ЛА.

Масштаб перспективного аерознімка в різних його частинах неоднаковий; він зменшується по мірі віддалення від переднього краю знімка.

Головна горизонталь перспективного аерознімка – лінія, проведена через центр знімка паралельно передньому краю.

Масштаб знімка відносно будь-якої горизонталі обчислюється за формулою:

$$M_r = \frac{H}{f(\cos\alpha - \frac{x}{f}\sin\alpha)},$$

де H – висота фотографування;

f – фокусна відстань аерофотоапарата;

α – кут відхилення оптичної осі від вертикалі;

x – відстань на знімку від головної горизонталі до горизонталі, на якій обчислюється масштаб.

Величина x має позитивне значення, якщо відстань відраховується від головної горизонталі у бік заднього краю знімка, і негативне значення – якщо у бік переднього краю знімка.

Найчастіше масштаб перспективного аерознімка розраховується по головній горизонталі:

$$M_{rr} = \frac{H}{f \cos\alpha}.$$

На перспективному аерознімку зображується більша площа місцевості, ніж на плановому, зробленому тим же АФА з тієї ж точки. Перспективний знімок більш звичний і зручний, тому що зображення місцевості на ньому аналогічно виду місцевості, що спостерігається з височини в наземних умовах, але він несе недостатню інформацію, тому що частина об'єктів може бути прихована складками місцевості і вертикальними об'єктами.

Панорамним називається повітряне фотографування, при якому оптична вісь аерофотоапарата переміщається під час експонування у вертикальній площині, звичайно поперек лінії польоту.

Планове і перспективне повітряне фотографування може бути одиночним, маршрутним і площинним.

Одиночне фотографування дає можливість одержати один чи кілька знімків, не пов'язаних між собою.

Маршрутним називається повітряне фотографування, яке виконується з одного заходу літального апарата, при якому виходить серія знімків, що взаємно перекриваються.

Площинним називається повітряне фотографування, яке виконується з декількох заходів літального апарата, пов'язаних між собою взаємним перекриттям аерознімків.

Перекриттям між знінками називається частина двох сусідніх знімків із зображенням однієї і тієї ж ділянки місцевості. Перекриття буває подовжнім (між знінками одного маршруту) і поперечним (між знінками сусідніх маршрутів).

6. КЛАСИФІКАЦІЯ АЕРОФОТОАПАРАТІВ

Всі АФА можна класифікувати за рядом різних ознак (єдиної класифікації немає). Введемо класифікацію АФА за призначенням, часом застосування, принципом дії, величиною фокусної відстані їхніх об'єктивів і способом компенсації зрушення зображення.

За призначенням АФА підрозділяються на такі групи:

- розвідувальні АФА, що використовуються для ведення повітряної розвідки і контролю бомбометання; вони повинні забезпечувати фотографування при великих швидкостях польоту з різних висот;

- топографічні АФА, призначені для фотографування в картографічних цілях; до них пред'являються підвищені вимоги щодо забезпечення високої геометричної точності зображення об'єктів;

- спеціальні АФА (фотоприставки), які використовуються для фотографування радіолокаційних і телевізійних екранів.

За часом застосування АФА підрозділяються на дві групи:

- денні;

- нічні.

Штучне підсвічування місцевості при нічному фотографуванні здійснюється за допомогою фотобомб (ФОТАБ), фотопатронів, імпульсних джерел світла, електричних джерел постійного освітлення. При нічній зйомці джерело світла знаходиться або безпосередньо на літальному апараті, або між ЛА і землею поверхнею (ФОТАБ, фотопатрон) по з полем зору АФА. Оскільки в першому та в другому випадку джерело штучного освітлення знаходиться на достатньо великій відстані від поверхні, що освітлюється, то площа, що фотографується, має нерівномірну освітленість. Саме через це якість знімків при нічному фотографуванні значно гірша, ніж при фотографуванні вдень.

За принципом дії сучасні АФА підрозділяються на такі типи:

- кадрові;

- щілинні;

- панорамні.

Кадрові АФА (рис. 3.2, а) здійснюють фотографування з деякими тимчасовими інтервалами між знімками. Вони забезпечують одержання аерознімків з найкращими вимірювальними властивостями.

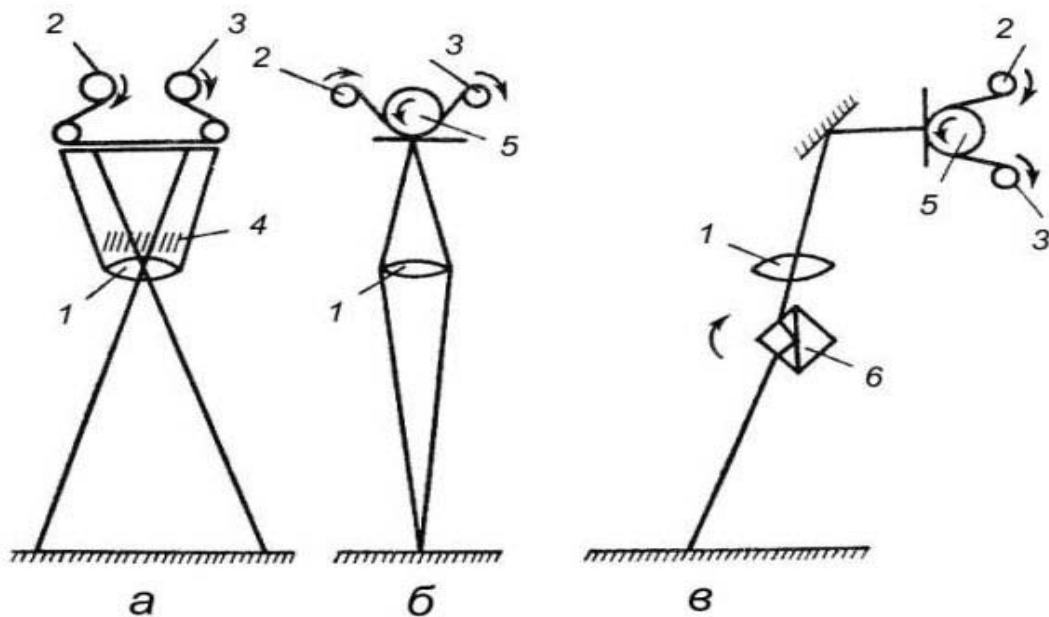


Рис. 3.2. Класифікація АФА за принципом дії:

а – кадрові; б - щілинні; в - панорамні; 1 – аерофотооб'єктив; 2 – котушка, що змотує, для неекспонованої аероплівки; 3 – котушка, що намотує експоновану аероплівку; 4 – затвор; 5 – механізм, що вирівнює аероплівку; 6 – обертова куб-призма

Щілинні АФА (рис. 3.2, б) забезпечують безупинне, безкадрове фотографування. Плівка в них переміщується безупинно і синхронно з переміщенням зображення. Щілинні АФА застосовуються, як правило, для аерознімання з малих висот при великих швидкостях польоту.

Панорамні АФА (рис. 3.2, в) за рахунок обертання перед об'єктивом спеціальної призми чи за рахунок обертання самого об'єктива забезпечують розгортання зображення від обр'ю до обр'ю (як правило, поперек лінії польоту).

За величиною фокусної відстані об'єктива аерофотоапарати підрозділяються на:

- довгофокусні АФА, що мають фокусну відстань об'єктива понад 500 мм;
- середньофокусні АФА, що мають фокусну відстань об'єктива від 150 до 500 мм;
- короткофокусні АФА із ширококутним об'єктивом, фокусна відстань якого менша 150 мм.

За способом компенсації зрушення зображення аерофотоапарати підрозділяються на:

- аерофотоапарати без компенсації зрушення зображення;
- аерофотоапарати з механічною компенсацією зрушення зображення;
- аерофотоапарати з оптичною компенсацією зрушення зображення.

7. ТИПОВА СХЕМА Й ОСНОВНІ ВУЗЛИ АЕРОФОТОАПАРАТІВ

Сучасний аерофотоапарат складається з аерофотокамери з касетою, аерофотоустановки і командного приладу. Зовнішній вигляд типового аерофотоапарата представлений на рис. 3.3.

Аерофотокамера – головна частина аерофотоапарата, з її допомогою експонується світлочутливий матеріал. Вона складається з п'яти вузлів і ряду допоміжних пристроїв. Такими вузлами є аерофотооб'єктив, аерофотозатвор, розподільний механізм, механізм, що транспортує і вирівнює.

Аерофотооб'єктив створює сфальцьоване дійсне зменшене зображення об'єктів, що фотографуються, на світлочутливому матеріалі. Світловий потік від об'єктів, що фотографуються, проходить через захисне скло фотолюку, оптичні клини системи компенсації зрушення зображення, аерофотооб'єктив, діафрагму й аерофотозатвор і падає на світлочутливий матеріал.

Аерофотозатвор забезпечує пропускання світлового потоку до світлочутливого матеріалу протягом заданого часу, величина якого може мінятися у визначених межах, але у всіх випадках залишається строго фіксованою. За допомогою діафрагми (розташовуваної найчастіше усередині об'єктива) можна змінювати величину світлового потоку, який надходить на світлочутливий матеріал. У щілинних аерофотоапаратах функцію аерофотозатвору виконує експозиційна щілина.

Розподільний механізм сприймає рух від привода і передає його аерофотозатвору і механізму касети, одночасно узгоджуючи послідовність їхньої роботи.

Транспортуючий механізм призначений для переміщення світлочутливого матеріалу таким чином, щоб при кожному новому спрацьовуванні затвора оптичне зображення місцевості, яка фотографується, попадало завжди на нові ділянки світлочутливого матеріалу.

Вирівнюючий механізм призначений для вирівнювання світлочутливого матеріалу у фокальній площині АФА в момент спрацьовування затвора.

Транспортуючий і вирівнюючий механізми, а також запас світлочутливого матеріалу розташовані в касеті.

Аерофотоустановка призначена для кріплення АФА до деталей літака в заданому положенні, а також для захисту його від шкідливого впливу вібрацій і ударних навантажень, які виникають при польоті, зльоті і посадці ЛА.

Командний прилад призначений для дистанційного керування і контролю за роботою АФА в польоті. Він розташовується в кабіні штурмана чи льотчика.

Крім розглянутих складових частин і вузлів більшість сучасних АФА обладнана цілим набором автоматичних систем, що здійснюють автоматичну компенсацію зрушення зображення, автоматичну установку експозиції, автоматичне фокусування й інше. Сукупність дій механізмів аерофотоапарата, які необхідні для виконання кожного чергового експонування світлочутливого матеріалу, називається циклом роботи АФА. Протягом кожного циклу роботи аерофотоапарата його механізми роблять свої дії в строго визначеній послідовності, що виражається звичайно в обертах вхідного вала розподільного механізму.

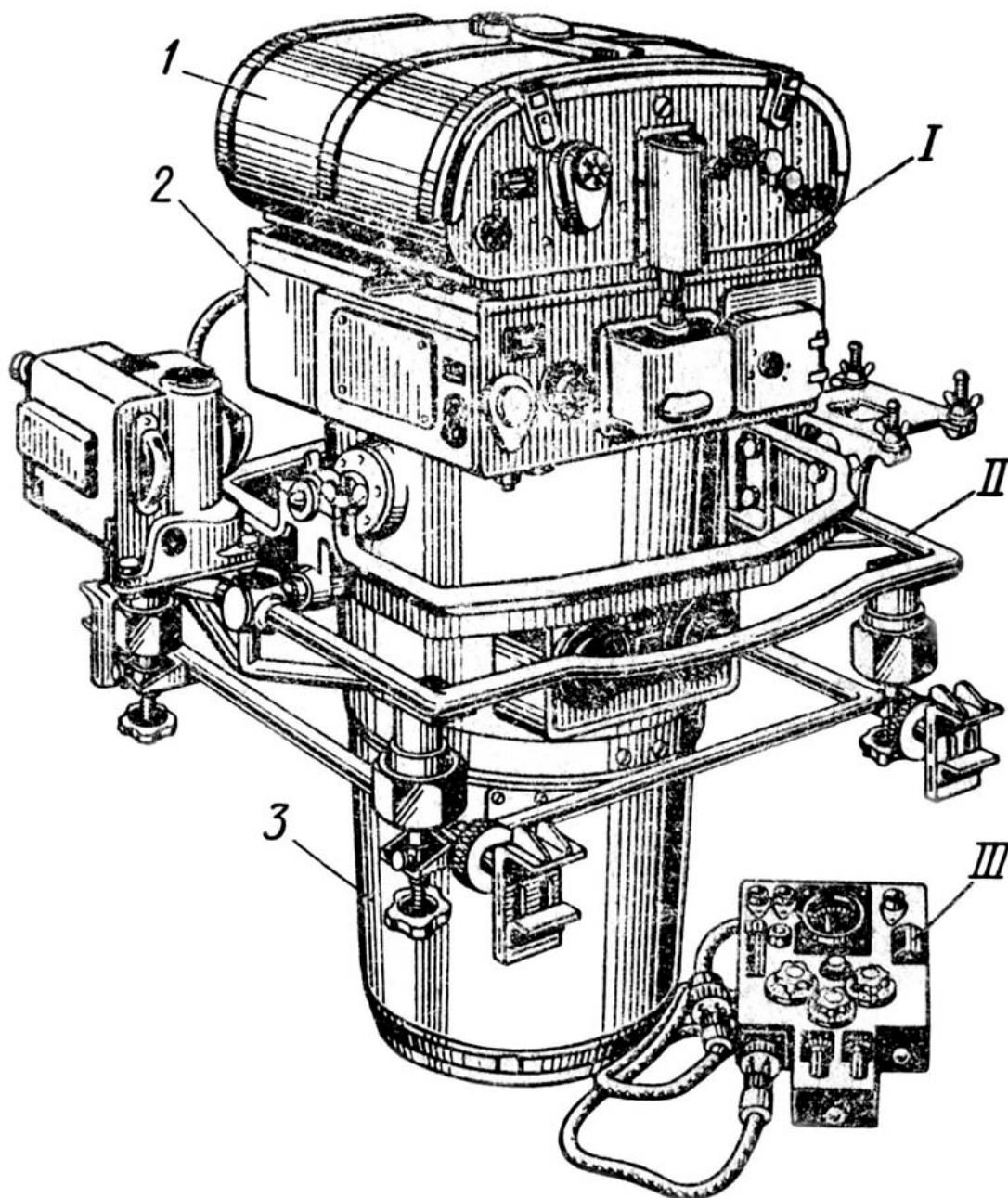


Рис. 3.3. Основні агрегати і частини аерофотоапарата:
I – аерофотокамера; II – аерофотоустановка; III – командний прилад;
1 – касета; 2 – камерна частина; 3 – об'єктивна частина

Правильність механічної юстировки аерофотоапарата визначається такими умовами:

- спуск аерофотозатвору повинен збігатися з нерухомим станом аероплівки;
- перемотуванню аероплівки повинно передувати звільнення її від дії механізму, що вирівнює;
- перемотування аероплівки повинно закінчуватися до початку її вирівнювання до площини прикладної рамки аерофотокамери.

Принципова схема типового аерофотоапарата в поперечному розрізі зображена на рис. 3.4.

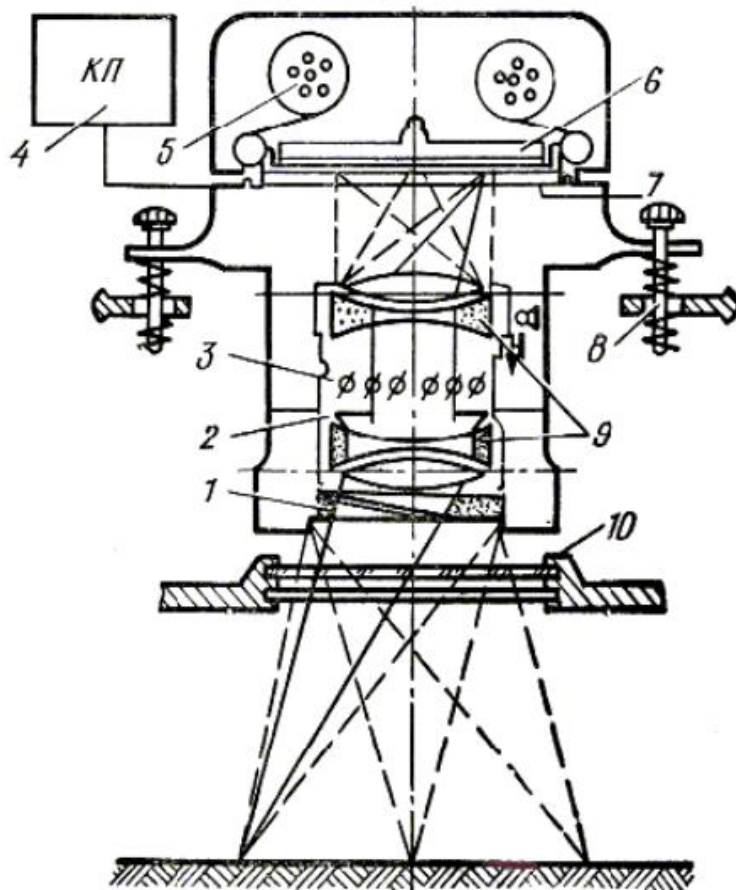


Рис. 3.4. Основні елементи АФА:

- 1 – оптичні клини системи компенсації зрушення зображення; 2 – діафрагма; 3 – аерофотозатвор; 4 – командний прилад; 5 – касета; 6 – притискний стіл; 7 – вирівнювальне скло; 8 – аерофотоустановка; 9 – аерофотооб’єктив; 10 – захисне скло фотолюка

8. СКЛАД І БУДОВА СВІТЛОЧУТЛИВИХ МАТЕРІАЛІВ

Будь-який світлочутливий матеріал (рис. 3.5) складається з целулоїдної основи – підложки (2) і емульсійного шару (4), що і є світлочутливим шаром. Для кращого скріплення емульсійного шару з целулоїдною основою, а також для ізоляції цього шару від шкідливого впливу целулоїдної основи, між ними розташовується проміжний шар чи підшар (3). Поверх емульсійного шару наноситься прозорий захисний шар (5).

А) *Протиореольний шар (1).*

З нижньої сторони целулоїдної основи наноситься протиореольний шар. Він має високий коефіцієнт поглинання світлових хвиль і запобігає віддзеркаленню променів від

нижнього краю плівки. У результаті цього не утвориться помилкового засвічення, зведеного зображення й ореолів.

Б) *Целулоїдна основа* (2).

Вона визначає вид фотоматеріалу. У залежності від виду целулоїдної основи, розрізняють такі аерофотоматеріали:

- аероплівки, кіноплівки, фотоплівки – на гнучкій целулоїдній основі;
- фотопластинки – на скляній основі;
- фотопапери – на паперовій основі.

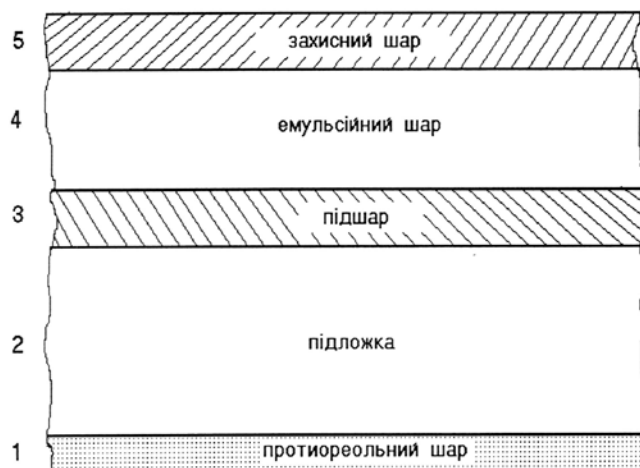


Рис. 3.5. Склад світлочутливого матеріалу:
1 – протиореольний шар; 2 – целулоїдна основа; 3 – підшар;
4 – емульсійний шар; 5 – захисний шар

Аерофотоплівки і кіноплівки застосовуються при виконанні повітряного фотографування, а фотоплівки, фотопластинки і фотопапір використовуються при різних фотолaborаторних роботах для наземних зйомок.

У 1879 році російський фотограф Болдирев, уперше застосував гнучкий негативний матеріал, у якості підложки якого використовувалася плівка. Це дозволило автоматизувати процес фотозйомки.

Основою фотоплівки є гнучка прозора стрічка. Для її виготовлення використовують похідні целюлози. Целюлоза – це головна складова частина оболонок рослинних клітин (дерева містить 50-70%, бавовник до 90% чистої целюлози). Раніш для виготовлення основи фотоплівки використовували нітроцелюлозу, її обробляли азотною кислотою, після чого одержували нітроефірні целюлози.

Оскільки нітроцелюлоза дуже легко займається і горить з виділенням великої кількості тепла та шкідливих газів, її цілком замінили вогнебезпечною *триацетатною основою* (обробляють целюлозу сумішшю оцтової кислоти й оцтового ангідриду).

Під дією зовнішніх чинників, плівка може пожовкнути, стати ламкою, змінити свої геометричні розміри, тому проводяться роботи щодо заміни целулоїдної основи основою із синтетичних полімерів.

Целулоїдна підложка виготовляється в такий спосіб:

1. Розчиняють нітроклітчатку в спирто-ефірній суміші. Одержують колодій.
2. Додають камфору й інші розчинники.
3. Розчин фільтрують.
4. Виливають тонким шаром визначеної товщини на нескінченну металеву стрічку, що рухається.
5. Під дією теплого повітря з колодій випаровуються розчинники і він перетворюється в целулоїдну плівку-підложку шириною 55 см чи 110 см.

Фотопластинки застосовують, коли зображення повинне дуже точно передавати розміри і форму об'єкта. Скло при цьому повинно відповідати технічним вимогам. Застосовується шліфоване скло. Папір для підложки повинен бути чистим (відсутність металевих включень, сірчистих з'єднань та інш.).

В) Підшар (3).

Далі підложка покривається за допомогою поливу підшаром, що містить розчинник целулоїду желатин.

Г) Світлочутливий (емульсійний) шар (4).

Він складається з розчину желатину, у якому розподілені в зваженому стані дрібні зерна – кристали галогенідів срібла.

До галогенідів срібла відносяться:

- бромисте срібло – AgBr ;

- йодисте срібло – AgI ;

- хлористе срібло – AgCl .

Звичайно використовується AgBr та AgI .

Товщина емульсійного шару коливається від 0,006 до 0,024 мм.

Крім желатину і галоїдного срібла, у кожній емульсії є багато різних речовин (до 1%): для створення світлочутливості, стабільності при збереженні, термостійкості і т.п.

Желатин, будучи речовиною, що клеїть, охороняє кристали галоїдного срібла від злипання й осадження. Він не світлочутливий, але від нього залежить світлочутливість емульсійного шару.

Емульсійні зерна галогенідів срібла найчастіше мають форму октаєдрів (плоскі трикутники зі зрізаними кутами), розташованих у кілька ярусів (20-40) паралельно поверхні плівки.

Розмір зерен 2-3 мкм, а концентрація їх близько 10^6 мм^{-2} .

Від розміру і розподілу зерен в емульсії, залежать багато властивостей фотоматеріалів.

Д) Захисний шар (5).

Наноситься поверх емульсійного шару і захищає його від механічних ушкоджень. Являє собою розчин желатину.

Для повітряного фотографування застосовується плівка, що випускається у вигляді смуг, шириною 8,19,25,32 і 52 см.

Довжина смуги від 9 до 120 м. Аероплівка по всій довжині не повинна мати склейок. Іноді по краях плівки робиться перфорація, яка необхідна для перемотування плівки в АФА.

З обох кінців до аероплівки прикріплюються смуги непрозорого целулоїду (ракорд), що охороняє плівку від засвічування при зарядці касети у світлому приміщенні.

Аероплівка намотується на котушку стандартних розмірів і укладається в бляшані коробки, що закриваються кришкою.

9. ПОНЯТТЯ ПРО СЕНСИБІЛІЗАЦІЮ І ДЕСЕНСИБІЛІЗАЦІЮ

9.1. Світлочутливі характеристики фотоматеріалів

Галоїдне срібло, що входить до складу світлочутливого шару, здатне поглинати кванти променистої енергії лише визначеної довжини хвилі, тобто його спектральна чутливість дуже обмежена і відноситься лише до області синіх і фіолетових променів видимого спектра.

Як видно з кривих, границя чутливості бром-срібного шару, лежить близько 500 Нм, тоді як границя чутливості ока людини дорівнює 760 Нм (рис. 3.6).

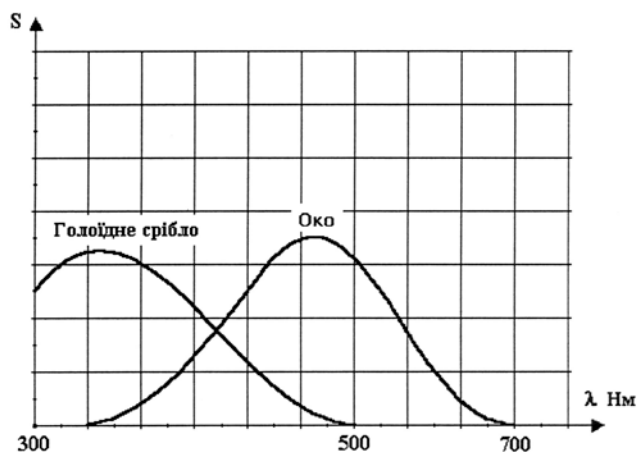


Рис. 3.6. Границі чутливості бром-срібного шару та людського ока

Тому вже давно виникло запитання, як наблизити спектральну чутливість фотоматеріалу до спектральної чутливості ока. Слово сенсibilізація означає посилення світлочутливості. Сенсibilізація буває хімічна й оптична. У результаті хімічної сенсibilізації відбувається загальне збільшення світлочутливості шару без розширення її спектральних границь.

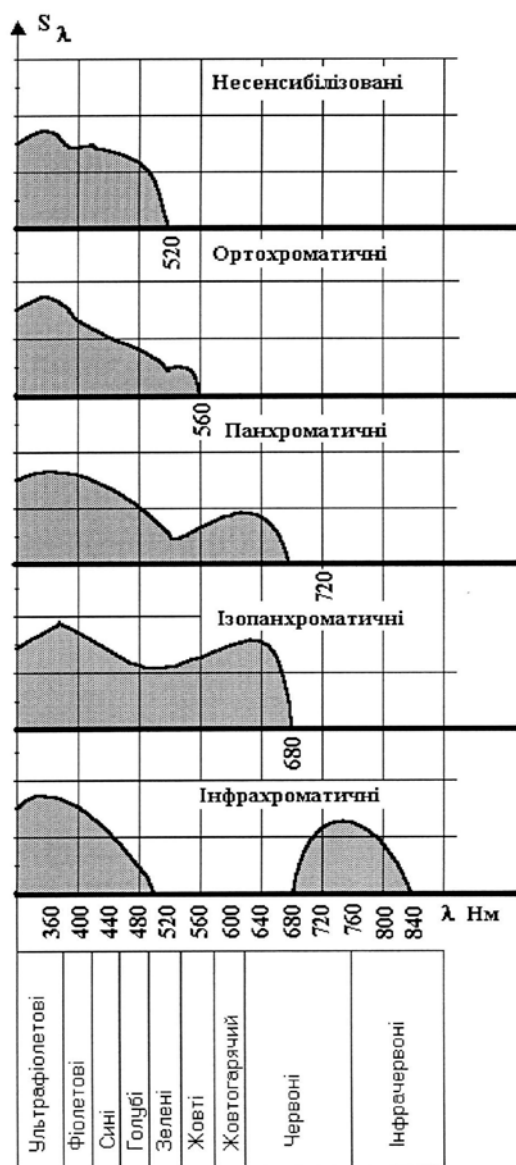


Рис. 3.7. Сорти фотоматеріалів

Оптична сенсibilізація полягає в розширенні спектральної чутливості фотоматеріалу.

Оптична сенсibilізація здійснюється різними способами. Найчастіше, перед поливом на підложку фотоемulsії до неї додають спеціальні речовини, які називаються оптичними сенсibilізаторами. Це є різні органічні барвники, що поглинають світло з тією довжиною хвиль, для яких емulsію треба зробити чутливою.

При виготовленні емulsії частинки сенсibilізатора міцно абсорбуються на поверхні кристала бромистого срібла, тобто зв'язуються з ними в єдине ціле. Без такого зв'язку, сенсibilізатор виконати свої функції не може. Сам сенсibilізатор у фотохімічній реакції участі не бере і після передачі спожитої променистої енергії галоїдному сріблу переходить до початкового стану.

Десенсibilізація – зниження світлочутливості фотошарів під дією речовин, що називаються десенсibilізаторами.

Десенсibilізацію проводять після експонування фотоматеріалу, щоб можна було обробляти його при візуальному контролі, тобто при порівняно яскравому освітленні. Безумовно, при цьому не повинні руйнуватися центри прихованого зображення. Десенсibilізацію проводять зануренням фотоматеріалу в розчини деяких речовин. Найбільш розповсюдженими з них є феносафранін жовтий і зелений пінокриптол. Після занурення в розчин десенсibilізатора ізопанхроматичні фотоматеріали, що обробляють у темряві, можна обробляти при зеленому освітленні.

9.2. Спектральні характеристики фотоматеріалів

Застосовуючи різні види сенсibilізаторів можна значно розширювати діапазон спектральної чутливості фотоматеріалів. Усі негативні матеріали, як правило, сенсibilізуються. Для позитивних (наприклад, фотопапір) сенсibilізація не виконується.

У залежності від характеру оптичної сенсibilізації, усі фотоматеріали можна розділити на такі сорти (рис. 3.7):

1. *Несенсibilізовані фотоматеріали* мають чутливість, що відповідає природній чутливості галоїдного срібла з межею до 500 Нм.

2. *Ортохроматичні фотоматеріали* мають боковий поріг сенсibilізації до 580 Нм зі зниженням її в області 500-525 Нм, спектральна чутливість їх поширюється на жовту зону спектра.

3. *Панхроматичні матеріали* чутливі до променів усього видимого спектру до 680-700 Нм. У зеленій області (500-550 Нм) їхня світлочутливість трохи знижується.

4. *Ізопанхроматичні матеріали* мають порівняно рівномірну чутливість до всіх променів видимого спектру.

5. *Інфрахроматичні матеріали* мають чутливість до інфрачервоної зони спектру.

Між зоною природної і додаткової чутливості існує дуже широкий діапазон, у якому вони не чутливі до світла.

В залежності від кольору одержаного зображення, фотоматеріали підрозділяються на:

- чорно-білі, на яких зображення виходить у чорних, білих і сірих (ахроматичних) тонах;

- кольорові, на яких зображення виходить у кольорах, близьких до натуральних кольорів об'єкту;

- спектральнозональні, на яких об'єкти зображуються в умовних хроматичних кольорах, що різко відрізняються один від одного (наприклад, червоний і зелений).

Серед чорно-білих фотоматеріалів, найбільш широке застосування при повітряному фотографуванні мають панхроматичні аероплівки, що мають високу світлочутливість і гарне збереження.

Панхроматичні аероплівки чутливі до всіх променів видимої частини спектру і тому, в основному, правильно передають на аерознімці різницю в яскравостях об'єктів, які фотографуються.

Вони мають високу загальну світлочутливість і відносно велику розрізняльну здатність. Фотолабораторна обробка панхроматичних аероплівок вимагає найменшої витрати часу.

Час, витрачений на обробку знятої аероплівки 32×3000 см і виготовлення позитивних відбитків з отриманого аерофільму, орієнтовно такий:

- у випадку застосування панхроматичної аероплівки 2-3 год.;
- у випадку застосування кольорової аероплівки 10-12 год.;
- у випадку застосування спектральнозональної аероплівки 6-8 год.

При повітряному фотографуванні в умовах сильної атмосферної імли, або при перспективному фотографуванні з великих відстаней, застосовується інфрахроматична плівка.

Інфрахроматичні аероплівки чутливі не тільки до видимих, але і значною мірою до інфрачервоних променів. Застосування інфрахроматичних аероплівок полегшує розкриття маскування супротивника. Фотолабораторна обробка їх не відрізняється від обробки панхроматичних плівок.

Для одержання найбільшого ефекту фотографування в інфрачервоних променях при застосуванні інфрахроматичної аероплівки об'єктів аерофотоапарата закривають темно-червоним світлофільтром зі скла КС-14. При цьому, для забезпечення високої різкості зображення, світлофільтр повинен бути фокусуючим, тобто мати невелику спеціально розраховану кривизну поверхні скла.

Для розкриття маскуванія під природну зелень чи для детального вивчення характеру ґрунтового-рослинного покриття місцевості (особливо для виявлення заболочених ділянок), застосовується фотографування на кольорових спектральних фотоматеріалах.

Фотографування на них відбувається аерофотоапаратом, у першому випадку без світлофільтрів, у другому з обов'язковим застосуванням жовтого, жовтогарячого чи червоного світлофільтра, тому що від старіння чутливість аероплівки до інфрачервоних променів зменшується швидше.

Правильність обраного світлофільтра перевіряється не рідше 1 разу на місяць. Для здійснення фотографування на кольорові і спектральнозональні аерофотоматеріали застосовують тришарові і двошарові негативні і позитивні аероплівки ЦН, ЛН, ЦП, СН, СП, ЦО і кольорові фотопапери типу Ф-1, Ф-2, ЦБ-1. На збереження фотоматеріалів значною мірою впливає вологість, шкідливі гази (окис вуглецю, сірководню, сірчистий газ) і в меншому ступені підвищена температура.

10. ОДЕРЖАННЯ ЗОБРАЖЕННЯ Й ОБРОБКА РОЗВІДМАТЕРІАЛІВ. СЕНСИТОМЕТРІЯ

10.1. Одержання фотографічного зображення

Спосіб одержання фотографічного зображення на сухих желатинових шарах, що придбав широке застосування в наш час, відкрив англійський фотолюбитель Медокс у 1871 році.

На даний час застосовують галогенідосрібні желатинні шари.

Кристал галогеніда срібла (рис. 3.8) являє собою решітку, у вузлах якої знаходяться позитивні іони срібла (Ag^+) і негативні іони галогену – скажемо, брому (Br^-).

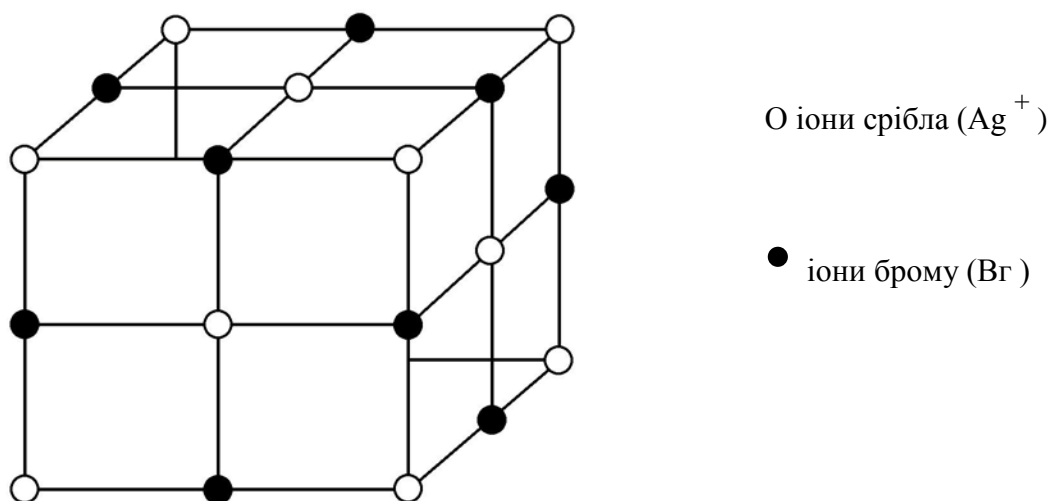


Рис. 3.8. Кристал галогеніда срібла

Під дією ультрафіолетового, фіолетового і синього світла, у кристалі відбувається фотохімічна реакція.



Поглинений квант світла вибиває електрон з іона галогену, який у той же час пускається в подорож між вузлами кристалічних решіток.

Унаслідок теплового руху іони срібла зрідка теж виходять у міжвузловий простір. Такий іон, зустрівшись з вільним електроном, захоплює його в полон. Виникаючий при цьому нейтральний атом довго самостійно існувати не може і при контакті з атомом галогену знову втрачає електрон. Але якщо він вступить у контакт не з атомом галогену, а з іоном срібла, то утвориться частинка; при захопленні нею вільного електрона, утвориться двоатомна система, що відрізняється набагато більшою стабільністю – час її життя в емульсії складає вже кілька днів.

Проте може статися, що він приєднає до себе ще один атом срібла й утвориться частка, що при захопленні $Ag_3^+ Ag_2^+$ чергового вільного електрона переходить у триатомний конгломерат і т.п. Срібні частки, що утворилися, зветься центрами схованого зображення. Окремі атоми *Hal* поєднуються в молекули, Hal_2 виходять із кристала і поглинаються желатином. Зовні не видно ніяких змін фотоматеріалу, якщо вільні електрони виникають дуже рідко, що спостерігається при малій освітленості і великих витримках, то до моменту переходу другого електрона, перший атом устигає розпастися.

При збереженні експонованого фотоматеріалу в нормальних умовах сховане зображення зберігається, як правило, тривалий час. Але, якщо фотоматеріал зберігається при підвищеній температурі і вологості, при наявності шкідливих газів і пари, воно послабляється і може зовсім зникнути. Щоб сховане зображення зробити видимим, необхідна хіміко-фотографічна обробка матеріалу.

На ділянках емульсії, на які упало світло, потрібно відновити все срібло, щоб воно виділилося у виді дрібних чорних часток, таке відновлення при наявності центрів схованого зображення йде незмірно швидше, ніж на не засвічених ділянках, де цих центрів немає. Так виходить негатив – зображення об'єкта зйомки, де світлі і темні місця за інтенсивністю виявляються оберненими стосовно дійсності. Позитив, де розподіл світла і тіньми відповідає реальності, виходить повторенням цього ж процесу.

10.2. Сенситометрія

Термін «сенситометрія» означає зміну світлочутливості. Однак у даний час сенситометрія розглядає усі фотографічні властивості фотоматеріалів.

10.2.1. Основні поняття, що використовуються в сенситометрії:

Освітленість (E) визначається, як відношення світлового потоку F (ЛМ) до площі освітлюваної їм поверхні S :

$$E = F/S$$

Кількість висвітлення (експозиція) H – є добуток освітленості на час висвітлення t :

$$H = E \cdot t$$

Час висвітлення (витримка) t – це проміжок часу, у продовж якого на світлочутливий матеріал діє світло.

Оптична щільність (D) характеризує ступінь пропускання світлового потоку яким-небудь прозорим чи напівпрозорим шаром. Величина оптичної щільності:

$$D = \lg I/\tau,$$

де τ – коефіцієнт пропускання даного середовища, рівний:

$$\tau = F_x/F_{ox}$$

т.ч. відношення пропущеного тілом світлового потоку (F_x) до величини падаючого на тіло світлового потоку (F_{ox}). Для визначення основних характеристик фотоматеріалів, їх піддають спеціальним сенситометричним випробуванням. При цьому користаються встановленою методикою. Ця методика повинна максимально наближатися до тих умов обробки матеріалів, які мають місце на практиці.

10.2.2. Сутність випробування негативних аерофотоматеріалів полягає в наступному:

- на зразок негативного матеріалу впливають так, що різним сусіднім ділянкам зразка надаються різні, що закономірно змінюються, кількості освітлення, величина яких заздалегідь відома;
- зразок виявляється, фіксується, промивається і сушиться. Потім проводяться виміри оптичних густин почорніння D .

За результатами будується крива (рис. 3.9), що виражає залежність почорніння D від логарифма кількості висвітлення H , тобто:

$$D = f(\lg H) .$$

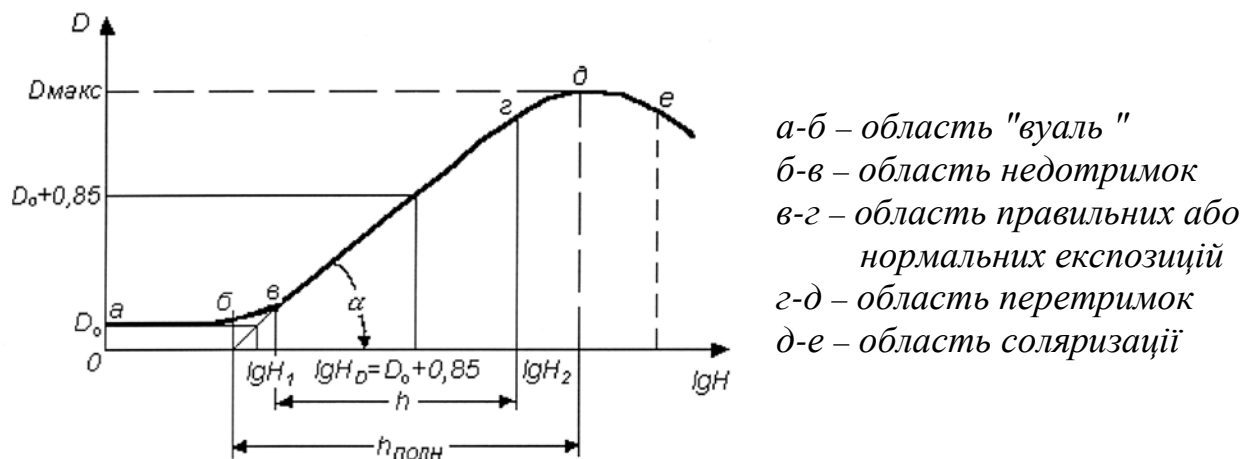


Рис. 3.9. Залежність почорніння D від логарифма кількості висвітлення H

Ця крива, названа характеристичною кривою, є вихідним матеріалом для визначення всіх сенситометричних характеристик негативного матеріалу.

Почорніння фотографічного шару, що не мав впливу світла перед проявом, називається вуаллю і визначається значенням мінімальної оптичної щільності сенситограми (ділянка $a-b$).

Нижня криволінійна ділянка характеристичної кривої, у межах якої оптичні щільності збільшуються не пропорційно кількостям освітлення, називається *областю не дотримувань* (ділянка $б-в$).

Прямолінійна ділянка, що виражає пропорційний приріст оптичних густин у залежності від приросту кількості освітлення, – *область правильних експозицій* (ділянка $в-г$).

Верхня криволінійна ділянка називається *областю перетримувань* (ділянка $г-д$).

Нарешті, наступна спадаюча криволінійна ділянка називається *областю соляризації* (ділянка $д-е$).

Світлочутливість є найважливішою кількісною характеристикою аерофотоплівки, відправною крапкою для визначення правильної експозиції.

У сенситометричній системі Держстандарту 10691-63 як критерій світлочутливості приймається оптична щільність потемніння фотографічного шару, рівна 0,85 над щільністю вуалі.

Обчислення світлочутливості здійснюється за формулою:

$$S_{0,85} = \frac{10}{H_D D_o + 0,85},$$

де $H_D = 0,85$ кількість висвітлення, яка необхідна, щоб одержати оптичну щільність почорніння фотографічного шару, рівну $D = 0,85$;

D_o – оптична щільність виявленої неекспонованої ділянки сенситограми, що складається з щільності вуалі, основи і кольору желатинових шарів.

Отже, одиницею світлочутливості за Держстандартом є світлочутливість фотографічного матеріалу, у якому оптична щільність почорніння, рівна 0,85 виходить у результаті дії кількості освітлення в 1 лк/с.

Коефіцієнт контрастності визначається тангенсом кута нахилу прямолінійної ділянки характеристичної кривої до осі абсцис і позначається грецькою літерою γ .

$$\gamma = \operatorname{tg} \alpha$$

Фотографічна широта h звичайно не вказується, тому що ця величина – зворотна контрастності. Вона визначає інтервал сенситометричних експозицій у проміжку між початком і кінцем прямолінійної ділянки характеристичної кривої кіноплівки.

Фотографічна широта визначається в логарифмічному вигляді:

$$h = \lg H_2 - \lg H_1,$$

чи у вигляді: $h = \lg(H_2/H_1)$.

Для оцінки впливу процесу прояву на сенситометричні характеристики за існуючою методикою одночасно експонується серія зразків того самого типу аероплівки, кожний з яких проявляється на протязі різного часу. Після вимірів почорнінь усіх зразків, будується сімейство характеристичних кривих, кожна з яких відповідає визначеному часу прояву.

11. КОЛЬОРОВІ ТА СПЕКТРОЗОНАЛЬНІ МАТЕРІАЛИ

Виявлення багатьох об'єктів на аерознімках, отриманих під час повітряного фотографування, суттєво покращується, якщо фотозображення передає колір об'єктів. Тому, разом з фотографуванням на чорно-білу плівку застосовується кольорове фотографування.

На даний час застосовується:

– фотографування на кольорову тришарову плівку, при цьому досягається максимальне наближення кольору зображення до кольору об'єкта;

– фотографування на двошарову кольорову плівку; колір зображення сильно відрізняється від натурального, однак визначення деяких об'єктів при дешифруванні знімків покращується;

– багатоспектральне фотографування; при цьому отримують синтезовані багатовимірні кольорові знімки, котрі набагато інформативніші ніж звичайні чорно-білі та кольорові знімки.

При кольоровому фотографуванні використовуються особливості психофізичного процесу сприйняття кольору людиною. При особливому збудженні колбочок ока, реагуючих на синій (С), зелений (З) та червоний (Ч) кольори, здається, що бачиш білий (Б) колір:

$$C + З + Ч = Б$$

Було відмічено, що одночасне збудження колбочок двох груп викликає у спостерігача відчуття додаткового кольору, здатного викликати збудження колбочок третьої групи.

Сума основного і відповідного йому додаткового кольору дає потік білого кольору:

$$C + Ж = Б;$$

$$З + П = Б;$$

$$Ч + Г = Б,$$

де Ж, П та Г – жовтий, пурпурний та голубий кольори.

З формул можна побачити, що:

- світлофільтр Ж поглинає С, а пропускає З та Ч;

- світлофільтр П поглинає З, а пропускає С та Ч;

- світлофільтр Г поглинає Ч, а пропускає С та З.

Якщо, наприклад, білий колір пропустити через два фільтри Ж та Г, то на виході отримаємо потік З (рис. 3.10).

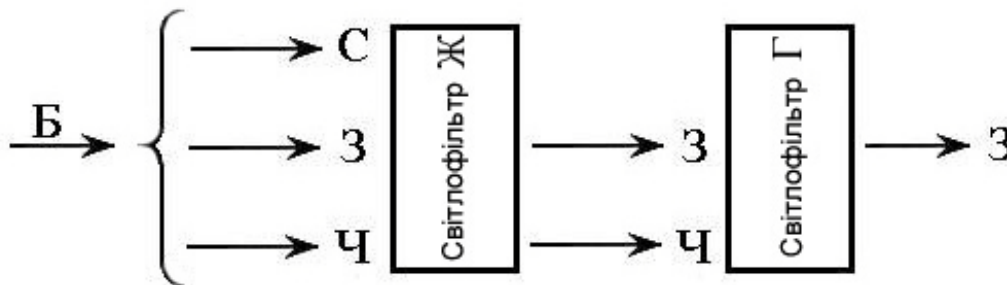
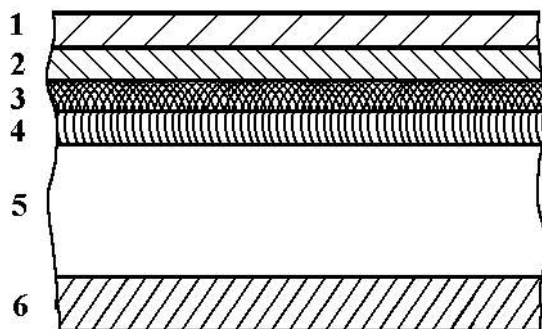


Рис. 3.10. Проходження світла крізь світлофільтри

Цей спосіб отримання потоків використовується при триколірному фотографуванні. У будові кольорової негативної плівки характерним є наявність трьох емульсійних шарів, чутливих до потоків трьох основних кольорів (рис. 3.11).



- 1 – несенсібілізуючий шар;
- 3 – ортохроматичний світлочутливий шар;
- 4 – панхроматичний світлочутливий шар;
- 5 – целулоїдна підложка;
- 6 – протиореольний шар.

Рис. 3.11. Структура кольорової плівки

Для того, щоб сині промені не проходили до другого та третього шарів, ці шари відокремлені від першого жовтим фільтровим шаром 2.

Кожний шар емульсії містить компоненти для утворення в процесі обробки плівки барвників, якщо шар був під дією світла. Колір барвників у кожному шарі є додатковим до кольору потоку, який спричиняє збудження даної емульсії (рис. 3.12).

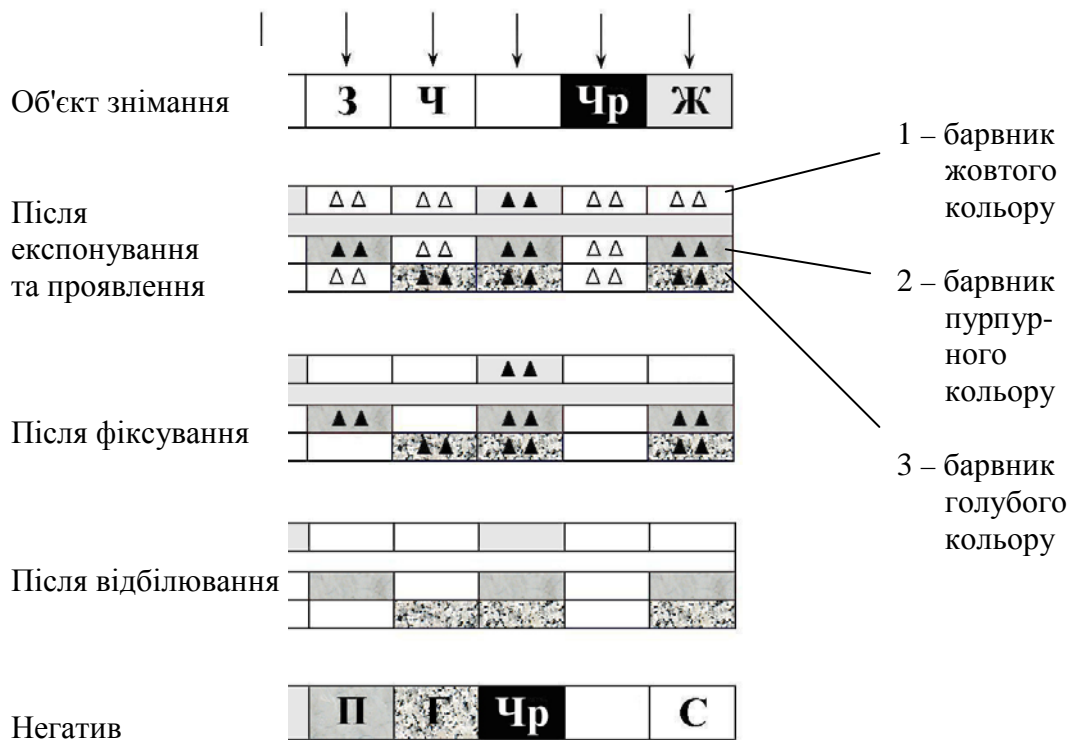


Рис. 3.12. Процес обробки експонованої кольорової фотоплівки

Сині промені діють тільки на перший шар. Після кольорового проявлення в цьому шарі з'являється негативне зображення, яке складається з металевого срібла та барвника жовтого кольору. В результаті відбілювання видаляється металеве срібло і в шарі залишається лише негативне зображення барвника. Усі світлочутливі зерна після відбілювання були видалені під час фіксування плівки.

Сині промені крізь жовтий світлофільтр не проходять.

У другому світлочутливому шарі сховане зображення формується тільки зеленими променями, тому що до червоних ортохроматичний шар не чутливий.

Третій шар має значно більшу чутливість до червоних променів ніж до зелених.

У другому та третьому шарах утворюються зображення пурпурного та голубого кольорів.

Між проявленням, фіксуванням, відбілюванням виконуються проміжні промивання, необхідні для видалення з емульсії продуктів хімічних реакцій, а також жовтого та протиореольного шарів.

З негативного зображення об'єкта для повітряного фотографування може застосовуватися зворотна кольорова плівка. Будова її аналогічна будові негативної, проте обробка включає додаткові етапи: черно-біле проявлення та рівномірне засвітлення шару. На цій плівці зображення з'являється позитивним.

Чорно-білу аерофотоплівку можна застосовувати для одночасного фотографування місцевості в двох спектральних зонах, використовуючи, наприклад, панхроматичну та інфрачороматичну емульсії. Однак фотографувати одну місцевість двома АФА не економічно, тому застосовують кольорову спектральнозональну плівку, що забезпечує часткове фарбування зображення (рис. 3.13).

Зображення, отримане в шарі, чутливому до інфрачервоних променів, фарбується в зеленій колір, зображення видимої області спектра викликає появу на плівці пурпурового кольору.

Деталі місцевості, які відображають промені обох спектральних зон, дають зеленувато-сіре зображення. Процес, що відбувається у спектральній аерофотоплівці аналогічний кольоровому негативному процесу.

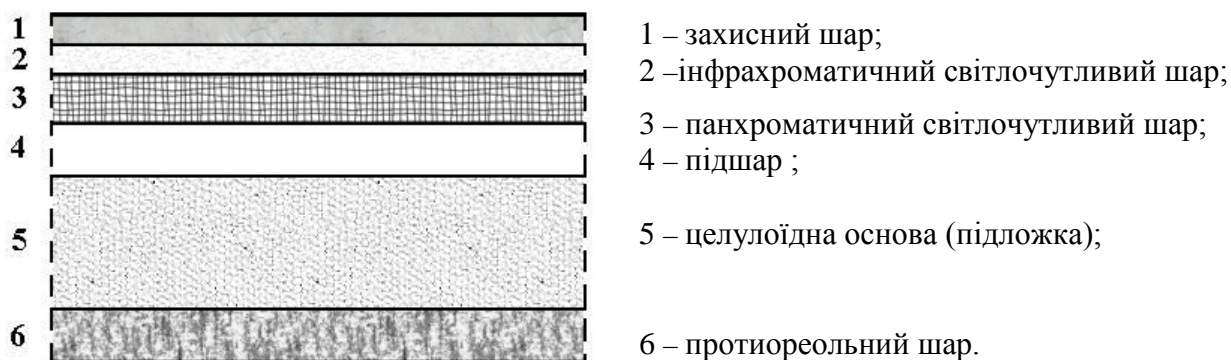


Рис. 3.13. Структура спектральної плівки

Сутність багатоспектрального фотографування полягає в одержанні чорно-білого зображення однієї й тієї ж ділянки місцевості при одночасному фотографуванні її в декількох вузьких спектральних зонах для наступного проектування цих зображень через різні світлофільтри з метою одержання синтезованого зображення в умовних кольорах.

Конструктивно апаратура для багатоспектрального фотографування може бути виконана у вигляді одинарної фотокамери з одним або декількома об'єктивами і плівкою одного чи декількох типів, або ж у вигляді комбінації декількох окремих фотокамер, що забезпечують одночасне фотографування з різними комбінаціями об'єктивів, світлофільтрів та плівки. Якщо використовується один об'єктив, то для розподілення світлового потоку застосовують дзеркала з спеціальним покриттям або пристрій з фільтрами.

На орбітальній станції "Салют-4" за допомогою чотирьох камер велося одночасне фотографування на спектральної плівку в діапазонах довжин хвиль 0,5...0,7 мкм; 0,7...0,84 мкм, а також на кольорову плівку на всьому світловому діапазоні.

Перевагами цього способу фотографування слід вважати відносну простоту і високу швидкість фотохімічної обробки чорно-білої плівки, а також простоту апаратури для передачі зображення по каналам зв'язку.

Багатоспектральна кадрова аерофотокамера має кілька об'єктивів з різними світлофільтрами, які дозволяють отримати одночасно декілька чорно-білих знімків у вузькому інтервалі спектрального діапазону. Оптимальною кількістю вважається шість інтервалів.

Вибір і оптимізація параметрів світлофільтрів і аерофотоплівок визначається прогнозованими спектральними характеристиками знімальних об'єктів.

12. АЕРОФОТОЗНІМАЛЬНІ СВІТЛОФІЛЬТРИ

Усі сучасні аерофотоапарати мають в комплекті декілька світлофільтрів, застосування яких визначається умовами фотографування – спектральними і енергетичними характеристиками об'єктів фотографування та аерофотоплівки, спектральними параметрами повітряної димки. Отримання аерофотознімка високої якості неможливе без застосування відповідного світлофільтра.

Аерофотознімальний світлофільтр звичайно являє собою плоско-паралельну пластину та розміщується перед об'єктивом АФА. Відомі конструкції об'єктивів із сталими світлофільтрами, розміщеними між компонентами об'єктива.

Основними параметрами та характеристиками світлофільтра є спектральний коефіцієнт пропускання, інтегральний коефіцієнт пропускання, геометричні та

конструктивні параметри, фізико-механічні властивості, а також стабільність параметрів світлофільтра у часі при різноманітних умовах експлуатування.

Для зменшення шкідливого впливу атмосферної димки, а також для інших цілей при аерофотозйомці широко застосовуються світлофільтри, яким властиве чітко виражене вибіркоче спектральне поглинання світлового потоку, що проходить крізь них, як це видно з рис. 3.14.

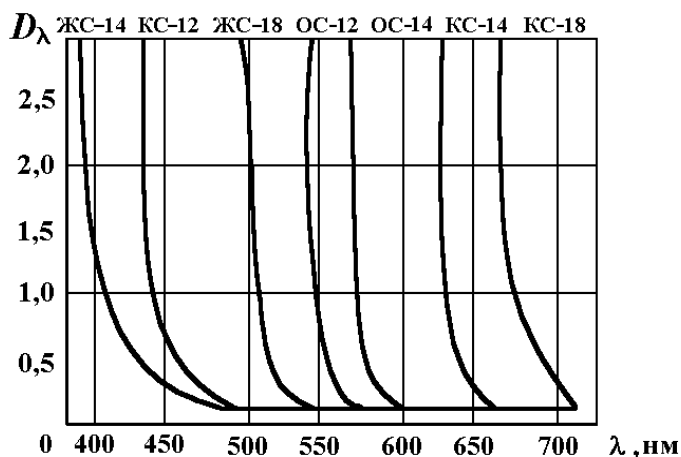


Рис. 3.14. Спектральне поглинання світлового потоку різними світлофільтрами

Світлофільтр зменшує освітленість зображення. Це вимагає відповідного збільшення необхідної витримки, яка визначається з умов експонетричного розрахунку з урахуванням кратності світлофільтра, що застосовується. Кратність світлофільтра показує, у скільки разів необхідно збільшити витримку при фотографуванні зі світлофільтром у співвідношенні з витримкою при фотографуванні без світлофільтра при однакових умовах.

Кратність світлофільтра залежить від типу плівки, що застосовується, спектральної характеристики об'єкта, що фотографується, характеру атмосферної димки.

У таблиці 3.1 приведена кратність світлофільтрів для декількох типів аерофотоплівки.

Звичайно для узгодження спектральних характеристик та, особливо, для зменшення впливу повітряної димки застосовується жовтий світлофільтр на малих висотах (5-6) км. Оранжевий світлофільтр застосовують при сильній димці на висотах більше (8-0) км.

Світлофільтри застосовуються в аерофотозйомці для строгого розділення зон спектра. Вони повинні характеризуватися різким переходом від повного пропускання до непрозорості.

Основними матеріалами для світлофільтрів є оптичне скло, пластмаси, оптичні кристали, напівпровідникові речовини.

В аерофотозйомці застосовують спектральні світлофільтри для відповідної зміни спектрального складу світловою потоку від об'єктів, що фотографуються, та нейтральні світлофільтри, які використовуються для зменшення світлового потоку. До останніх можна віднести також відтінювачі. Явище зменшення освітленості зображення від центральної точки до країв, внаслідок зрізання світлових променів оправами лінз, має назву геометричного вин'єтирування. Внаслідок вин'єтирування зріз нахилоного пучка променів завжди менший ніж зріз осьового пучка променів. Покращення світлорозподілення може бути досягнуто при застосовуванні особливого відтінювача з найтоншого шару металу, що нанесений на поверхню лінзи чи світлофільтра, які мають змінну площину від центра до країв (освітленість в центрі можливо знизити у 3-3,5 рази).

Таблиця 3.1

| Світлофільтр | Колір скла світлофільтра | Кратність для фотоматеріалів | | |
|--------------|--------------------------|------------------------------|---------|-----------|
| | | Ізопанхром | Панхром | Інфрахром |
| №2, ЖС-18 | Жовтий темний | 2 | 1,5 | 1,5 |
| №3, ОС-12 | Оранжевий світлий | 3 | 2 | 2 |
| №4, ОС-14 | Оранжевий темний | 5 | 3 | 2 |
| №5, КС-14 | Червоний світлий | - | 4,5 | 5 |

В даний час функції нейтрального чи спектрального світлофільтра суміщаються з функцією відтінювача в одній конструкції світлофільтра.

Основна умова, що пред'являється до спектральних аерофотознімних світлофільтрів, є та, що спадання спектральної характеристики в районі граничної довжини хвилі повинне бути достатньо крутим, що дозволить чітко виділити необхідну ділянку спектра. Пропускання світлофільтра в робочому діапазоні повинно бути можливо максимальним (звичайно більше 80%).

Наявність спектрального коефіцієнта пропускання світлофільтра для монохроматичного потоку визначається за формулою:

$$\tau_{\lambda} = \frac{d\Phi_{\lambda}}{d\Phi_{0\lambda}},$$

де $d\Phi_{0\lambda}$ – величина монохроматичного потоку з довжиною хвилі λ , що падає на світлофільтр;

$d\Phi_{\lambda}$ – величина монохроматичного потоку з довжиною хвилі λ , який пройшов крізь світлофільтр:

$$D_{\lambda} = \lg \frac{1}{\tau_{\lambda}} = \lg \frac{d\Phi_{0\lambda}}{d\Phi_{\lambda}}.$$

Спектрофотометрична характеристика (рис. 3.15) виражає залежність спектрального коефіцієнта пропускання світлофільтра τ_{λ} чи оптичної густини D_{λ} від довжини хвилі λ .

Світлофільтр, у якого $D_{\lambda} \geq 3$ та $\tau_{\lambda} = 10^{-3}$, володіє повним поглинанням. Довжина хвилі λ_{np} , яка відповідає густині світлофільтра $D_{np\lambda}$, при якій пропускання зменшується удвічі відносно максимального пропускання, має назву граничної довжини хвилі світлофільтра. Відступ від даних геометричних параметрів світлофільтра призводить до викривлення поверхні світлофільтра, фокусності та клиноподібності. Чим більше фокусна відстань аерофотооб'єктиву, тим точніша повинна бути форма світлофільтра. У склі не повинно бути пазирів, подряпин. Відступ від площинності не повинен перевищувати 1 мкм.

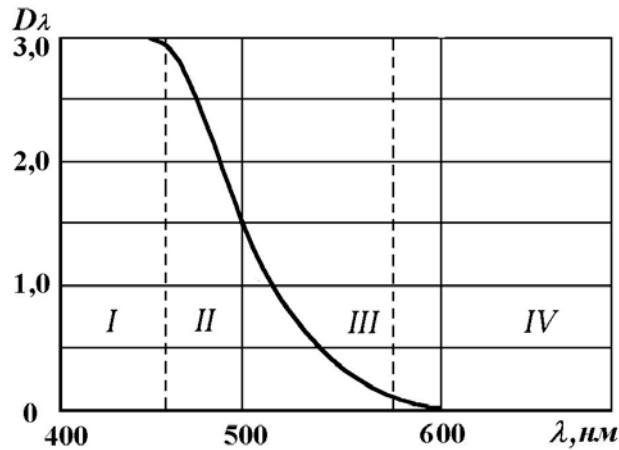


Рис. 3.15. Спектрофотометрична характеристика світлофільтру:
 I – зона поглинання; II – зона часткового поглинання; III – зона часткового пропускання;
 IV – зона повного пропускання

Якщо світлофільтр володіє властивостями клину, то він буде зменшувати розрізняльну здатність та контраст зображення через накладення на зображення рефлексів, що виникають при багаторазовому відбиванні від поверхонь променів, які падають на світлофільтр. Крім того, в зображення вноситься хроматизм та спотворення.

Проте, коли для компенсації зсуву зображення використовуються клини, то часто їх використовують одночасно, як і світлофільтри.

Під час фотографування в інфрачервоній області спектра потрібне відповідне фокусування АФА, тому застосовується коригуючий світлофільтр оранжевий або червоний “зі заздальгідь розрахованою фокусністю”, або змінюють фокусування АФА.

Необхідно відмітити, що роль світлофільтрів особливо збільшилася у зв'язку з розвитком багатоспектральної спектрзональної зйомки.

Під час вибору світлофільтру для аерофотозйомки основну увагу звертають на параметри повітряної димки. Світлофільтр збільшує контраст зображення.

Для того, щоб не загубити деталі зображення у тінях під час переходу з однієї зони спектра до іншої збільшують витримку, що може призвести до перетримання для світлих деталей.

Для підтримання сталої температури всередині АФА у конструкції світлофільтру передбачені електронагрівальні елементи з тонкого дроту, встановлені по усій площині світлофільтру. Їх роботою керує терморегулятор. У деяких конструкціях поверхня світлофільтру або захисного скла вкрита струмопровідним покриттям.

13. ДЕФОКУСУВАННЯ ОПТИЧНОГО ЗОБРАЖЕННЯ

У процесі експлуатації ТЗПР найбільша розрізняльна здатність прийомного пристрою і апаратури, в цілому, може бути досягнута тільки в тому випадку, якщо приймач випромінювання в процесі роботи АФА точно сполучений із площиною різкого оптичного зображення, що створюється об'єктивом. Однак у реальних умовах роботи апаратури на літаку часто виникає дефокусування Δf – зсув площини різкого зображення щодо площини установки приймача випромінювання. Висока розрізняльна здатність прийомного пристрою дефокусування приводить до істотного погіршення якості одержаної оптичної інформації, утрудняє виявлення і розпізнавання малорозмірних об'єктів. Це відбувається тому, що кожна точка зображення відтворюється кружком (рис. 3.16), діаметр d_0 якого залежить від апертурного кута об'єктива β і від величини дефокусування Δf у такий спосіб:

$$d_0 = 2 \Delta f \operatorname{tg} \beta .$$

Якщо уявити собі місцевість, як сукупність незліченної безлічі по-різному освітлених точок, то внаслідок *дефокусування* зображення близько розташованих точок місцевості будуть накладатися на півці одне на одне й у цілому вийде нерізде зображення місцевості.

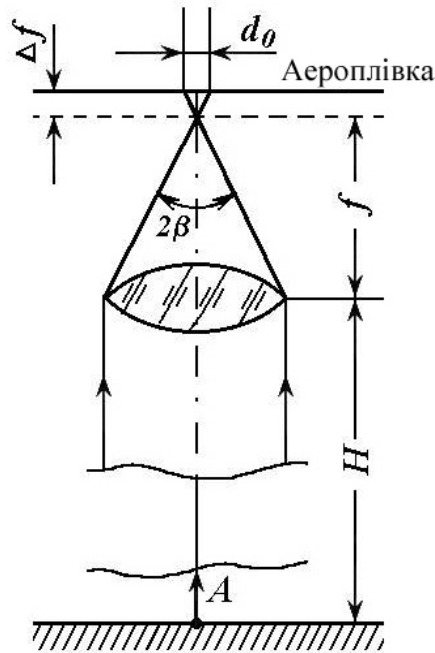


Рис. 3.16. Зображення точкового джерела при дефокусуванні аерофотокамери

Обмеження, що накладається на сумарну розрізняльну здатність апаратури, визначається розрізняльною здатністю *дефокусування* $R_{дф}$, величина якої не залежить від орієнтації об'єктів у полі зору.

Величина $R_{дф}$ зв'язана з d_0 співвідношенням:

$$R_{дф} \approx \frac{1}{d_0} .$$

Дефокусування істотно погіршує також просторово-частотну характеристику (ПЧХ) прийомного пристрою. Воно діє як двовимірний низькочастотний просторово-частотний фільтр. Просторово-частотна передатна функція (ПЧПФ) ланки, якою можна зобразити в структурній схемі засобу розвідки цей процес перетворення інформації, знаходиться зі співвідношення:

$$W_{дф}(\vartheta_x, \vartheta_y) = \int \int_{-\infty}^{\infty} g_{дф}(x, y) e^{-j2\pi(\vartheta_x x + \vartheta_y y)} dx dy .$$

У зв'язку з тим, що функція розсіювання крапки $g_{дф}(x, y)$ при дефокусуванні має осову симетрію, то вона може бути визначена в полярних координатах у такий спосіб:

$$g_{дф}(\rho) = \begin{cases} 1_{при} \rho \leq r_0; \\ 0_{при} \rho \geq r_0. \end{cases}$$

де $\rho = \sqrt{x^2 + y^2}$, а $r_0 = 0,5d_0$.

Зробивши в попередній формулі заміну перемінних, одержимо вираз для ПЧПФ:

$$W_{\text{дф}}(\vartheta_x, \vartheta_y) = \frac{2J_1(2\pi\vartheta r_0)}{2\pi\vartheta r_0}$$

де $\vartheta = \sqrt{\vartheta_1^2 + \vartheta_2^2}$, а J_1 функція Бесселя першого порядку першого роду.

Графік передатної функції, розрахованої відповідно до формули, приведений на рис. 3.17.

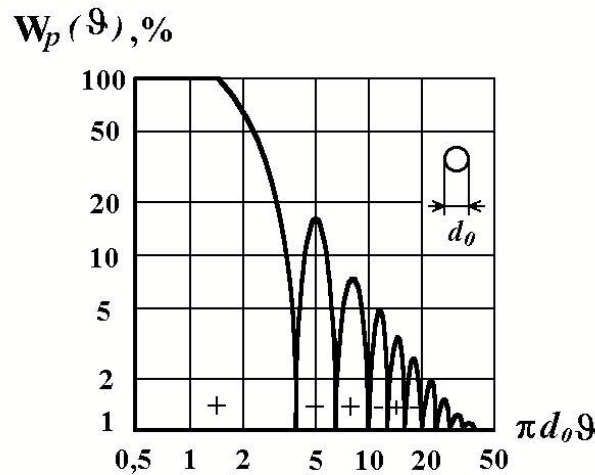


Рис. 3.17. ПЧХ перетворення оптичного зображення у випадку дефокусування

Якщо відомий просторовий спектр оптичного зображення $S_e(v)$ і ПЧХ ланки, що описує перетворення інформації при дефокуванні $W_{\text{дф}}(v)$, то спектр зображення одержимо перемноженням цих функцій. Передатна функція має коливальний характер. Вона може бути розділена на окремі ділянки з переміжними позитивними і негативними значеннями коефіцієнта передачі. У точках на межі цих ділянок коефіцієнт передачі дорівнює нулю. Елементарні складові спектра об'єкта, що мають дані просторові частоти, не потраплять у зображення. Області негативних значень називаються областями псевдорозрізнення. Елементарні складові, просторові частоти яких попадають у ці області, не тільки послабляються, але і передаються зі зсувом фази на 180° . Прояв ефекту псевдорозрізнення видно на рис. 3.18.

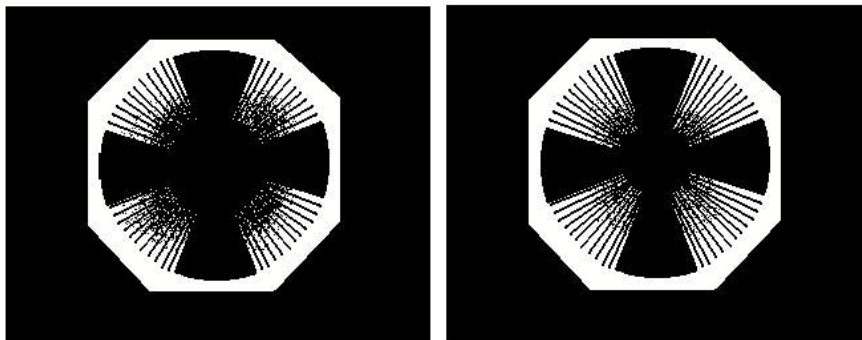


Рис. 3.18. Ефект псевдорозрізнення при дефокуванні

На цьому малюнку зображені фотографії радіальних решіток. Зображення ліворуч відповідає меншому розфокуванню об'єктива, праворуч – більшому. З рисунка видно, що

чим менше розфокусування, тим при більших просторових частотах настає ефект псевдорозрізнення.

Причинами дефокусування оптичного зображення є:

- широкий діапазон зміни відстані до ділянки місцевості, що піддається аналізу;
- деформації приймача зображення;
- зміна фокусної відстані об'єктивів при зміні оптичної щільності навколишнього повітря;
- зміна лінійних розмірів корпусу прийомного пристрою, зміна фокусної відстані оптичної системи при зміні температури навколишнього повітря;
- залежність положення площини найкращого зображення об'єктива від області спектральної чутливості приймача, що використовується, й ін.

Розглянемо докладніше перераховані фактори:

1. Під час роботи АФА із середніх і великих висот відстань до місцевості завжди в багато разів більша фокусної відстані його об'єктива. У цьому випадку площина найкращого зображення знаходиться в безпосередній близькості від фокальної. Зміна висоти використання апаратури в широких межах веде до невеликої зміни положення площини найкращого зображення.

Тому в багатьох випадках об'єктив прийомного пристрою жорстко кріпиться в корпусі. В АФА з високою розрізняльною здатністю дефокусування, що виникають за рахунок зміни відстані до об'єктива, компенсуються невеликою зміною фокусної відстані об'єктива шляхом зміни взаємного положення окремих його компонентів, чи передбачається регулювання відносного положення об'єктива і приймача. При використанні апаратури з малих висот при похилому положенні оптичної осі виникають перемінні по полю зору дефокусування, що частково можуть компенсуватися похилим, щодо фокальної площини, розташуванням приймача оптичного зображення. В вузькокутових АФА скануючого типу з великим кутом огляду (панорамні АФА) спостерігається зміна дефокусування у залежності від положення кута зору АФА в просторі.

2. Деформації приймача можуть виникати, наприклад, в АФА при поганій якості вирівнювання аерофотоплівки. До цього дефокусування можна умовно віднести також погіршення зображення внаслідок сферичної поверхні чіткого зображення в деяких оптичних системах відбивного типу.

3. Зміна щільності навколишнього повітря викликає зміну фокусної відстані лінзових чи, у меншому ступені, дзеркально-лінзових об'єктивів. Це обумовлюється зміною відносного коефіцієнта переломлення матеріалу лінз і, отже, ходу променів через оптичну систему. Для усунення даного дефокусування можуть бути використані системи автоматичного регулювання, що використовують датчики з безпосереднім чи непрямим виміром щільності навколишнього повітря.

4. У різних умовах польоту температура навколишнього повітря має різні значення. Можливий діапазон зміни температури перевищує 100° , особливо на надшвидкісних літаках.

При зміні температури міняються лінійні розміри корпусу прийомного пристрою і приймач випромінювання зміщається щодо фокальної площини об'єктива. Крім того, у залежності від температури, міняється кривизна лінз чи відбивачів і, отже, фокусна відстань об'єктива. Це також веде до збільшення дефокусування. Для усунення дефокусувань, пов'язаних зі зміною температури навколишнього повітря, у даний час застосовуються такі способи:

- об'єктив за допомогою інварних стрижнів жорстко кріпиться з частиною корпусу, розташованою поруч із приймачем випромінювання. Коефіцієнт лінійного розширення інвару, як відомо, не залежить у широких межах від температури;

- як об'єктиви, використовуються так звані оптичні системи, що не розладнуються. Нерозладненість їх при повільних змінах температури забезпечується раціональним вибором конструкцій всіх елементів, а також матеріалів для лінз та оправ. При швидких змінах температури достатня точність збереження незмінною фокусної відстані в таких об'єктивах,

однак, не забезпечується. Для стабілізації температурного режиму застосовується обігрів аерофотоапарата, утеплювальні чохла і спеціальні контейнери з мікрокліматом.

5. Додаткова складова дефокусування може виникнути в апаратурі з лінзовою чи дзеркально-лінзовою оптичною системою, якщо використовується занадто велика ділянка електромагнітних хвиль (декілька мікрон). Причиною виникнення дефокусування, в цьому випадку, являються хроматичні аберації, властиві цим об'єктивам. Подібні дефокусування можуть виникнути й в апаратурі, що працює в більш вузькому діапазоні спектра, якщо за рахунок зміни приймача переходять для ведення повітряної розвідки в іншу область спектра. З цієї причини в апаратурі для теплової розвідки місцевості звичайно використовують відбивну оптику, вільну від хроматичних аберацій, а в АФА передбачають пристрої для усунення дефокусування, які одночасно можуть використовуватися для усунення дефокусувань, викликаних іншими причинами.

Найкращі результати усунення дефокусувань варто очікувати у випадку, коли поряд з комплексом перерахованих вище заходів, що впливають на зменшення кожного з дефокусувань, використовується замкнута автоматична система усунення залишкових дефокусувань у польотних умовах.

14. ЗАСОБИ КОМПЕНСУВАННЯ ДЕФОКУСУВАННЯ

Для зменшення дефокусувань в АФА передбачається застосування інварних тяг, що з'єднують об'єктив з тією частиною камери, де розташована аероплівка, а також застосування аерофотооб'єктивів, що не розладнуються. Застосовують також утеплювальні чохла, засоби для обігріву елементів конструкції і спеціальні контейнери, у яких підтримується визначений мікроклімат. При проектуванні деяких АФА передбачається встановлення плівки в площині, що збігається з площиною найкращого зображення об'єкта при $t = 15^{\circ}\text{C}$ и зниженому тиску $p = 120\text{-}190$ мм рт. ст.

У довгофокусних АФА передбачаються також автоматичні і неавтоматичні системи усунення залишкових дефокусувань, у яких використовується непрямий і безпосередній метод визначення дефокусувань. Для усунення дефокусувань вручну в багатьох АФА передбачений механізм переміщення уздовж оптичної осі одного з компонентів об'єктива чи об'єктива в цілому. Керування їм здійснюється за допомогою рукоятки, виведеної на корпус АФА. Необхідне положення об'єктива визначається за графіками, отриманими заздалегідь з урахуванням зміни температури і тиску на різних висотах. Рукояткою користуються і для усунення дефокусувань при зміні типу аероплівки. Такі механізми є в АФА-42/100, АФА-54/2МР і ін. В автоматичних системах фокусування АФА використовують для обчислення залишкових дефокусувань дані про висоту польоту, тиск чи температуру від інших вимірюючих систем, що є на борту носія.

Як приклад розглянемо схему роботи автомата, за допомогою якого усуваються дефокусування, що виникають від зміни щільності повітря і висоти польоту. Переміщення об'єктива (в АФА-54/50-2М) чи задньої лінзи (АФА-54/75-2МР) здійснюється електричним механізмом. Величина переміщення регулюється спеціальною схемою, зображеною на рис. 3.19.

Движок на потенціометрі R_1R_2 переміщується від датчика тиску. Так як щільність повітря залежить від тиску, то опір R_2 змінюється пропорційно щільності повітря. При зміні висоти польоту датчик тиску переміщує движок потенціометра і відбувається порушення балансу моста. Сигнал з нього подається на підсилювач, а потім на керуючу обмотку двигуна M_1 . Електричний механізм переміщує у відповідному напрямку об'єктив (чи останню лінзу об'єктива) і одночасно движок прецизійного потенціометра R_3R_4 . Переміщення відбувається доти, поки міст не збалансується знову. Остання лінза в апараті з $f = 750$ мм переміщується звичайно в межах ± 1 мм. Зміна висоти польоту в апараті під час виготовлення потенціометра зворотного зв'язку R_3R_4 .

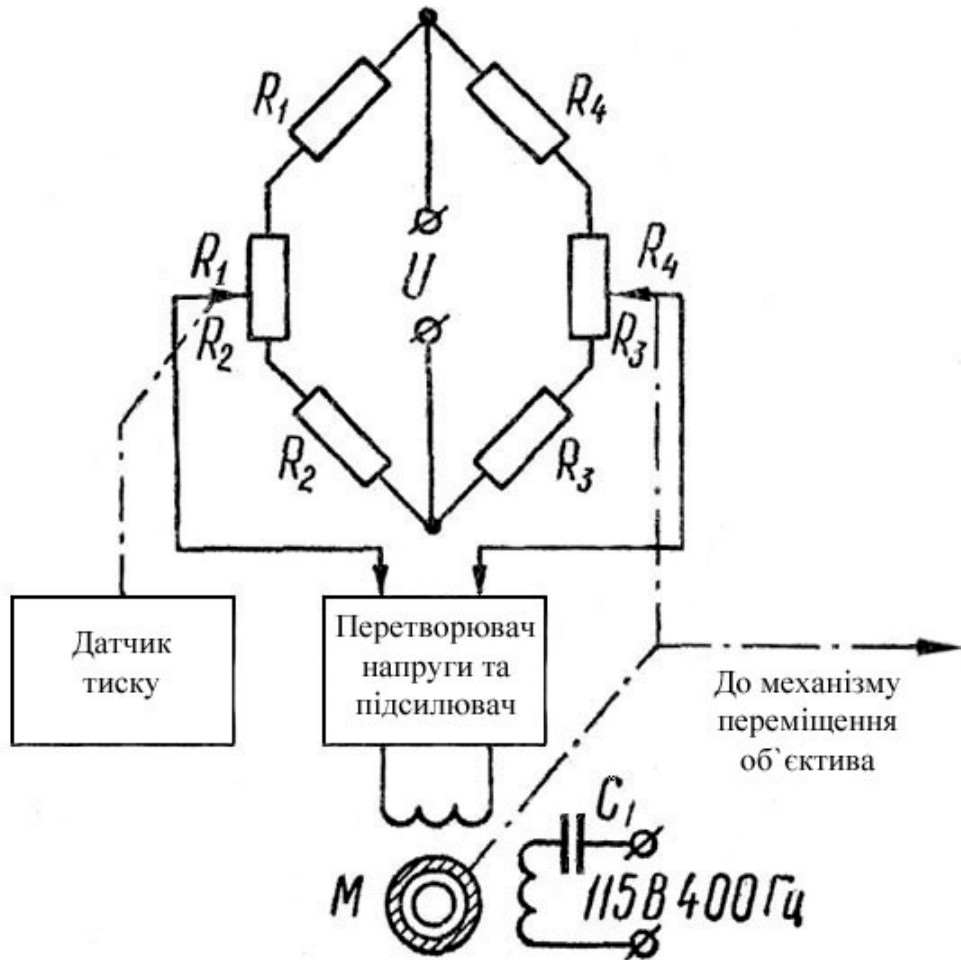


Рис. 3.19. Автоматична система усунення дефокусувань, обчислених непрямим методом

Усунення залишкових дефокусувань може бути забезпечене також за допомогою систем регулювання, у яких спеціальними пристроями безпосередньо визначається ступінь розбіжності площини найкращого зображення з поверхнею аероплівки. Якщо виникає зсув, то він усувається спеціальним електромеханізмом.

Схема пристрою такого типу приведена на рис. 3.20.

Зображення ділянки місцевості створюється об'єктивом камери 1 і дзеркалами 2 на екрані з вузькою щілиною 3. За щілиною, ширина якої 0,25 мм, установлений фотомножник 4. Під час польоту літака зображення місцевості переміщається щодо щілини. Модульований світловий потік попадає на фотомножник, перетворюється в електричний струм, а останній подається на випрямувач з комутатором, тобто на синхронний детектор. Між дзеркалом 2 і щілиною обертається зі швидкістю 13 об/с оптичний клин 7, а синхронно з клином — комутатор 5. При обертанні клина площина найкращого зображення безупинно робить зворотно-поступальне переміщення щодо площини діафрагми 3. Величина світлового потоку, модульованого щілиною діафрагми, безупинно змінюється. Максимальний потік буде в момент сполучення фокальної площини об'єктива з площиною діафрагми. Якщо дефокусування в камері цілком відсутнє, зображення місцевості на щілині діафрагми 3 має найбільшу різкість і перед нею знаходиться середня за товщиною частина клина, а комутатор займає при цьому положення, зазначене на схемі, то при обертанні клина сигнал на двигун 6 подаватися не буде.

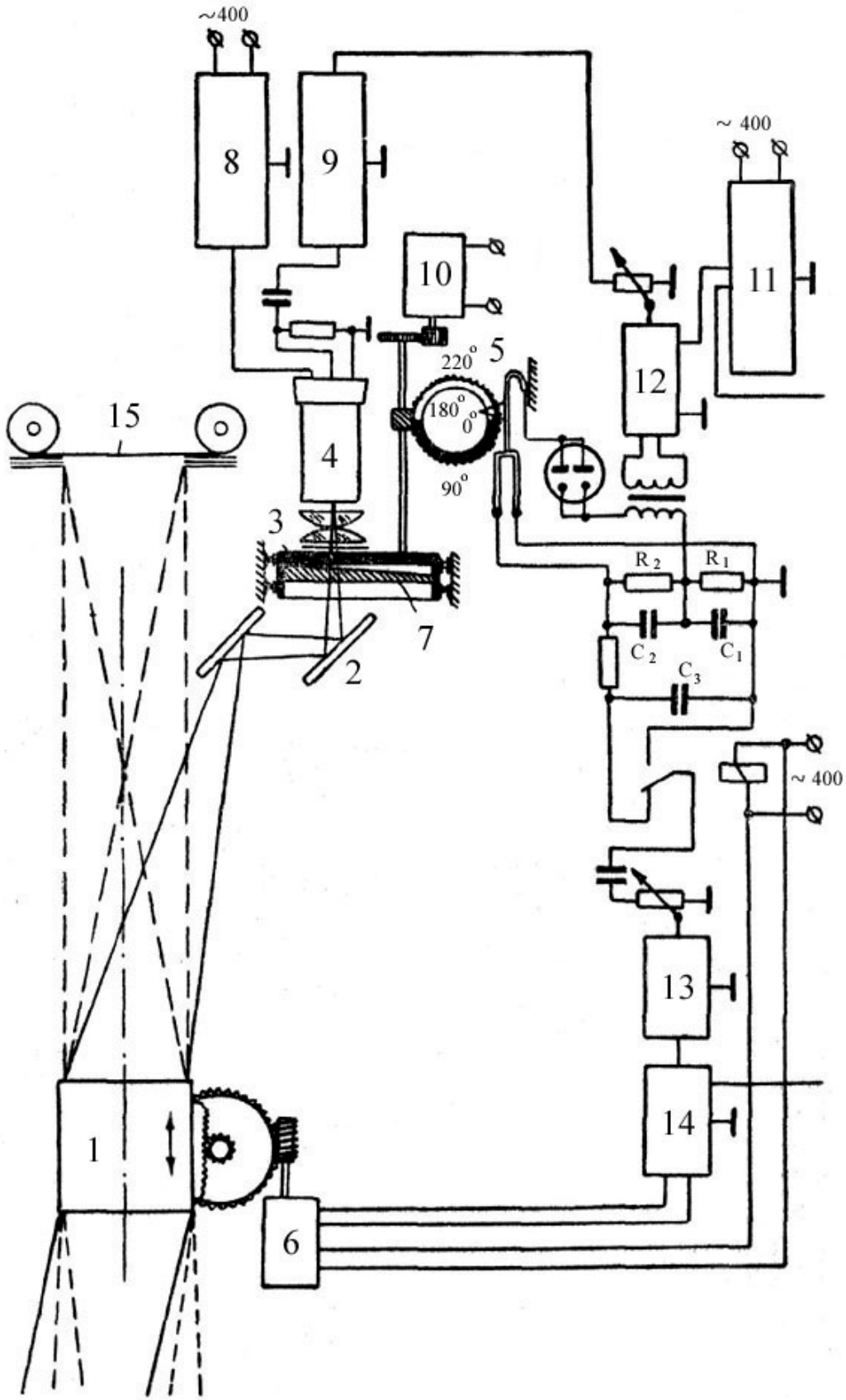


Рис. 3.20. Автоматична система усунення дефокусувань

Діаграма струму, що протікає через R_1R_2 випрямляча, має в цьому випадку вид, представлений на рис. 3.21. Напруга на конденсаторі C_3 відсутня. Якщо з будь-яких причин у польоті виникає дефокусування камери, то максимальний струм з фотомножника буде надходити в момент, коли комутатор займає інше положення. Діаграма струму приймає, наприклад, вид, зазначений на рис. 3.21, б, і на виході випрямляча з'являється сигнал управління, що використовується для переміщення об'єктива у відповідному напрямку доти, поки не відновиться первісний режим роботи. Дана схема забезпечує точність автоматичного фокусування в межах $\pm 0,025$ мм.

На даний час відомі й інші методи, що забезпечують точне усунення дефокусувань. Вони засновані на аналізі ПЧС зображення об'єктів у площині, де розташована плівка. При дефокусуванні спостерігається більш сильне зменшення високочастотних складових ПЧС оптичного зображення, чим низькочастотних. Оптико-електронна схема забезпечує вимір відношення цих складових спектра в площині, де розташована плівка. Об'єктив переміщується так, щоб відношення енергії високочастотних складових до енергії низькочастотних було максимальним.

Подібні схеми забезпечують найкраще фокусування аерофотокамер в умовах їхньої експлуатації.

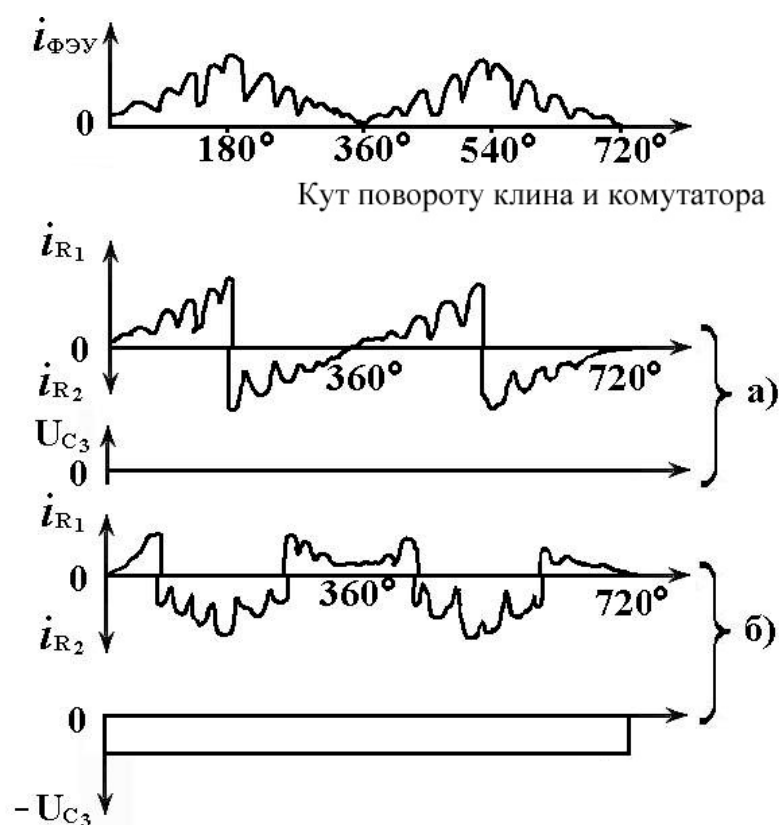


Рис. 3.21. Діаграма струму і напруги в різних точках схеми автомата усунення дефокусувань: а – сфокусоване зображення; б – при наявності дефокусування

15. ПОНЯТТЯ ПРО ЗСУВ ЗОБРАЖЕННЯ

При повітряному фотографуванні АФА разом зі своїм носієм – літальним апаратом робить лінійні і кутові переміщення відносно місцевості, що фотографується, чи об'єктів розвідки. При цьому можна виділити три види зсуву зображення на фотоплівці АФА, вплив яких необхідно враховувати:

- рівномірний зсув, що є наслідком поступального руху літального апарата;

- короткоперіодичний зсув, викликаний вібраційними коливаннями корпусу літального апарата під дією внутрішніх (вплив роботи авіадвигуна чи органів керування) і зовнішніх (турбулентність атмосфери) динамічних факторів;
- довгоперіодичний зсув, обумовлений повільними періодичними переміщеннями літального апарата щодо його середнього положення в польоті.

Вплив зсуву зображення на зменшення фотографічного розрізняння деталей земної поверхні залежить від швидкості і висоти польоту літального апарата.

Величина припустимого зсуву зображення при аерофотозніманні визначається добротністю системи, що фотографує, у цілому (сукупності об'єктив-фотошар). Якщо добротність системи, що фотографує, мала, то припустимий зсув зображення може бути порівняно великим, однак якщо добротність велика, то припустимий зсув зображення повинен бути досить малим.

Співвідношення між зсувом зображення і його впливом на розрізняльну здатність аерофотознімки має дуже складну залежність, що визначається контрастністю об'єктів, параметрами фотоемульсії плівки, характеристиками оптичної системи АФА і багатьма іншими умовами. На аерофотознімку величина зсуву зображення характеризується розмитістю контурів об'єктів фотографування, тобто наявністю більш-менш плавного переходу між яскравістю об'єкта чи деталі і навколишнім фоном.

Розглянемо фізичну сутність цього явища. Зсув зображення (рис. 3.22) відбувається протягом часу експонування плівки при відкритті затвору АФА (t_ϕ) через переміщення літального апарата разом з аерофотоапаратом відносно ділянки, що фотографується.

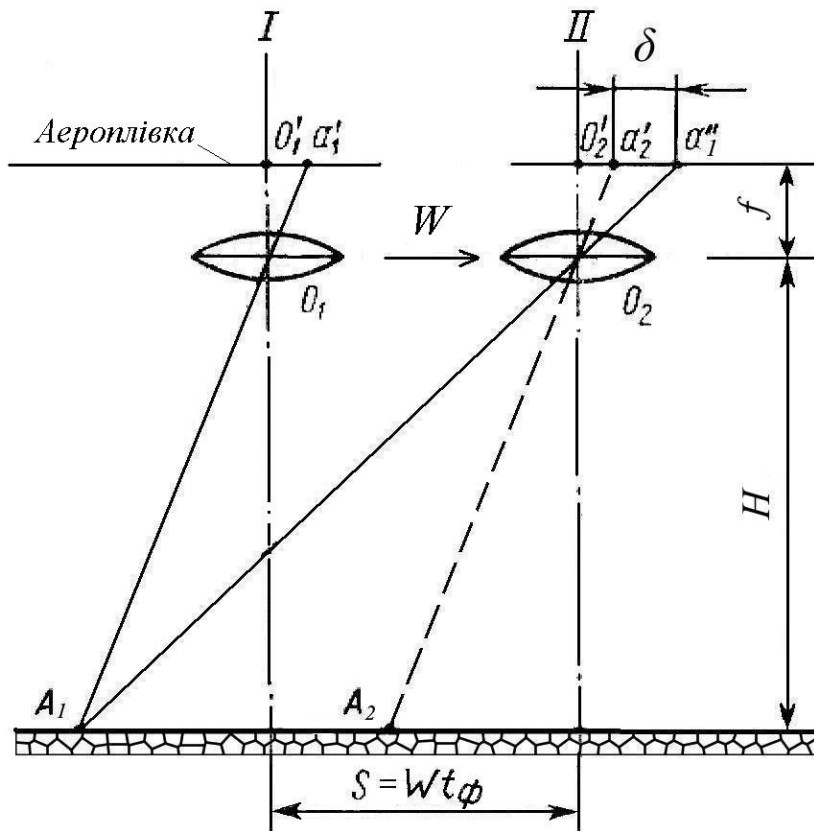


Рис. 3.22. Схема утворення зсуву зображення

На рис. 3.22 показані два положення аерофотоапарата: I – у момент відкриття затвора і II – у момент закриття затвора. Проміжок часу між цими моментами t_ϕ – час фотографування,

чи час витримки затвора АФА. Величина $a_2'a_1''$ характеризує величину геометричного зсуву зображення δ , чисельне значення якого

$$\delta = V_{из} t_{\phi}, \quad (3.1)$$

де $V_{из}$ – швидкість оптичного зображення у фокальній площині аерофотокамери, рівна швидкості польоту W у масштабі фотографування, тобто

$$V_{из} = W \frac{f}{H}. \quad (3.2)$$

Тут f – фокусна відстань об'єктива АФА; W і H – шляхова швидкість і висота польоту літального апарата.

Після підстановки одержимо:

$$\delta = W \frac{f}{H} t_{\phi}. \quad (3.3)$$

Таким чином, у польоті при відкритому затворі об'єктива АФА всі точки об'єктів, що проєктуються на фотоплівку, переміщуються по полю фотокадру, “змазуючи” зображення на величину δ .

На плівці замість точки a_1' вийде лінія $a_2'a_1''$. У результаті цього все зображення буде нерізким, розмитим, що знижує розрізняльну здатність АФА й затрудняє дешифрування об'єктів на знімку.

Необхідність виявлення на знімку малорозмірних і малоконтрастних об'єктів земної поверхні пред'являє досить жорсткі вимоги у відношенні припустимого зсуву зображення, а застосування, як приймача світла, фотоплівок з високою розрізняльною здатністю і слабкою світлочутливістю ще більш обмежує величину припустимого зсуву зображення. Зсув зображення приводить до утворення на межі зображення деталі і фону перехідної області, у межах якої величина експозиції, а отже, і оптична щільність зображення поступово змінюються від значень, що відповідають яскравості зображення деталі, до значень, що відповідають яскравості зображення фону.

Довжина цієї області чисельно дорівнює величині геометричного зсуву зображення δ_G . На рис. 3.23 показаний зв'язок фактичного зображення деталі на знімку $a_{факт}$ з урахуванням геометричного зсуву δ_G і граничного значення зсуву δ_{Π} за умови, що a_0 розмір зображення деталі при відсутності зсуву зображення.

Очевидно, що в цьому випадку

$$a_{факт} = a_0 + (\delta_G - 2\delta_{\Pi}), \quad (3.4)$$

Формула (3.4) виведена за умови сталості швидкості зображення $V_{из}$ за час t_{ϕ} , і відсутності впливу об'єктива й аерофотозатвора на розподіл променистої енергії в зображенні. З формули (3.4) і графіка (рис. 3.23) видно, що фактичний чи фізичний зсув зображення $\delta_{физ}$ буде менше геометричного зсуву зображення δ_G , обчисленого за формулою (3.3), на величину $2\delta_{\Pi}$, тобто

$$\delta_{физ} = \delta_G - 2\delta_{\Pi} \quad (3.5)$$

Величина δ_{Π} , крім того, залежить також від параметрів світлочутливого шару плівки, від освітленості зображення і його швидкості у фокальній площині АФА в момент спрацьовування аерофотозатвору.

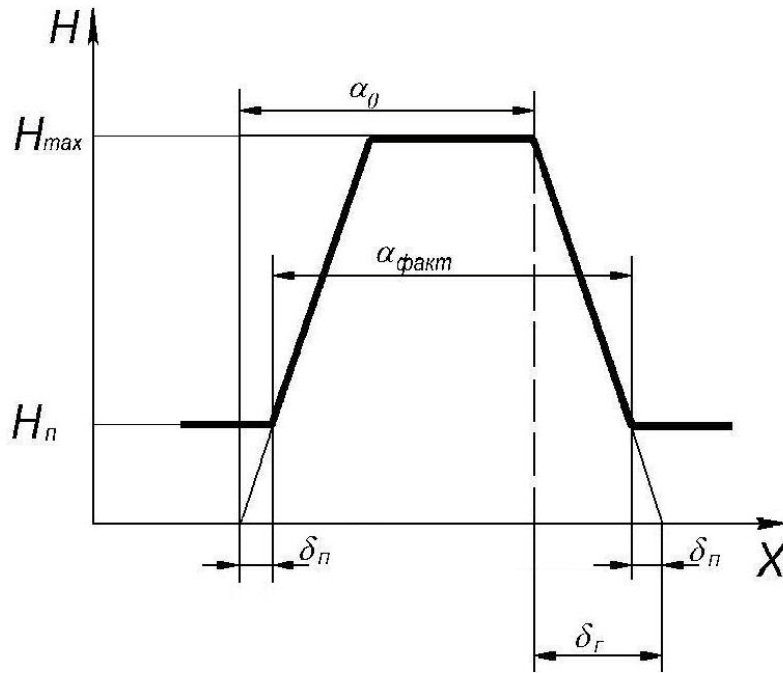


Рис. 3.23. Зв'язок фактичного зображення з геометричним зсувом і граничним значенням зсуву

Для розглянутого випадку (рис. 3.23) справедливе співвідношення:

$$\delta_{\Pi} = \delta_{\Gamma} \frac{H_{\Pi}}{H_{\max}}, \quad (3.6)$$

де H_{\max} – максимальне значення експозиції; H_{Π} – граничне значення експозиції. Таким чином, маємо

$$\delta_{\text{физ}} = \delta_{\Gamma} \left(1 - 2 \frac{H_{\Pi}}{H_{\max}} \right), \quad (3.7)$$

і остаточно можемо записати:

$$a_{\text{факт}} = a_0 + \delta_{\Gamma} \left(1 - 2 \frac{H_{\Pi}}{H_{\max}} \right). \quad (3.8)$$

Для штучного зменшення чи повної компенсації зсуву зображення у фокальній площині аерофотоапарата необхідно забезпечити відносну нерухомість оптичного зображення і фотоплівки. На даний час найбільше поширення одержали механічний і оптичний способи компенсації зсуву зображення.

Принцип *механічної компенсації* полягає в тому, що плівка під час її експонування рухається в напрямку переміщення оптичного зображення зі швидкістю $V_{пл}$, рівною швидкості $V_{пл}$:

$$V_{пл} = V_{из} = W \frac{f}{H}. \quad (3.9)$$

Принцип *оптичної компенсації* полягає в примусовій зміні ходу світлових променів в АФА. Така зміна може бути здійснена, наприклад, за допомогою оптичних клинів, що рухаються з постійною швидкістю. Рух клинів здійснюється зі строго визначеною швидкістю, що забезпечує на час експонування плівки нерухомість оптичного зображення у фокальній площині об'єктива.

Разом з тим, слід зазначити, що ці способи не забезпечують повної компенсації зсуву зображення для всіх точок знімка, що пояснюється наявністю методичних і інструментальних погрешностей. У першу чергу це відноситься до невідповідності дійсної висоти фотографування для центральних точок знімка і для точок зображення на краю знімка, що є причиною розходження швидкостей зображення цих точок. Це особливо характерно при фотографуванні з великих висот ширококутовими фотосистемами, тому що таке фотографування вимагає врахування кривизни земної поверхні і різного віддалення об'єктів від аерофотоапарата по всьому полю зображення.

Крім того, якщо оптична вісь аерофотоапарата відхилена убік від вертикалі на кут γ , швидкість зображення для різних точок знімка буде різною в залежності від цього кута:

$$V_{из\gamma} = W \frac{f}{H} \cdot \frac{\cos(\nu \pm \beta)}{\cos\beta}, \quad (3.10)$$

де β – кут відхилення точки зображення у фокальній площині АФА щодо оптичної осі об'єктива.

У випадку відхилення оптичної осі аерофотоапарата вперед чи назад від вертикалі на кут γ зображення ділянок місцевості переміщуються зі швидкістю:

$$V_{из\gamma}^{\Gamma} = W \frac{f}{H} \cdot \frac{\cos^2(\nu \pm \beta)}{\cos^2\beta}. \quad (3.11)$$

Точність роботи механізмів компенсації зсуву зображення залежить також від ступеня синхронізації швидкості зображення зі швидкістю плівки чи зі швидкістю клинів. При порушенні синхронізації може мати місце явище недокомпенсації, коли швидкість зображення більша швидкості компенсації, і явище перекомпенсації, коли швидкість зображення менша швидкості компенсації. В обох цих випадках на знімку утвориться залишковий зсув зображення $\delta_{ост}$, рівний за абсолютним значенням

$$\delta_{ост} = (V_{из} - V_{пл}) \cdot t_{\phi} = \Delta V t_{\phi}, \quad (3.12)$$

де ΔV – абсолютне значення різниці швидкостей зображення і плівки.

Тому до механізмів компенсації зсуву зображення, які використовують як механічний так і оптичний способи, пред'являються наступні вимоги:

- забезпечувати необхідну точність компенсації зсуву зображення для всіх точок знімка;
- не впливати на роботу інших механізмів аерофотоапарата;
- не погіршувати якість зображення;

- забезпечувати можливість досить простого керування і зміни швидкості компенсації в необхідному діапазоні.

Розглянемо вищезгадані способи компенсації зсуву зображення більш докладно.

16. МЕХАНІЧНА КОМПЕНСАЦІЯ ЗСУВУ ЗОБРАЖЕННЯ

Сутність способу механічної компенсації зсуву зображення полягає в переміщенні плівки в момент фотографування таким чином, щоб залишковий зсув зображення, обумовлений рівністю (3.12), дорівнював нулю. Це можливо, коли швидкість зображення $V_{уз}$ дорівнює швидкості компенсації V_k чи швидкості плівки $V_{пл}$. Таким чином, протягом циклу фотографування T плівка переміщається у фокальній площині з двома різними швидкостями: зі швидкістю компенсації V_k і швидкістю перемотування V_n (рис. 3.24). Оскільки $V_n > V_k$, то це забезпечує можливість зменшення циклу й одержання необхідного коефіцієнта перекриття. Зміна швидкості компенсації відбувається плавно чи ступінчато в досить широких межах, обумовлених граничними значеннями висоти і швидкості фотографування, тобто H_{max} і W_{min} , H_{min} і W_{max} .

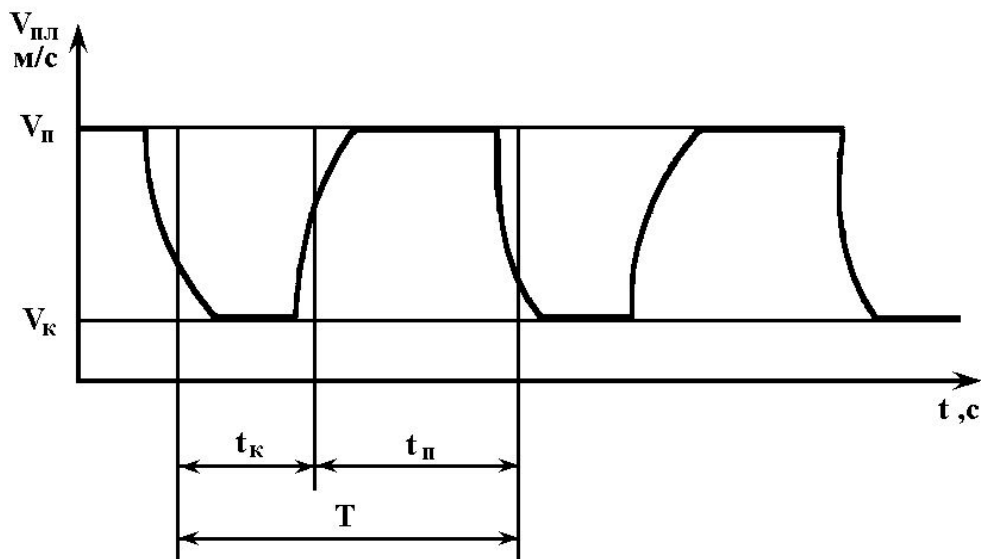


Рис. 3.24. Графік зміни швидкості руху плівки під час циклу фотографування при механічному способі компенсації зсуву зображення

При конструюванні пристрою механічної компенсації зсуву зображення (МКЗЗ) необхідно знати співвідношення між часом компенсації t_k і часом перемотування плівки t_n . Взаємозв'язок параметрів при механічному способі визначається рівняннями:

$$l + l_0 = V_k t_k + V_n t_n, \quad (3.13)$$

$$t_k + t_n = T_{min}, \quad (3.14)$$

де $l + l_0$ – довжина плівки, що перемотується протягом циклу;
 T_{min} – тривалість циклу, рівна мінімальному інтервалу фотографування.

Рух плівки в аерофотоапаратах із МКЗЗ здійснюється механізмом перемотування вимірювально-тягнутого типу, який дозволяє досить просто керувати механізмом перемотування і забезпечує необхідну точність компенсації.

У відомих конструкціях вітчизняних і закордонних аерофотоапаратів із МКЗЗ компенсація здійснюється чи тільки рухом плівки, чи спільним переміщенням плівки з касетою, чи склом, що вирівнює плівку.

При механічному способі компенсації зсуву зображення необхідно виконати ряд вимог, основними з яких є наступні:

1. У момент спрацьовування фотозатвора фотоплівка повинна переміщатися рівномірно у фокальній площині фотокамери в напрямку руху оптичного зображення зі швидкістю компенсації, рівною швидкості зображення:

$$V_{пл} = V_k = V_{из} = W \frac{f}{H}. \quad (3.15)$$

2. Вектор швидкості руху оптичного зображення повинен збігатися з вектором швидкості руху фотоплівки в момент спрацьовування фотозатвора.

3. У момент спрацьовування фотозатвора оптична вісь фотоапарата повинна збігатися з місцевою вертикаллю – напрямком до центра Землі.

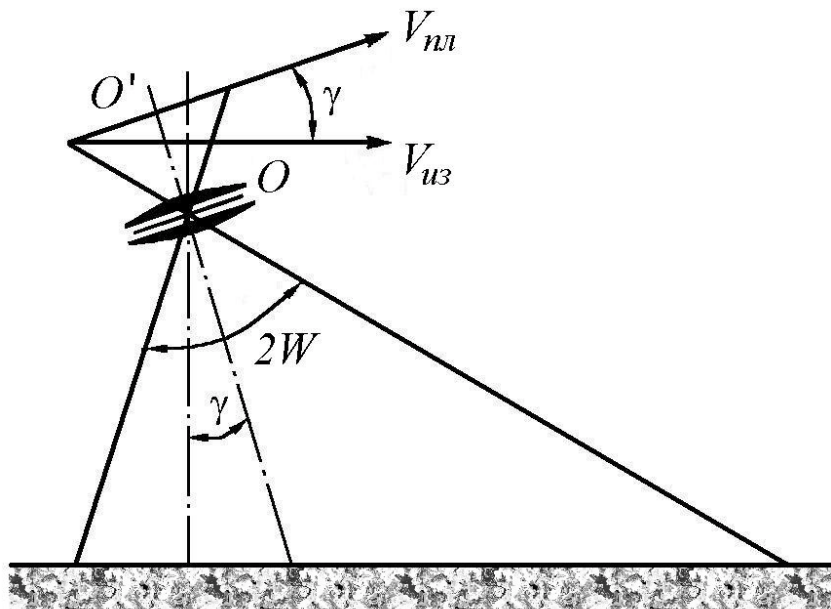


Рис. 3.25. Схема утворення залишкового зсуву зображення у випадку відхилення оптичної осі від вертикалі

Виходячи з розгляду рис. 3.25 можна одержати наступну залежність:

$$\delta_{ост} = (V'_{из} \cos \gamma - V_{пл}) t_{\phi}, \quad (3.16)$$

де $\delta_{ост}$ – залишковий зсув зображення, виникаючий через розбіжність оптичної осі фотоапарата з місцевою вертикаллю; γ – кут між оптичною віссю фотоапарата і місцевою вертикаллю; $V'_{из}$ – миттєве значення швидкості руху оптичного зображення для точок, розташованих на краю поля зору фотоапарата, рівне

$$V'_{из} = V_{из} \cdot \frac{\cos(\nu + \beta)}{\cos \beta}. \quad (3.17)$$

4. У момент спрацьовування фотозатвора кут нахилу фотоапарата в напрямку, перпендикулярному напрямку руху носія, повинен бути мінімальним.

Необхідність виконання зазначених вище вимог, а також відносна складність конструкції фотоапарата обмежують застосування цього способу, особливо у фотоапаратах з великим кутом зору. Недоліком способу МКЗЗ варто вважати відносну складність вирівнювання аерофотоплівки і необхідність для цього великих зусиль, що викликають значні напруги в плівці і впливають на роботу механізму перемотування. Великі перепади швидкостей плівки викликають різку зміну навантажувальних моментів і вимагають досить могутніх приводів.

Позитивними якостями цього способу компенсації зсуву зображення є однакова швидкість компенсації для всіх точок знімка і відсутність додаткових оптичних систем, що впливають на якість зображення.

17. ОПТИЧНА КОМПЕНСАЦІЯ ЗСУВУ ЗОБРАЖЕННЯ

При *оптичній компенсації зсуву зображення* (ОКЗЗ) необхідно змінювати напрямок світлових променів за визначеним законом, що відповідає закону зміни швидкості зображення у фокальній площині аерофотоапарата.

Зміна напрямку світлового потоку може бути здійснена такими способами:

- поворотом аерофотоапарата навколо осі, що проходить через задану вузлову точку об'єктива;
- за допомогою повороту дзеркала, чи оптичної призми;
- обертанням прозорих оптичних клинів, розташованих перед об'єктивом аерофотоапарата.

Розглянемо докладно кожний з цих способів.

17.1. Оптична компенсація зсуву зображення поворотом аерофотоапарата

При компенсації зсуву зображення поворотом аерофотоапарата (рис. 3.26) його рух здійснюється спеціальним важільно-поворотним механізмом з визначеною кутовою швидкістю ω_k .

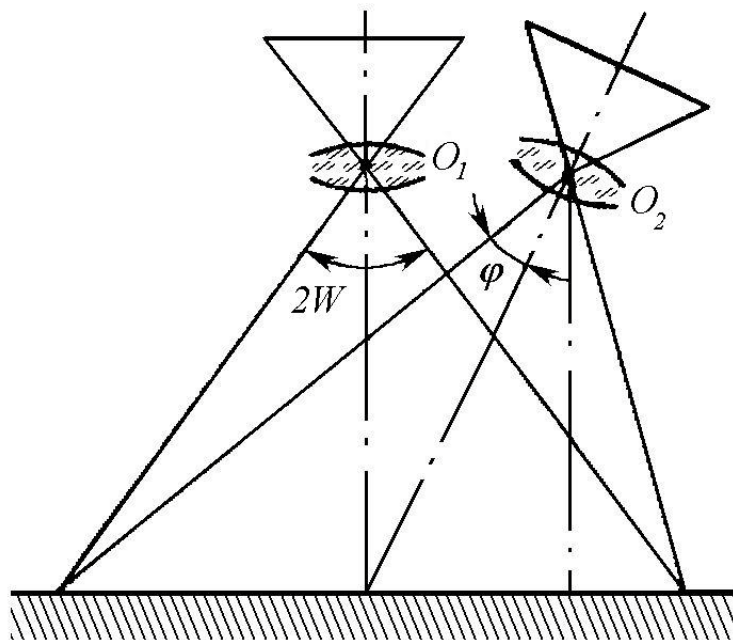


Рис. 3.26. Схема кутового способу оптичної компенсації зсуву зображення

Повний кут повороту аерофотоапарата протягом витримки (рис. 3.27) буде дорівнювати:

$$\varphi_{\text{п}} = \frac{W}{H} t_{\phi} \rho, \quad (3.18)$$

де ρ – кутовий коефіцієнт відповідності.

При переміщенні АФА відносно об'єкта, що фотографується, й одночасному повороті, з метою компенсації зсуву зображення, швидкість переміщення зображення для крапки, віддаленої від головної точки знімка O_1' на відстань

$$r_1' = f \operatorname{tg} \beta, \quad (3.19)$$

буде дорівнювати:

$$V_{\text{из}\beta} = \frac{dr_1'}{dt} = f(1 + \operatorname{tg}^2 \beta) \omega_{\kappa}. \quad (3.20)$$

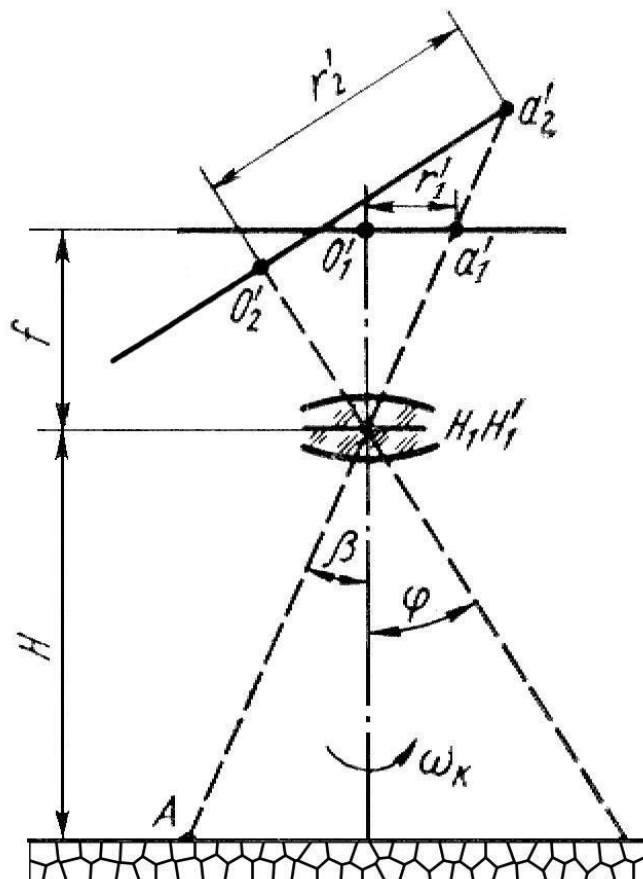


Рис. 3.27. Схема для визначення параметрів кутового способу оптичної компенсації зсуву зображення

Як видно з приведених формул, швидкість компенсації при повороті аерофотоапарата для різних точок знімка буде неоднаковою. Мінімальна швидкість, а отже, і зсув зображення будуть визначатися для головної точки знімка

$$\delta_0 = f \omega_{\kappa} t_{\phi}, \quad (3.21)$$

а для інших точок знімка

$$\delta_{\beta} = f(1 + \operatorname{tg}^2 \beta) \omega_{\kappa} t_{\phi}. \quad (3.22)$$

Порівняння формул (3.21) і (3.22) дозволяє зробити висновок про нерівномірність компенсаційного зсуву зображення по полю зображення, що унеможливує здійснення повної компенсації зсуву зображення для всіх точок знімка одночасно. Відносна методична помилка при цьому способі компенсації буде визначатися формулою:

$$\xi = \frac{\delta_0 - \delta_{\beta}}{\delta_0} = -\operatorname{tg}^2 \beta. \quad (3.23)$$

Як видно з формули (3.23), величина відносної методичної помилки при цьому способі ОКЗЗ є функція кута поля зображення β і залежить від кута повороту АФА φ_{κ} .

Задаючись величиною граничної припустимої відносної методичної помилки за умови необхідної добротності системи, що фотографує, у центрі і на краю поля зображення, можна визначити граничний кут поля зображення аерофотоапарата, при якому ще можливе застосування цього способу ОКЗЗ. Спосіб кутового повороту аерофотоапарата тому може застосовуватися тільки у вузькокутових аерофотоапаратах.

Недоліком цього способу компенсації варто вважати необхідність досить могутнього привода для повороту АФА з високою точністю за дуже короткий час.

17.2. Оптична компенсація зсуву зображення поворотом дзеркала чи призми

Спосіб ОКЗЗ за допомогою дзеркала, що повертається, чи прозорої оптичної призми показаний на рис. 3.28.

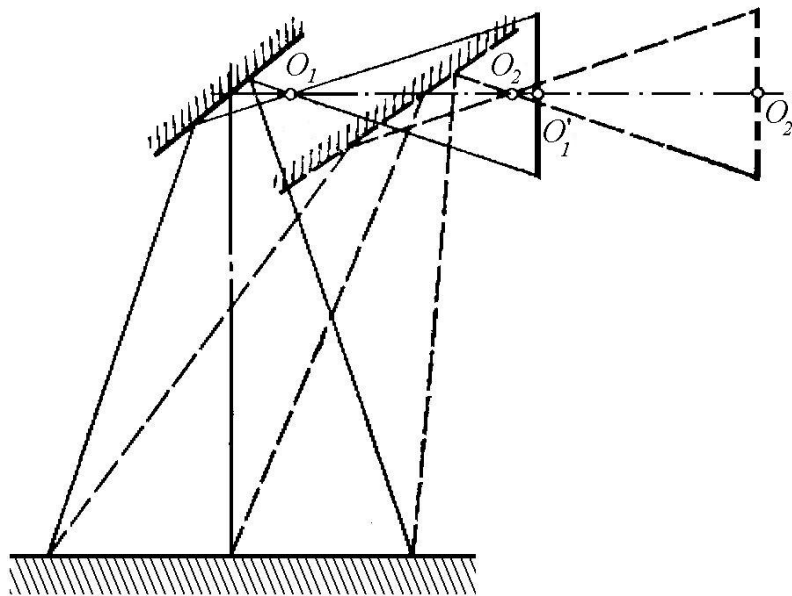


Рис. 3.28. Схема компенсації зсуву зображення за допомогою дзеркала, що повертається

Кут повороту елемента, що відбиває, може бути підрахований за формулою:

$$\varphi_3 = \frac{W}{2H} t_\phi \rho, \quad (3.24)$$

а кутова швидкість його дорівнює

$$\omega_3 = \frac{W}{2H_\phi} \rho. \quad (3.25)$$

За своїми характеристиками цей спосіб подібний попередньому.

17.3 Оптична компенсація зсуву зображення поворотом оптичних клинів

Розглянемо особливості методу ОКЗЗ, здійснюваного двома обертовими в протилежні сторони оптичними клинами, розташованими перед об'єктивом аерофотоапарата (рис. 3.29).

Оптичний клин представляє собою призму з дуже малим ($20...40^\circ$) заломлюючим кутом. Для оптичного клина характерна відсутність спектрального розкладання падаючого світлового потоку. З метою збереження гомоцентричності світлового пучка оптичний клин встановлюється в рівнобіжних променях до об'єктива, чи усередині його між компонентами з рівнобіжним ходом променів між ними.

Падаючий на клин рівнобіжний світловий потік після проходження через клин із заломлюючим кутом ε відхиляється від первісного напрямку убік основи клина на кут величина якого дорівнює:

$$\gamma = \varepsilon \left\{ \sqrt{n^2 + (n^2 - 1) \operatorname{tg}^2 \beta} - 1 \right\}, \quad (3.26)$$

де β – кут нахилу світлових променів;
 n – показник переломлення.

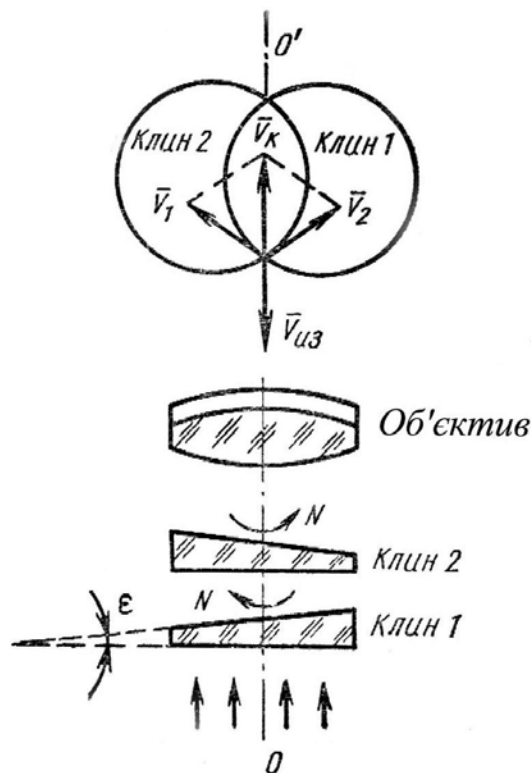


Рис. 3.29. Схема, що пояснює спосіб ОКЗЗ за допомогою оптичних клинів

Для малих кутів нахилу формула (3.26) приймає вигляд

$$\gamma = \varepsilon(n-1), \quad (3.27)$$

а зсув зображення у фокальній площині аерофотоапарата буде визначатися за формулою

$$r = f\varepsilon(n-1). \quad (3.28)$$

При рівномірному обертанні оптичного клина навколо осі, що збігається з головною оптичною віссю системи аерофотоапарата, при відсутності поступального руху аерофотоапарата зображення точок ділянки місцевості, що фотографується, при досить малих кутах нахилу світлових променів будуть описувати у фокальній площині аерофотоапарата окружності з радіусом r .

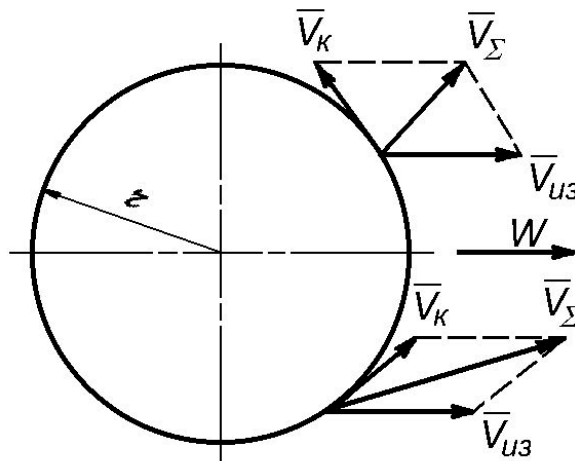


Рис. 3.30. Діаграма зміни величини і напрямку швидкості результуючого руху зображення

Вектор швидкості переміщення зображення цих точок буде змінюватися від 0 до 360° за напрямком, а абсолютна величина швидкості V_k , чи переміщення швидкості компенсації буде дорівнювати

$$V_k = \omega_{ка} r, \quad (3.29)$$

де $\omega_{ка}$ – кутова швидкість обертання клина. Формула (3.29) може бути записана в іншому вигляді:

$$V_k = 2\pi N f \varepsilon (n-1), \quad (3.30)$$

де N – частота обертання клина чи число оборотів клина в одиницю часу.

При компенсації зсуву зображення одним обертовим клином має місце похибка, обумовлена поперечною декомпенсацією, і похибка через хроматичні аберації, внесені клином. Все це вимагає вживання спеціальних заходів для усунення впливу цих похибок.

Аналізуючи явища, що відбуваються у фокальній площині АФА, (рис. 3.30), дійдемо висновку, що результуючий рух V_Σ зображення є результатом додавання від двох рухів: від поступального руху літака зі швидкістю $V_{уз}$, спрямовану у бік руху літака, і від

обертального руху оптичних клинів зі швидкістю V_k , спрямованою по дотичній до окружності з радіусом r .

Як видно з рис. 3.30, швидкість результуючого руху змінюється як за напрямком, так і за величиною. Основна задача механізму оптичної компенсації зсуву зображення полягає в тому, що сумарна швидкість зображення повинна дорівнювати нулю. Це можливо в тому випадку, якщо швидкості V_{uz} і V_k рівні за абсолютним значенням і спрямовані в протилежні напрямки (рис. 3.31).

У цьому полягає перша умова цього способу ОКЗЗ, яка для двоклинового компенсатора може бути записана так:

$$\frac{W}{H} = 4\pi(n-1)\epsilon NC_k, \quad (3.31)$$

де C_k – коефіцієнт, що характеризує середнє значення $\sin\omega t$ протягом часу відкриття затвора АФА.

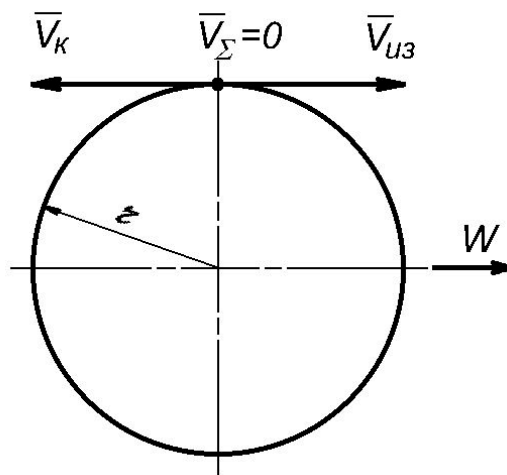


Рис. 3.31. Діаграма співвідношення між векторами швидкості зображення і швидкості компенсації в момент спрацьовування затвора

При одночасному повороті оптичних клинів (рис. 3.32) у протилежні сторони на кут $\omega_{кл}$ сумарне відхилення світлового пучка у фокальній площині аерофотоапарата буде змінюватися за наступним законом:

$$x = |2r| = 2 f \epsilon (n-1) \cos \omega_{кл} t. \quad (3.32)$$

Відкіля випливає:

$$|V_k| = 2 f \epsilon (n-1) \omega_{кл} \cos \omega_{кл} t. \quad (3.33)$$

Момент спрацьовування аерофотозатвора повинен відповідати моменту, коли швидкість компенсації змінюється незначно, що відповідає куту повороту клина

$$\omega_{кл} t = \frac{\pi}{2},$$

а кут взаємного розвороту клинів у цей момент буде дорівнювати π . Тоді формула (3.33) для швидкості V_k у момент компенсації прийме вигляд:

$$V_k = 2 f \varepsilon (n-1) \omega_{кл} C_k. \quad (3.34)$$

З урахуванням першої умови ОКЗЗ можна записати

$$\omega_{кл} = \frac{1}{2 \varepsilon (n-1) C_k} \cdot \frac{W}{H}. \quad (3.35)$$

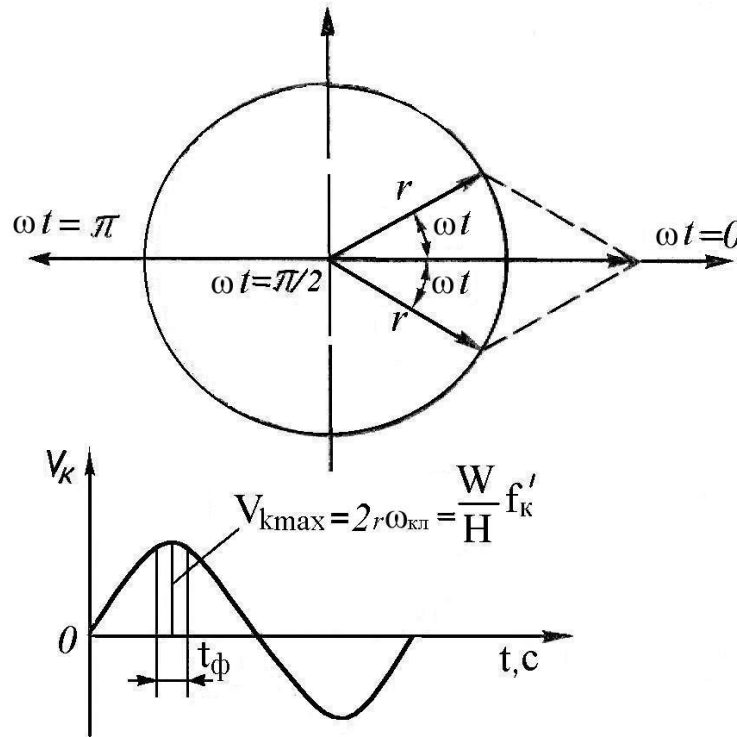


Рис. 3.32. Діаграма зміни швидкості компенсації при двоклиновому способі компенсації

Друга умова способу ОКЗЗ за допомогою обертових клинів має на увазі строгу погодженість положення клинів з моментом спрацьовування аерофотозатора. У цьому випадку швидкість обертання клинів повинна бути такою, щоб за час інтервалу T між двома циклами, які слідуєть один за одним, клини робили одне й те саме ціле число оборотів m для даного коефіцієнта перекриття. Ця умова визначається рівнянням:

$$TN = m, \quad (3.36)$$

або

$$T\omega = 2\pi m.$$

Після підстановки у формулу (3.36) виразів для T і N друга умова ОКЗЗ буде характеризуватися залежністю:

$$\varepsilon (n-1) = \frac{l(1-k)}{4\pi f m C_k}. \quad (3.37)$$

Ця формула є вихідною для визначення параметрів оптичного клина.

При повітряному фотографуванні з декількома коефіцієнтами перекриття необхідно, щоб дотримувалася рівність і сталість відносин

$$\frac{m_1}{1 - k_1} = \frac{m_2}{1 - k_2} = \psi = const, \quad (3.38)$$

або

$$\frac{m}{1 - k} = \frac{l}{4\pi f \varepsilon_0 n - 1) C_k} = \psi, \quad (3.39)$$

звідки:

$$\varepsilon(n - 1) = \frac{l}{4\pi f C_k \psi}. \quad (3.40)$$

З формули (3.40) видно, що параметри оптичного клина для кожного аерофотоапарата визначаються величиною коефіцієнта ψ . Так, наприклад, якщо $\psi = 5$, то при $k_1 = 20\%$ спрацьовування затвора відбувається через кожні 4 обороти клинів, а при $k_2 = 60\%$ – через кожні 2 обороти.

Оптична компенсація зсуву зображення за допомогою обертових клинів завдяки малій масі рухливих елементів і відсутності впливу на роботу механізму вирівнювання і перемотування плівки, а також відсутності поперечної декомпенсації і хроматизму широко застосовується в сучасних аерофотоапаратах.

Однак наявність значних енергетичних втрат (18...20%) у вузлі ОКЗЗ обмежує застосування таких аерофотоапаратів при фотографуванні ділянок земної поверхні в умовах зниженої освітленості. Це обмеження збільшується ще і тим, що величина залишкового зсуву зображення $\delta_{ост}$ збільшується зі збільшенням t_{ϕ} . Характер зміни значень залишкового зсуву зображення в залежності від швидкості обертання оптичних клинів і фактичної витримки показаний на рис. 3.33.

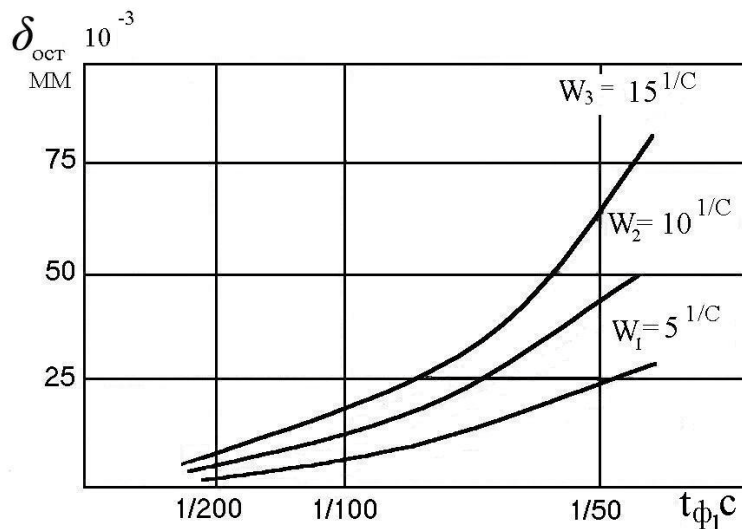


Рис. 3.33. Графік зміни залишкового зсуву зображення у залежності від $\omega_{кл}$ і t_{ϕ}

З графіків видно, що величина залишкового зсуву зображення різко зростає зі збільшенням $\omega_{кл}$ і t_{ϕ} .

До недоліків оптичної компенсації за допомогою двох клинів відноситься необхідність строгої синхронізації моменту спрацьовування затвора з положенням клинів, що забезпечить мінімум відносної помилки компенсації.

Двоклинова компенсація зсуву зображення характеризується значною методичною помилкою, що полягає в нерівномірності компенсації по всьому полю зображення, що знижує ефективність ОКЗЗ в аерофотоапаратах з великим кутом поля зору.

Зменшення ефективності компенсації зі збільшенням кута поля зображення не дозволяє використовувати цей метод у ширококутових системах, що фотографують, так само ефективно, як, метод МКЗЗ. Тому метод ОКЗЗ із двома обертовими клинами застосовується в довгофокусних аерофотоапаратах з великим розміром знімка.

ТЕМА 4. КОНСТРУКЦІЯ ТА ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ АЕРОФОТОАПАРАТІВ

1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО КАДРОВІ АЕРОФОТОАПАРАТИ

1.1. Аерознімок і його параметри

Основним аерофотодокументом, який виготовляється кадровим АФА, є аерознімок (*аерофотознімок*). Від якості цього аерознімка залежить ефективність усіх наступних стадій роботи аерофотослужби. З геометричної точки зору, аерознімок це центральна проекція об'єктів, які фотографуються за допомогою кадрового АФА. Причому, центром проекції є задня вузлова точка S (рис. 4.1) об'єктива аерофотокамери.

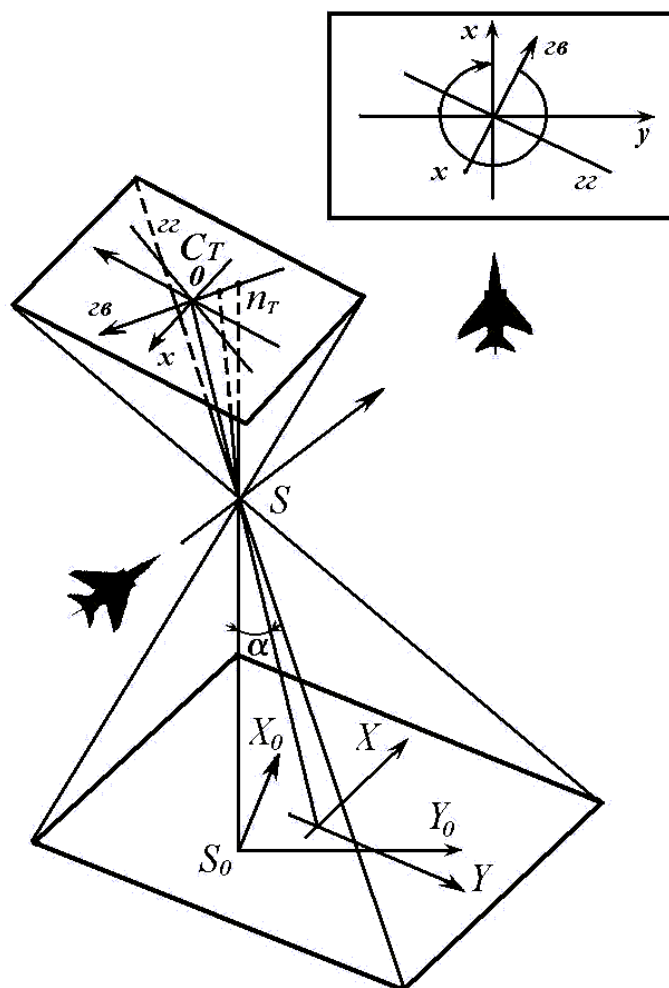


Рис. 4.1. Особливі точки і лінії на аерознімку й елементи орієнтування

Основними проєктивними параметрами аерознімка є елементи *внутрішнього* і *зовнішнього орієнтування*.

До елементів внутрішнього орієнтування відносяться:

- фокусна відстань f АФА;
- формат кадрового вікна $l_x \times l_y$;
- положення головної точки аерофотознімка;
- ПРО - проєкція оптичної осі об'єктива і початок координатних осей знімка x і y .

До елементів зовнішнього орієнтування відносяться:

- висота польоту H ;

- кут відхилення оптичної осі об'єктива АФА від вертикалі α ;
- кут повороту аерознімка χ .

Елементи зовнішнього і внутрішнього орієнтування дозволяють одержати вичерпні параметри для вирішення вимірювальних задач щодо аерофотоознімків і складання з них різних фотодокументів.

Одним з найбільш важливих параметрів аерознімка є *масштаб фотографування*, під яким розуміється відношення лінійних розмірів зображення об'єкта на аерознімках до його дійсних розмірів. Розрізняють масштаби: *чисельний* і *лінійний*. Величина чисельного масштабу виражається дробом, його чисельник дорівнює одиниці, а знаменник – числу, що показує, у скільки разів лінії на аерознімку зменшені у порівнянні з відповідними лініями на місцевості. Чисельний масштаб для планового аерознімка визначається за співвідношенням:

$$\frac{l}{m} = \frac{f}{H} = \frac{l}{L}, \quad (4.1)$$

де f – фокусна відстань АФА, м;

H – висота фотографування, м;

l – захоплення місцевості на аерофотоознімку, м;

L – захоплення місцевості, що відповідає величині l на аерофотоознімку, м;

m – чисельний масштаб, що показує, у скільки разів зображений об'єкт менше його дійсних розмірів.

При виконанні розрахунків на повітряне фотографування і при визначенні розмірів об'єктів за їх зображенням на аерофотоознімках користуються лінійним масштабом M_c , що показує, скільки метрів на місцевості уміщається в одному сантиметрі на аерофотоознімку, його розмірність м/см.

На аерофотоознімку існують точки і лінії, що володіють особливими властивостями. До них відносяться: *ПРО* – головна точка аерофотоознімка – підстава перпендикуляра, зведеного з центра проєкції (головної задньої точки аерофотооб'єктива) на площину аерофотоознімка; n_T – *точка надира* – точка перетинання вертикальної лінії, що проходить через центр проєкції S , із площиною аерофотоознімка; S_T – *точка нульових спотворень* – точка перетинання бісектриси кута відхилення α аерофотоознімка з площиною аерофотоознімка, у цій точці немає спотворення кутів через нахил аерофотоознімка; *гв* – *головна вертикаль* – лінія перетинання площини аерофотоознімка з вертикальною площиною, що проходить через оптичну вісь АФА; *гг* – *головна горизонталь* – лінія, що проходить через головну точку аерофотоознімка, перпендикулярно до головної вертикалі; всі інші лінії, перпендикулярні до головної вертикалі, називаються *горизонталями*.

За вісь Ox приймається лінія, що проходить через головну точку в напрямку польоту паралельно подовжній стороні аерофотоознімка, за вісь Oy – перпендикулярна їй лінія, що йде вправо від головної точки паралельно поперечній стороні аерофотоознімка.

1.2. Склад кадрового аерофотоапарата

Аерофотографування, при якому зображується земна поверхня представляється сумою окремих зображень (кадрів), називається *кадровим аерофотографуванням*, а аерофотоапарат, призначений для виконання кадрового аерофотографування, називається *кадровим аерофотоапаратом*.

Сучасний кадровий АФА являє собою складну автоматичну апаратуру (рис. 4.2), що складається з таких елементів:

- аерофотокамери (АФК);
- пульта керування АФА;
- систем автоматичного регулювання (САР) експозиції, компенсації зсуву зображення, компенсації дефокусировок;

- фоторегістратора координат;
- бортового фотообробного пристрою;
- аерофотоустановки.

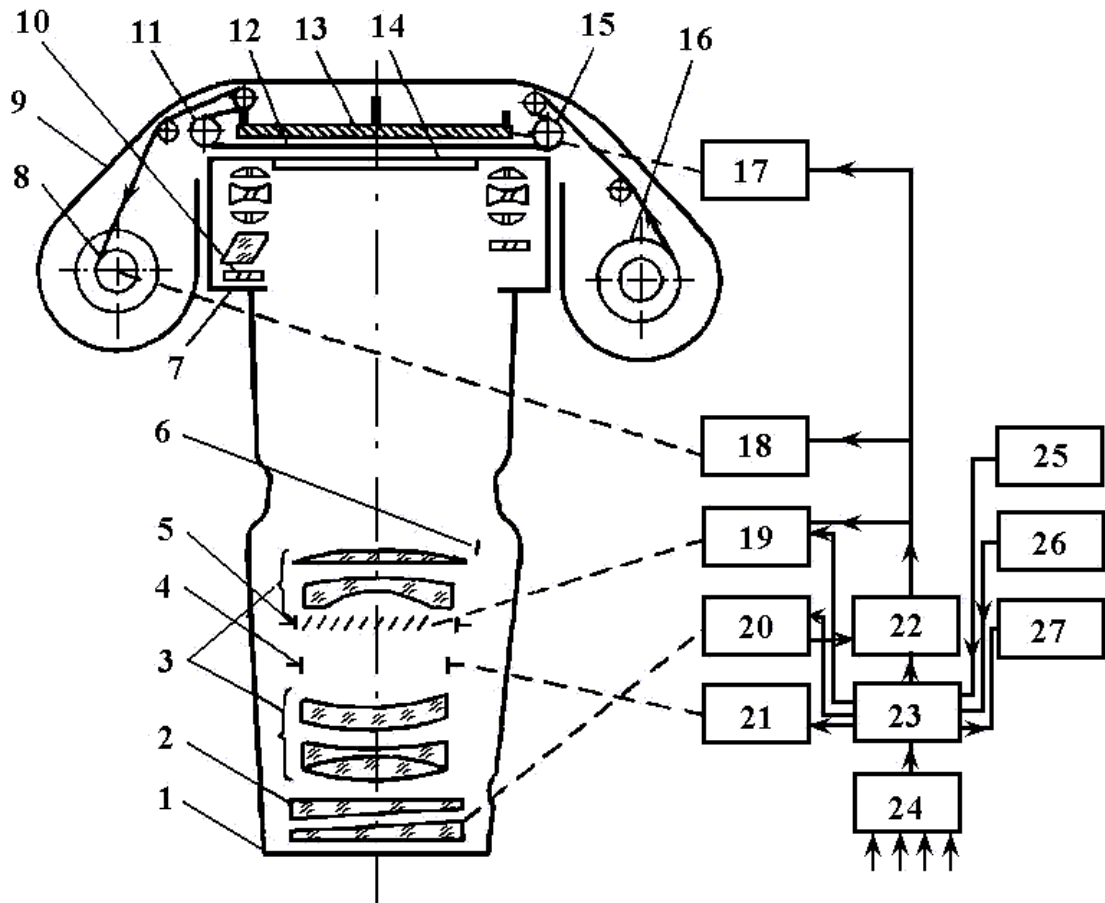


Рис. 4.2. Склад кадрового АФА:

1 – об'єктивна частина аерофотокамери АФА; 2 – оптичні клини системи автоматичної компенсації зображення; 3 – аерофотооб'єктив; 4 – діафрагма; 5 – аерофотозатвор; 6 – рухлива лінза аерофотооб'єктива системи автоматичної компенсації дефокусовок; 7 – камерна частина аерофотокамери АФА; 8 – котушка, що намотує; 9 – касетна частина аерофотокамери АФА; 10 – прилади, що реєструють; 11 – мірний валик; 12 – аерофотоплівка; 13 – притискний стіл; 14 – скло, що вирівнює; 15 – направляючі валики; 16 – котушка, що змотує; 17 – привод притискного столу; 18 – привод котушки, що намотує; 19 – привод аерофотозатвора; 20 – привод системи компенсації зсуву зображення; 21 – привод діафрагми; 22 – розподільний пристрій; 23 – розподільна коробка; 24 – світлоприймаючий пристрій САР експозиції; 25 – бортова цифрова обчислювальна машина; 26 – командний прилад АФА; 27 – фоторегістратор координат

Частина АФА, безпосередньо виконуюча аерофотографування, називається *аерофотокамерою*. Аерофотокамера, як правило, складається з *об'єктивної, камерної і касетної частин*.

Частина аерофотокамери, у якій встановлюється один чи декілька аерофотооб'єктивів, називається *об'єктивною частиною аерофотокамери*.

Касетна частина аерофотокамери являє собою знімну частину АФК, у якій розміщуються пристрої і механізми для транспортування і вирівнювання аерофотоплівки.

Камерна частина АФК є частиною аерофотокамери, проміжною між касетною й об'єктивною частинами, призначеною для їхнього функціонального з'єднання і зв'язку.

Знімна касетна частина АФК називається *касетою*. В касеті розміщується котушка з аерофотоплівкою.

Сукупність оптичних елементів, призначених для побудови оптичного зображення в АФК, називається *оптичною системою аерофотоапарата*. Сукупність оптичної системи й аерофото матеріалів (фотоплівки) називається *оптико-фотографічною системою*. Сукупність перелічених ланок з їхніми передатними характеристиками, а також зовнішніх середовищ, що розділяють об'єкт фотографування і його фотографічне зображення та визначають розходження їхніх оптичних властивостей, називається *аерофотографічною системою* (рис. 4.3).

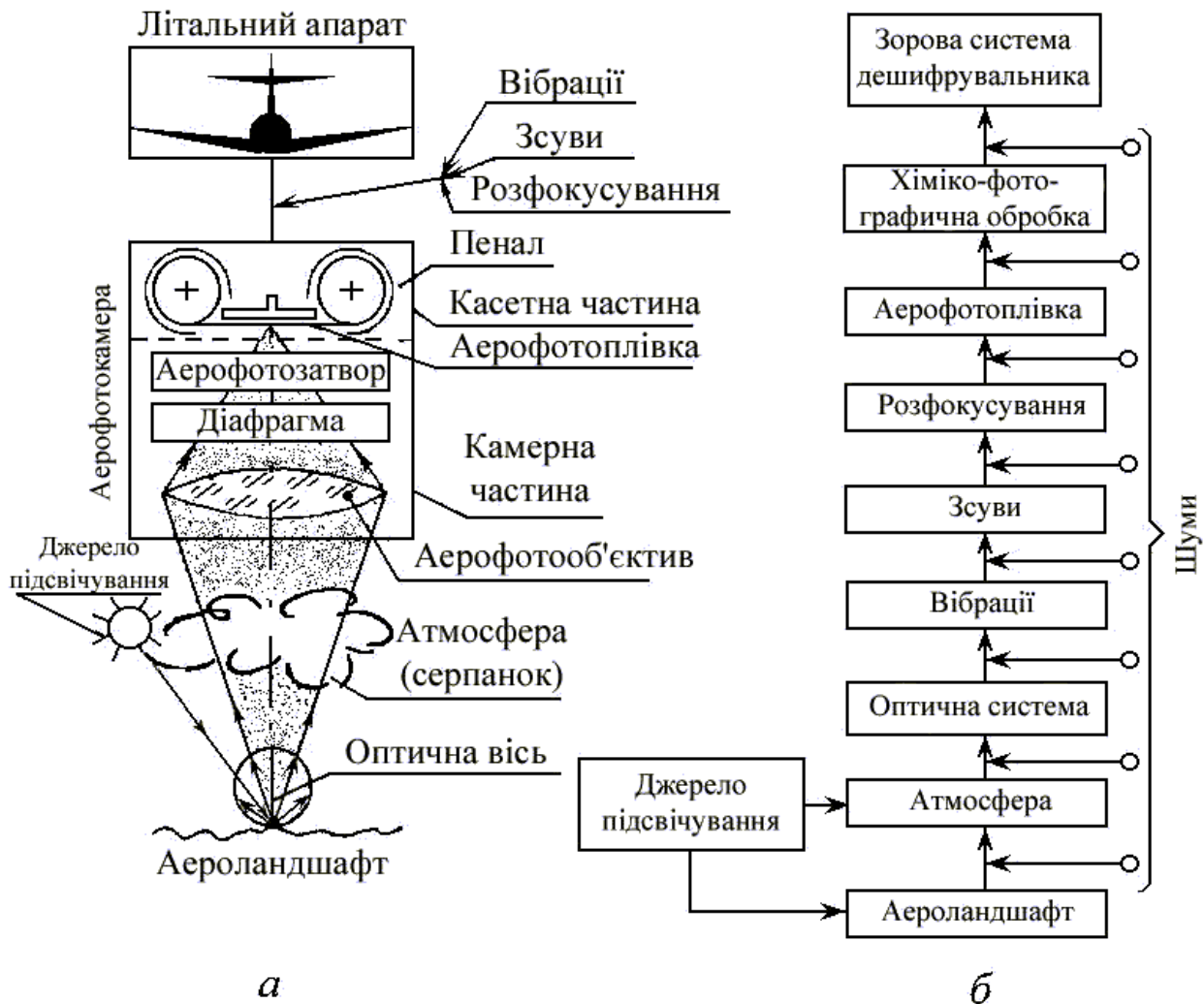


Рис. 4.3. Аерофотографічна система (а) і її структурована модель (б)

1.3. Елементи і механізми кадрових аерофотоапаратів

1.3.1. Аерофотооб'єктиви

Оптико-механічний пристрій, оптична частина якого призначена для побудови оптичного зображення в АФА, називається *аерофотооб'єктивом*. За конструктивним виконанням аерофотооб'єктиви поділяються на лінзові, дзеркальні і дзеркально-лінзові. У лінзовому аерофотооб'єктиві оптична частина складається тільки з лінз, у дзеркальному – із дзеркал, у дзеркально-лінзовому – з лінз і дзеркал.

Дзеркально-лінзові об'єктиви застосовуються для фотографування з дуже великих висот, особливо для фотографування зі штучних супутників Землі. Їхня фокусна відстань 10 і більш метрів. У дзеркально-лінзових об'єктивах основним компонентом, що збирає

промені, служить увігнуте дзеркало, чи система дзеркал. Чисто дзеркальні системи мають малі габарити, велику світлосилу і в них відсутні хроматичні аберації. Однак через великі сферичні аберації такі системи не можуть забезпечити значний кут поля зору. Введення в цю систему лінзових компонентів для компенсації сферичної аберації дозволяє одержати оптичну систему, що поєднує в собі переваги як лінзових, так і дзеркальних систем: малі габарити і високу якість зображення при великій світлосилі і значному куті поля зору.

На рис. 4.4 зображена схема дзеркально-лінзового об'єктива, встановленого в АФА на американському розвідувальному супутнику «Самоз». Об'єктив має такі параметри: фокусна відстань – 12,5 м; кут поля зору – 0,33°; відносний отвір – 1:12,5; фотографічна розрізняльна здатність – 50^{-1} мм. Застосування дзеркально-лінзового об'єктива дозволило скоротити розміри аерофотоапарата до 2,1 м, тобто в шість разів у порівнянні з фокусною відстанню об'єктива.

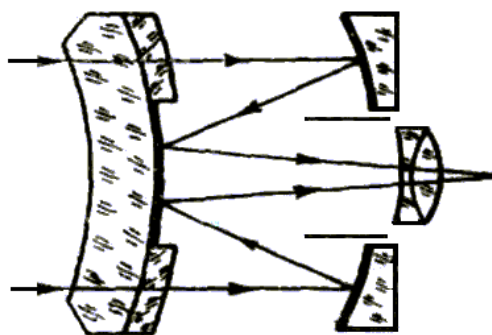


Рис. 4.4. Оптична схема дзеркально-лінзового об'єктива

За величиною кута поля зору, аерофотооб'єктиви поділяються на *вузькокутові* аерофотооб'єктиви з *малим кутом 2β поля зору* ($2\beta < 15^\circ$), з *нормальним кутом поля зору* ($15^\circ \leq 2\beta \leq 60^\circ$) і *ширококутові* аерофотооб'єктиви з великим кутом поля зору ($2\beta \geq 60^\circ$). Як правило, ширококутові об'єктиви мають невелику фокусну відстань (50...250 мм) і невеликий відносний отвір (1:5...1:7), тому, що зі збільшенням цих параметрів різко зростають величини залишкових аберацій і погіршується якість зображення, особливо на краю поля зору. Ширококутові аерофотооб'єктиви найчастіше застосовуються в АФА, призначених для оглядових і картографічних цілей, тому до них пред'являються особливо тверді вимоги щодо геометричних спотворень. У ширококутових об'єктивах особливо позначається значне падіння освітленості зображення від центра до периферії.

За величиною фокусної відстані f аерофотооб'єктиви поділяються на *короткофокусні* ($f < 300$ мм), *середньофокусні* (1000 мм $> f > 300$ мм), *довгофокусні* ($f > 1$ м). Топографічні аерофотооб'єктиви мають трохи іншу градацію: короткофокусні ($f < 150$ мм), середньофокусні ($300 > f > 150$ мм) і довгофокусні ($f > 300$ мм).

За величиною світлосили аерофотооб'єктиви поділяються на *світлосильні* ($1/2f > D_{\text{ex.zp}} > 1/3f$) і *зверхсвітлосильні* ($D_{\text{ex.zp}} \geq 1/2f$). Світлосильні об'єктиви мають невеликий кут поля зору ($20^\circ \dots 50^\circ$) і, як правило, складаються з великої кількості лінз (5...8). Фокусна відстань світлосильних об'єктивів рідко перевищує 500 мм через технологічні труднощі виготовлення лінз великого діаметра. Світлосильні аерофотооб'єктиви застосовуються у фотографічних ТЗПР для аерофотографування в умовах малої освітленості і для нічного аерофотографування при висвітленні місцевості штучними джерелами світла. Крім цього, подібні аерофотооб'єктиви широко використовуються для аерофотографування з малих висот при великих швидкостях польоту.

Розрізняють аерофотооб'єктиви з *постійною* і *перемінною фокусною відстанню* (панкратичні аерофотооб'єктиви). В аерофотооб'єктиві з перемінною фокусною відстанню забезпечується плавна чи дискретна зміна фокусної відстані в заданих межах.

Аерофотооб'єктив, у якого виправлена дисторсія в межах усього поля зору, називається *ортоскопічним*. Аерофотооб'єктив з великою дисторсією називається *дисторсуючим*. Він використовується для спеціальних цілей.

За призначенням аерофотооб'єктиви поділяються на аерофотооб'єктиви, призначені для встановлення у фотографічних ТЗПР, і на аерофотооб'єктиви топографічних АФА (табл. 4.1).

Крім фокусної відстані аерофотооб'єктива f існує поняття *фокусної відстані аерофотокамери* f_k (рис. 4.5), під яким розуміється відстань від задньої головної точки H' аерофотооб'єктива до площини скла, що вирівнює, чи площини прикладної рамки АФК.

Практично $f = f_k$. Величина f_k визначається з точністю до сотих часток міліметра і записується в паспорт АФА. Вона є одним з елементів внутрішнього орієнтування при фотограмметричній обробці аерознімків (визначенні координат точок на аерознімку). Користаючись фокусною відстанню і знаючи висоту польоту H , можна визначити масштаб зображення і розрахувати розміри зображення об'єктів, що знімаються.

Крім кута поля зору аерофотооб'єктива існує поняття *кута поля зору аерофотоапарата*, під яким розуміється кут, що відповідає діагоналі кадру. Кут поля зору є дуже важливим параметром, що визначає продуктивність аерофотознімання.

Таблиця 4.1

Аерофотооб'єктиви

| Об'єктив | АФА | Оптичні характеристики | | | Параметри оптичної схеми | | Формат знімка $l_x \times l_y$, см x см | Світло-розподіл | Роздільна здатність, лин/мм | |
|--|------------------|------------------------|-----------------------|-----------------|---------------------------|------------------------|--|---------------------|-----------------------------|----------------|
| | | f , мм | $\frac{D_{вх.зр}}{f}$ | 2β , град | Задній відрізок S' , мм | число компонентів лінз | | | в центрі знімка | на краю знімка |
| Аерофотооб'єктиви для оглядового аерофотознімання | | | | | | | | | | |
| Уран-27 | А-39, УА-47 | 100 | 1:2,5 | 61 | 65 | 5/7 | 8x8 | $\text{Cos}^4\beta$ | 45 | 8 |
| Уран-9 | НА-МК-25 | 250 | 1:2,5 | 54 | 160 | 5/7 | 18x18 | —, — | | |
| Руссар-ЮК-90 | АЩ-9Я | 90 | 1:5,6 | 120 | | 10 | 30 | $\text{Cos}^3\beta$ | 30 | 12 |
| Індустар-52 | А-12/50 | 500 | 1:5 | 46 | 400 | 3/4 | 30x30 | $\text{Cos}^4\beta$ | 25 | 12 |
| Телемар-2 | А-42/55 | 750 | 1:6,3 | 30 | 310 | 4/4 | 30x30 | —, — | 30 | 15 |
| Телемар-7М | А-42/100 | 1000 | 1:7 | 24 | 410 | 4/4 | 30x30 | —, — | 30 | 19 |
| Уран-16 | НА-МК-75 | 750 | 1:3,5 | 30 | 480 | 5/7 | 30x30 | —, — | 26 | 11 |
| Ленінград-8 | А-54/75 | 750 | 1:6,3 | 30 | 310 | 4/4 | 30x30 | —, — | | |
| Ленінград-7 | А-54/100 | 1000 | 1:7 | 24 | 420 | 4/4 | 30x30 | —, — | 38 | 25 |
| Телегоір-11 | А-72 | 1200 | 1:8 | 20 | 470 | 4/6 | 30x30 | —, — | | |
| Секстар-4 | А-70 | 750 | 1:9 | | | | | | | |
| Ортоскопічні аерофотооб'єктиви | | | | | | | | | | |
| Оріон-20 | А-41/20 | 200 | 1:6,3 | 65 | 18x18 | 4/6 | | $\text{Cos}^4\beta$ | 45 | 20 |
| МРО-2 | А-41/10 АС-10 | 100 | 1:8 | 102 | 18x18 | 4/8 | | —, — | 40 | 12 |

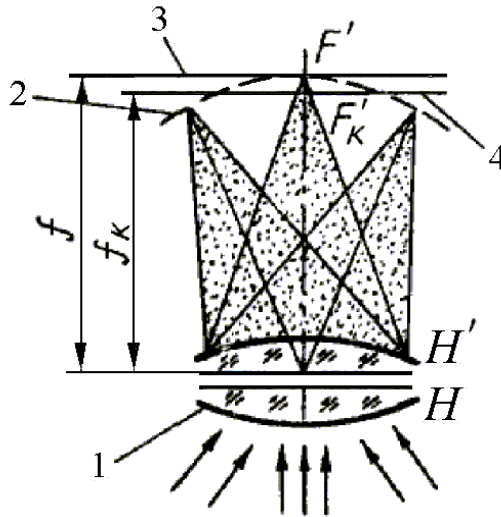


Рис. 4.5. Схема для визначення фокусної відстані аерофотокамери:
 1 – аерофотооб'єктива; 2 – поверхня найкращої різкості зображення; 3 – фокальна площина аерофотооб'єктива; 4 – фокальна площина аерофотокамери, площина мінімуму дисторсії

1.3.2. Аерофотозатвори

Аерофотозатвором називається пристрій, що служить для пропускання світлових променів від об'єкта аерофотознімання до світлочутливого матеріалу протягом заданого проміжку часу. Аерофотозатвори можуть бути класифіковані за різними ознаками: за розташуванням і за конструктивним виконанням.

У залежності від розташування аерофотозатвори поділяються на *міжлінзові*, *залінзові* і *фокальні*. Міжлінзовий аерофотозатвор розташовується усередині аерофотооб'єктива, залінзовий, звичайно, знаходиться між аерофотооб'єктивом і світлочутливим матеріалом. Аерофотозатвор, призначений для установки поблизу фокальної площини аерофотооб'єктива, називається *фокальним*.

За конструктивним виконанням аерофотозатвори кадрових АФА поділяються на *шторні*, *жалюзійні* і *центральні*.

Параметри і характеристики аерофотозатворів

Робота будь-якого аерофотозатвора може бути зображена графічно у вигляді діаграми роботи аерофотозатвора, зображеної на рис. 4.6.

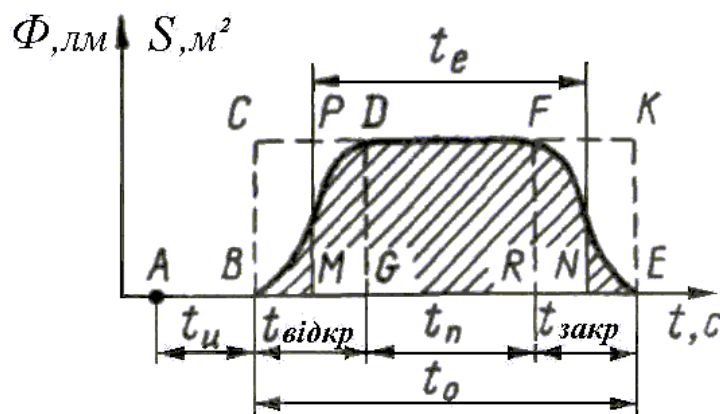


Рис. 4.6. Діаграма роботи аерофотозатвора АФА

По осі абсцис відкладається час, по осі ординат величина пропущеного аерофотозатвором світлового потоку Φ_v . Величина потоку Φ_v , пропорційна площі отвіру S , що відкривається аерофотозатвором. Основні параметри аерофотозатвора можна визначити за допомогою цього графіка (рис. 4.6). Нехай у деякий момент часу A посилається імпульс струму для включення аерофотозатвора. Через якийсь час t аерофотозатвор почне відкриватися. Час t_u між посилкою імпульсу і початком експонування називається *часом інерції аерофотозатвора*. Потім від моменту B до моменту G триває фаза відкривання аерофотозатвора, яка характеризується часом $t_{відкр}$, після цього спостерігається фаза повного відкриття t_n , і, нарешті, фаза закривання $t_{закр}$.

Час t_o , протягом якого світлочутливий матеріал у даній точці піддається впливу світла, називається *повною витримкою*:

$$t_o = t_{відкр} + t_n + t_{закр}. \quad (4.2)$$

Якби аерофотозатвор спрацьовував миттєво, то на діаграмі були б відсутні фази відкривання і закривання. Діаграма роботи такого ідеального аерофотозатвора має вид прямокутника $BCKE$. Відношення кількості світла, що пройшло через реальний аерофотозатвор на дану точку світлочутливого матеріалу, до кількості світла, що пропустив би ідеальний аерофотозатвор, називається *коефіцієнтом корисної дії* (ККД) *аерофотозатвора*. Відповідно до рис. 4.6:

$$\eta = \frac{S_{BDFE}}{S_{BCKE}}, \quad (4.3)$$

де S – площа фігур на рис. 4.6. Для різних фаз роботи аерофотозатвора можна визначити свої оптичні ККД:

$$\eta_{відкр} = \frac{S_{BDG}}{S_{ECDG}}; \quad \eta_{закр} = \frac{S_{RFE}}{S_{RFKE}}; \quad \eta_{\Pi} = 1. \quad (4.4)$$

Час, протягом якого ідеальний аерофотозатвор пропустив би таку ж кількість світла, яке реальний аерофотозатвор пропускає за час фактичної витримки, називається *ефективною витримкою* t_e :

$$t_e = \eta_{відкр} t_{відкр} + \eta_{закр} t_{закр} + t_{\Pi} = t_o \eta. \quad (4.5)$$

З даної формули можна визначити вираз для ККД аерофотозатвора:

$$\eta = \frac{\eta_{відкр} t_{відкр} + t_{\Pi} + \eta_{закр} t_{закр}}{t_o}. \quad (4.6)$$

Для аерофотозатворів, у яких висхідна крива BD діаграми роботи симетрична спадній кривій FE , виразу, що визначає їх оптичний ККД, приймає більш простий вигляд:

$$\eta = 1 - 2 \frac{t_{відкр}}{t_o} (1 - \eta_{відкр}). \quad (4.7)$$

Діапазон витримок D_t аерофотозатвора визначається відношенням максимальної витримки t_{max} до мінімальної t_{min} :

$$D_t = \frac{t_{max}}{t_{min}}. \quad (4.8)$$

Він характеризує можливість АФА забезпечувати одержання високоякісних аерофотознімків при зміні освітленості об'єктів аерофотографування, чи інших умов аерофотознімання.

Вимоги до аерофотозатворів

Виходячи з особливостей аерофотографування, до аерофотозатворів пред'являються вимоги, згідно з якими вони повинні забезпечувати наступне:

- задану величину і сталість витримки в процесі аерофотознімання і її одночасність для всієї площі аерофотознімка;
- необхідний діапазон витримок, обумовлений умовами аерофотографування, швидкістю і висотою польоту;
- максимальний коефіцієнт корисної дії;
- високу якість оптичного зображення, тобто не знижувати розрізняючої здатності аерознімка і не вносити істотних спотворень при аерофотографуванні;
- високу надійність роботи;
- стабільність характеристик у різних умовах експлуатації.

Шторні аерофотозатвори

Аерофотозатвор, який складається з однієї чи декількох шторок, що рухаються в межах світлового отвору прямолінійно, називається *шторним*. У таких аерофотозатворів пропущення світлового потоку на світлочутливий матеріал забезпечується через щілину в шторці, розташовану між аерофотооб'єктивом і світлочутливим матеріалом у площині, перпендикулярній головній оптичній осі аерофотооб'єктива (рис. 4.7).

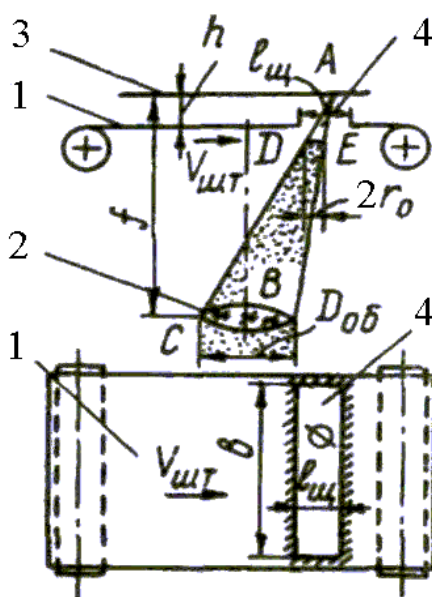


Рис. 4.7. Шторний аерофотозатвор:
1 – шторка; 2 – аерофотооб'єктив; 3 – аерофотоматеріал; 4 – щілина шторного аерофотозатвора

При експонуванні щілина переміщається щодо нерухомого світлочутливого матеріалу і послідовно експонує всі точки аерофотознімка. У напрямку, перпендикулярному руху, щілина має розмір трохи більший розміру аерофотознімка в цьому ж напрямку. Параметри шторного аерофотозатвора можна визначити в такий спосіб. Якщо вважати, що швидкість $V_{шт}$ руху шторки постійна і ширина щілини $l_{щ}$ більше діаметра $2r_o$ перетину площиною шторки конуса світлових променів:

$$l_{щ} > 2r_o,$$

то діаграма роботи аерофотозатвора буде мати вигляд фігури $BDFE$ (рис. 4.6). За час відкривання щілина проходить шлях рівний $2r_o$, за час повного відкриття – $(l_{щ} - 2r_o)$, і за час закриття – $2r_o$. При постійній швидкості щілини $V_{шт}$ час відкривання $t_{відкр}$, повного відкриття t_n і закриття $t_{закр}$ визначаються за такими співвідношеннями:

$$t_{відкр} = \frac{2r_o}{V_{шт}}; \quad t_n = \frac{l_{щ} - 2r_o}{V_{шт}}; \quad t_{закр} = \frac{2r_o}{V_{шт}}; \quad (4.9)$$

де r_o – радіус перетину площиною шторки конуса світлових променів. З подоби трикутників ABC і ADE (рис. 4.7) випливає, що

$$r_o = \frac{D_{об} h}{2f}, \quad (4.10)$$

де h – відстань між площиною шторки і світлочутливим матеріалом; $D_{об}$ – діаметр діючого отвору аерофотооб'єктива; f – фокусна відстань аерофотооб'єктива. Підставивши вирази (4.9) і (4.10) у співвідношення (4.2), після перетворень одержимо формулу для визначення повної витримки

$$t_o = \frac{l_{щ} + h(D_{об} / f)}{V_{шт}}. \quad (4.11)$$

Зі співвідношення (4.11) видно, що при визначеній відстані між площиною шторки і світлочутливим матеріалом фактична витримка аерофотозатвора залежить від швидкості руху $V_{шт}$ і ширини щілини $l_{щ}$, а також від відносного отвору аерофотооб'єктива $D_{об} / f$. Таким чином, при постійних величинах $V_{шт}$ і $l_{щ}$ та діафрагмуванні аерофотооб'єктива повна витримка шторного аерофотозатвора міняється. Повна витримка тим сильніше залежить від діафрагми, чим вужча щілина.

Для шторного аерофотозатвора площа BCD діаграми роботи складає половину площі прямокутника $BCDG$, тобто оптичний ККД фаз відкривання і закриття дорівнює

$$\eta_{відкр} = \eta_{закр} = \frac{A_{BCD}}{A_{BCDG}} = 0,5. \quad (4.12)$$

З урахуванням виразів (4.7), (4.9), (4.11) і (4.12) ККД шторного аерофотозатвора визначається за співвідношенням

$$\eta = 1 - \frac{t_{\text{відкр}}}{t_0} = \frac{1}{1 + \frac{2r_0}{l_{\text{щ}}}} = \frac{1}{1 - \frac{h}{l_{\text{щ}}} \left(\frac{D_{\text{об}}}{f} \right)}. \quad (4.13)$$

Зі співвідношення (4.13) видно, що ККД шторного затвора залежить від ширини щілини $l_{\text{щ}}$, відстані h від шторки до світлочутливого матеріалу. Зміною відстані h і ширини щілини $l_{\text{щ}}$ можна одержати оптичний ККД до 0,8.

Ефективна витримка в шторних аерофотозатворах залежить тільки від ширини щілини $l_{\text{щ}}$ і швидкості руху щілини $V_{\text{шт}}$ і не залежить від діафрагмування, на відміну від повної витримки. Зі співвідношень (4.5) і (4.13) можна одержати

$$t_e = t_o \eta = l_{\text{щ}} / V_{\text{шт}}. \quad (4.14)$$

Неодночасність експонування різних точок аерофотознімка і переміщення аерофотоапарата відносно об'єктів, що фотографуються, є причиною появи геометричних спотворень зображення на аерофотознімку. Розглянемо випадок, коли напрямок руху щілини протилежний напрямку польоту літального апарата (рис. 4.8).

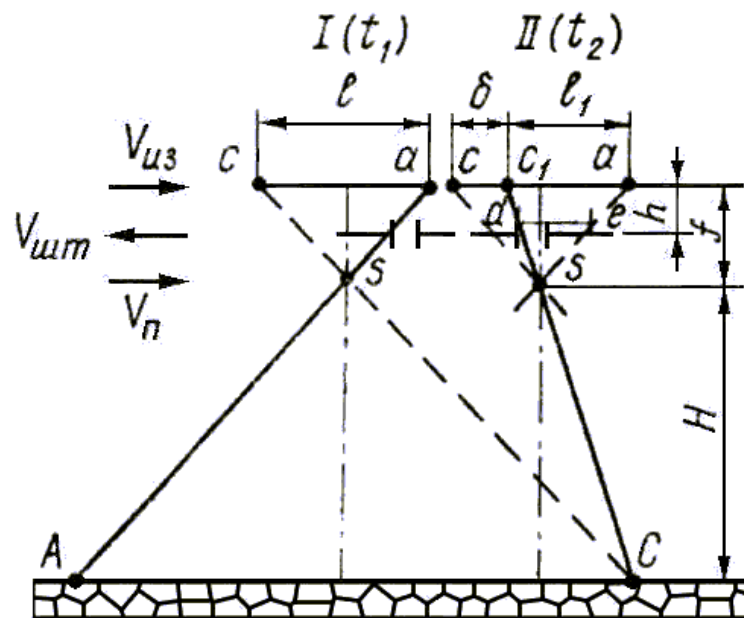


Рис. 4.8. Характер спотворень, які вносить шторний затвор

Нехай у деякий момент часу t_1 аерофотоапарат займає положення I відносно об'єкта AC , що фотографується. На світлочутливому матеріалі проектується його зображення у вигляді відрізка ac . Через щілину, яка переміщується зі швидкістю $V_{\text{шт}}$, експонується спочатку точка a в момент часу t_1 , а потім у момент часу t_2 експонується точка c_1 через проміжок часу $\Delta t = t_2 - t_1$. Точка c_1 є зображенням точки C в момент часу t_2 . Величина відрізка cc_1 характеризує лінійне спотворення δ , тобто

$$\delta = V_{\text{уз}} \Delta t, \quad (4.15)$$

де $V_{\text{уз}}$ – швидкість руху оптичного зображення в площині світлочутливого матеріалу, м/с; $\Delta t = t_2 - t_1$ – різниця в часі експонування точок a і c ; δ вимірюється у м.

Швидкість руху зображення $V_{из}$ у площині світлочутливого матеріалу знаходиться з виразу

$$V_{из} = f \frac{V_n}{H}, \quad (4.16)$$

де V_n – шляхова швидкість польоту літального апарата; f – фокусна відстань об'єктива; H – висота аерофотографування.

Величина Δt визначається відстанню, яку проходить щілина за час експонування всього об'єкта AC , тобто відстанню $l_{шт}$ і швидкістю $V_{шт}$ руху шторки:

$$\Delta t = l_{шт} / V_{шт}. \quad (4.17)$$

З подоби трикутників sc_1a і sde знаходимо

$$l_{шт} = l_1 \frac{(f-h)}{f} = l_1 \left(1 - \frac{h}{f} \right) \approx l \left(1 - \frac{h}{f} \right), \quad (4.18)$$

де $l_1 = ac_1$ – лінійна величина зображення в напрямку експонування щілиною, м.

Якщо зображення об'єкта розташоване в межах усього аерофотознімка, те замість l_1 у вираз (4.18) підставляється величина l , причому $l \approx l_1$, де l – сторона аерофотознімка в напрямку руху шторки. З виразів (4.15) – (4.18) одержимо

$$\delta = l \left(1 - \frac{h}{f} \right) \frac{V_n f}{V_{шт} H}, \quad (4.19)$$

де δ, l, h, f – у м; V_n і $V_{шт}$ – у м/с.

Зі співвідношення (4.19) видно, що геометричні спотворення на аерофотознімках прямо пропорційні швидкості польоту V_n літального апарата і обернено пропорційні швидкості руху щілини $V_{шт}$. Подібні спотворення будуть відсутні, якщо в аерофотоапараті передбачена компенсація зрушення зображення. Для зменшення спотворення в аерофотоапаратах без компенсації зрушення зображення передбачають рух шторок уздовж короткої сторони аерофотознімка.

До достоїнств шторних аерофотозатворів відносяться:

- порівняльна простота конструкції;
- можливість одержання малих витримок у досить широкому діапазоні $D_t \geq \delta$.

Недоліки шторних аерофотозатворів полягають у наступному:

- вони вносять лінійні і кутові спотворення у фотографічне зображення;
- витримка змінюється по полю аерофотознімка;
- фактична витримка й оптичний ККД змінюються при діафрагмуванні аерофотооб'єктива.

Шторні аерофотозатвори застосовуються в денних кадрових аерофотоапаратах АФА-39, АФА-БА й інших. На рис. 4.9 показана кінематична схема шторного аерофотозатвора аерофотоапарата АФА-39.

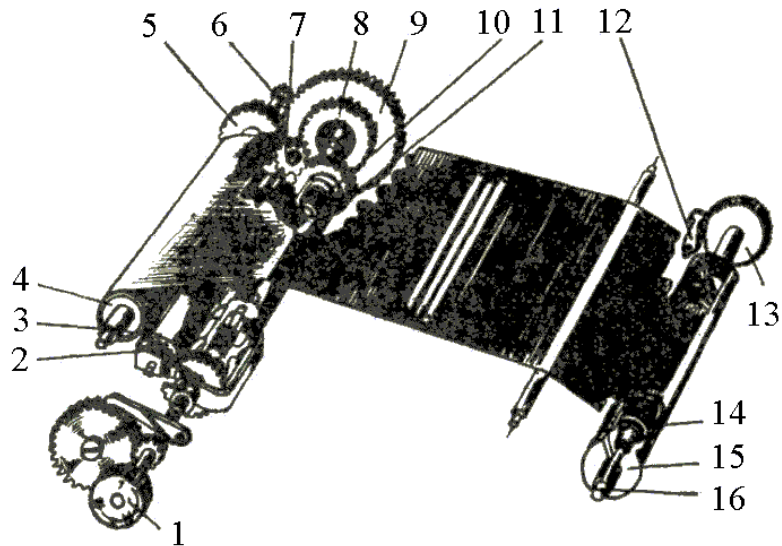


Рис. 4.9. Кінематична схема шторного аерофотозатвора аерофотоапарата АФА-39:
 1 – рукоятка переводу витримок; 2 – зубчасте колесо; 3 – валик; 4 – валик заводний;
 5 – зубчасте колесо; 6 – трубка; 7, 8, 9 – зубчасті колеса; 10 – муфта торцева; 11 – зубчасте колесо;
 12 – собачка; 13 – храповик; 14 – пружина; 15 – валик; 16 – вісь

Жалюзійні аерофотозатвори

Аерофотозатвор, який складається з вузьких прямокутних чи секторних світлових заслінок, що при спрацьовуванні аерофотозатвора обертаються навколо осей, які лежать у площині світлового отвору, називається *жалюзійним* (рис. 4.10).

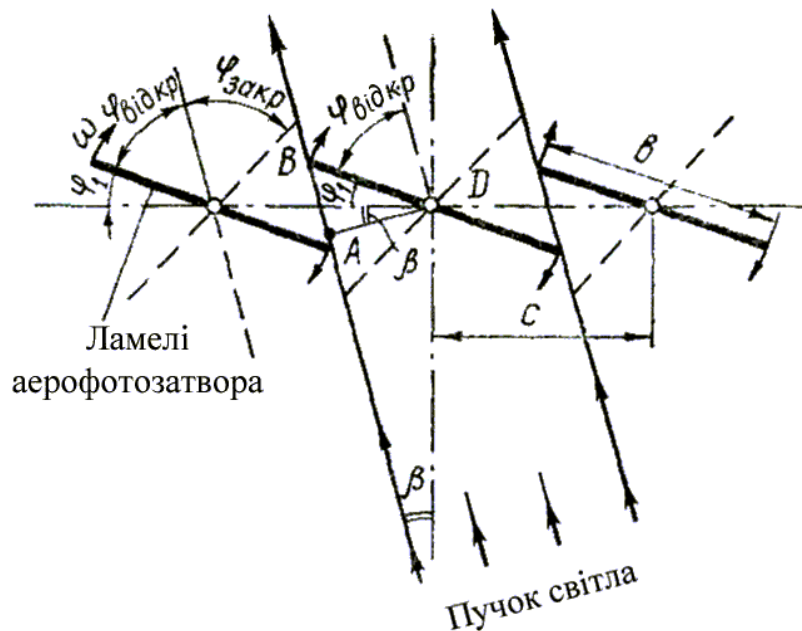


Рис. 4.10. Схема проходження через жалюзійний (ламельний) аерофотозатвор пучка рівнобіжних світлових променів під кутом β до оптичної осі

У таких аерофотозатворах пропущення світлового потоку на світлочутливий матеріал здійснюється за допомогою ряду обертових тонких пластин (заслінок) прямокутної форми. Як правило, пластини розміщуються між лінзами аерофотооб'єктива. Осі обертання пластин взаємно рівнобіжні і розташовані в площині, перпендикулярній

головній оптичній осі аерофотооб'єктива. Пластини мають між собою кінематичний зв'язок, що забезпечує погодженість (синхронність) їхнього обертання.

За характером руху пластин при експонуванні світлочутливого матеріалу жалюзійні аерофотозатвори поділяються на аерофотозатвори *прямої* і *зворотної дії*. Пластини аерофотозатвора прямої дії повертаються при першому експонуванні практично на 180° в одному напрямку і при наступному експонуванні – на 180° в іншому напрямку. Пластини аерофотозатвора поворотної дії повертаються при відкриванні діючого отвору об'єктива на кут 90° в одному напрямку, а при закриванні повертаються на цей же кут в іншому напрямку.

Для зменшення можливості проникнення світлового потоку через закритий аерофотозатвор ширина пластин робиться трохи більшою, ніж відстань між осями обертання. Перекриття пластин характеризується *коефіцієнтом перекриття* $k_{пер}$, що знаходимо зі співвідношення

$$k_{пер} = \frac{b - c}{c}, \quad (4.20)$$

де b – ширина пластини, м; c – відстань між осями пластин, м. В аерофотозатворах сучасних аерофотоапаратів величина $k_{пер}$ лежить у межах 0,2...0,3.

Повна витримка аерофотозатвора з безупинним рухом пластин складається з часу фази відкривання і часу фази закривання (рис. 4.11):

$$t_o = t_{відкр} + t_{закр} = \frac{\varphi_{відкр}}{\omega} + \frac{\varphi_{закр}}{\omega} = \frac{2\varphi_{відкр}}{\omega}, \quad (4.21)$$

де $\varphi_{відкр} = \varphi_{закр}$; $\varphi_{відкр}$ – кут відкривання; $\varphi_{закр}$ – кут закривання; ω – кутова швидкість обертання пластини.

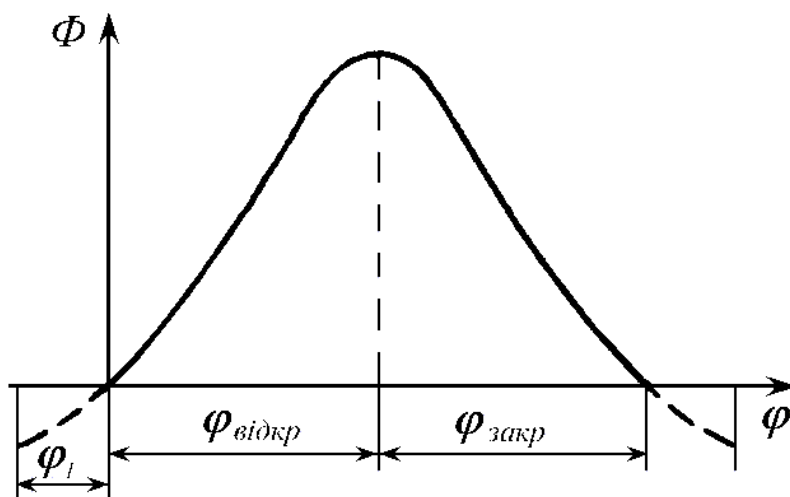


Рис. 4.11. Діаграма роботи жалюзійного (ламельного) аерофотозатвора

Як видно з рис. 4.10,

$$\varphi_{відкр} = (\pi / 2) - (\varphi_1 + \beta),$$

де φ_1 – кут між положенням пластин аерофотозатвора перед початком їхнього руху і положенням, що вони займають у момент початку пропущення світлового потоку на аерофотоматеріал; β – кут між напрямком світлового пучка й оптичною віссю аерофотооб’єктива.

З $\triangle ABD$ (рис. 4.10) одержимо:

$$\cos(\varphi_1 + \beta) = \frac{AD}{b/2} = \frac{c/2 \cos \beta}{b/2} = \frac{c}{b} \cos \beta$$

відкіля

$$\varphi_1 + \beta = \arccos[(c/b) \cos \beta],$$

і

$$\varphi_{\text{відкр}} = \pi/2 - \arccos[(c/b) \cos \beta].$$

Тоді

$$t_o = \frac{2\varphi_{\text{відкр}}}{\omega} = \frac{2}{\omega} \left\{ \pi/2 - \arccos(c/b) \cos \beta \right\}. \quad (4.22)$$

Як видно зі співвідношення (4.22), у жалюзійного аерофотозатвора з безупинним рухом пластин фактична витримка в даній точці аерофотознімка залежить від швидкості обертання ω і коефіцієнта перекриття $k_{\text{пер}}$ пластин. Крім того, за інших рівних умов фактична витримка жалюзійного аерофотозатвора міняється по полю аерофотознімка (залежність t_o від кута β), а при критичному куті $\beta_{\text{кр}}$ світлові промені не проходять навіть через цілком відкритий аерофотозатвор. Величина $\beta_{\text{кр}}$ визначається зі співвідношення:

$$\beta_{\text{кр}} = \arctg \frac{c}{b}.$$

Коефіцієнт корисної дії жалюзійного аерофотозатвора з безупинним рухом пластин дорівнює коефіцієнту корисної дії фази відкривання:

$$\eta = \eta_{\text{от кр}} = 1 - \frac{(k_{\text{пер}} + 1)(1 - \sin \varphi_1)}{\cos \beta (\pi/2 - \varphi_1)}. \quad (4.23)$$

Дане співвідношення (4.23) показує, що ККД залежить тільки від коефіцієнта перекриття пластин $k_{\text{пер}}$ і кута нахилу променів β до оптичної осі аерофотооб’єктива.

За характером експонування жалюзійний аерофотозатвор відноситься до затворів послідовного експонування. Це є причиною появи додаткових спотворень фотографічного зображення при аерофотографуванні. Однією з особливостей жалюзійного аерофотозатвора є те, що він викликає дифракцію світла, результатом чого є деяке зниження розрізняючої здатності АФА.

До достоїнств жалюзійних аерофотозатворів відносяться:

- надійність у роботі;
- можливість одержання порівняно малих витримок в АФА з великим діючим отвором аерофотооб’єктива;
- незмінність параметрів аерофотозатвора при діафрагмуванні.

Недоліки жалюзійних аерофотозатворів полягають у наступному:

- витримка міняється по полю аерофотознімка;
- аерофотозатвори вносять невеликі спотворення у фотографічне зображення;
- жалюзійні аерофотозатвори знижують розрізняльну здатність АФА.

Жалюзійні аерофотозатвори застосовуються в денних кадрових середньофокусних і довгофокусних АФА з великим діаметром діючого отвору (АФА-54, АФА-42, АФА-72).

На рис. 4.12 зображена кінематична схема жалюзійного аерофотозатвора.

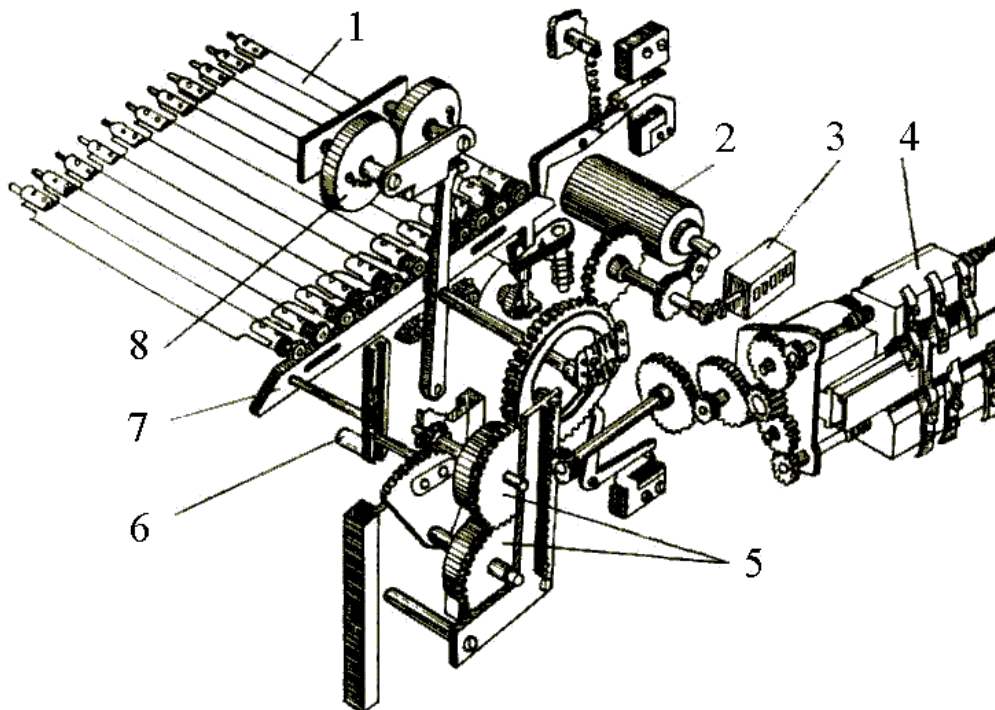


Рис. 4.12. Кінематична схема жалюзійного аерофотозатвора аерофотоапарата АФА-72:
1 – ламелі жалюзійного аерофотозатвора; 2 – електродвигун; 3 – лічильник; 4 – механізм дискретних переміщень; 5 – вантажі (інерційні маси); 6 – куліса; 7 – рейка привода ламелей аерофотозатвора; 8 – амортизаційні вантажі ламелей, що пом'якшують удари ламелей при зупинці механізму

Центральні аерофотозатвори

Аерофотозатвор, у якому світловий отвір відкривається від середини до країв і закривається в зворотному напрямку називається *центральним* (рис. 4.13).

У центральних аерофотозатворів пропущення світлового потоку на світлочутливий матеріал здійснюється за допомогою декількох пелюстків, що відкривають діючий отвір від центру до периферії. Пелюстки розміщуються між лінзами аерофотооб'єктива і мають можливість узгоджено обертатися на осях, рівнобіжних головній оптичній осі аерофотооб'єктива. У відкритому положенні аерофотозатвора пелюстки виходять за межі діючого отвору аерофотооб'єктива, завдяки цьому діючий отвір відкривається повністю. Робочі краї пелюстків можуть мати різну форму: прямолінійну, фасонну, у вигляді частини дуги окружності і т.д.

За характером руху пелюстків центральні аерофотозатвори поділяються на аерофотозатвори *прямої і реверсивної дії*. Пелюстки аерофотозатворів прямої дії при відкриванні і закриванні діючого отвору аерофотооб'єктива обертаються в одному напрямку, реверсивного – при відкриванні в одному, а при закриванні в іншому напрямку.

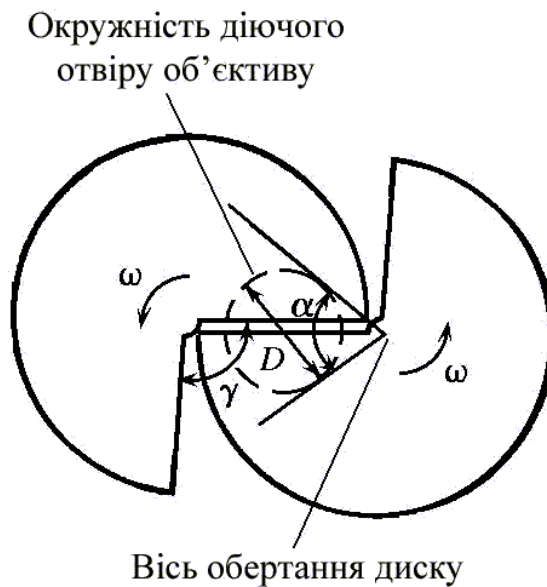


Рис. 4.13. Принцип дії центрального (пелюсткового) аерофотозатвора

Характеристики центрального аерофотозатвора визначаються формою вирізу на пелюстках, швидкістю їхнього обертання і діаметром діючого отвіру аерофотооб'єктива. На рис. 4.14 показана кінематична схема роботи центрального аерофотозатвора.

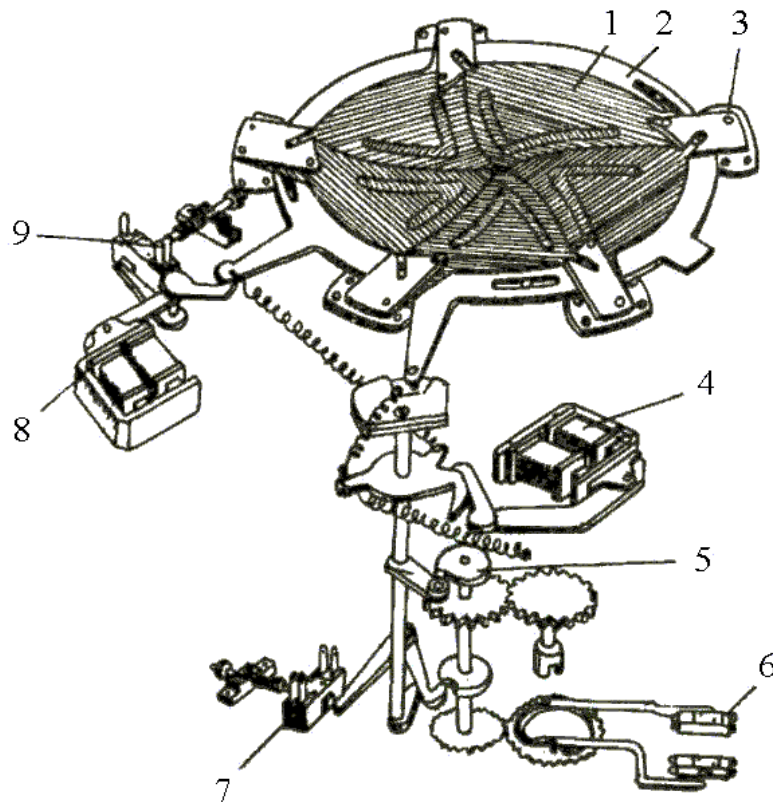


Рис. 4.14. Кінематична схема центрального (пелюсткового) аерофотозатвора аерофотоапарата НА-Я-7: 1 – ламелі; 2 – привідне кільце; 3 – вісь обертання ламелі; 4 – електромагніт закривання аерофотозатвора; 5 – кулачок; 6 – імпульсний механізм видачі сигналу у фоторегістратор координат ФК-1; 7 – кінцевий вимикач, що включає електромагніт відкриття аерофотозатвора; 8 – електромагніт відкриття аерофотозатвора; 9 – кінцевий вимикач включення запалювання імпульсних ламп освітлювальної установки СОУ-2

Для зменшення витримки центрального аерофотозатвора реверсивної дії аерофотозатвор роблять двоярусним (рис. 4.15). Такий аерофотозатвор має дві однакові групи (два яруси) пелюстків, розташованих послідовно на шляху світлового пучка. В зведеному стані одна група пелюстків закрита, а інша – відкрита. При експонуванні перша група пелюстків відкриває отвір аерофотозатвора, а друга закриває. При взводі аерофотозатвора вони повертаються у вихідне положення. Робота обох груп синхронізована: друга група починає закриття світлового отвору в той момент, коли перша повністю відкриє світловий отвір. У цьому випадку фаза повного відкриття дорівнює нулю ($t_n = 0$) і витримка вийде значно меншою, ніж у звичайного одноярусного аерофотозатвора реверсивної дії. Виграш у часі виходить за рахунок того, що в звичайному аерофотозатворі реверсивної дії пелюстки після повного відкриття світлового отвору до зупинки мають вибіг. При русі пелюстків у зворотному напрямку до початку закриття вони повинні повернутися на величину вибігу. Усе це вимагає часу, на який збільшується витримка одноярусного аерофотозатвора, що обов'язково має фазу повного відкриття.

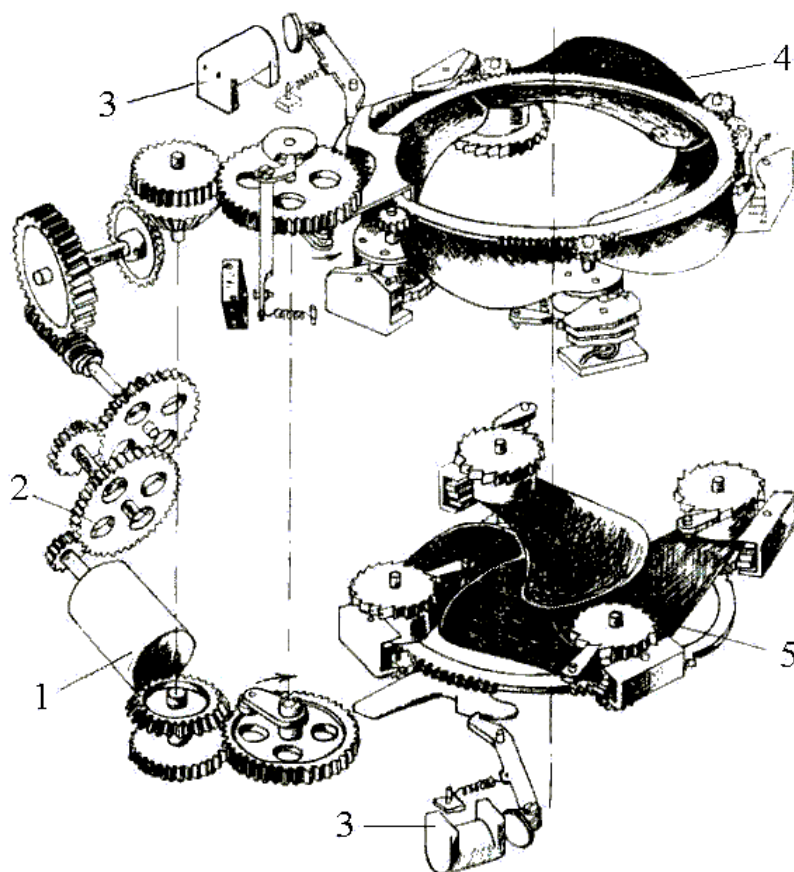


Рис. 4.15. Двоярусний центральний аерофотозатвор аерофотоапарата А-70М:

- 1 – електродвигун; 2 – редуктор; 3 – важільно-електро-магнітний пристрій;
4 – ярус відкриття; 5 – ярус закриття

Двоярусний аерофотозатвор може додатково виконувати роль діафрагми. Для цього треба збільшити випередження початку руху другого ярусу пелюстків. Тоді ребра другого і першого ярусів зустрінуться на границі задіафрагмованого отвору аерофотооб'єктива, при цьому буде спостерігатися, також, додаткове зменшення витримки аерофотозатвора. Двоярусний центральний аерофотозатвор застосовується в аерофотоапараті А-70М.

1.3.3. Механізми транспортування аерофото матеріалу

Призначення та склад

Механізми транспортування аерофото матеріалу призначені для заміни в кадровому вікні експонованої ділянки аерофотоплівки на неекспонований. Вони розташовані в касетній частині аерофотокамери чи в касеті. Механізми транспортування кадрових АФА повинні задовольняти основним вимогам:

- здійснювати перемотування аерофотоплівки рівними частинами за кожен цикл роботи аерофотоапарата;
- забезпечувати високий коефіцієнт використання аерофотоплівки і виключення накладення одного кадру на інший;
- виключати механічні ушкодження аерофотоплівки;
- в АФА з механічною компенсацією зсуву зображення здійснювати протягання зі швидкістю, пропорційною відношенню V_n/H .

До складових механізму транспортування аерофото матеріалу (рис. 4.16) входять: котушка з аерофотоплівкою, що *подає* (ПК) і котушка, що *намотує* (НК); *направляючі*, *притискний* і *вимірювальний (мірний)* валики; фрикційні муфти і пристрій, що забезпечує сталість довжини ділянки аерофотоплівки, перемотаної за один цикл.

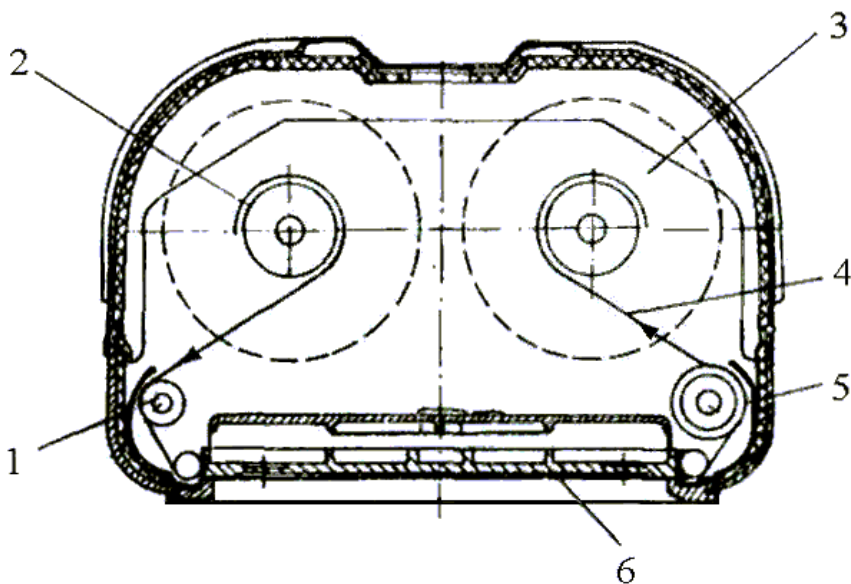


Рис. 4.16. Схема механізму транспортування аерофото матеріалу аерофотоапарата А-Е/10:
1 – направляючий валик; 2 – котушка, що подає аерофотоплівку; 3 – котушка, що намотує;
4 – аерофотоплівка; 5 – вимірювальний (мірний) валик; 6 – притискний стіл

Механізми транспортування аерофото матеріалу класифікуються за такими ознаками:

- за видом елемента, до якого прикладене зусилля, що забезпечує перемотування аерофотоплівки;
- за можливістю нагромадження аерофотоплівки перед кадровим вікном чи після нього;
- за характером руху аерофотоплівки.

При роботі АФА аерофотоплівка з котушки, що подає, перемотується з зупинкою на котушку, що намотує, проходячи при цьому повз кадрове вікно. По виду елемента, до якого прикладене зусилля, що забезпечує перемотування аерофотоплівки, механізми

транспортування аерофото матеріалу підрозділяються на *вимірювально-тягучі* і *тягучо-вимірювальні*. У вимірювально-тягучих механізмів транспортування активною ланкою, що тягне, є котушка, що намотує, у тягучо-вимірювальних механізмів транспортування – *вимірювальний (мірний) валик*, встановлений після кадрового вікна. В останньому випадку котушка, що намотує, тільки приймає аерофотоплівку, перемотану мірним валиком.

За можливістю нагромадження аерофотоплівки перед кадровим вікном чи після нього механізми транспортування аерофото матеріалу поділяються на *механізми без нагромаджувачів* і *механізми з нагромаджувачами*. У механізмів без нагромаджувачів аерофотоплівка на всьому протязі від котушки, що подає, до котушки, що намотує, у кожен момент часу має однакову швидкість протягання. У механізмів з нагромаджувачами перед кадровим вікном чи після нього існують нагромаджувачі – петлі аерофотоплівки; швидкість переміщення аерофотоплівки в нагромаджувачах відрізняється від швидкості переміщення аерофотоплівки в кадровому вікні.

За характером руху аерофотоплівки механізми транспортування аерофото матеріалу можна розділити на *механізми з зупинкою* (у денних кадрових АФА) і *механізми без зупинки аерофотоплівки при експонуванні* (у нічних кадрових АФА).

На рис. 4.17 показана кінематична схема механізму транспортування аерофото матеріалу аерофотоапарата А-70М.

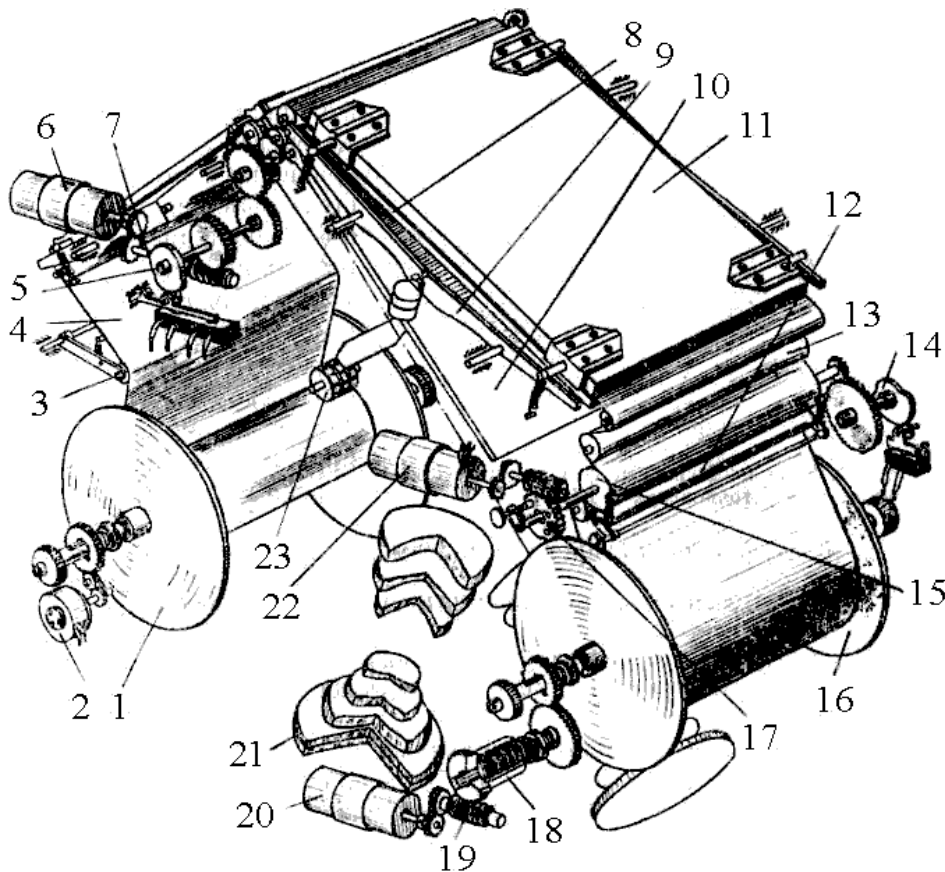


Рис. 4.17. Кінематична схема механізму транспортування аерофото матеріалу АФА А-70М:

- 1 – котушка що змотує; 2 – муфта електромагнітна; 3 – валик на кронштейні;
- 4 – аерофотоплівка; 5 – кулачок; 6 – електродвигун Д-5А; 7 – привод столів; 8 – скло, що вирівнює; 9 – важіль; 10 – заслінка; 11 – стіл, що вирівнює; 12 – валик притискний; 13 – валик направляючий; 14 – кулачок; 15 – валик мірний; 16 – котушка, що намотує; 17 – привод мірного валика; 18 – фрикціон; 19 – привод котушки, що намотує; 20 – електродвигун Д-50А;
- 21 – аерофотооб'єктив; 22 – електродвигун Д-50А; 23 – лічильник

Конструкція котушки для аерофотоплівки

Котушка (бобіна), на яку намотується аерофотоплівка, являє собою порожній циліндр – сердечник котушки, закріплений торцями на двох круглих фланцях. У центрах фланців є отвори, у які входять півосі опор. У деяких АФА котушки для аерофотоплівки містяться в пінах, що представляють собою знімну частину касети чи касетної частини.

Фрикційні муфти

Для нормальної роботи механізму транспортування аерофото матеріалу необхідно, щоб аерофотоплівка була натягнута. Натяг також необхідний для забезпечення нормальної роботи механізму вирівнювання і для щільного намотування аерофотоплівки на котушку. Натяг аерофотоплівки повинний бути не меншим деякого граничного значення. Для забезпечення такого натягу застосовуються *фрикційні муфти постійного моменту* і *фрикційні муфти постійного зусилля*.

Фрикційна муфта котушки, що подає, призначається для гальмування котушки, що подає, під час перемотування і запобігання мимовільного розкручування аерофотоплівки.

Як приклад, на рис. 4.18 показана конструкція фрикційної муфти котушки, що подає, аерофотоапарата А-Е/10. Працює вона в такий спосіб. Диск 7, що знаходиться на осі фрикційної муфти котушки, що подає, при обертанні гальмується фрикційною шайбою 6. Фрикційна шайба притискається до диска через кільце 5 пружинами 4. Момент тертя, що створюється між шайбою 6 і диском 7, регулюється зусиллям підтискування пружин 4, різьбовим кільцем 2. Різьбове кільце стопориться гвинтом 3. Муфта відрегульована на момент сили тертя $1,5 \dots 2 \text{ кг/см}^2$.

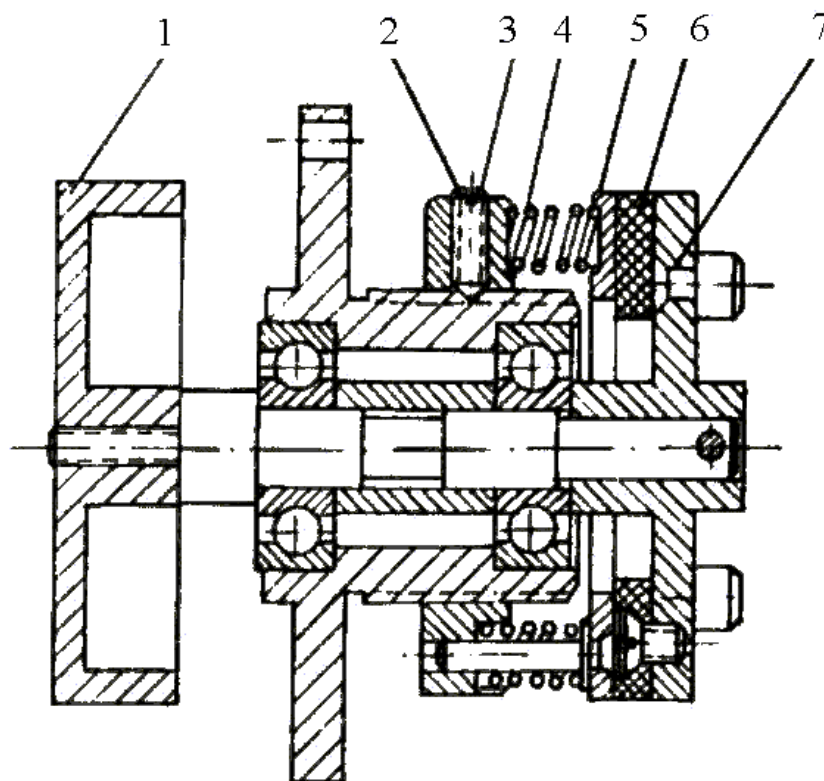


Рис. 4.18. Фрикційна муфта котушки, що подає, аерофотоапарата А-Е/10:

1 – котушка, що подає; 2 – різьбове кільце; 3 – стопорний гвинт;

4 – притискна пружина; 5 – опорне кільце; 6 – фрикційна шайба; 7 – диск

1.3.4. Механізми вирівнювання аерофотомаєралу

Для забезпечення високої якості зображення по всій площі аерофотознімка застосовують механізми вирівнювання аерофотомаєралу.

Вимоги до точності вирівнювання аерофотоплівки

Для одержання високої якості зображення на аерофотознімку у момент експонування аерофотомаєралу необхідно забезпечити вирівнювання аерофотоплівки по всій площі аерофотознімка. Відхилення аерофотоплівки від площини викликає появу геометричних спотворень координат точок і приводить до погіршення різкості одержуваного зображення.

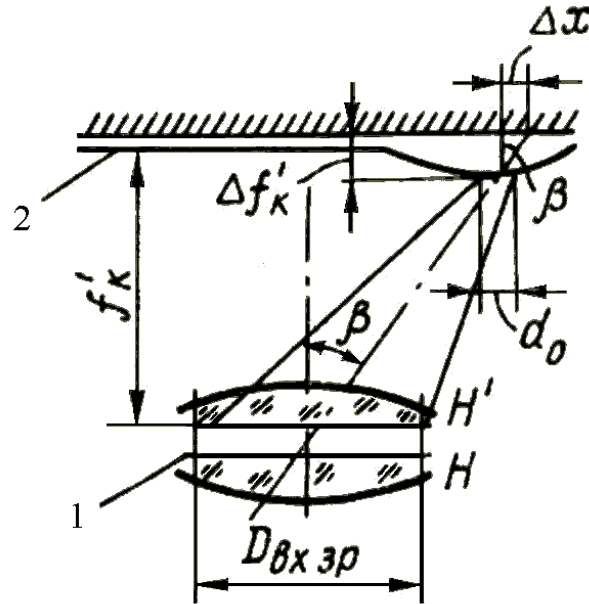


Рис. 4.19. Вплив погрiшностi вирiвнювання аерофотомаєралу на спотворення координати точки i величину кола нерiзкостi: 1 – аерофотооб'єктив; 2 – аерофотоплiвка

З рис. 4.19 видно, що спотворення Δx координати точки визначається за співвідношенням

$$\Delta x = \Delta f_k \operatorname{tg} \beta, \quad (4.24)$$

а величина діаметра d_o кружка нерiзкостi дорiвнює

$$d_o = \frac{\Delta f_k D_{\text{вх.зр}}}{f_k}. \quad (4.25)$$

Припустимо, що $\Delta x = 1 \cdot 10^{-2}$ мм і $d_o = 1 \cdot 10^{-2}$ мм і вважаючи, що $f_k = 100$ мм, $D_{\text{вх.зр}} / f = 1/6,3$; $\beta = 45^\circ$ зі співвідношення (4.25), будемо мати $f = 1 \cdot 10^{-2}$ мм, а зі співвідношення (4.24), виходячи з припустимої різкості, $f_{\text{к.дон}} = 6 \cdot 10^{-2}$ мм. Таким чином, припустиме відхилення аерофотоплівки від площини буде одного порядку з припустимим спотворенням координат точок. Для забезпечення різкості зображення в АФА застосовуються механізми вирівнювання аерофотоплівки у фокальній площині аерофотокамери. Вони поділяються на механічні, пневматичні, пневомеханічні й електричні.

Механізми вирівнювання аерофотоматеріалу механічного типу

До механічних способів вирівнювання аерофотоплівки відносяться: *спосіб її натягу між двома валиками* (рис. 4.20) і *спосіб її притиску до скла, що вирівнює*, (рис. 4.21).

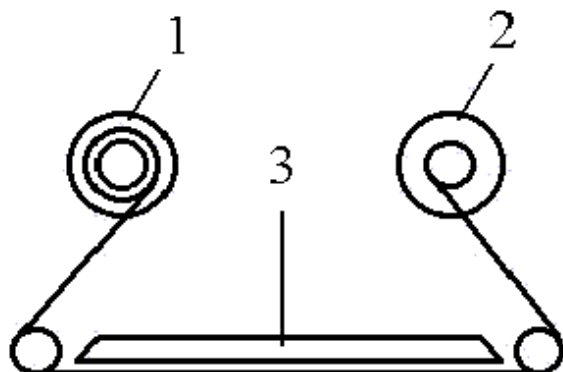


Рис. 4.20. Вирівнювання аерофотоплівки способом її натягу між двома валиками:
1 – котушка, що змотує; 2 – котушка, що намотує; 3 – притискний стіл

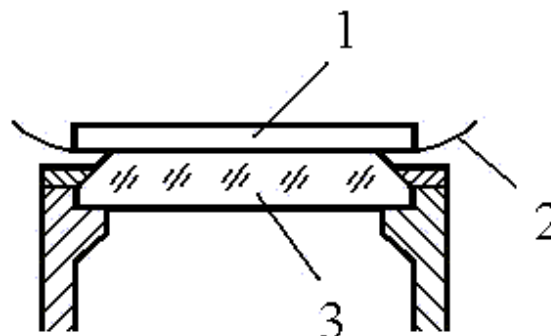


Рис. 4.21. Вирівнювання аерофотоплівки способом притиску її до скла, що вирівнює:
1 – притискний стіл; 2 – аерофотоплівка;
3 – скло, що вирівнює

Спосіб вирівнювання натягом аерофотоплівки між двома валиками є найбільш простим способом. Він полягає в тому, що перед експонуванням котушка, що змотує, загальмовується, а котушка, що намотує, натягає аерофотоплівку, забезпечуючи за рахунок натягу її притиск до притискного столу, поверхня якого знаходиться у фокальній площині аерофотокамери. Однак такий однобічний натяг аерофотоплівки не забезпечує високої точності вирівнювання і високу експлуатаційну надійність, тому він не одержав широкого поширення.

Спосіб вирівнювання аерофотоплівки періодичним притиском її до скла, що вирівнює, з попереднім натягом аерофотоплівки зусиллям, що розвивається в механізмі транспортування аерофотоматеріалу, одержав найбільше поширення в АФА. Притиск здійснюється спеціальним *притискним столом* на час експонування аерофотознімка. Для перемотування аероплівки після експонування аерознімка притискний стіл піднімається за допомогою спеціального електромеханізму.

Достоїнством механізму вирівнювання механічного типу притиском аерофотоплівки до скла, що вирівнює, є висока якість вирівнювання при порівняно простій конструкції механізму. Точність вирівнювання досягає 0,03...0,05 мм. До недоліків механізму вирівнювання механічного типу з притиском аерофотоплівки до скла, що вирівнює, відносяться:

- неможливість використання АФА з механічною компенсацією зрушення зображення;

- зміна фокусної відстані і внесення додаткових масштабних спотворень у зображення внаслідок переломлення бічних світлових променів, що падають під кутом до поверхні скла, що вирівнює;

- збільшення втрат енергії (до 80%) унаслідок поглинання і відображення від скла, що вирівнює;

- погіршення якості зображення внаслідок запотівання й обмерзання скла, що вирівнює, і появи електричних зарядів на аерофотоплівці.

Скло, що вирівнює, вимагає дбайливого і ретельного догляду, обережного поводження і періодичного чищення. Наявність скла, що вирівнює, вносить зміни в

положення фокальної площини аерофотокамери. Величина зсуву фокальної площини визначається з рис. 4.22:

$$\Delta = \frac{A_1 B_1}{\operatorname{tg} \beta} = \frac{A_2 C_2 - B_2 C_2}{\operatorname{tg} \beta} = d \left(1 - \frac{\operatorname{tg} \beta'}{\operatorname{tg} \beta} \right) \approx d \left(1 - \frac{1}{n} \right),$$

де d – товщина скла, що вирівнює; n – показник переломлення скла,

$$n = \sin \beta / \sin \beta' \approx \operatorname{tg} \beta / \operatorname{tg} \beta'.$$

При $n = 1,5$ – $\Delta = d/3$.

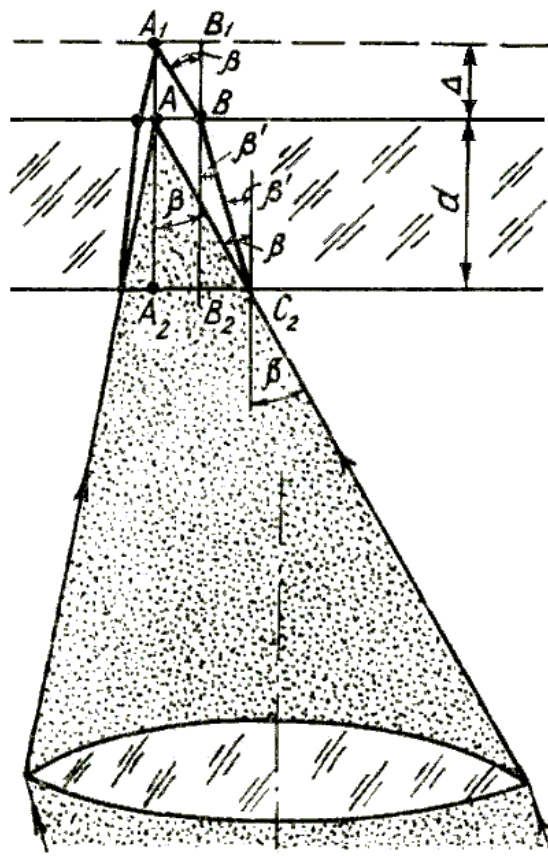


Рис. 4.22. Визначення спотворення фокусної відстані аерофотооб'єктива

Таким чином, при введенні між аерофотооб'єктивом і аерофотоплівкою скла, що вирівнює, для одержання різкого зображення необхідно додатково змістити аерофотооб'єктив на відстань, рівну одній третині товщини скла, що звичайно робиться при фокусуванні аерофотокамери.

При різкій зміні температури усередині аерофотокамери спостерігається запотівання й обмерзання скла, що вирівнює.

Для запобігання запотівання усередині аерофотокамери встановлюється *осушувач* у виді пакета із силікагелем.

При терті аерофотоплівки об скло, що вирівнює, і притисний стіл іноді на аерофотоплівці виникають заряди статичної електрики, розряди якої супроводжуються появою іскор, що приводить до значного погіршення якості зображення.

Іноді аерофотознімки виявляються взагалі непридатними для дешифрування. Для зменшення електрзарядів усі деталі, з якими стикається аерофотоплівка, покриваються спеціальним протирозрядним лаком.

Механізми вирівнювання аерофото матеріалу пневматичного типу

Таки механізми застосовують в аерофотоапаратах з механічною компенсацією зрушення зображення, звичайно в нічних АФА. У цьому випадку створюється визначена різниця тиску між порожниною камерної частини перед аерофотоплівкою і касетною частиною за аерофотоплівкою, унаслідок чого аерофотоплівка притискається до столу, що вирівнює. З боку столу, що вирівнює, створюється менший тиск за допомогою спеціальної електричної вакуум-помпи (рис. 4.23).

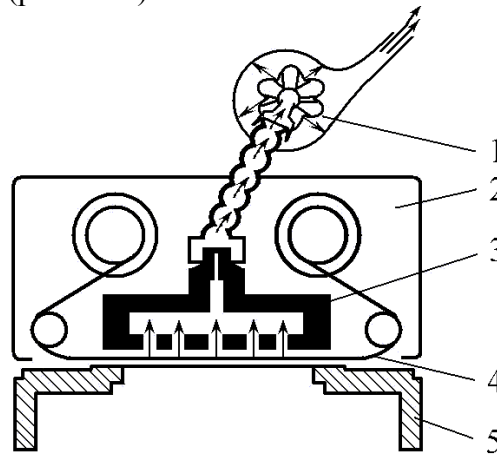


Рис. 4.23. Механізм вирівнювання аерофото матеріалу пневматичного типу:
1 – вакуум-помпа; 2 – касетна частина; 3 – стіл, що вирівнює, з отворами;
4 – аерофотоплівка; 5 – камерна частина

Механізм вирівнювання пневматичного типу застосовується в нічних АФА: НА-75, НА-МК-25. До недоліків механізму вирівнювання пневматичного типу відносяться:

- труднощі забезпечення необхідного перепаду тисків при польоті на великих висотах в умовах розрідженої атмосфери;
- підвищення можливості забруднення і запотівання задніх поверхонь лінз аерофотооб'єктива.

Принципово можливий спосіб вирівнювання аерофотоплівки за рахунок притиску надлишковим тиском повітря (рис. 4.24). Однак у даний час він знаходить обмежене застосування. При використанні пневматичних способів вирівнювання, як правило, застосовується попереднє вирівнювання аерофотоплівки однобічним натягом з одночасним поступовим притиском до столу, що вирівнює.

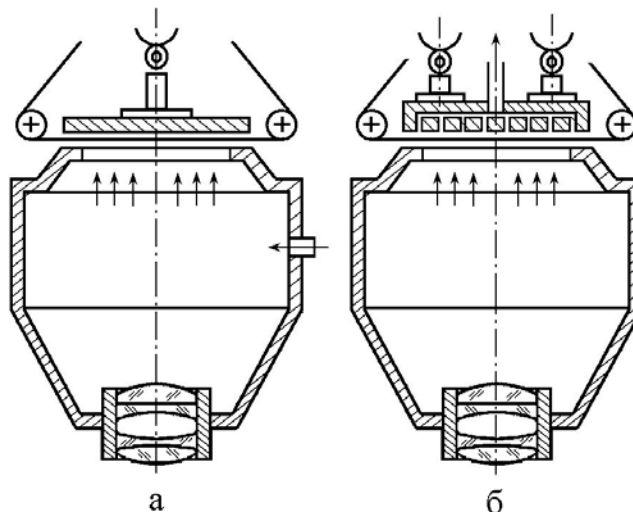


Рис. 4.24. Метод вирівнювання аерофотоплівки за рахунок надлишкового тиску:
а – нагнітання повітря; б – відкачування повітря

Механізми вирівнювання аерофотоматеріалу пневмомеханічного типу

На даний час одержав поширення пневмомеханічний спосіб вирівнювання плівки. Сутність його полягає в тому, що між плівкою і притискним столом розташовується плоска гумова камера, у яку під тиском нагнітається повітря під час роботи механізму вирівнювання. Одним з варіантів є схема, при якій повітря в гумовій камері знаходиться увесь час під постійним тиском. Такий комбінований спосіб вирівнювання дозволяє забезпечити високу якість вирівнювання плівки по всій площі знімка.

Між плівкою і гумовою камерою розташовують шар пружного матеріалу, що має поступове збільшення товщини від краю до центра. Така форма забезпечує надійне витиснення повітря від центра знімка до країв, що виключає можливість утворення повітряних проміжків між плівкою і склом, що вирівнює, особливо в центральній частині знімка.

Розглянемо деякі конструктивні особливості механізму вирівнювання, приведеного на рис. 4.25.

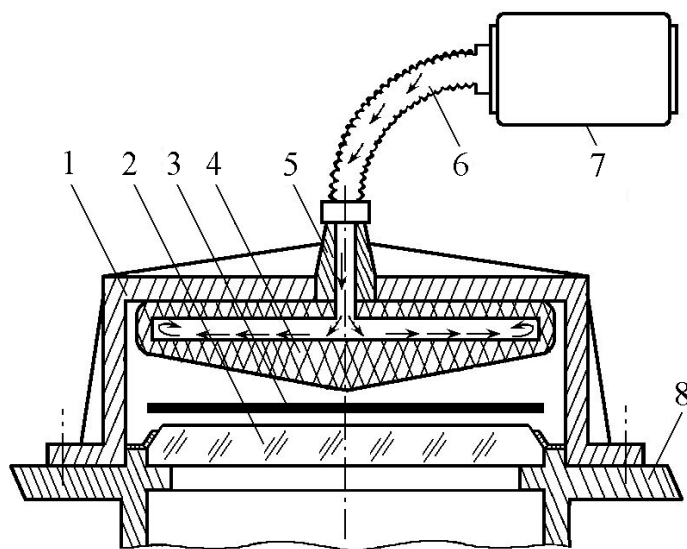


Рис. 4.25. Пневмомеханічний пристрій вирівнювання аерофотоплівки з еластичною камерою

Аерофотоплівка 3 розташована між еластичною камерою 4 і склом, що вирівнює, 2. Еластична (в окремому випадку гумова) камера верхньою своєю площиною з'єднана з нерухомим корпусом пристрою вирівнювання, жорстко скріпленого з корпусом аерофотокамери 8. Нижня рухлива частина еластичної камери з боку, зверненого до аерофотоплівки, має перемінний перетин зі зменшуваною від центра до країв знімка товщиною по кожному з напрямків. У центрі нерухомого корпусу пристрою вирівнювання розташований вентиль 5, що зв'язаний за допомогою повітропроводу 6 з джерелом надлишкового тиску 7. У процесі вирівнювання еластична камера заповнюється повітрям, її обсяг збільшується, що викликає переміщення нижньої рухливої частини камери, що передається аерофотоплівці.

Аерофотоплівка послідовно притискається рухливою частиною еластичної камери, що переміщається, до скла, що вирівнює. По закінченню вирівнювання повітря з внутрішньої порожнини камери через вентиль і повітропровід надходить знову в джерело надлишкового тиску. Позитивними властивостями розглянутого пристрою вирівнювання є відсутність рухливих механічних елементів, що викликають значні коливання аерофотоапарата під час циклу, які можуть перевищувати припустимі граничні значення. Така конструкція дозволяє зменшити габарити касети аерофотоапарата, зменшити

потужність привода всього АФА, чи привода касети, а також зменшити тривалість циклу роботи АФА за рахунок скорочення тривалості вирівнювання аерофотоплівки і звільнення її від дії механізму вирівнювання.

При використанні автономного джерела надлишкового тиску цей спосіб практично не залежить від висоти фотографування і дозволяє забезпечувати питомий тиск у межах $0,3...0,5 \text{ Н/см}^2$ по всій площині знімка.

Даний пристрій відрізняє висока точність вирівнювання по всій площині аерофотознімка (середнє інтегральне відхилення від площини скла, що вирівнює, не перевершує $5...10 \text{ мкм}$) і відносна простота технічної реалізації і конструкції, а також відсутність твердих технологічних допусків на елементи пристрою.

Електричні механізми вирівнювання аерофотоматеріалу

Загальним для усіх способів вирівнювання є необхідність приведення світлочутливого шару аерофотоплівки у фокальну площину аерофотокамери. Це може бути здійснено і за допомогою електромагнітного пристрою (рис. 4.26).

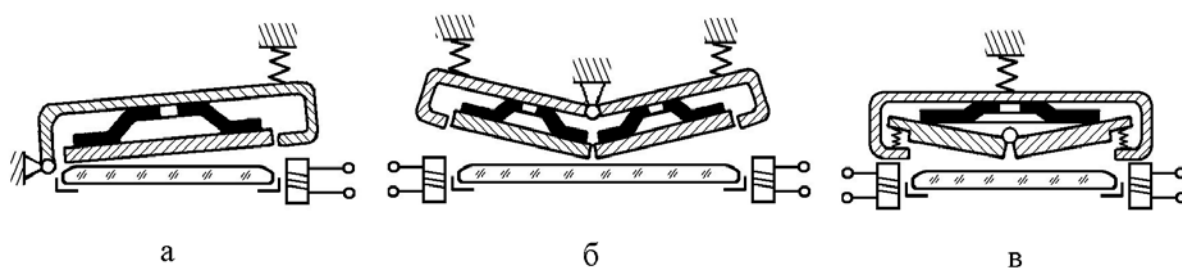


Рис. 4.26. Кінематичні схеми електромагнітного вирівнювання з поліпшеним розподілом зусиль притиску: а – метод «книги» з однобічним вирівнюванням; б – двостороннє вирівнювання; в – двостороннє вирівнювання з однією пружиною

Висока якість вирівнювання аерофотоплівки передбачає обов'язкове калібрування скла, що вирівнює, і притискного столу. Відступ від площини не повинний перевищувати кілька мікрометрів.

Для запобігання появи повітряних пазирів при вирівнюванні плівки поверхня притискного столу, звернена до плівки, може мати канавки для виходу повітря. При розрахунку і конструюванні притискного столу необхідно звертати увагу на підвищення його твердості.

Важливим достоїнством електромагнітного способу вирівнювання періодичним притиском аерофотоплівки до скла, що вирівнює, є незалежність його від висоти фотографування і необхідність відносно невеликих зусиль для забезпечення порівняно високих точностей вирівнювання.

1.3.5. Аерофотоілюмінатори

Аерофотоілюмінатором називається пристрій літального апарата, розташований перед об'єктивом АФА, через який виконується фотографування. Він складається з захисного скла і механічних деталей. Розмір і форма фотоілюмінатора залежать від кутів поля зору 2β АФА (рис. 4.27) у напрямку польоту й у перпендикулярному напрямку, від відстані передньої лінзи об'єктива до захисного скла h , від діаметра передньої лінзи об'єктива D , товщини захисного скла d і його показника переломлення n , а також від прийнятого допуску l на неточність установки АФА і можливі його коливання при вібрації.

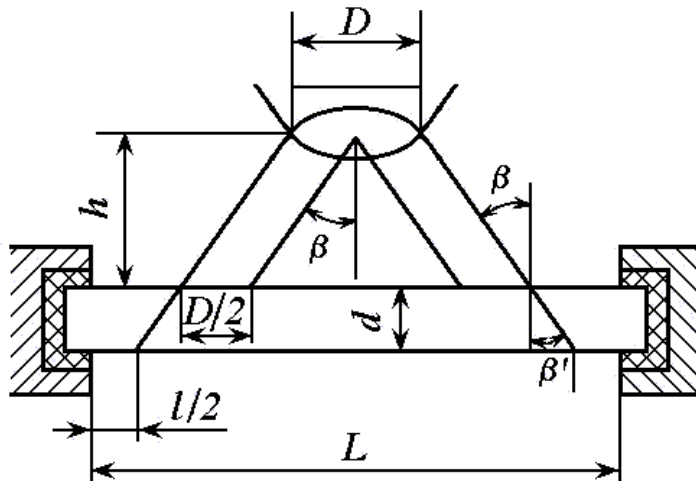


Рис. 4.27. До визначення розмірів аерофотоілюмінатора

Як видно з рис. 4.27, розмір фотоілюмінатора в одному з напрямків визначається за співвідношенням:

$$L = 2htg\beta + D + 2dtg\beta + l = \frac{a}{f} \cdot \left(h + \frac{d}{n} \right) + l ,$$

де $tg\beta = \frac{a}{2f}$; a – розмір кадру аерофотоознімка; f – фокусна відстань АФА.

Фотоілюмінатор ізолює відсік, де встановлений АФА, від зовнішнього середовища. Він запобігає попаданню на об'єктиви АФА бруду і пилу. Захисне скло фотоілюмінатора є оптичною деталлю, що розміщується на шляху ходу променів, які беруть участь в утворенні зображення. Тому воно повинно задовольняти ряд вимог, характерних для точних оптичних деталей.

1.3.6. Аерофотоустановки

Аерофотоустановкою (АФУ) називається пристрій, призначений для кріплення, амортизації й орієнтування АФК у просторі.

Вимоги до аерофотоустановок

До аерофотоустановок пред'являються такі основні вимоги:

- частота коливань АФА, встановленого в АФУ, повинна бути значно меншою частоти вібрацій літального апарата;
- твердість амортизаторів у всіх напрямках повинна бути назад пропорційна їх відстані від центра ваги з метою запобігання появи кутових коливань АФК при лінійних коливаннях підставки;
- центр ваги АФК повинний знаходитися як можливо ближче до площини, що проходить через площину амортизаторів;
- зазор між АФК і деталями літального апарата повинний бути більше статичної і динамічної деформації амортизаторів.

Класифікація аерофотоустановок

За напрямком оптичної осі АФК у просторі аерофотоустановки підрозділяються на *планові, перспективні і планово-перспективні*.

Планові АФУ забезпечують таке кріплення АФК на ЛА, при якому її оптична вісь спрямована прямою. Розрізняють *орієнтовні і неорієнтовні* планові установки. Орієнтовна установка допускає поворот АФК навколо її оптичної осі на кут зносу ЛА. Такий поворот необхідний при картографічній зйомці і для забезпечення більш точної компенсації зрушення зображення. При повітряному фотографуванні зі швидкісних ЛА, коли кут зносу малий, звичайно застосовують неорієнтовні установки.

Перспективні АФУ дозволяють кріпити АФК на ЛА з відхиленням її оптичної осі від вертикалі на заданий кут.

Планово-перспективні АФУ допускають кріплення АФК на ЛА як зі стрімким напрямком оптичної осі, так і з відхиленням її від вертикалі на задані кути.

За способом кріплення АФК на ЛА аерофотоустановки підрозділяються на *нерухомі, рухливі, хитні і стабілізуючі*.

Нерухомі АФУ забезпечують кріплення АФК у незмінному щодо корпусу ЛА положенні.

Рухливі АФУ допускають зміну положення АФК щодо корпусу ЛА. Рухливі установки часто мають селісний зв'язок з оптичним візором для наведення АФА на об'єкт.

Хитні АФУ (АКАФУ) забезпечують періодичне відхилення АФК на заданий кут у праву і ліву сторону від лінії польоту після кожного циклу спрацьовування АФА. Таке відхилення («хитання») дозволяє за один політ одним АФА сфотографувати два, три чи більшу кількість маршрутів.

Стабілізуючі АФУ служать для стабілізації оптичної осі АФА у вертикальному напрямку незалежно від нахилу ЛА.

Зі зменшенням впливів на АФА вібрацій ЛА і перевантажень поліпшується якість фотозображень і підвищується надійність роботи АФА. Таке зменшення досягається відповідною конструкцією АФУ й амортизаторів.

Конструкції амортизаторів

Найбільше застосування в АФА одержали сталеві пружинні амортизатори. У деяких випадках використовуються гумові і фетрові амортизатори.

Сталеві амортизатори мають переважно вид спіральних і рідше – гвинтових пружин, що працюють на розтягання чи вигин і на стиск. Вони надійні в експлуатації, мало піддані температурним впливам, допускають великі навантаження, досить довговічні, але мають повільне загасання власних коливань системи. Логарифмічний декремент загасання власних коливань, обумовлений внутрішнім тертям у матеріалі амортизатора, складає для гуми 0,360...0,500, а для сталі – усього 0,003. Тому в пружинні амортизатори між витками спіральних пружин іноді вводять додаткові гумові прокладки. Для виключення великих прогинів амортизаторів від дії на систему значних перевантажень застосовують додаткові пружини, що вступають у дію при збільшенні прогину основного амортизатора більше заданої величини. Цим зменшуються необхідні зазори між АФА і деталями ЛА.

Гумові амортизатори прості за конструкцією, дешеві у виготовленні, забезпечують швидке загасання власних коливань, але їхня твердість залежить від температури і при багаторазовій і різкій зміні температури вони виходять з ладу.

Повстяні чи фетрові амортизатори мають дуже високий коефіцієнт власного тертя. Вони застосовуються там, де істотним є гасіння власних коливань. Як і гумові, вони піддані впливу низьких температур.

2. КОНСТРУКЦІЇ КАДРОВИХ АЕРОФОТОАПАРАТІВ

На додаток до загальної класифікації АФА серед сукупності конструкцій кадрових АФА можна виділити такі специфічні групи:

- однокамерні кадрові АФА;
- багатокамерні кадрові АФА;
- кадрові АФА з малим форматом кадру ($l_x \times l_y \leq 8 \times 8$ см);
- кадрові АФА із середнім форматом кадру (8×8 см $< l_x \times l_y \leq 13 \times 13$ см);
- кадрові АФА з великим форматом кадру ($l_x \times l_y > 13 \times 13$ см);.

2.1. Денні однокамерні кадрові аерофотоапарати

До однокамерних кадрових АФА для денного повітряного фотографування відносяться: А-39, А-Е/10, А-41, АФА-БА, А-42, А-54 та їхні модифікації (табл. 4.2).

Таблиця 4.2

| № зп | Основні дані | Тип АФА | | |
|------|--|------------------------|-----------------------|----------------------|
| | | А-39 | | А-Е/10 |
| | | А-39 | А-39С | |
| 1. | Діапазон застосування по H , км по $V_{\text{в}}$, км/год | 0,14...5 500...1500 | 0,2...5 600...1400 | 6...23 500...3000 |
| 2. | Захоплення місцевості в частках H | 0,7 x 111 | 1,6 x 224 | 1,8 x 150 |
| 3. | Наявність САК зсуву зображення | немає | немає | немає |
| 4. | Наявність САР експозиції | немає | немає | СУ-5 |
| 5. | Тип аерофотооб'єктива | Уран-27 | Оріон | МРО-2 |
| 6. | Фокусна відстань, см | 10 | 5 | 10 |
| 7. | Кут поля зору, град x град | 43 x 38 | 78 x 70 | 84 x 84 |
| 8. | Розрізняльна здатність, центр, лін/мм край, лін/мм | 44 | 34 | 43 |
| | | 8 | 30 | 11 |
| 9. | Відносний отвір | (1:2,5)...(1:16) | (1:5)...(1:16) | 1:8 |
| 10. | Тип аерофотозатвора | шторний | шторний | центральний |
| 11. | Діапазон витримок, сек | 1/700...1/800 | 1/400...1/1800 | 1/70...1/700 |
| 12. | Розмір аерофотоплівки, см x см | 8 x 1900 | 8 x 1900 | 19 x 6000 |
| 13. | Наявність перфорації на плівці | так | так | немає |
| 14. | Розмір кадру, см x см | 7 x 8 | 7 x 8 | 18 x 18 |
| 15. | Кількість кадрів | 200 | 200 | 270 |
| 16. | Цикл роботи, сек | 0,7 | 0,5 | 7 |
| 17. | Тимчасові інтервали, сек | 2...16 | 0,5...9,6 | - |
| 18. | Тип аерофотоустановки | немає | немає | немає |
| 19. | Кут хитання АФУ, град | немає | немає | немає |
| 20. | Маса польотного комплексу, кг | 8 | 8,5 | 30 |
| 21. | Габарити АФК, мм x мм x мм | 258x175x234 | 190x175x234 | 400x390x400 |
| 22. | Споживаний струм (без обігріву/ з обігрівом) при $U = 27$ В, постійний струм, А при $U = 115$ В, 400 Гц, перемінний струм, А | 4/10 | 7/14 | 9 |
| | | немає | немає | немає |

Таблиця 4.2, продовження 1

| № зп | Основні дані | Тип АФА | | | |
|------|---|------------------------|-------------------------|-----------------------|------------------------|
| | | А-41 | | АФА-БА | |
| | | 10 | 20 | 21 | 40 |
| 1. | Діапазон застосування по H , км по $V_{\text{в}}$, км/год | 0,3...20 500...1900 | 0,58...20 500...1900 | 0,2...6 200...1000 | 0,3...11 200...1000 |
| 2. | Захоплення місцевості в частках H | 1,8 | 0,9 x 144 | 0,86 x 96 | 0,86 x 96 |
| 3. | Наявність САК зсуву зображення | немає | немає | немає | немає |

| | | | | | |
|-----|---|----------------|------------------|------------------|------------------|
| 4. | Наявність САР експозиції | немає | немає | немає | немає |
| 5. | Тип аерофотооб'єктива | МРО-2 | Оріон-20 | Індустар-51 | ОФ-51 |
| 6. | Фокусна відстань, см | 10 | 20 | 21 | 40 |
| 7. | Кут поля зору, град х град | 84 х 84 | 48 х 48 | 34 х 45 | 18 х 25 |
| 8. | Розрізняльна здатність, центр, лін/мм край, лін/мм | 43 11 | 47 20 | 21 8 | 19 12 |
| 9. | Відносний отвір | 1:8 | (1:6,3)...(1:22) | (1:2,5)...(1:32) | (1:6,3)...(1:45) |
| 10. | Тип аерофотозатвора | центральний | центральний | шторний | шторний |
| 11. | Діапазон витримок, сек | 1/60...1/500 | 1/60...1/500 | 1/100...1/900 | 1/100...1/900 |
| 12. | Розмір аерофотоплівки, см х см | 19 х 12000 | 19 х 12000 | 19 х 2850 | 19 х 2850 |
| 13. | Наявність перфорації на плівці | немає | немає | так | так |
| 14. | Розмір кадру, см х см | 18 х 18 | 18 х 18 | 13 х 18 | 13 х 18 |
| 15. | Кількість кадрів | 560 | 560 | 200 | 200 |
| 16. | Цикл роботи, сек | 2,5 | 2,5 | 1,0 | 1,0 |
| 17. | Тимчасові інтервали, сек | 3...90 | 3...90 | 2...60 | 2...60 |
| 18. | Тип аерофотоустановки | ТАУ-М | ТАУ-М | немає | немає |
| 19. | Кут хитання АФУ, град | немає | немає | немає | немає |
| 20. | Маса польотного комплекту, кг | 65 | 65 | 28 | 32 |
| 21. | Габарити АФК, мм х мм х мм | 420x415x565 | 420x415x565 | 408x800x493 | 524x800x493 |
| 22. | Споживаний струм (без обігріву/ з обігрівом) при U = 27 В, постійний струм, А при U = 115 В, 400 Гц, перемінний струм, А | 12,5/25 0,8 | 12,5/25 0,8 | 13,5 немає | 13,5 немає |

Таблиця 4.2, продовження 2

| № зп | Основні дані | Тип АФА | | | |
|------|---|------------------------|----------------------|----------------------|-----------------------|
| | | А-42 | | | |
| | | 20 | 50 | 75 | 100 |
| 1. | Діапазон застосування по H , км по V_{II} , км/год | 0,2...20 500...3000 | 2...10 500...3000 | 3...15 500...3000 | 5...20 400...2400 |
| 2. | Захоплення місцевості в частках H | 1,5...114 | 0,6 х 120 | 0,4 х 80 | 0,3 х 48 |
| 3. | Наявність САК зсуву зображення | немає | кутова | кутова | кутова |
| 4. | Наявність САР експозиції | немає | немає | немає | немає |
| 5. | Тип аерофотооб'єктива | Оріон-1М | Індустар-52 | Телемар-2 | Телемар-7М |
| 6. | Фокусна відстань, см | 20 | 50 | 75 | 100 |
| 7. | Кут поля зору, град х град | 74 х 74 | 46 х 46 | 36 х 36 | 24 х 24 |
| 8. | Розрізняльна здатність, центр, лін/мм край, лін/мм | 32 6 | 17 9 | 23 10 | 22 16 |
| 9. | Відносний отвір | (1:6,3)...(1:16) | 1:5 | (1:6,3)...(1:16) | (1:7)...(1:22) |
| 10. | Тип аерофотозатвора | центральний | жалюзійний | жалюзійний | жалюзійний |
| 11. | Діапазон витримок, сек | 1/75...1/500 | 1/150...1/150 0 | 1/150...1/150 0 | 1/100...1...1/8 00 |
| 12. | Розмір аерофотоплівки, см х см | 32 х 6000 | 32 х 6000 | 32 х 6000 | 32 х 6000 |
| 13. | Наявність перфорації на плівці | так | так | так | так |
| 14. | Розмір кадру, см х см | 30 х 30 | 30 х 30 | 30 х 30 | 30 х 30 |
| 15. | Кількість кадрів | 195 | 195 | 195 | 195 |
| 16. | Цикл роботи, сек | 2 | 2 | 2 | 2 |
| 17. | Тимчасові інтервали, сек | 3...60 | 2...60 | 2 | 2 |
| 18. | Тип аерофотоустановки | немає | АКАФУ-33М | АКАФУ-33М | АКАФУ-33М |
| 19. | Кут хитання АФУ, град | немає | 13 | 8,5 | 6,5 |
| 20. | Маса польотного комплекту, кг | 62 | 170 | 180 | 32205 |
| 21. | Габарити АФК, мм х мм х мм | 550x500x582 | 549x465x843 | 549x465x873 | 565x465x1099 |
| 22. | Споживаний струм (без обігріву/ з обігрівом) при U = 27 В, постійний струм, А при U = 115 В, 400 Гц, перемінний струм, А | 6/25 немає | 18/38 немає | 18/38 немає | 18/38 немає |

Таблиця 4.2, продовження 3

| № зп | Основні дані | Тип АФА | | |
|------|--|----------------------|------------------------|----------------------|
| | | А-54 | | |
| | | 50 | 75 | 100 |
| 1. | Діапазон застосування по H , км по $V_{из}$, км/год | 2...15 600...2500 | 2,3...25 600...2500 | 3...25 600...2500 |
| 2. | Захоплення місцевості в частках H | 1,14 x 340 | 0,7 x 142 | 0,5 x 1,04 |
| 3. | Наявність САК зсуву зображення | кутова | кутова | кутова |
| 4. | Наявність САР експозиції | СУ-5 АРЭ | СУ-5 АРЭ | СУ-5 АРЭ |
| 5. | Тип аерофотооб'єктива | Радон-1 | Ленінград-8-2М | Ленінград-7-2М |
| 6. | Фокусна відстань, см | 50 | 75 | 100 |
| 7. | Кут поля зору, град x град | 34 x 34 | 22 x 22 | 17 x 17 |
| 8. | Розрізняльна здатність, центр, лін/мм Край, лін/мм | 28 12 | 29 15 | 30 20 |
| 9. | Відносний отвір | (1:5)...(1:14) | (1:6,3)...(1:14) | (1:7)...(1:16) |
| 10. | Тип аерофотозатвора | жалюзійний | жалюзійний | жалюзійний |
| 11. | Діапазон витримок, сек | 1/100...1/800 | 1/115...1/920 | 1/100...1/800 |
| 12. | Розмір аерофотоплівки, см x см | 32 x 24000 | 32 x 24000 | 32 x 24000 |
| 13. | Наявність перфорації на плівці | немає | немає | немає |
| 14. | Розмір кадру, см x см | 30 x 30 | 30 x 30 | 30 x 30 |
| 15. | Кількість кадрів | 720 | 720 | 720 |
| 16. | Цикл роботи, сек | 2,8 | 1,2 | 1,2 |
| 17. | Тимчасові інтервали, сек | 2,8...8,6 | 1,2...17 | 1,2...17 |
| 18. | Тип аерофотоустановки | немає | АКАФУ-54-2М | АКАФУ-54-2М |
| 19. | Кут хитання АФУ, град | немає | 17 | 13 |
| 20. | Маса польотного комплексу, кг | 352 (3 камери) | 230 | 244 |
| 21. | Габарити АФК, мм x мм x мм | 502x585x922 | 502x504x945 | 502x504x1135 |
| 22. | Споживаний струм (без обігріву/ з обігрівом) при $U = 27$ В, постійний струм, А при $U = 115$ В, 400 Гц, перемінний струм, А | 60/64 5 | 32/38 4 | 32/38 4 |

2.1.1. Малоформатний кадровий аерофотоапарат А-39

Аерофотоапарат А-39 має короткофокусний об'єктив і малий формат кадру. Він призначений для денного аерофотографування при природному сонячному висвітленні зі швидкісних ЛА. Технічні дані А-39 приведені в табл. 2, а зовнішній вигляд – на рис. 4.28.

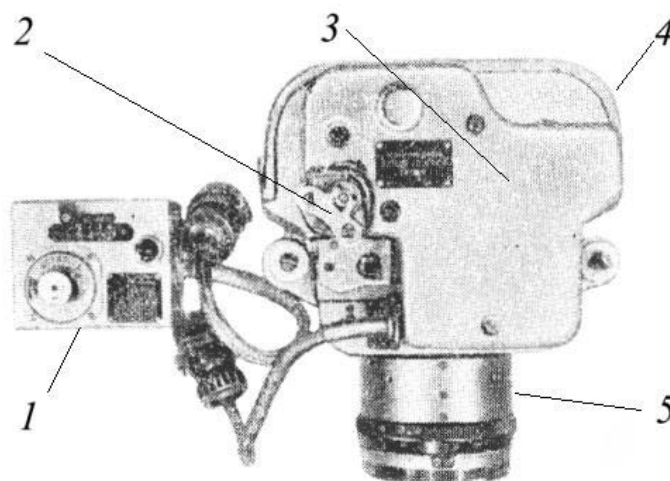


Рис. 4.28. Однокамерний АФА А-39 з короткофокусним об'єктивом і малим форматом кадру:
1 – командний прилад; 2 – АФК; 3 - знімні бічні кришки; 4 – кришка касетної частини АФА;
5 – об'єктив

Особливістю конструкції А-39 є тверде з'єднання об'єктивної, камерної і касетної частин, що дозволило спростити механізм АФА. У комплект А-39 входять АФК і командний прилад. АФК складається з камерної, касетної й об'єктивної частин. Механізми камерної і касетної частин розташовуються з боків АФК і закриваються двома знімними кришками 3. Касетна частина закривається кришкою 4, що зачіпається двома замками. Електродвигун аерофотоапарата типу МА-30 розташований у касетній частині безпосередньо під кришкою касети. На бічній стороні АФК розташована рукоятка лічильника аерофотознімків, механічний сигналізатор перемотки аерофотоплівки, рукоятка перекладу витримок аерофотозатвору і рукоятка ручного привода.

У камерній частині розташований шторно-щілинний аерофотозатвор (рис. 4.29) із шириною щілини 3 мм. Для запобігання засвітлення аерофотоплівки при взводі аерофотозатвору між об'єктивом і затвором встановлена запобіжна шторка 9.

Шторно-щілинний затвор аерофотоапарата розрахований на витримки 1/730, 1/1400 і 1/1800 с. Експозиція може також змінюватися шляхом діафрагмування. Завдяки використанню малих витримок при великій світлосилі об'єктива вдається обходитися без компенсації зсуву зображення навіть при великій швидкості польоту.

Для вирівнювання плівки використовують скло. Притискної стіл 11 касетної частини – знімний. Котушки касети кріпляться на півосях запобіжними засувками 5. Шкала лічильника 4 аерофотознімків приводиться в рух механізмом перемотування аерофотоплівки через редуктор з черв'ячними передачами. Сигналізація перемотування аерофотоплівки здійснюється механічним сигналізатором, встановленим на АФК.

Аерофотооб'єктив АФА типу «Уран-27» оснащений перемінною діафрагмою, зміна якої проводиться вручну за допомогою кільця. У нижній частині аерофотооб'єктива можуть бути встановлені знімні світлофільтри (ОС-14 чи КС-11) чи захисне скло.

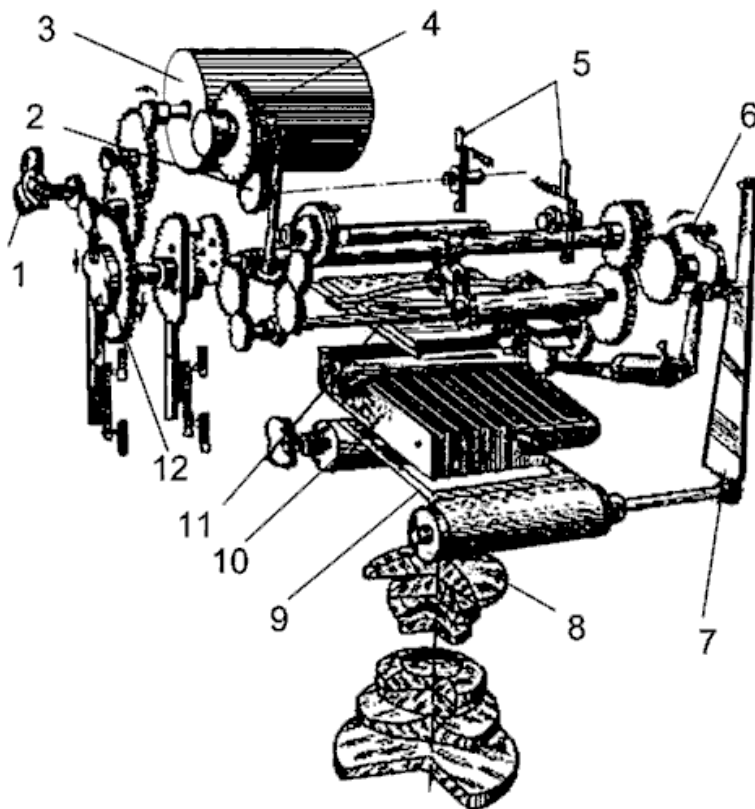


Рис. 4.29. Кінематична схема аерофотоапарата А-39:

- 1 – рукоятка ручного привода; 2 – механічний сигналізатор; 3 – електродвигун;
4 – лічильник; 5 – засувка; 6 – кулачок; 7 – важіль; 8 – аерофотооб'єктив; 9 – запобіжна шторка;
10 – шторний аерофотозатвор; 11 – притискної стіл; 12 – кулачок

Командний прилад (рис. 4.30) призначений для дистанційного управління АФА. Він дозволяє:

- встановлювати інтервал часу між аерофотознімками, рівний 2, 4, 8 чи 16 с, а також включати АФА на безупинну роботу з інтервалом між аерофотознімками, рівним часу циклу роботи АФА – 0,7 с;
- контролювати перемотування аерофотоплівки за миготінням лампочки;
- контролювати кількість кадрів, що залишилися, в аерофотоапараті.

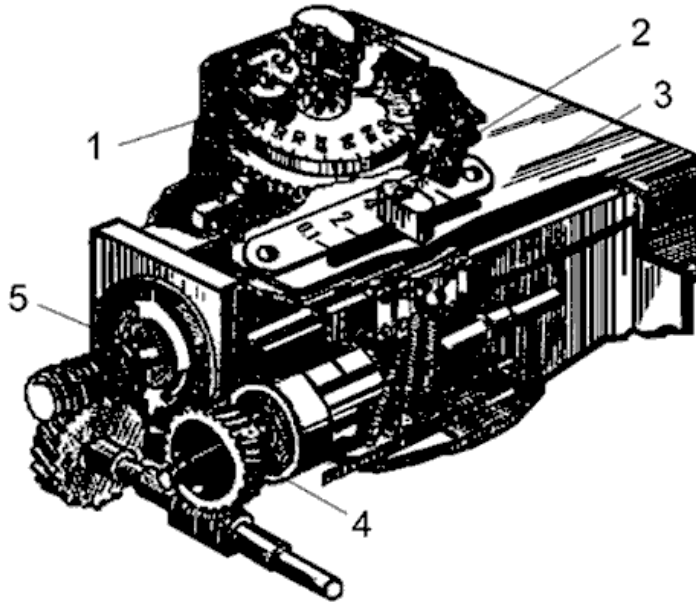


Рис. 4.30. Кінематична схема командного приладу аерофотоапарата А-39:
1 – лічильник кадрів; 2 – рукоятка перекладу інтервалів; 3 – кришка приладу;
4 – електродвигун МУ-010; 5 – регулятор швидкості.

Апарат може працювати також і від ручного привода. У командний прилад входить приводний механізм, імпульсний механізм і лічильник кадрів. Імпульсний механізм призначений для подачі імпульсу електричного струму через встановлений інтервал часу. Приводний механізм служить для обертання імпульсного механізму з постійною швидкістю, він складається з електродвигуна і редуктора. Лічильник кадрів служить для показу кількості кадрів, що залишилися в АФА. Його механізм працює від імпульсів струму, що подаються з камерної частини.

А-39 не має АФУ для зміни свого положення відносно літака. Для запобігання впливу вібрації апарат оснащений фетровими амортизаторами. Для роботи при низьких температурах основні вузли забезпечені електричними обігрівачами.

2.1.2. Аерофотоапарат АФА-БА з великим форматом кадру

Аерофотоапарат АФА-БА (рис. 4.31) призначений для денного аерофотографування з малих висот. Він має короткофокусний об'єктив і формат кадру 13×18 см. У різних його модифікаціях використовують об'єктиви з фокусними відстанями 210 і 400 мм і кутами поля зору відповідно 56 і 31° . Відносний отвір в обох випадках $1/4,5$ (табл. 2).

У комплект апарата входять два змінних шторно-щілинних затвори з діапазонами витримок $1/100$ - $1/300$ с і $1/400$ - $1/900$ с. Запасу перфорованої плівки (19×2850 см) вистачає на 200 знімків. Вирівнювання плівки здійснюється склом. В останніх модифікаціях на касеті апарата встановлений в спеціальному кожусі годинник, показання якого за

допомогою допоміжної оптичної системи передаються на зворотну сторону плівки. На склі, що вирівнює, у цьому місці робиться чорне покриття, щоб зображення місцевості не накладалося на зображення годин.

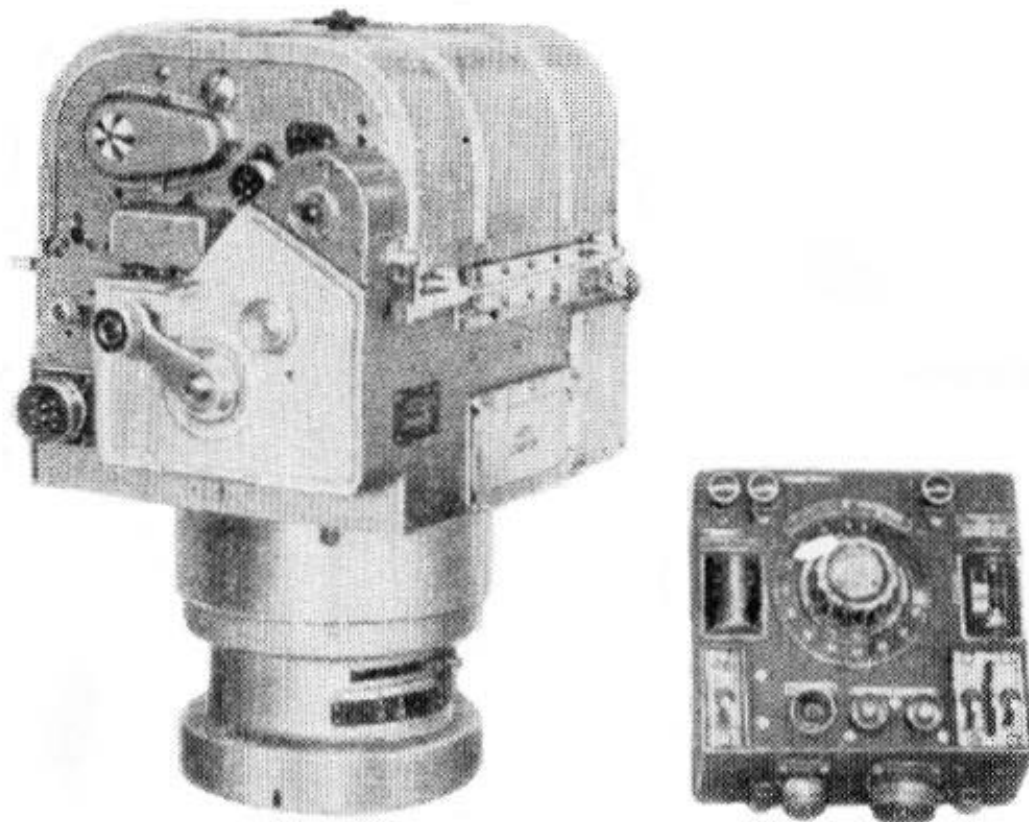


Рис. 4.31. Аерофотоапарат АФА-БА

Апарат оснащений обігрівачем і осушувачем і може працювати при температурі від +50 до -60° С. Тривалість циклу 1 с.

Апарат забезпечений командним приладом з установкою інтервалу через 1 с. Монтаж на літак проводиться в плановій чи перспективній установці. Це дозволяє вести зйомку відразу двох маршрутів.

2.1.3. Середньофокусний аерофотоапарат А-42 з великим форматом кадру

Аерофотоапарат А-42 призначений для денного повітряного фотографування маршрутів і площ з метою аерофоторозвідки, виконання перспективного повітряного фотографування, а також ведення автоматичного фотоконтролю результатів бомбометання. Він випускається в чотирьох модифікаціях. У комплект АФА входять АФК, касета з двома котушками, командний прилад з індикатором ИКО-42, електрошнури сполучні, утеплювальний чохол, клин безбарвний ДО-108, клин-світлофільтр ЖС-18, лімб, вузол кріплення, укладальна шухляда касети, укладальна шухляда АФК, валіза для ЗП, паспорт зведений, опис А-42.

Зовнішній вигляд комплекту аерофотоапарата А-42 показаний на рис. 4.32.

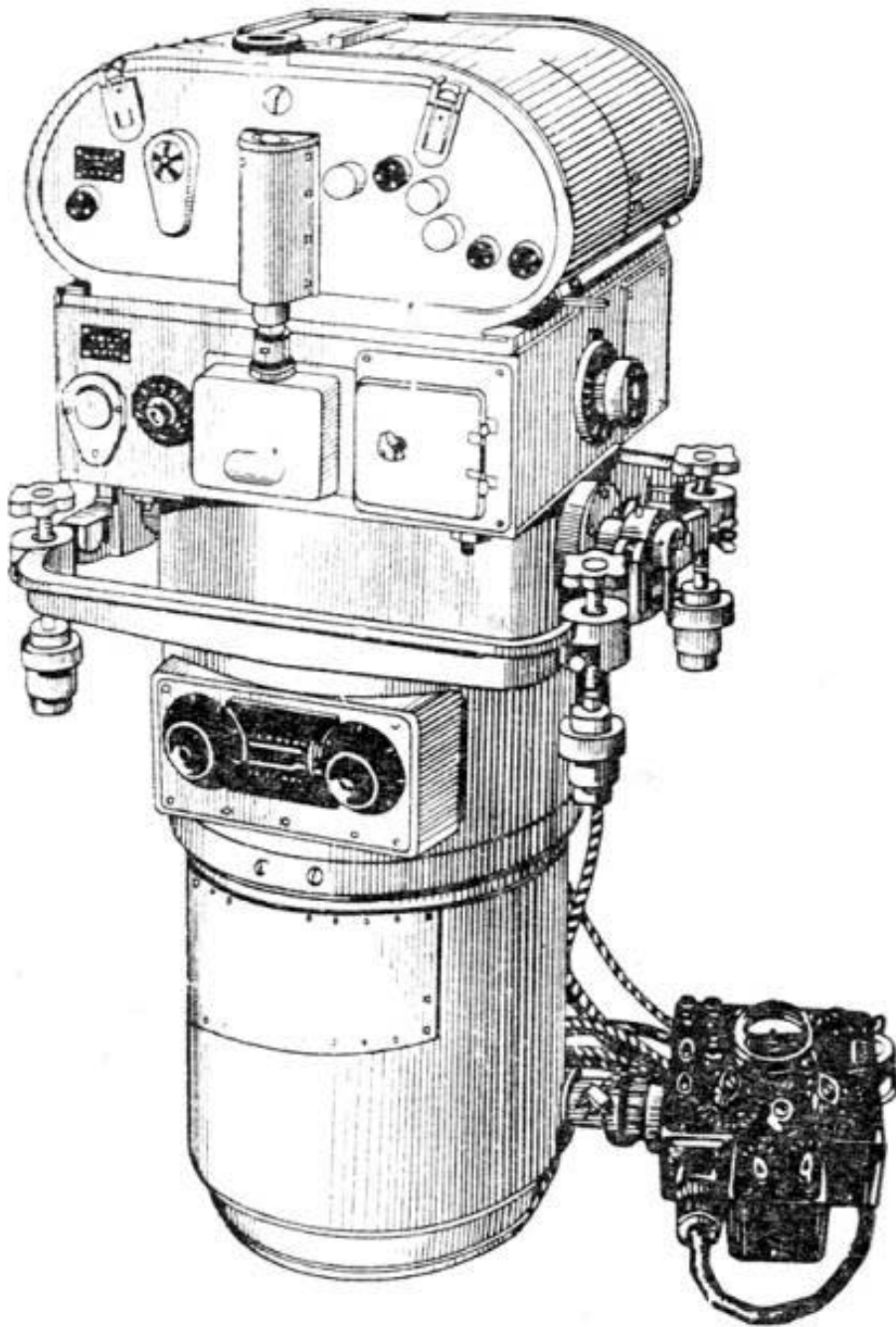


Рис. 4.32. Аерофотоапарат А-42/100

Витримки встановлюють дистанційно від командного приладу. Діафрагма встановлюється за допомогою рукоятки, розташованої на корпусі аерофотоапарата. Апарати можуть забезпечуватися касетами ємністю 60 і 120 м перфорованої плівки. Вирівнювання плівки здійснюється притиском до скла. Мінімальний інтервал між моментами фотографування при безупинній роботі апарата 2 с.

Усі модифікації А-42 з електрообігріванням. Довгофокусні апарати мають в об'єктивах лінзи, що переміщуються, для зміни фокусування при зміні температури і тиску повітря чи висоти польоту. Осушення повітря в апараті здійснюється змінними патронами з вологопоглиначем.

Вузол компенсації зрушення зображення (рис. 4.33) складається з оптичних клинів 1 і 2, електродвигуна 3, комутатора вузла компенсації 4, редуктора 5, кулачків 6 і контактів для синхронізації роботи клинів і затвора.

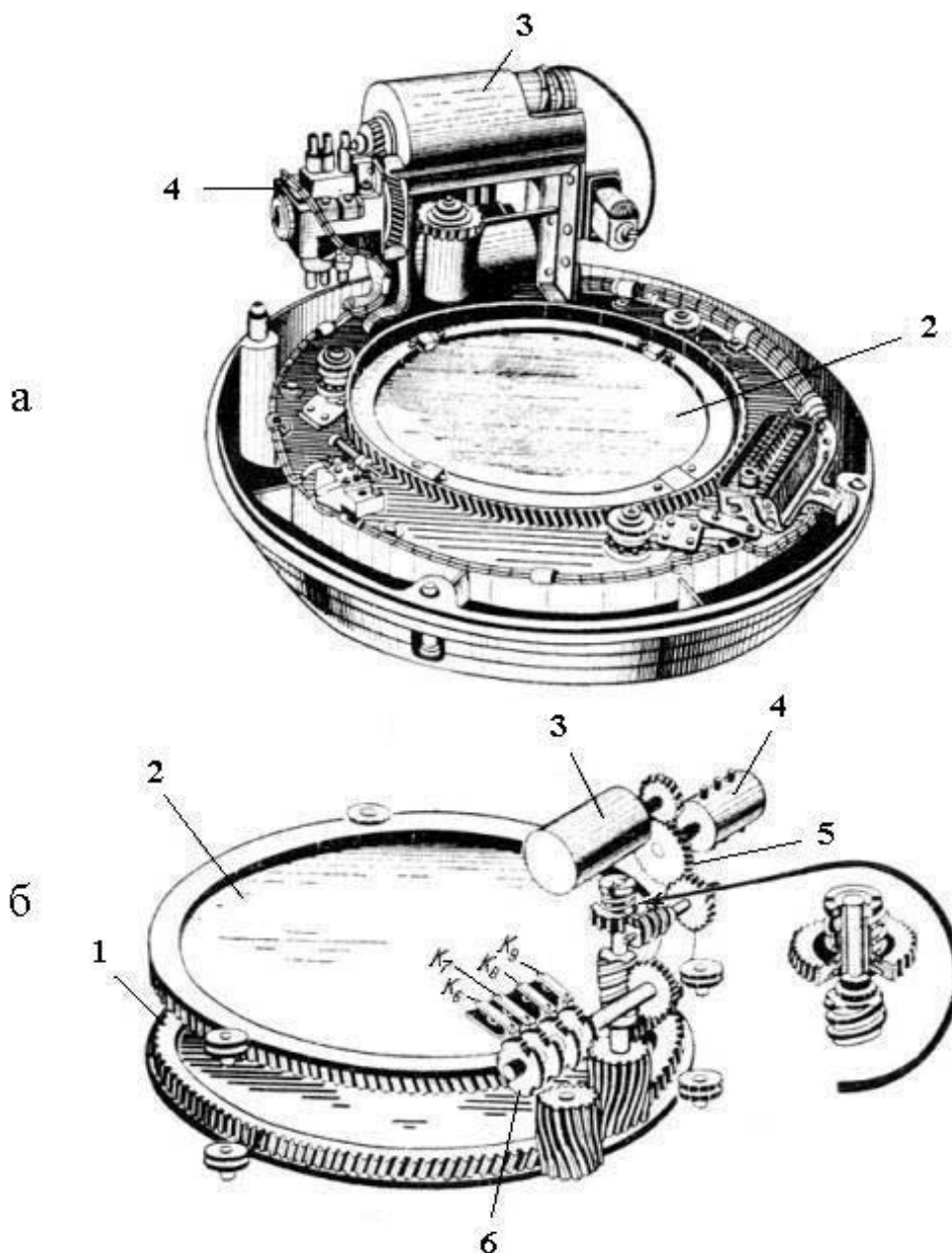


Рис. 4.33. Вузол компенсації зрушення зображення аерофотоапарата А-42/100:
 а – загальний вигляд; б – вузол обертових клинів; 1 і 2 – оптичні клини; 3 – електродвигун;
 4 – комутатор вузла компенсації; 5 – редуктор; 6 – кулачки;
 $K_6 \dots K_9$ – контакти для синхронізації роботи клинів і затвора.

На командному приладі встановлюють значення висоти і швидкості. Для налаштування апарата використовують міліамперметр.

При підключенні до бортової електромережі електродвигун компенсації починає обертати оптичні клини, комутатор і кулачки. При невідповідності числа оборотів двигуна висоті і швидкості польоту порушується рівновага електричного мосту, що буде відзначено стрілкою міліамперметра.

Апарат можна застосовувати для перспективної і планової зйомок, а також для одночасної зйомки двох маршрутів за допомогою автоматичної установки, що качає.

2.1.4. Середньофокусний аерофотоапарат А-54 з великим форматом кадру

Комплект А-54 і основні конструктивні особливості

Аерофотоапарат А-54 призначається для денного повітряного фотографування.

У залежності від величини фокусної відстані ($f = 100, 75$ і 50 см) аерофотоапарати відповідно підрозділяються на три типи: А-54/100, А-54/75 і А-54/50.

На рис. 4.34 представлений зовнішній вигляд комплекту аерофотоапарата А-54.

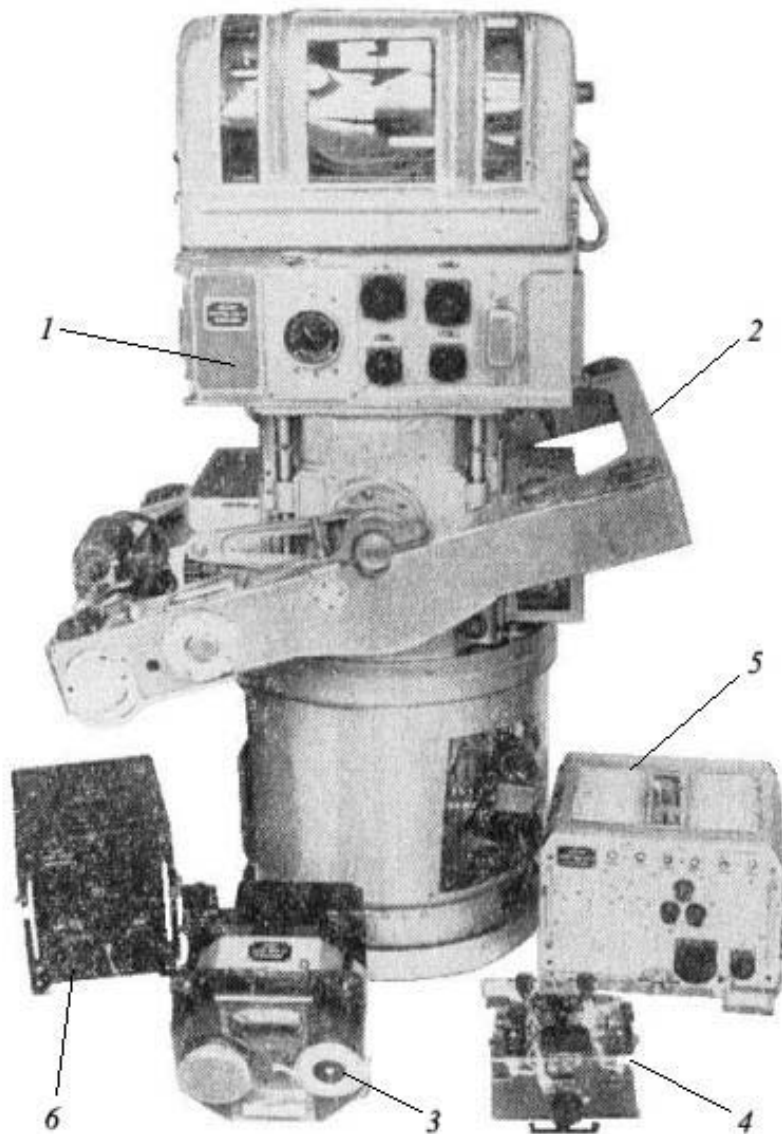


Рис. 4.34. Аерофотоапарат А-54:

1 – АФК; 2 – АКАФУ; 3 – світлоприймаючий пристрій; 4 - здвоєний командний прилад;
5 – електричний блок; 6 – блок розподілу.

У комплект звичайно входять два А-54 (1), які встановлюються на качаючих установках АКАФУ (2), здвоєний командний прилад (4), електричний блок (5), світлоприймаючий пристрій (3), блок розподілу (6) і утеплювальні чохли.

У комплект наземної контрольно-перевірочної апаратури входять: пульт контролю апаратів і електроджгути.

Розмір кадру знімка 30×30 см. Число аерознімків залежить від товщини аероплівки і складає від 360 до 600 кадрів. Мінімальний інтервал між знімками 1,2 с. В апаратах встановлені аерофотозатвори типу "жалюзі" з діапазоном ефективних витримок 1/100-1/800 с. Напруга живлення постійного струму $27B \pm 10\%$, перемінного $115B \pm 5\%$. Струм, споживаний аерофотоапаратом, складає по постійному струму до 30А, по перемінному – 5А.

Для роботи механізму компенсації зсуву зображення необхідний сигнал, пропорційний відношенню шляхової швидкості польоту до дійсної висоти польоту. Цей сигнал виходить від навігаційного пристрою чи від централі швидкості і висоти ЦСВ-1М. Остання видає два сигнали: повітряної швидкості і відносної висоти польоту. Щоб одержати співвідношення цих двох величин потрібний блок розподілу. Тому А-54 випускають у модифікаціях А-54-2 М и А-54-2МР. Перший працює з навігаційним пристроєм, а другий із ЦСВ-1М. Принципова електрична схема комплексу А-54-2МР цілком відповідає електричній схемі комплексу А-54-2М за такими винятками:

- до комплексу А-54-2МР додається блок розподілу для роботи з ЦСВ-1М і імітатор, за допомогою якого в наземних умовах імітується централь швидкості і висоти і проводиться перевірка швидкості механізму компенсації;
- відсутній фоторегістратор координат, який дає позначку на аероплівці букви "Н" – початок маршруту і "Х" – позначку кожного десятого кадру;
- трохі відрізняється здвоєний командний прилад.

Необхідно знати, що робота аерофотоапарата з ЦСВ-1М може привести до помітного зниження якості аерознімка за рахунок декомпенсації (повітряна швидкість відрізняється від шляхової, крім того, вимірювана висота польоту є відносною).

Камера аерофотоапарата складається з таких основних вузлів і частин: касети, камерної частини, об'єктивної частини.

Касета

Аерофотоплівка в касеті перемотується від електромеханізму М6 (МУФ-8). Для зменшення інерційного удару при різкій зупинці котушки, що намотує, з аероплівкою використовується пружна муфта, що складається з гумових шайб 84 і штифтів 85 (рис. 4.35).

При перемотуванні аероплівки фрикціон котушки, що змотує, 88 відключається електромагнітом 86. У момент зупинки механізму, що перемотує (притиску столу касети), для запобігання інерційного обертання котушки, що змотує, і утворення петель аероплівки електромагніт котушки, що змотує, включає фрикціон (гальмо).

Мірний валик 87 із фрикціоном 70 конструктивно виконаний так як фрикціон котушки, що змотує. Стіл притискається до скла, що вирівнює, чотирма пружинами 111, закріпленими на направляючих стійках 112 між столом і кришкою 113. Піднімається стіл за допомогою важеля, що пересувається штоком 106 механізму камери.

Важіль 93 з перемикачем КП6 керує електромеханізмом МУФ-8.

З притискним валиком 108 зв'язаний важіль 95, за допомогою якого відключається аерофотоапарат при обриві аероплівки.

Камерна частина

У камерній частині (рис. 4.35) розташовані реєстраційні механізми (лічильник циклів і годинник), механізми підйому столу 8, блок реле і електричний блок.

Для поліпшення експонування шкал реєстраційних приладів та пластини з номером АФА і фокусною відстанню в камері встановлений спеціальний затвор 11 із пластинчастою пружиною 14. Він має приводний механізм від окремого електромагніта. Затвор реєстраційних приладів забезпечує визначену витримку (0,1 с).

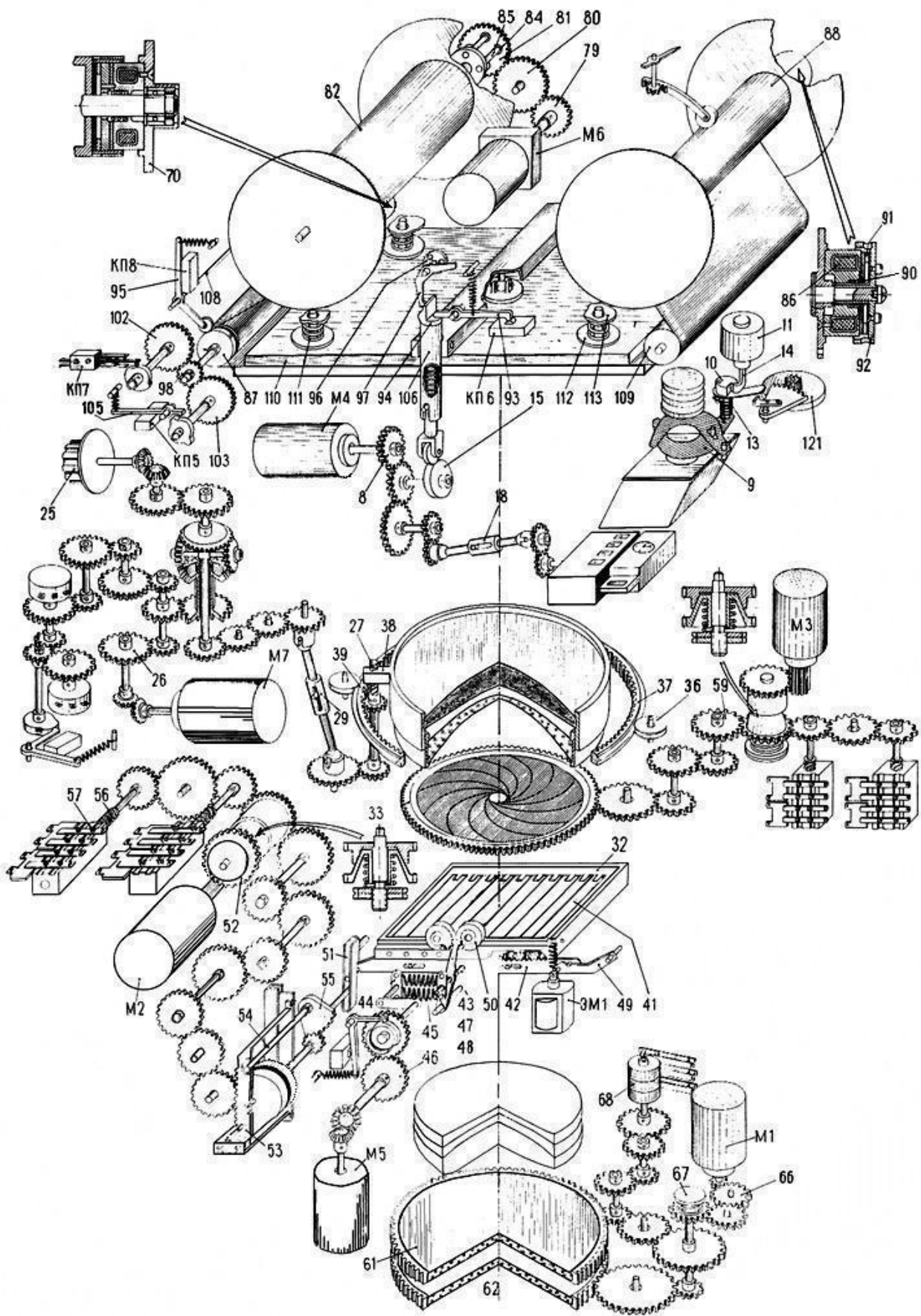


Рис. 4.35. Кінематична схема аерофотоапарата А-54

Лампи підсвічування включені постійно, тим самим забезпечується постійна температура накаливання (сила світла) ламп. У залежності від чутливості аероплівки перемикачем установлюється відповідне розжарення лампи.

Механізм підйому й опускання столу касети складається з електродвигуна М4 і редуктора 8 зі штовхальником.

Об'єктивна частина

В об'єктивній частині розташовані об'єктив, затвор, механізм діафрагми, механізм введення виправлення на дефокусировку об'єктива з датчиком висоти і механізм оптичної компенсації зрушення зображення.

Об'єктив. В аерофотоапараті А-54/75-2М встановлений об'єктив "Ленінград 8-2М", в аерофотоапараті А-54/100-2М встановлений об'єктив "Ленінград 7-2М".

Між лінзами встановлені аерофотоапарат 32 і ірисова діафрагма 33. Задні лінзи об'єктива рухливі і можуть переміщатися уздовж осі об'єктива вручну за допомогою рукоятки 25 введення виправлень у механізм дефокусировок, або за допомогою електродвигуна М7 механізму дефокусировки об'єктива.

Діафрагма 33 (ірисова) розташована між ламелями затвора 32 і задніх лінз об'єктива 38. Зміна діафрагми здійснюється за допомогою електродвигуна М3 і редуктора 59.

Механізм введення виправлення на дефокусировку об'єктива призначений для компенсації зміни величини фокусної відстані.

Усі види дефокусировок об'єктива усуваються шляхом введення виправлень за допомогою спеціального механізму.

Тиск, що визначає коефіцієнт переломлення світлових променів у повітряному середовищі об'єктива, і висота (дистанція) фотографування однозначно визначаються статичним тиском на висоті польоту. Тому, як чуттєвий елемент в автоматичному регуляторі застосований блок анероїдів, розміщений в об'єктиві.

Схема автоматичного пристрою уведення виправлення на дефокусировку від тиску показана на рис.4.36.

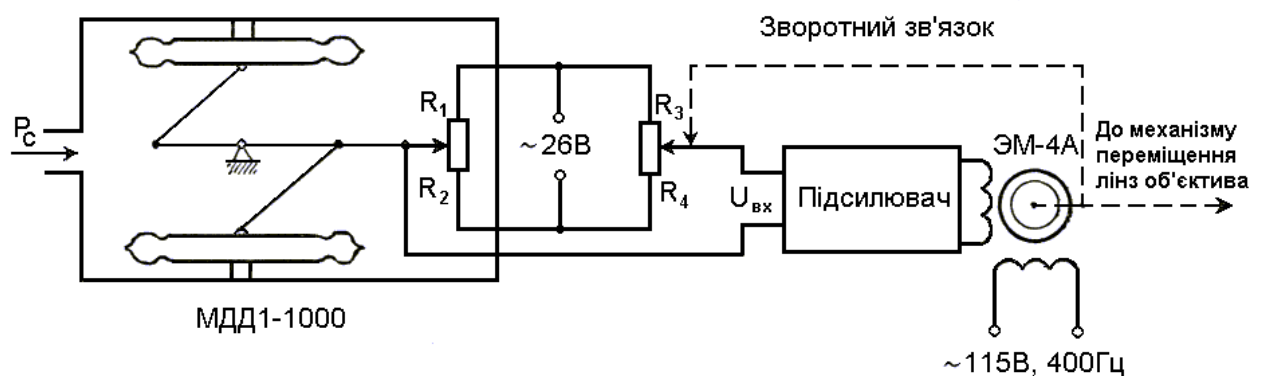


Рис. 4.36. Схема автоматичного пристрою уведення виправлення на дефокусировку

Блок датчика МДД1-1000 складається з двох анероїдів, передавального механізму і потенціометра R_1 - R_2 , що разом з потенціометром зворотного зв'язку R_3 - R_4 утворюють мостову схему.

Зміна тиску повітряного середовища P_c , що викликає дефокусировку об'єктива, приводить до розбалансу мостової схеми і появи напруги $U_{вх}$ на вході підсилювача. Вихідний сигнал надходить на обмотку управління двофазного двигуна ЭМ-4А – М7 (рис. 4.35), що за допомогою приводного механізму переміщає лінзи об'єктива й одночасно по лінії жорсткого зворотного зв'язку відновлює балансування моста.

Зміна сумарної величини дефокусування при одночасній зміні тиску і відстані до об'єктів, що фотографуються, компенсується спеціальним потенціометром (R_1-R_2). Опір цього потенціометра розраховано так, що зміна напруги на потенціометрі відповідає визначеній величині зсуву об'єктива, необхідній для компенсації сумарної дефокусування.

При заміні типу (сорту) аероплівки необхідно вводити відповідні виправлення в механізм дефокусування. Уведення виправлень здійснюється рукояткою, установленою на корпусі АФА – 25 (рис. 4.35). При обертанні рукоятки задня лінза об'єктива додатково переміщається відповідно до типу аероплівки.

Для запобігання дефокусування за причиною температурних змін корпусу АФА прикладна рамка камери з'єднана з об'єктивом спеціальними температурно-компенсаційними стрижнями, що забезпечують постійну величину відстані від об'єктива до фокальної площини камери (рис. 4.37).

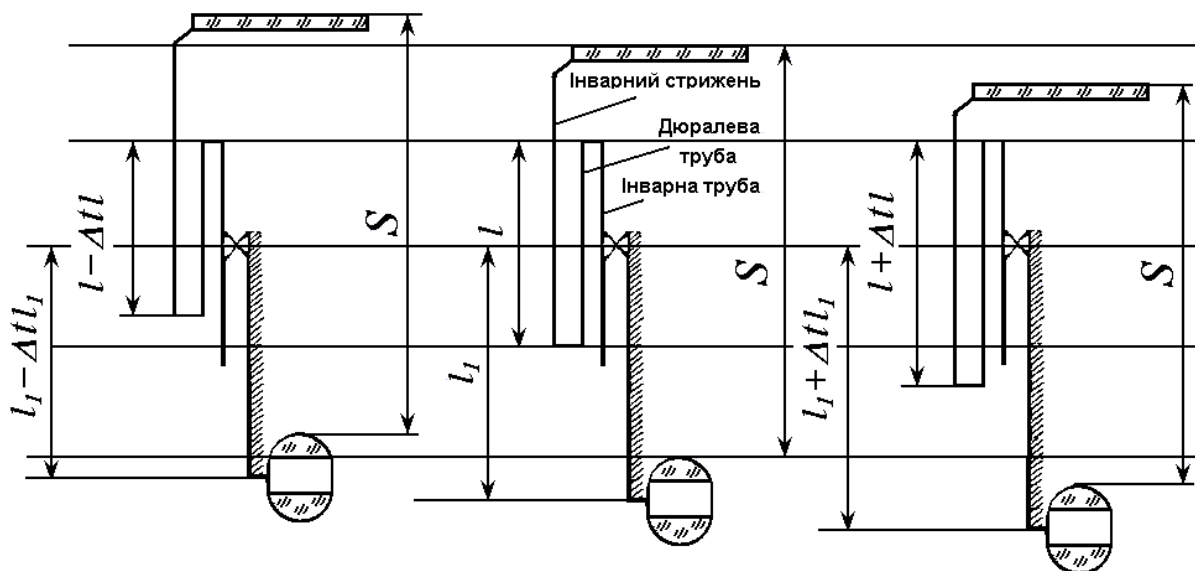


Рис. 4.37. До пояснення дії температурно-компенсаційних стрижнів

Стрижні виконані з інвару, що має практично нульовий температурний коефіцієнт лінійного розширення.

Щоб зменшити вплив температурних перепадів на об'єктив, корпус об'єктива оснащений тепловою ізоляцією. Для зменшення теплового контакту об'єктива з корпусом АФА між ними вмонтована прокладка з текстолітового кільця, що виконує роль теплоізолятора.

Аерофотозатвор 32 (рис. 4.35) типу "жалюзі" виконаний окремим вузлом із самостійним електричним приводом від електромеханізму М5 (МУФ-5), що забезпечує взведення робочих пружин затвора. Спуск затвора здійснюють робочі пружини 45 при спрацьовуванні електромагніта ЕМ1, що одержує імпульс струму від вузла оптичної компенсації зрушення зображення в момент, коли швидкість відхилення оптичних променів буде дорівнювати швидкості відносного руху оптичного зображення.

Затвор пропускає світловий потік, коли його прямокутні пластини (ламельі) 41 одночасно перекидаються на 180° за допомогою зубцюватої рейки 42 і шестірень, укріплених на осях ламелей.

Для запобігання різких ударів частин затвора у момент його спуску існує механізм, який демпфірує, що складається з двох дисків 50, пружин і водила 43. Водило вдаряє по дисках раніш, ніж ударяються один об одного ламелі.

Механізм спуску затвора кінематично зв'язаний з механізмом зміни витримок, що має привод від двигуна М2.

Для зміни величини витримок до рухомих частин аерофотозатвору підключаються додаткові інерційні маси через кулісний механізм 51 з різним передаточним числом. Зміна передаточного числа кулісного механізму виконується електродвигуном М2.

Механізм оптичної компенсації зсуву зображення складається з двох оптичних клинів 61 і 62, одночасно виконуючих роль світлофільтрів, редуктора й електродвигуна М1. Швидкість обертання оптичних клинів для компенсації руху оптичного зображення повинна бути пропорційна співвідношенню V_n/H .

На рис. 4.38 показана схема автоматичного регулювання швидкості двигуна привода оптичних клинів по сигналах $u_{V_n} = k_1 V_n$ і $u = k_2 H$. Необхідні вихідні сигнали, пропорційні шляховій швидкості і висоті польоту H літака, надходять від барометричних чи навігаційних приладів.

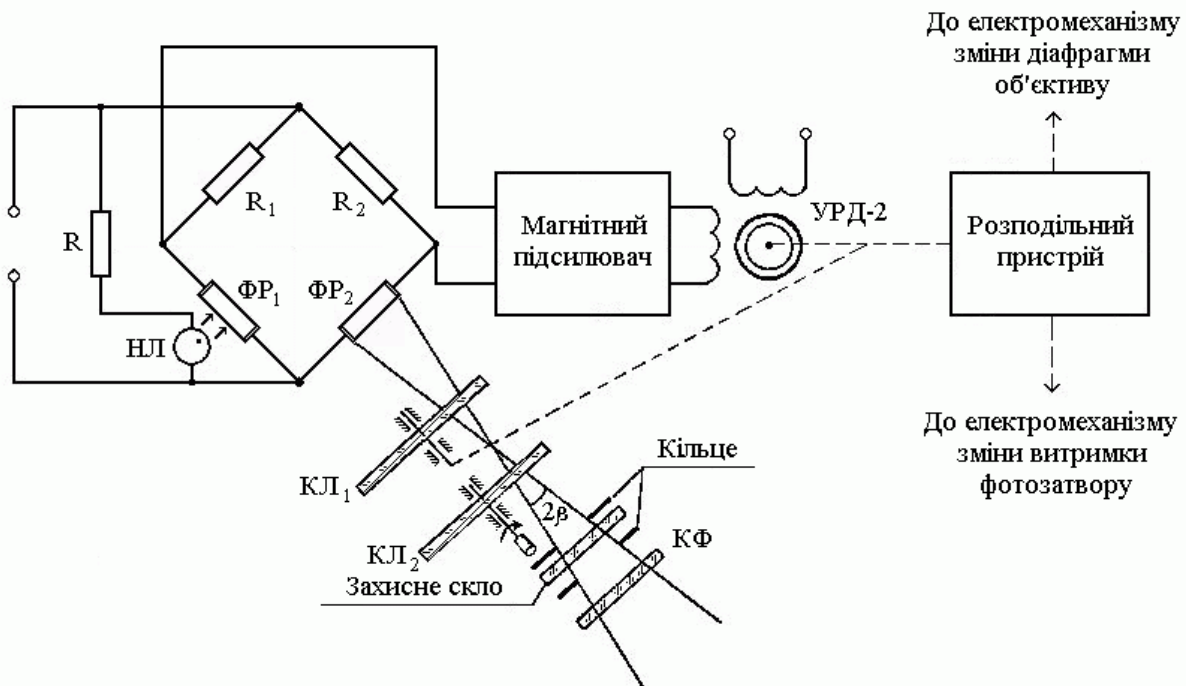


Рис. 4.38. Схема автоматичного регулювання швидкості двигуна привода оптичних клинів

У блоці розподілу 6 (рис. 4.34), зібраного за схемою на потенціометрах, безупинно формується керуючий сигнал $u = kV_n/H$. Після вібраційного перетворення в частоту 400 Гц і посилення сигнал надходить на обмотку керування двофазного двигуна, що обертає оптичні клини, а також тахогенератор ТГ постійного струму. Напряга тахогенератора, пропорційна швидкості обертання вала двигуна, у якості негативного зворотного зв'язку сумується з управляючим сигналом на вході перетворювача.

Для забезпечення синхронізації спрацьовувань фотозатвора з періодами часу, коли існує компенсація зсуву зображення, кулачковий датчик сигналів, що подаються на спуск фотозатвора 68, з'єднаний з механізмом оптичної компенсації.

Інтервал фотографування і величина перекриття аерознімків також залежить від величини співвідношення V_n/H . У залежності від того, який контакт кулачкового датчика підключений перемикачем, спуск затвора відбувається з урахуванням 20% чи 60% перекриття, при цьому:

- при одному маршруті і 20%-му перекритті на зйомку (на спуск затвора) потрібно подавати імпульси при кожному четвертому обороті оптичного клина;
- при одному маршруті і 60%-му перекритті, а також при двомаршрутному фотографуванні і 20% перекритті на зйомку вимагається подавати імпульси при кожному другому обороті оптичного клина;

– при двомаршрутному фотографуванні і 60% перекритті імпульси на зйомку потрібно подавати при кожному обороті клина.

Командний прилад

На здвоєному командному приладі 4 (рис. 4.34) установлені перемикачі для включення АФА в роботу, переключення режимів фотографування, перекриття між аерознімками, лічильники кількості неекспонованих кадрів аерофотоапаратів, індикатор режимів роботи, що відповідають визначеній величині V_n/H , і лампочки сигналізації перемотування плівки.

Електроблок

У електроблоці 5 (рис. 4.34) розміщені два блоки підсилювачів для посилення сигналів перемінного струму в системі привода, що стежить, оптичної компенсації зрушення зображення, а також стабілізатор напруги і регулювальних потенціометрів.

Світлоприймаючий пристрій

При повітряному фотографуванні яскравість аероландшафту може змінюватися в широких межах. Підтримувати постійною кількість висвітлення фотоплівки при її експонуванні можна, як відомо, за рахунок зміни ефективної витримки фотозатвора чи шляхом діафрагмування об'єктива.

За допомогою світлоприймаючого пристрою СУ4-АРЭ 3 (рис. 4.34) автоматично встановлюються оптимальні значення витримок затвора і діафрагми об'єктива (рис. 4.38).

Принцип дії автомата заснований на використанні мостової схеми, у якій два плеча утворені постійними опорами R_1 і R_2 , а два інші – фоторезисторами ΦP_1 і ΦP_2 .

Фоторезистор ΦP_1 висвітлюється світловим потоком постійної яскравості від неонові лампи ЛН і тому має постійний опір у схемі моста. Фоторезистор ΦP_2 висвітлюється світловим потоком, відбитим від місцевості, що фотографується, при такому ж куті поля зору 2β , який має об'єктив АФА-54 (установлюється за допомогою кілець).

На шляху до фоторезистора ΦP_2 світловий потік проходить через два клиноподібних світлофільтра перемінної густини. Клин $КЛ_1$ (компенсаційний світлофільтр) є елементом зворотного зв'язку привода, що стежить, і при своєму повороті змінює величину світлового потоку, що надходить на ΦP_2 . Клин $КЛ_2$ (світлофільтр " S_α ") повертається вручну за допомогою рукоятки. Проти індексів установлюється цифра шкали, що відповідає чутливості аероплівки, зарядженої в АФА.

Корегуючий світлофільтр $КФ$ виправляє спектральну характеристику фоторезистора з урахуванням спектральної характеристики аероплівки і світлофільтра, встановленого в АФА, що працює від світлоприймального пристрою.

Захисне скло охороняє від забруднення внутрішні елементи світлоприймального пристрою.

З компенсаційним світлофільтром механічно зв'язаний комутатор, положення якого щодо контактної системи відповідає визначеному значенню яскравості аероландшафту.

Відпрацьований комутаційною системою сигнал вводиться через проміжне реле до схеми виконавчих механізмів автомата регулювання експозиції АФА.

Якщо яскравість аероландшафту зміниться (збільшиться), то з діагоналі моста буде зніматися напруга u_{ex} , що після посилення магнітним підсилювачем пустить у хід двигун перемінного струму УРД-2. При обертанні двигуна комутатор у розподільному пристрої буде видавати дискретні команди спочатку електромеханізму зміни витримок фотозатвора. Затвор буде зменшувати витримку. Після досягнення мінімальної витримки

(1/800 с), якщо міст не буде ще урівноважений, комутатор розподільного пристрою почне керувати механізмом зміни діафрагми убік зменшення отвору в останньому. Двигун одночасно повертає компенсаційний клин КЛ₁, зменшуючи світловий потік, що падає на ФР₂. Цей зворотний зв'язок обумовить нову рівновагу в мостовій схемі і зупинку електродвигуна при досягненні оптимальних значень витримки і діафрагми.

Фоторезистор ФР₁, включений у мостову схему й освітлюваний постійним світлом неоновій лампи ЛН, служить для компенсації температурних змін вимірювального фоторезистора ФР₂. При зміні температури відповідно змінюються характеристики одночасно двох фоторезисторів ФР₁ і ФР₂. Тому, що вони включені зустрічно в сусідніх плечах електричного моста, та ці зміни не викликають розбаланс схеми, тобто вони взаємно компенсуються.

Зміна відстані від лампи ЛН до фоторезистора ФР₁ дозволяє регулювати освітленість останнього і встановлювати міст на задану розрахункову яскравість на корегуючому світлофільтрі при виготовленні СУ4-АРЭ.

2.2. Денні багатокамерні кадрові аерофотоапарати

До багатокамерних АФА відносяться двохкамерний АФА з довгофокусним аерофотооб'єктивом і великим форматом кадру А-72, а також чотирьохкамерний АФА із середньофокусним об'єктивом і великим форматом кадру А-70. Обоє АФА призначені для денного аерофотографування з великих висот. Їхні технічні дані приведені в табл. 4.3.

Таблиця 4.3

| № зп | Основні дані | Тип АФА | |
|------|---|--|--|
| | | А -70М | А -72 |
| 1. | Діапазон застосування по H , км по $V_{из}$, км/год | 6...24 630...2500 | 15...25 1570...2600 |
| 2. | Кількість одночасно фотографуємих маршрутів | 4 | 2 |
| 3. | Захоплення місцевості в частках H | 4,6 x 150 | 0,462 x 118 |
| 4. | Наявність САК зсуву зображення, $V_{к}$, мм/с | кутова, 14,3...26,5 | кутова, 34,23...42,42 |
| 5. | Наявність САР експозиції | СУ-5 | СУ-5 |
| 6. | Тип аерофотооб'єктива | Секстар-4 | Телегоір-11 |
| 7. | Фокусна відстань, см | 75 | 120 |
| 8. | Кут поля зору, град x град | 37 x 37 | 14 x 14 |
| 9. | Розрізняльна здатність, центр, лін/мм Край, лін/мм | 44 25 | 29 24 |
| 10. | Відносний отвір | (1:9)...(1:23) | (1:8)...(1:12,6) |
| 11. | Кут відхилення оптичної вісі АФА від вертикалі, град | II, III маршрути – 16° I, IV маршрути – 48° | 6° |
| 12. | Тип аерофотозатвора | центральний | жалюзійний |
| 13. | Діапазон витримок, сек | 1/110...1/440 | 1/100...1/1000 |
| 14. | Розмір аерофотоплівки, см x см | 32 x 24000 | 32 x 24000 |
| 15. | Наявність перфорації на плівці | немає | немає |
| 16. | Розмір кадру, см x см | 30 x 50 | 30 x 30 |
| 17. | Кількість кадрів | 432 | 720 |
| 18. | Цикл роботи, сек | 8...9,9 | 5,54...6,85 |
| 19. | Тип аерофотоустановки | немає | ФУ-72 |
| 20. | Маса польотного комплекту, кг | <390 | <300 |
| 21. | Габарити АФК, см x см x см | 141x111x110 | 93x56x121 |
| 22. | Напруга живлення, В | = 27 ± 10% ~ 115 В, 400 Гц (для СУ-5) | = 27 ± 10% ~ 115 В, 400 Гц (для СУ-5) |
| 23. | Споживаний струм, А | = 30 | = 10, з імпульсами 0,1 с - до 60 А |

Двохкамерний аерофотоапарат А-72

Аерофотоапарат А-72 (рис. 4.2) призначений для денного повітряного фотографування з метою одержання аерофотознімків з високою розрізняльною здатністю при аерофоторозвідці з висот від 15 до 25 км при відношенні шляхової швидкості до висоти польоту W/H від 105 до 130 1/год.

А-72 являє собою систему з двох аерофотокамер АФК-72, змонтованих на загальній аерофотоустановці ФУ-72. Кріплення АФК-72 у ФУ-72 забезпечує постійний кут розвалу між оптичними осями, рівний 12° . Компенсація зсуву зображення в АФК-72 є оптичною, вона здійснюється двома обертовими оптичними клинами. При наявності загального для обох АФК-72 приводного агрегату ПА-72, призначеного для обертання оптичних клинів (ПА-72 також виконує функцію інтервалометра), спуск затворів в обох АФК-72 відбувається практично одночасно. Завдяки цьому поперечне перекриття між знімками, отриманими АФК-72-1 і АФК-72-2, прийняте мінімально можливе, а розриви між маршрутами, що можуть виникнути при кренах ЛА в польоті, виключені.

Аерофотоапарати обладнані знімними, цілком взаємозамінними касетами. Розмір плівки 32×24000 см, число знімків повнометражного фільму 720. Конфігурація касети забезпечує максимальне скорочення габаритів аерофотокамери по висоті.

Об'єктиви аерофотокамер Телегоір-11 з фокусною відстанню 1200 мм не змінюють характеристик в умовах сталих температур. Вони забезпечують одержання зображення гарної якості як у центрі знімка, так і по його полю. Під сталою температурою розуміють температуру, що міняється не більше ніж на $2-4^\circ\text{C}$ за годину.

Специфічні умови польоту ЛА на великих висотах і швидкостях, а також вимога одержання аерофотознімків з високою розрізняльною здатністю вимагають тривалого витримування (не менш 12 год.) аерофотоапарата при постійній позитивній температурі – термостатування. Термостатування, як правило, виконується при температурі $+35 \pm 2^\circ\text{C}$ в спеціальному термостаті, у якому аерофотоапарат доставляється до ЛА. Дотримання цієї вимоги забезпечує збереження стабільного положення площини зображення протягом польоту тривалістю 2 години при швидкості зміни температури у фотовідсіку не більше 10°C на годину.

А-72 працює разом з аерофотоапаратом А-Е/10 і фоторегістратором координат ФК-5. А-Е/10 використовується для топографічної прив'язки аерознімків, виконаних А-72. ФК-5 призначений для реєстрації координат ЛА й елементів зовнішнього орієнтування аерознімків А-Е/10 і А-72.

В А-72 застосоване автоматичне регулювання експозиції, керування якої здійснюється світлоприємним пристроєм СУ-5, що входить до системи фотоустановки ЛА.

Керування А-72 (включення його в роботу і вимикання) здійснюється цифровою обчислювальною машиною ЦОМ за закладеною у ній програмою. ЦОМ, будучи бортовим навігаційним автоматом, керує механізмами компенсації зсуву зображення у залежності від висоти і швидкості польоту та видає координати для ФК-5. При відмовленні ЦОМ чи відсутності її на борту, керування А-72 може здійснюватися напівавтоматично з пульта пілота.

Комплект А-72 містить:

- дві аерофотокамери АФК-72 з касетами ДО-72;
- аерофотоустановку ФУ-72;
- приводний агрегат ПА-72;
- розподільну коробку РК-72.

РК-72 призначена для розведення джгутів по блоках А-72, скорочення числа комутаційних реле і захисту електричних ланцюгів від короткого замикання. Крім того, за

допомогою розподільної коробки А-72 підключається до бортової мережі ЦОМ, СУ-5, ФК-5, А-Е/10 і пульта пілота.

При перевірках А-72 до РК-72 приєднується пульт контролю ПК-3 зі складу контрольно-перевірочної апаратури КПА-А-72.

2.3. Нічні однокамерні кадрові аерофотоапарати

До аерофотоапаратів для нічного повітряного фотографування відносяться УА-47, НА-МК-75, НА-МК-25, а також НА-Я-7М, працюючий з електричною імпульсною освітлювальною установкою "Явір-7П".

Основні технічні дані нічних АФА наведені в табл. 4.4.

Таблиця 4.4

| № зп | Основні дані | Тип АФА | | |
|------|--|----------------------------|---------------------------|-------------------------|
| | | НА-Я-7 | УА-47 | НА-МК-75 |
| 1. | Діапазон застосування по H , км по $V_{из}$, км/год | 0,24...0,70 600...2500 | 0,30...1,00 600...2500 | 3,75...15 500...1500 |
| 2. | Захоплення місцевості в частках H | - | - | 0,4 |
| 3. | Спосіб освітлення місцевості | Електрична імпульсна лампа | Фотопатрони | Фотобомба |
| 4. | Наявність САК зсуву зображення, $V_{к}$, мм/сек | - | Лінійна 17...92 | Лінійна 21...98 |
| 5. | Тип аерофотооб'єктива | ОФ-233 | Уран-27 | Уран-16 |
| 6. | Фокусна відстань, см | 21 | 10 | 75 |
| 7. | Кут полю зору, град х град | 49 х 34 | 44 х 22 | 23 х 32 |
| 8. | Розрізняльна здатність центр, лін/мм край, лін/мм | 21 9 | 33 8 | 26 11 |
| 9. | Відносний отвір | 1:2,5 | 1:2,5 | (1:3,5)...(1:5,8) |
| 10. | Тип аерофотозатвора | центральний | центральний | центральний |
| 11. | Діапазон витримок, сек | 1/30 | 0,27.0,43 і 1:50 | 1/25.1/75 |
| 12. | Розмір аерофотоплівки, см х см | 19 х 6000 | 8 х 2850 | 32 х 6000 |
| 13. | Наявність перфорації на плівці | так | так | немає |
| 14. | Розмір кадру, см х см | 13 х 19 | 7 х 8 | 30 х 30 |
| 15. | Кількість кадрів | 440 | 200х2 | 160х2 |
| 16. | Перекриття між аерознімками суміжних маршрутів, % | немає | 15...18 | 20 |
| 17. | Подовжнє перекриття між кадрами, % | 27 | 19.31 | 25 |
| 18. | Тимчасові інтервали, сек | 0,64...2,68 | 0,6...3,5 | 8,9...11 |
| 19. | Маса польотного комплекту, кг | 56 | 50 | 275 |
| 20. | Габарити АФК, см х см х см | - | 30х60х40 | 54х66х114 |
| 21. | Споживаний струм (без обігріву/ з обігрівом) при $U = 27$ В, постійний струм, А при $U = 115$ В, 400 Гц, перемінний струм, А | - - | 21/30 - | - - |

Аерофотоапарат НА-МК-75

Нічний автоматичний аерофотоапарат НА-МК-75 (рис. 4.39) призначений для нічного повітряного фотографування при світлі спалахів фотобомб із метою аерофоторозвідки і фотоконтролю результатів бомбометання. Наявність зробленої оптики і механічної компенсації зрушення зображення дозволяє застосовувати його також і без піротехнічних засобів в умовах малої освітленості місцевості (смерком).

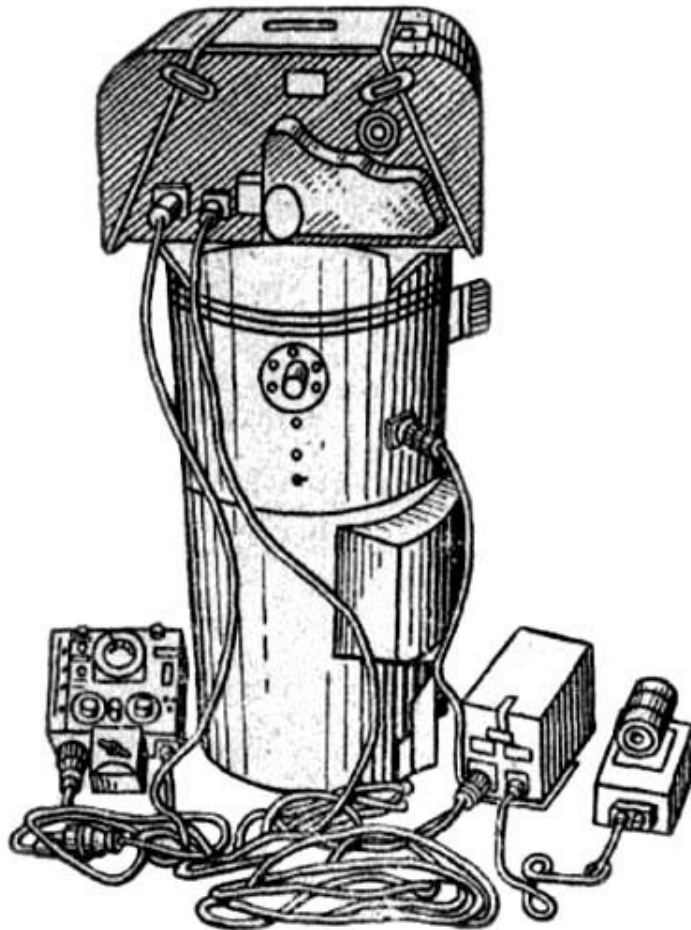


Рис. 4.39. Нічний аерофотоапарат НА-МК-75

До комплекту НА-МК-75 входять: аерофотокамера, командний прилад, фотореле, силовий агрегат, піни, електрошнури, утеплювальні чохлаи.

Аерофотоапарат НА-МК-75 має особливості.

1. Об'єктив, камерна частина і касета виконані у вигляді нероз'ємної конструкції. Касета оснащена двома кришками для установки світлонепроникних піни з фотоплівкою. Фотоплівка у фокальній площині вирівнюється пневматично за допомогою вакуум-насоса. Експонування кожного кадру через фотозатвор здійснюється на фотоплівку, що переміщається механізмом компенсації зрушення зображення відповідно до уведеного вручну сигналу.

2. Апарат включається в роботу від спалаху освітлювальної фотобомби за допомогою фотореле, розміщеного в об'єктивній частині. Фотореле складається з фотомножителя з підсилювачем, що реагує на світловий потік від спалаху фотобомби. Імпульс від фотореле після тиратронного підсилювача забезпечує синхронізацію спрацьовування електромагніта спуску фотозатвора з моментом спалаху фотобомби.

3. ОСОБЛИВОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ КАДРОВИХ АЕРОФОТОАПАРАТІВ

3.1. Експлуатаційні вимоги до розміщення фотоустановки на летальних апаратах

Склад комплексу фотоустановки і його розміщення на ЛА залежать від типу ЛА і характеру розв'язуваних ним задач.

Фотоустановки літаків-розвідників повинні бути таким, щоб воно дозволяло одночасно одержати якісні великомасштабні (для дешифрування) і дрібномасштабні (для прив'язки до карти) аерознімки, одержати планові і перспективні аерознімки, а також забезпечувало максимально можливе захоплення місцевості, яка фотографується за один захід літака.

Зняття й установка АФА проводиться не тільки при монтажі різних варіантів фотоустановки, передбачених при виготовленні літака. У період експлуатації один тип АФА може бути замінений іншим, раніше не передбаченим. Тому нижче приводяться загальні вимоги до монтажу фотоустановки на літаках.

1. Аерофотоустановки повинні бути розміщені з урахуванням найбільших зручностей при його експлуатації.
2. Необхідно забезпечити легкий і швидкий монтаж і демонтаж камер, касет для виконання перезарядження і заміни світлофільтрів.
3. Фотокамери повинні бути встановлені в місцях найменших вібрацій; на них у польоті не повинні попадати прямий потік повітря.
4. Деталі фотокамер не повинні стикатися з корпусом літака.
5. Фотокамери повинні мати заданий нахил до вертикалі.
6. При всіх положеннях фотокамери фотоплівки не повинні обмежувати світлових променів, що утворюють оптичне зображення.
7. Велика сторона аерознімки повинна бути перпендикулярна напрямку польоту.
8. Напрямок руху аероплівки в АФА з механічною компенсацією зрушення зображення повинен збігатися з напрямком польоту.

3.2. Загальні вимоги до експлуатації аерофотоустановки

Під експлуатацією аерофотоустановки розуміється комплекс заходів щодо його збереження, обслуговування, підготовки до польотів і проведення повітряного фотографування, спрямованих на забезпечення постійної готовності аерофотоустановки, найбільш надійної та тривалої його роботи, на найкраще використання усіх технічних і тактичних якостей аерофотоустановки у процесі його бойового застосування.

Технічна якість аерофотоустановки оцінюється, головним чином, якістю аерофотознімки, що може бути отриманий у заданих умовах застосування аерофотоустановки.

Процес одержання аерофотознімки умовно може бути розбитий на три етапи. На першому етапі, етапі наземної підготовки, робиться вибір АФА, що забезпечує заданий масштаб зображення, задане захоплення на місцевості, задану кількість знімків, проводиться перевірка його працездатності, вибір плівки і фільтра, що дозволяють одержати максимальний контраст об'єкта з фоном.

На другому етапі, що являє собою безпосередньо процес повітряного фотографування, оператор повинний відрегулювати швидкість компенсації, вибрати необхідну витримку, установити ступінь перекриття і зробити фотографування. Якщо на літаку знаходяться цілком автоматизовані АФА, то оператор тільки встановлює перекриття і визначає момент початку і кінця фотографування.

Третій етап – етап наземної чи бортової обробки знімка. Він необхідний для візуалізації схованого зображення, що є на аерознімку, і, в необхідних випадках, для одержання позитивного зображення.

Зазначені три етапи є ланками одного процесу і тільки правильне та грамотне їхнє виконання може гарантувати одержання фотозображення високої якості.

До загальних експлуатаційних вимог щодо аерофотоустаткування можна віднести наступні:

1. При експлуатації аерофотоустаткування необхідно зберегти світлонепроникність і захищеність від пилу касет з фотоплівкою, а також чистоту оптичних вузлів апарата.

2. Під час стоянки ЛА об'єктиви і камерні частини апаратів (при знятих касетах), а також захисне скло контейнерів повинні закриватися запобіжними кришками. Перед польотом усі запобіжні кришки обов'язково знімаються.

3. Аерофотоапарати зберігаються на стелажах у сухих приміщеннях при температурі повітря не нижче +5°C. Різкі зміни температури в цих приміщеннях не допускаються.

4. Після установки знімного аерофотоустаткування на ЛА, включаючи зарядку чи установку заряджених касет, перевіряється надійність кріплення блоків і апаратів, перевіряється робота АФА, установок АКАФУ, механізмів керування стулками фотолюків і світлова сигналізація; перевіряється завод годин АФА, проводиться установка їх на точний час, а також перевіряється запас неекспонованої плівки в касетах.

5. Перед польотом аерофотоустаткування повинне бути випробуване на працездатність членами екіпажа, які застосовують його у польоті.

Касети повинні розряджатися відразу після польоту. При виконанні навчальних польотів перезаряджати касети дозволяється наприкінці льотного дня. Зарядка (розрядка) касет виконується в спеціально обладнаних для цього приміщеннях чи безпосередньо в ЛА фахівцями з фотоустаткування.

Застосовувати фотоплівку з минулими термінами збереження забороняється.

3.3. Наземна експлуатація аерофотоапаратів

У комплексі заходів щодо забезпечення високої експлуатаційної ефективності АФА першорядну роль грає забезпечення безвідмовної роботи аерофотоустаткування в умовах польоту. Це значною мірою здійснюється в процесі наземної експлуатації АФА, що включає наступні види робіт: попередня і передполітна підготовка, підготовка до повторного вильоту, післяполітна підготовка, регламентні роботи, профілактичний ремонт, капітальний ремонт.

3.3.1. Попередня і передполітна підготовка

Попередня підготовка аерофотоустаткування починається з проведення контрольного огляду, що виконується відповідно до єдиного регламенту для кожного типу літака. Маршрути оглядів складаються з урахуванням вимог швидкої й ефективної перевірки стану устаткування, підготовки його до польоту. Як правило, маршрут огляду починається від місця установки АФА і закінчується кабіною літака, де знаходяться командні прилади і пульти керування.

Потім проводиться усунення несправностей, виявлених у польоті і виявлених під час огляду. Далі виконується перезарядження касет плівкою (якщо це необхідно), установка касет на АФА, перевірка справності устаткування в роботі і заповнення формулярів (паспортів). За необхідності, варто перевірити роботу системи обігріву апаратів у фотоконтейнерах.

Передполітна підготовка фотоустаткування літаків виконується безпосередньо перед даним польотом літака з застосуванням цього устаткування і складається з

наступних операцій: установка на літак, якщо цього вимагає завдання, нових апаратів, зміна фільтрів, зміна плівки (установка нових касет). Якщо зазначені операції не потрібні, у випадку використання АФА, плівки і фільтрів, що є на борту ЛА, то передполітна підготовка починається з передпольотного огляду, тобто з перевірки загального стану і кріплення агрегатів і деталей фотоустаткування. Після цього проводиться чищення об'єктивів, світлофільтрів і вікон фотолюків, установка необхідних витримок затворів (у тих випадках, коли це не робиться в польоті). Крім того, проводиться установка нумераторів зніmkів на нуль, зв'єрення і завод годинника, регулювання джерел світла в реєстраторах, установка в необхідне положення ручок усунення дефокусировки, відкриття шибєрів касет, а також усунення несправностей, що могли виникнути у період між попередньою і передполітною підготовкою.

Після виконання зазначених робіт проводиться випробування фотоустаткування, а безпосередньо перед вильотом літака здійснюється приймання фотоустаткування льотним екіпажем. Закінчується передполітна підготовка оформленням контрольного листа готовності літака до польоту.

3.3.2. Підготовка до повторного вильоту і післяполітна підготовка

Підготовка до повторного вильоту проводиться протягом стартового часу перед кожним новим польотом літака на завдання і виконується на технічних позиціях чи стоянках літаків. Підготовка до повторного вильоту включає: стартовий огляд, усунення несправностей, виявлених у попередньому польоті і при стартовому огляді, зарядку касет плівкою, зміну фільтрів, регулювання нумераторів і реєстраторів, зв'єрення і завод годинника, відкриття шибєрів касет, перевірку роботи устаткування.

Післяполітна підготовка фотоустаткування проводиться наприкінці кожного льотного дня (ночі) з метою приведення його в стан готовності для вильоту по тривозі. Вона полягає в проведенні післяполітного огляду, усуненні несправностей, виявлених у польоті і виявлених при огляді, зарядці касет (камер) аероплівкою й установці їх на АФА, перевірці справності устаткування в роботі.

Вище були перераховані основні види робіт, що входять у наземну підготовку фотоустаткування літаків. Детальний обсяг цих робіт і їхній конкретний перелік приводяться в інструкціях з експлуатації кожного типу АФА.

Для перевірки справності роботи фотоустаткування на борту в процесі підготовки його до польоту існують спеціальні комплекти наземної контрольної апаратури, що служать для наземної перевірки всього комплекту АФА (рис. 4.40). Пульст контролю апаратури (ПКА) дозволяє робити наступні операції:

1. Включати і виключати живлення комплекту.
2. Включати камери на аерофотознімання.
3. Встановлювати число маршрутів і величину перекриття між аерознімками.
4. Встановлювати і контролювати швидкість компенсації в заданих точках.
5. Перевіряти роботу світлоприймального пристрою автомата регулювання експозиції від датчика яскравості.
6. Перевіряти роботу механізму переводу витримок і механізму переводу діафрагми.
7. Контролювати роботу вузла усунення дефокусировки об'єктива.
8. Контролювати цикл роботи АФА.
9. Контролювати перемотування аероплівки фоторегістратора (де він існує).
10. Контролювати роботу комплекту від навігаційного автомата і від блоку розподілу з імітатором ЦСВ.
11. Перевіряти придатність контрольних лампочок і можливості замикання на корпус + 27 В.

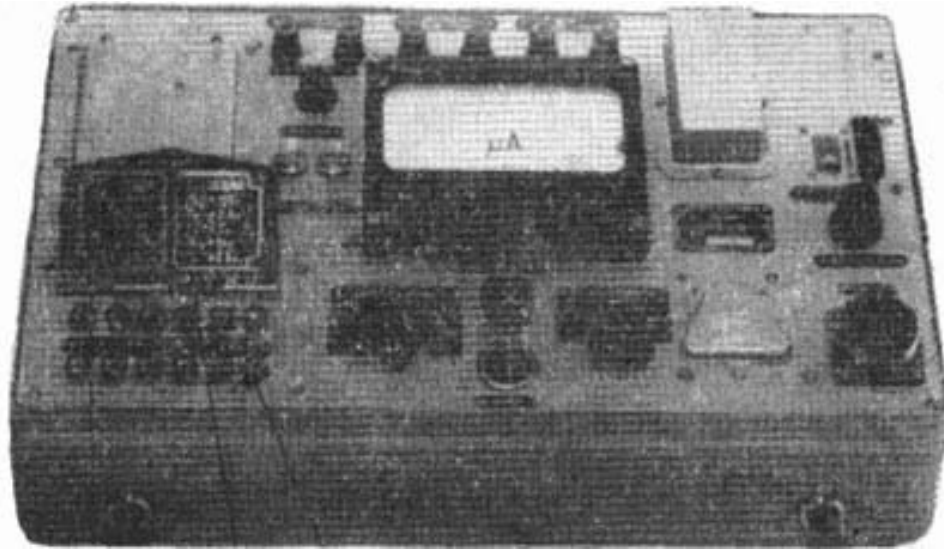


Рис. 4.40. Зовнішній вигляд ПКА

Пульт контролю апаратури з'єднується з АФА за допомогою спеціальних кабелів. Напруга живлення на ПКА подається від аерофотокамери, що перевіряється, при підключенні її до бортмережі постійного струму 27 В і перемінного струму 115 В, 400 Гц.

3.3.3. Регламентні роботи

Більш детальна перевірка стану аерофотоустановки, забезпечення справності його функціонування, а також визначення придатності його до подальшої експлуатації проводиться в процесі регламентних робіт.

Регламентні роботи на знімному фотоустановці (АФА, командні прилади) виконуються через визначене число годин нальоту літака чи через визначене число циклів роботи АФА. Регламентні роботи на незнімному установці (аерофотоустановки, деталі кріплення АФА, фотолюки з механізмами для їхнього відкривання і закривання) виконуються через визначене число годин нальоту літака. Періодичність проведення регламентних робіт, їхній обсяг у різні періоди установлюються відповідними інструкціями з експлуатації АФА і єдиними регламентами по літаках, на підставі досвіду їх експлуатації та даних по відмовленнях і несправностям конкретних типів фотоустановки. Регламентні роботи, в залежності від числа годин нальоту установування, підрозділяються на три групи.

До першої групи, що виконується після невеликого числа годин нальоту, входять:

- огляд і чищення касет, камер і їхніх елементів;
- змащення черв'ячних і зубчастих передач, усунення слідів корозії;
- чищення і промивання спиртом оптичних деталей АФА;
- перевірка стану кріпильних елементів;
- перевірка стану і роботи механізмів і деталей камери, касет, командного приладу, фотоустановок і т.п.

Після виконання регламентних робіт необхідно перевірити механічну юстировку і роботу АФА під струмом на всіх режимах.

До другої групи, що виконується після визначеного числа годин нальоту, входять роботи, які проводились в першій групі, а також наступні роботи:

- перевірка справності електричних ланцюгів і штепсельних з'єднань;
- детальний огляд електродвигунів, контактів і контактних кілець;
- промивання і чищення бензином колекторів, контактів, електромагнітних муфт;
- перевірка стану і роботи терморегуляторів і електричних обігрівів;

- змащення вузлів виконавчих механізмів АРЕ (автоматів регулювання експозиції), вузлів компенсації зрушення зображення, вузла усунення дефокусировки і касети.

В цю групу входять регламентні роботи на АКАФУ.

До третьої групи регламентних робіт, проведених після великого числа годин нальоту, входять роботи, які виконувались в першій і другій трупах, а також наступні:

- промивання бензином, з наступним змащенням, зубчастих передач касети виконавчих механізмів АРЕ, вузлів компенсації зрушення зображення і вузла усунення дефокусировки;

- перевірка стану амортизаторів;

- перевірка регулювання контактних систем у касеті і вузлах компенсації;

- перевірка стану ізоляції електропроводки;

- чищення (зі зняттям) вирівнюючого скла і інших оптичних деталей.

Після проведення регламентних робіт необхідно перевірити основні характеристики АФА в лабораторних умовах. Бажано також зробити оцінку якості роботи АФА в льотних умовах.

3.3.4. Особливості технічної експлуатації при зміні зовнішніх умов

При зміні навколишньої температури, підвищенні вологості, прямому впливі сонячної радіації умови експлуатації фотоустановки ускладнюються. При різкій зміні температури відбувається конденсація водяних парів, що містяться в повітрі, на деталях АФА утворюється шар вологи, що може привести до прискореної корозії металевих деталей, запотівання об'єктивів, скла. Різкі зміни температури викликають також температурні напруги в склі лінз, що знижує розрізняльну здатність об'єктивів. При низьких температурах густіє змащення і підвищується навантаження в механізмах, погіршується еластичність гумових амортизаторів, шторок, зменшується чутливість плівки і її еластичність. При високих температурах може відбуватися розтріскування гумових амортизаторів, шлангів і т.п.

Під дією сонячних променів знижується якість лакофарбових покриттів, гумових деталей і т.п. У технічних умовах на АФА звичайно обумовлюються температурні межі роботи апарата. Якщо АФА тривалий час знаходився при більш низьких температурах, то необхідно довгостроково прогрівати АФА, щоб усі його деталі прийняли робочу температуру і щоб цілком ліквідувати вологу на деталях АФА (особливо оптичних). Тому в зимовий період необхідно стежити, чи немає вологи на деталях АФА, запобігати можливості запотівання й обмерзання оптичних деталей, не допускати перебування АФА перед вильотом у теплому приміщенні з підвищеною вологістю. Влітку особливу увагу треба звернути на стан лакофарбових покриттів, гумових деталей, на необхідність включення обігріву перед вильотом. Варто врахувати, що влітку, коли на землі висока температура, умови експлуатації фотоустановки ускладнюються, тому що при підйомі і спуску літака АФА піддається найбільшому перепаду температур.

При експлуатації фотоустановки на ґрунтових аеродромах відбувається підвищений знос АФА. Тому необхідно ретельно охороняти оптичні деталі від ушкодження дрібними піщинами, частіше перевіряти стан змащення механізмів і чистоту зовнішніх і внутрішніх поверхонь АФА.

3.3.5. Ремонт фотоустановки

Технічний і міжремонтний ресурс АФА встановлюються спеціальними вказівками на підставі результатів дослідження технічного стану АФА і досвіду їхньої експлуатації в частинах ВПС. Аерофотоустановки, що не виробило встановленого міжремонтного ресурсу, але потребує за своїм технічним станом капітального ремонту, направляється на ремонт рішенням вищестоящих інженерних органів.

Протягом вироблення встановлених міжремонтного чи технічного ресурсів устаткування підлягає профілактичному ремонту.

Перший профілактичний ремонт, як правило, виконується після відпрацювання аерофотоустановкою терміну служби, встановленого заводом, а наступні – через період часу, визначений спеціальними вказівками.

Перелік обов'язкових робіт, які виконуються при профілактичному ремонті, складається з регламентних робіт найбільшого обсягу і додаткових робіт, проведених за вказівками відповідних організацій, що відповідають за експлуатацію устаткування.

Профілактичний ремонт виконується силами технічного складу частини, капітальний ремонт виконується спеціальними авіаремонтними підприємствами.

4. ПРИЗНАЧЕННЯ, СКЛАДОВІ ТА ПРИНЦИП ДІЇ ЩІЛИННИХ АЕРОФОТОАПАРАТІВ

4.1. Призначення і принцип дії щілинних аерофотоапаратів

Щілинні АФА призначені для планового, перспективного й аксонометричного повітряного фотографування з метою аерофоторозвідки.

Основною принциповою відмінністю щілинних аерофотоапаратів від кадрових є безупинне експонування аероплівки, яка рухається, через нерухому щілину, що дозволяє одержувати зображення у вигляді єдиної стрічки без поділу на кадри.

Транспортуючий механізм перемотує плівку зі швидкістю:

$$V_{пл} = V_{уз} = W \frac{f}{H}. \quad (4.26)$$

У результаті, через щілину АФА експонується, як єдине ціле, довга смуга місцевості.

Метод щілинного фотографування з'явився в період, коли великі швидкості літаків і малі висоти польоту викликали створення аерофотоапаратів з мінімальною тривалістю циклу роботи.

Очевидно, що завдяки безупинному перемотуванню плівки і компенсації зрушення зображення, щілинний апарат може використовуватися навіть для зйомок на бриючому польоті і, взагалі, для зйомок у високому темпі, недоступному для аерофотоапаратів, що знімають окремими кадрами.

Щілина виконує функції аерофотозатвора і розташована перпендикулярно напрямку польоту (рис. 4.41).

У процесі фотографування з носія, що летить, оптична вісь щілинних АФА переміщається по поверхні землі й одночасно з цим аерофотоплівка рухається відносно нерухомої щілини. Після обробки плівки на ній можна знайти безперервне (на відміну від кадрового аерознімання) фотографічне зображення смуги місцевості уздовж осі польоту літака, ширина якої A визначається при плановому фотографуванні за співвідношенням:

$$A = \frac{\alpha H}{f}, \quad (4.27)$$

де α – ширина експонованої ділянки плівки за щілиною.

З цього співвідношення видно, що в щілинних АФА варто застосовувати короткофокусні ширококутові об'єктиви, тому що при цьому збільшується смуга місцевості, що фотографується. У залежності від конструкції і габаритів щілинних апаратів вдається фотографувати смугу місцевості шириною від 1,5 до 3,2 H .

Для того, щоб під час аерознімання не було зрушення зображення і масштаб аерознімки в усіх напрямках був би однаковий, необхідно порівняти між собою швидкість руху плівки $V_{пл}$ і швидкість оптичного зображення $V_{зоб}$, (4.26).

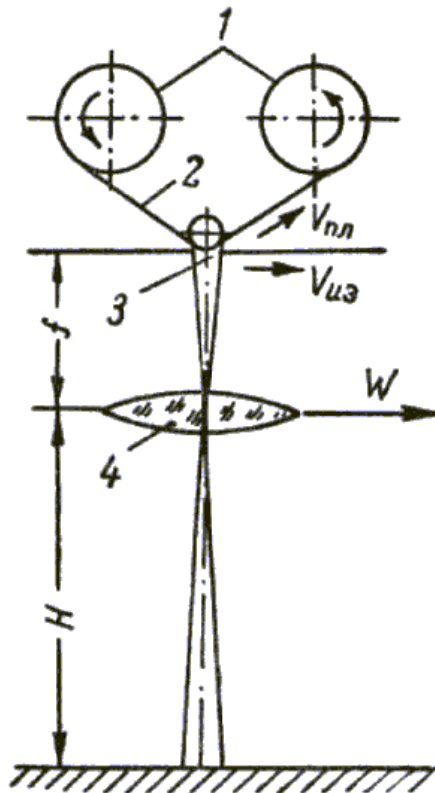


Рис. 4.41. Принцип дії щілинного АФА:
1 – котушки, що змотують і намотують;
2 – аерофотоплівка; 3 – щілина; 4 – об'єktiv

Витримка t_ϕ у щілинних АФА залежить від ширини щілини l і швидкості руху плівки $V_{пл}$ у такий спосіб:

$$t_\phi = \frac{l}{V_{пл}} = \frac{lH}{Wf}, \quad (4.28)$$

де l – ширина щілини.

Метод щілинного фотографування широко застосовується в умовах поганої освітленості об'єктів і в умовах низької хмарності при фотографуванні на малих висотах від 100 м і більше.

Витримка при щілинному методі фотографування залежить від ширини щілини l і швидкості руху плівки $V_{пл}$.

Ширина щілини (рис. 4.42) змінюється в залежності від висоти фотографування і швидкості польоту, а також освітленості об'єктів.

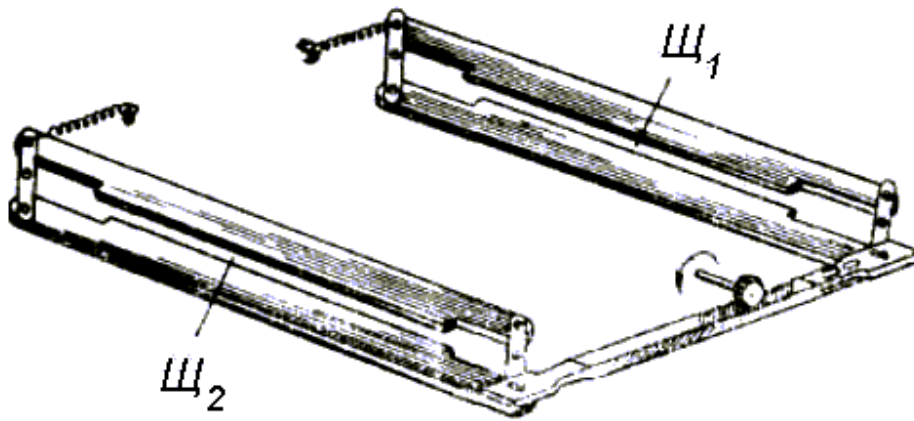


Рис. 4.42. Схема механізму зміни ширини щілини

4.2. Структурна схема щілинного аерофотоапарата

Під час фотографування W і H можуть істотно змінюватися, тому в щілинних АФА крім автоматичної системи регулювання швидкості руху плівки існує також автоматична система забезпечення розрахункового значення часу експонування. Здійснюється це за допомогою зміни ширини щілини. Мінімальна ширина щілини обмежується дифракційними явищами і можливістю засмічення. У відомих конструкціях щілинних АФА (рис. 4.43) ширина щілини змінюється від десятих часток міліметра до декількох міліметрів.

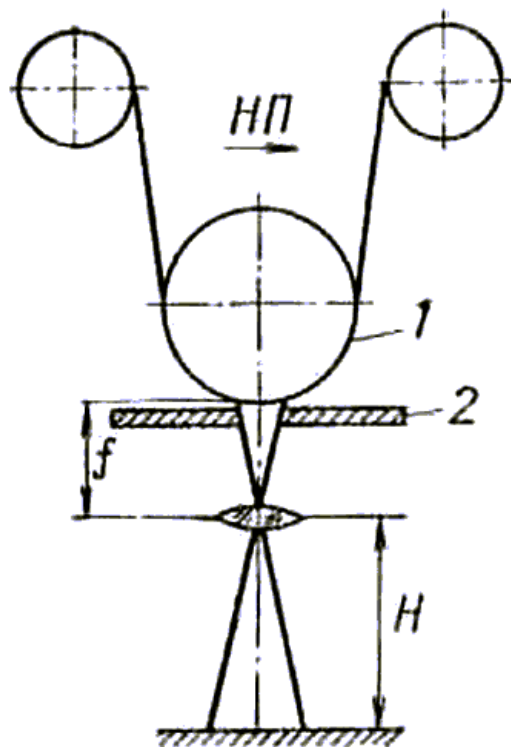


Рис. 4.43. Кінематична схема щілинного АФА:
1 – фокальний барабан; 2 – регульована щілина

Фокальний барабан *1* служить для вирівнювання фотоплівки. Для забезпечення достатньої ширини маршруту, що фотографується, використовуються короткофокусні об'єктиви з фокусною відстанню близько 10 см.

Простота конструкції, безперервність руху плівки, можливість застосування на малих висотах і великих швидкостях польоту вигідно відрізняють щілинні АФА від кадрових. Істотним недоліком щілинних АФА є обмеження маневрування літального апарата у процесі повітряного фотографування.

У випадку зміни параметрів польоту літака регулювання швидкості руху аероплівки і збереження витримки, установлені заздалегідь на командному приладі, здійснюються в щілинних АФА за допомогою відповідних систем автоматичного регулювання. Забезпечення сталості витримки можливе шляхом регулювання ширини щілини. У щілинних АФА може бути використана також автоматична система регулювання експозиції, що враховувала б не тільки зміну швидкості і висоти польоту, але і зміну яскравості аероландшафту.

Структурна схема щілинного АФА представлена на рис. 4.44.

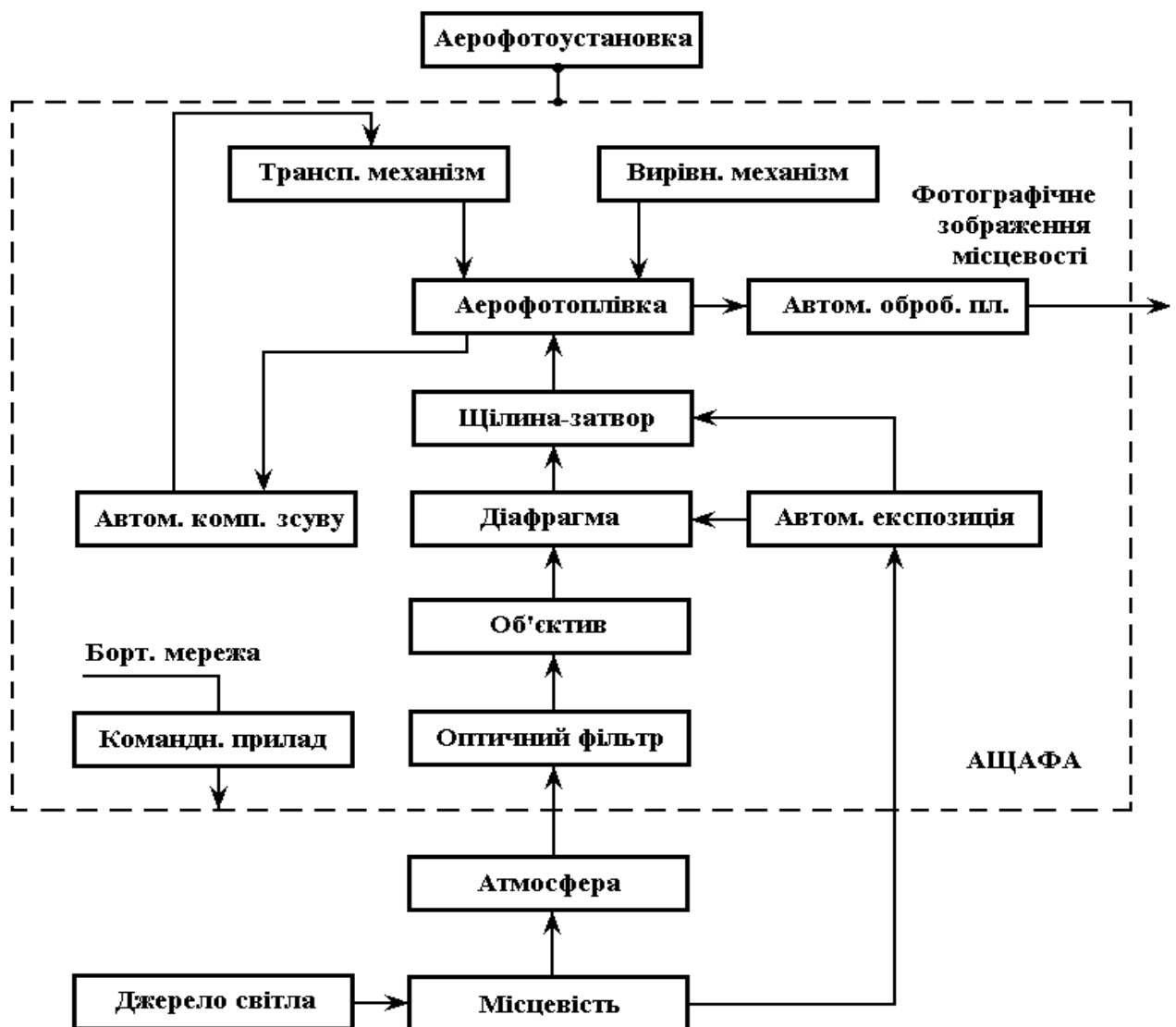


Рис. 4.44. Структурна схема щілинного аерофотоапарата (варіант)

4.3. Види аерофотографування, які виконуються за допомогою щілинних аерофотоапаратів

За допомогою щілинних АФА можна виконувати фотографування як удень, так і вночі. В останньому випадку застосовують освітлювальні установки з електричними джерелами світла безупинної дії. Для кращого використання світлового потоку джерела освітлювальна установка забезпечує підсвічування лише тієї смуги місцевості, зображення якої в даний момент попадає через щілину на аерофотоплівку.

За допомогою щілинних АФА може виконуватися планове і перспективне фотографування, причому і те й інше може виконуватися як стереоскопічне чи як не стереоскопічне.

При плановому фотографуванні ширина маршруту фотографування складає 3-4 H , висота фотографування лежить у межах 100-1200 м.

При перспективному фотографуванні оптична вісь щілинного АФА повинна бути відхилена вперед, назад, чи убік. Однак варто враховувати, що у випадку відхилення оптичної осі убік швидкість оптичного зображення уздовж щілини стає перемінною й у багатьох щілинних апаратах не може бути скомпенсована у всіх точках аерознімку. Тому на великі кути вісь щілинного АФА може відхилятися убік лише в тому випадку, якщо при розрахунку і виготовленні об'єктива прийняті спеціальні міри для збереження $V_{зоб}$, постійною уздовж усієї щілини.

Перспективне фотографування щілинним апаратом при нахилі його оптичної осі вперед чи назад на 45° зветься аксонометричним. Причому аерознімання вперед та назад може виконуватися одночасно. Для цієї мети використовується щілинний АФА, у конструкції якого передбачені один об'єктив, два транспортуючих механізми і дві щілини, розташовані відповідним чином щодо об'єктива.

У зв'язку з особливостями проєкції місцевості щілинні аерознімки відрізняються трохи від знімків, отриманих кадровими АФА з центральною проєкцією місцевості на плівку.

Для щілинних аероплівків характерна невідповідність конфігурації об'єктів, які фотографуються, і їхнього зображення, що є результатом нерівності масштабів у напрямку польоту й у напрямку, перпендикулярному йому, а також через подовжню і поперечну нестійкість носія.

4.4. Особливості кінематичної й електричної схем щілинних аерофотоапаратів

Перемотування і вирівнювання аерофотоплівки в щілинних аерофотоапаратах може здійснюватися за допомогою фокального барабана (рис. 4.41, 4.43 і 4.45).

У цьому випадку різкість зображення залежить від ширини щілини. Якість зображення визначається також розфокусуванням аерофотоапарата для крайових пучків і залишковим зрушенням зображення.

Використання для щілинного фотографування ширококутових об'єктивів і відносно невелика глибина різкості вимагають для одержання гарної якості зображення застосування фокусуєчого барабана з великим радіусом, що значно збільшує габарити аерофотоапарата.

Тому для збереження високоякісного зображення при невеликих габаритах щілинного АФА і значних розмірах щілини (порядку декількох мм) більш доцільно застосовувати вирівнювання частини плівки, яка експонується, на площині. У такій конструктивній схемі щілинного АФА фокусуєчий барабан відсутній, а плівка вирівнюється, як у звичайних кадрових АФА (рис. 4.46).

Величина залишкового зрушення зображення $A_{зали}$ залежить також від точної синхронізації швидкості плівки і швидкості зображення.

В обох випадках (рис. 4.45 і 4.46) кінематична схема щілинного АФА містить у собі транспортуючий механізм, важливою ланкою якого є ведучий валик, чи валик, що тягне.

Обертання його здійснюється за допомогою виконавчого двигуна автоматичної системи регулювання швидкості руху аероплівки. Рух від цього двигуна передається також на котушку, що намотує, відповідним фрикціоном.

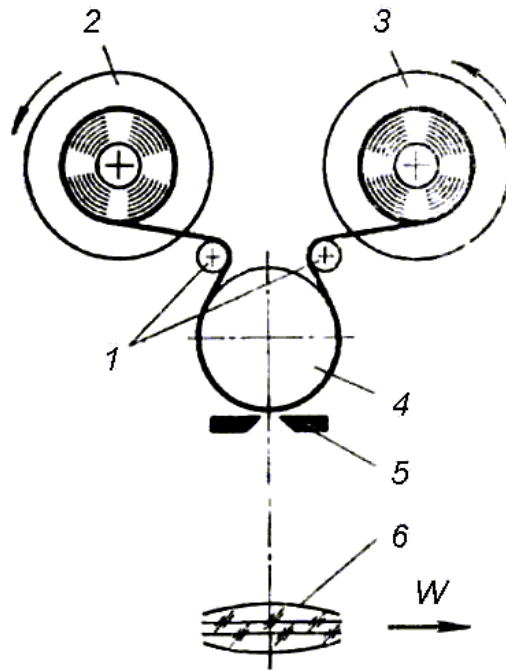


Рис. 4.45. Принципова схема щілинного АФА з фокусуєчим барабаном:
1 – направляючі валики; 2 – котушка, що змотує; 3 – котушка, що намотує;
4 – фокальний барабан; 5 – експозиційна регульована щілина; 6 – аерофотооб'єктив

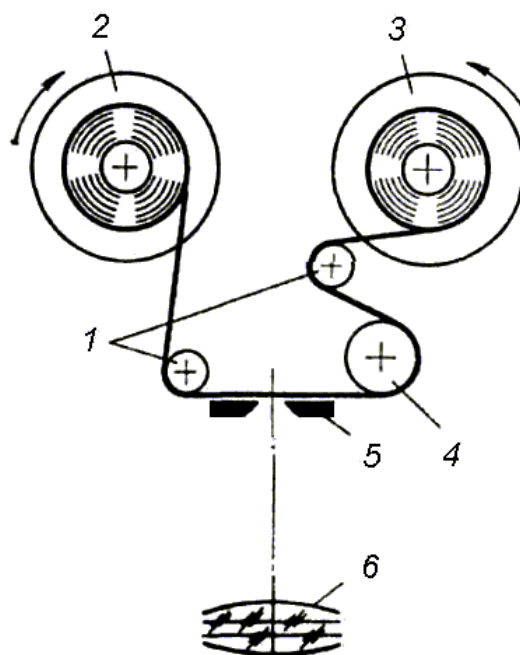


Рис. 4.46. Принципова схема щілинного АФА без фокусуєчого барабана:
1 – направляючі валики; 2 – котушка, що змотує; 3 – котушка, що намотує; 4 – валик, що тягне;
5 – експозиційна регульована щілина; 6 – аерофотооб'єктив

Гальмування котушки, що змотує, для виключення можливості мимовільного розкручування аероплівки, здійснюється фрикціоном котушки, що змотує. Котушки, що змотує і намотує, розташовуються в пінах, що охороняють аероплівку від дії стороннього світла. Вирівнювання здійснюється за рахунок натягу аероплівки, яка прилягає до валика, що вирівнює, розташованого в безпосередній близькості від щілини, яка експонує. Крім транспортуючого, до кінематичної схеми щілинного АФА входить механізм регулювання ширини щілини, що експонує, керування яким здійснюється автоматом регулювання експозиції, чи автоматичною системою, що забезпечує в процесі зміни параметрів польоту сталість витримки, установленої заздалегідь на командному приладі щілинного АФА.

До кінематичної схеми входить також механізм дистанційного східчастого регулювання діафрагми щілинного АФА, керування яким здійснюється з командного приладу за допомогою спеціальної електричної схеми регулювання.

Розглянемо особливості побудови електричних схем регулювання швидкості перемотування аероплівки і ширини щілини.

На рис. 4.47 приведена типова спрощена схема автоматичної системи, що забезпечує в щілинному АФА рівність швидкості руху аероплівки щодо щілини і швидкості оптичного зображення.

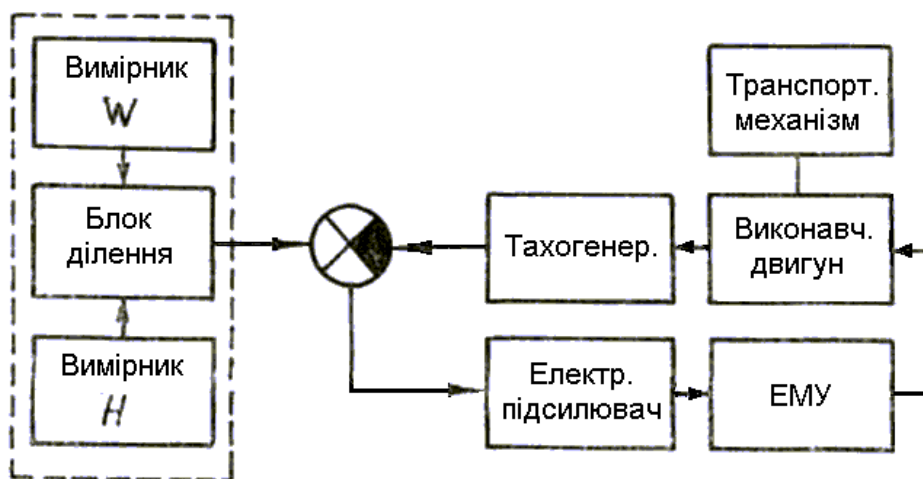


Рис. 4.47. Схема автомата регулювання швидкості перемотування плівки в щілинному АФА

Керуючий сигнал зміни швидкості переміщення аероплівки подається на транспортуючий механізм тільки в тому випадку, якщо не дорівнює нулю різниця швидкості оптичного зображення $V_{зоб.}$, обчислена за допомогою обчислювального пристрою (НОП), і дійсної швидкості руху аероплівки $V_{пл.}$, яка реєструється за допомогою тахогенератора, сполученого з приводним двигуном транспортуючого механізму.

На рис. 4.48 і 4.49 приведені схеми, які використовуються для автоматичної стабілізації витримки, встановленої в щілинному АФА, у випадку зміни параметрів W і H польоту.

Якщо на командному приладі встановлена витримка t_ϕ , то для її забезпечення при швидкості польоту W на висоті H необхідна ширина щілини, що експонує – l_n , з посиланням на (4.28), повинна відповідати рівності:

$$\frac{W}{H} = \frac{l_n}{t_\phi f}$$

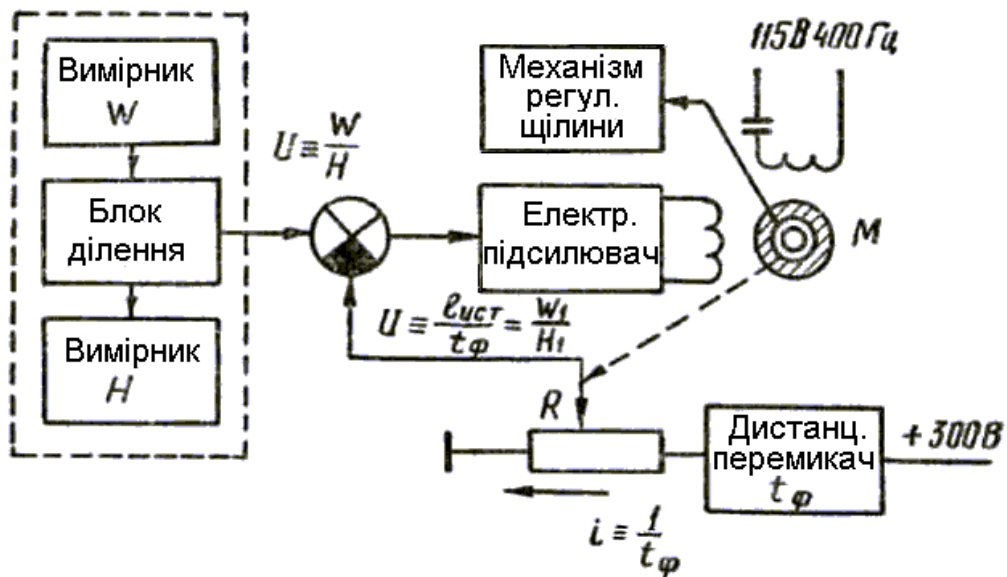


Рис. 4.48. Схема автомата стабілізації витримки в щілинному АФА при непрямому методі контролю ширини щілини

Якщо дійсна ширина щілини – l_{δ} , то потрібна витримка може бути встановлена тільки при іншому співвідношенні W_1 і H_1 .

У схемі (рис. 4.48) обчислюється значення W_1/H_1 і порівнюється з дійсним значенням W/H , що надходить із НОП. Якщо щілина не відповідає потрібній величині t_{ϕ} , то

$$\frac{W_1}{H_1} \neq \frac{W}{H}.$$

На двигун привода механізму регулювання щілини подається сигнал керування, що змінює в необхідному напрямку щілину і змінює величину опору R , що пропорційний дійсному значенню щілини l_{δ} . Щілина змінюється доти, поки не наступить рівність $l_{\delta} = l_n$.

У схемі, представлений на рис. 4.49, на суматорі порівнюються безпосередньо величини l_{δ} і l_n .

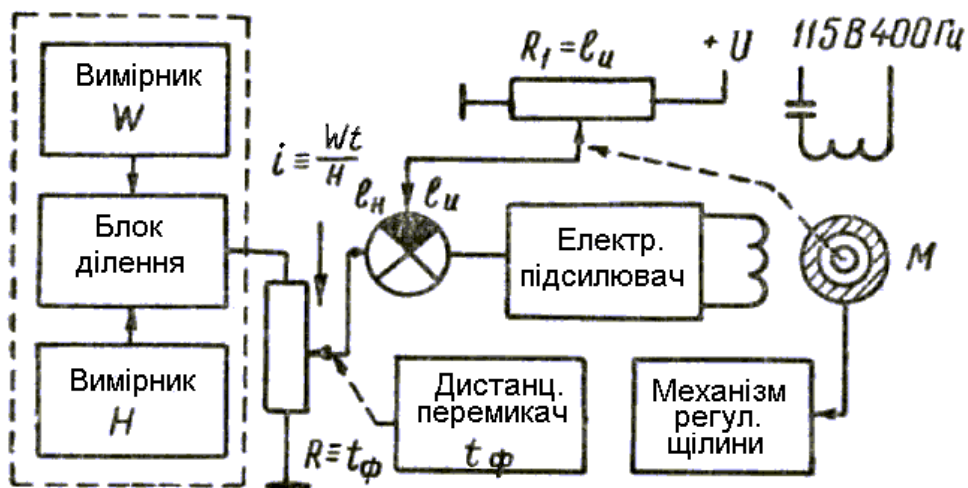


Рис. 4.49. Схема автомата стабілізації витримки шляхом безпосереднього контролю потрібної ширини щілини

Перша обчислюється шляхом перемножування сигналу від НОП чи спеціального обчислювача, пропорційного значенню Wf/H , на t_{ϕ} . Перемножування здійснюється за допомогою опору R , величина якого змінюється відповідно до потрібної витримки t_{ϕ} . Опір R_1 пропорційний l_{ϕ} . У випадку порушення рівності $l_{\phi} = l_n$ з'являється відповідний сигнал керування і механізм регулювання щілини відновлює цю рівність. Якщо в якості суматора і підсилювача сигналу неузгодженості використовують електронне реле, то для усунення автоколивань у схемі необхідно передбачити ще відповідний сигнал зворотного зв'язку. Він може бути сформований тахогенератором, сполученим з валом привода і трансформатором.

5. КОНСТРУКЦІЇ ЩІЛИННИХ АЕРОФОТОАПАРАТІВ

5.1. Основні технічні дані щілинних аерофотоапаратів

До щілинних аерофотоапаратів відносяться АЩАФА-5, АЩАФА-8 і АЩ-9Я. Автоматичні щілинні АФА мають дистанційне керування від пульта керування. Основні технічні дані щілинних АФА приведені в таблиці 4.5.

Таблиця 4.5

| № зп | Основні дані | Тип АФА | | |
|------|--|----------------------------|---------------------------|-------------------------|
| | | АЩАФА-5М | АЩАФА-8 | АЩ-9Я |
| 1. | Діапазон застосування по H , км по V_d , км/год | 0,2...1,2 500...1500 | 0,30...1,00 600...2500 | 0,1...1,0 600...1500 |
| 3. | Захоплення місцевості в частках, H | 1,7x145 | 3,2 | 3,5x650 |
| 4. | Спосіб освітлення місцевості | Електрична імпульсна лампа | Фотопатрони | Фотобомба |
| 5. | Наявність САК зсуву зображення, V_{κ} , мм/сек | Лінійна 30...300 | Лінійна | Лінійна 23...240 |
| 6. | Тип аерофотооб'єктива | Орион-1А | Руссар-41К | Руссар-ЮК90 |
| 7. | Фокусна відстань, см | 20 | 15,6 | 9 |
| 8. | Кут поля зору (по щілині), град | 92 | - | 120 |
| 9. | Розрізняюча здатність центр – лін/мм край – лін/мм | 35 4 | - - | 35 12 |
| 10. | Відносний отвір | (1:6,5)...(1:19) | 1:9 | (1:5,6)...(1:14) |
| 11. | Тип аерофотозатвора | щілинний | щілинний | щілинний |
| 12. | Діапазон витримок, сек | (1/50)...(1/400) | - | (1/50)...(1/320) |
| | Значення ширини щілини | 0,5...6,0 | - | 0,44...5,76 |
| 13. | Розмір аерофотоплівки, см x см | 19 x 2850 | 53 x 12000 | 32 x 6000 (12000) |
| 14. | Наявність перфорації на плівці | немає | - | немає |
| 15. | Розмір кадру, см x см | 13 x 19 | - | 30 x 30 |
| 20. | Маса польотного комплексу, кг | 73 | 110 | 112 |
| 21. | Габарити АФК, мм x мм x мм | 580x440x530 | - | 650x570x470 |
| | Споживаний струм (без обігріву/ з обігрівом) при $U = 27$ В, постійний струм, А при $U = 115$ В, 400 Гц, перемінний струм, А | 12/30 0,7 | - - | 20/40 1,5 |

5.2. Автоматичний щілинний аерофотоапарат АЩАФА-5

5.2.1. Загальна характеристика аерофотоапарата АЩАФА-5

Щілинний аерофотоапарат АЩАФА-5 з механічною компенсацією зрушення зображення призначений для повітряного фотографування з малих висот польоту, у великих масштабах (1:1000-1:6000). Аерофотоапарат дозволяє одержувати на аероплівці безупинне зображення місцевості, що фотографується. Загальний вид комплексу АЩАФА-5 представлений на рис. 4.50.

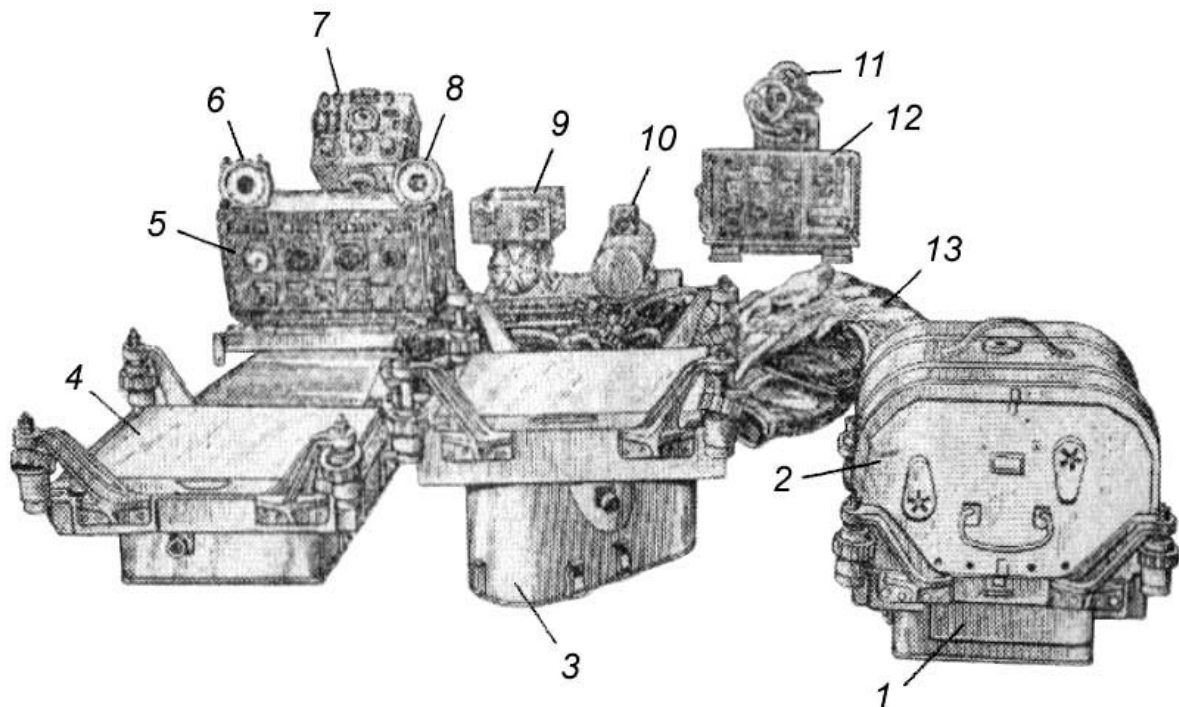


Рис. 4.50. Загальний вид комплексу АЩАФА-5
с радіовисотоміром РВ-2 і показчиком швидкості:

- 1 – частина об'єктива для стереоскопічного фотографування; 2 – камерно-касетна частина; 3 – частина об'єктива для планового двохмаршрутного повітряного фотографування; 4 – частина об'єктива для двостороннього аксонометричного фотографування; 5 – блок керування; 6 – показчик швидкості ДС-1200; 7 – командний прилад; 8 – показчик висотоміра ПРВ-46; 9 – перетворювач МА-100 м; 10 – електромашинний підсилювач УДМ-150; 11 – перетворювач РВ-2; 12 – радіовисотомір РВ-2; 13 – утеплювальний чохол

До комплексу АЩАФА-5 входять взаємозамінні частини об'єктива, що дозволяють робити щілинне повітряне фотографування таких видів:

- *планове двохмаршрутне фотографування* з висот від 2130 до 1200 м. У цьому варіанті використовуються два об'єктиви типу «Оріон-14». Загальний вид частини об'єктиву і принципова схема двохмаршрутного планового фотографування показані на рис. 4.51 і 4.52;
- *стереоскопічне фотографування* з висот від 70 до 420 м, яке виконується іншою частиною об'єктива, що складається з двох об'єктивів типу «Руссар-29». Загальний вид частини об'єктиву і принципова схема фотографування показані на рис. 4.51, б і рис. 4.53;
- *аксонометричне двостороннє фотографування* з висот від 70 до 420 м (уперед та назад по лінії польоту), яке виконується третьою частиною об'єктива, що має один

об'єктив «Руссар-29». Загальний вид частини об'єктиву і принципова схема показані на рис. 4.54 і 4.55.

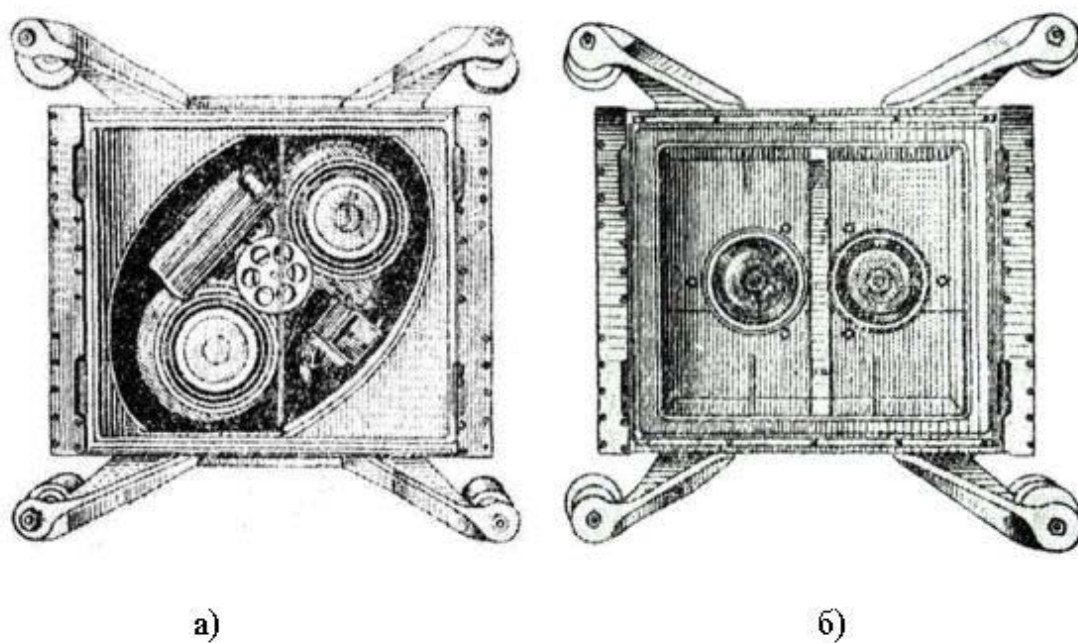


Рис. 4.51. Частини об'єктиву АЩАФА-5:
 а – для планового двомаршрутного повітряного фотографування;
 б – для стереоскопічного повітряного фотографування

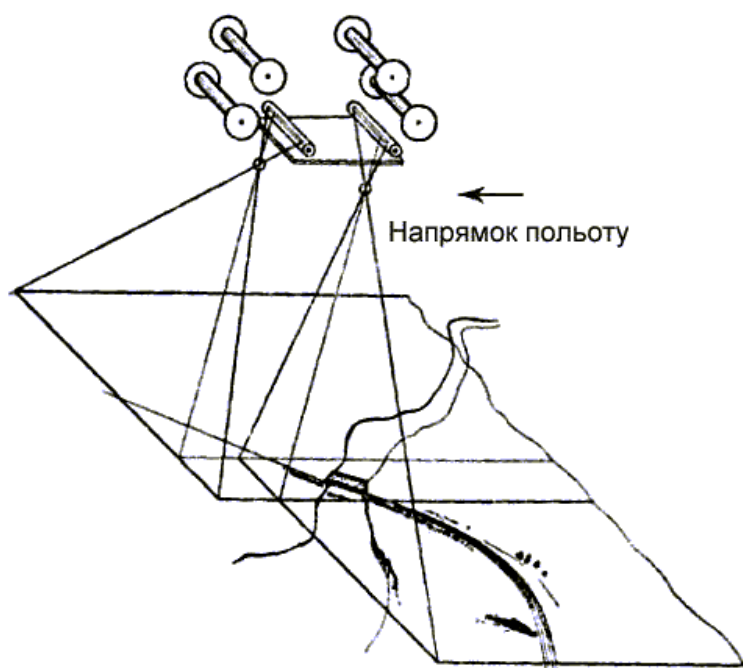


Рис. 4.52. Принципова схема планового двомаршрутного фотографування

Стереоскопічні (щілинні) знімки в порівнянні з плановими дозволяють прискорити дешифрування об'єктів і підвищують його вірогідність, а аксонометричні аерознімки

мають перевагу при дешифруванні об'єктів зі значним підвищенням над місцевістю (мости, високі будинки й ін.).

Однією з особливостей АЩАФА-5 є автоматична синхронізація швидкості руху аероплівки зі швидкістю руху оптичного зображення місцевості, що забезпечує простоту експлуатації апарата в повітрі, і можливості виконання фотографування при маневрі літака по висоті і швидкості польоту.

Іншою особливістю цього аерофотоапарата є наявність пристрою, що забезпечує дистанційну зміну величини витримки і діафрагми.

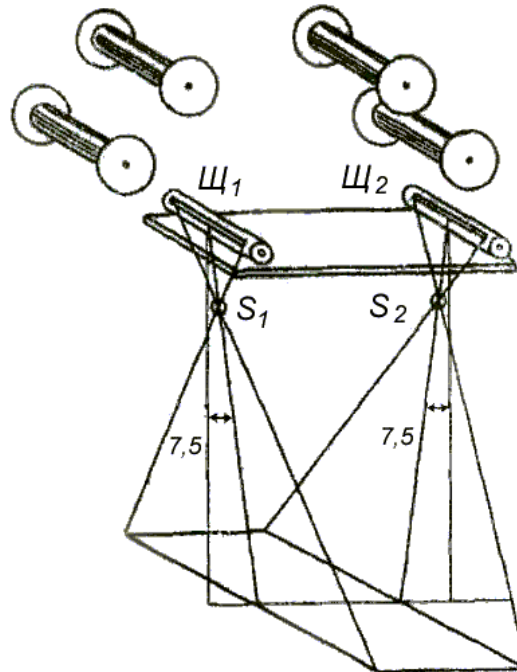


Рис. 4.53. Принципова схема стереоскопічного повітряного фотографування

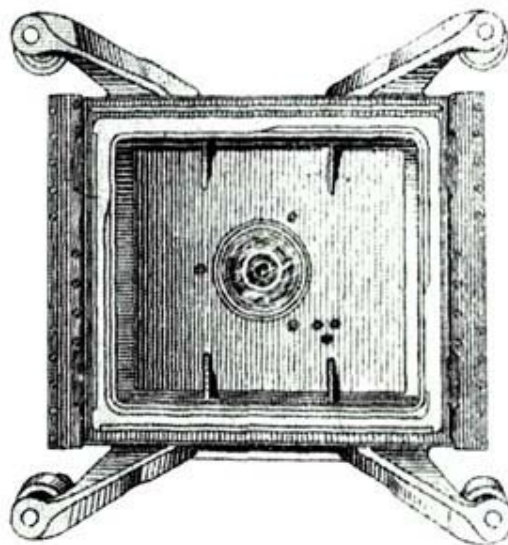


Рис. 4.54. Загальний вигляд частини об'єктиву для двостороннього аксонометричного повітряного фотографування

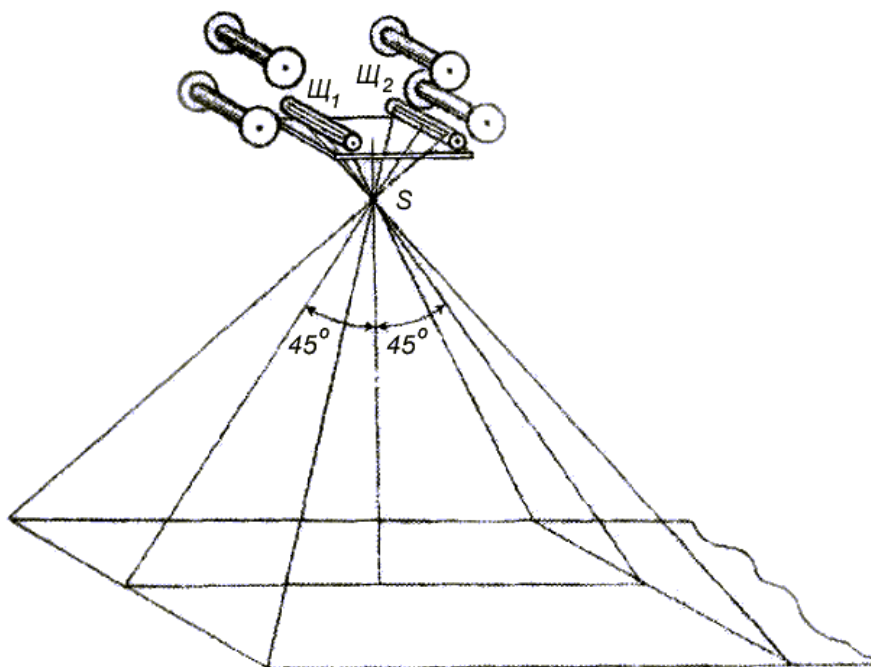


Рис. 4.55. Принципова схема двостороннього аксонометричного повітряного фотографування

5.2.2. Основні технічні дані АЩАФА-5

1. В АЩАФА-5 встановлюються в різних варіантах такі об'єктиви:
 - об'єктив «Оріон 1-А» з фокусною відстанню 200 мм, відносним отвором 1:6,8 і кутом поля зору 92° ;
 - об'єктив «Руссар-29» з фокусною відстанню 70 мм, відносним отвором 1:6,3 і кутом поля зору 122° .
2. АЩАФА-5 має дві експозиційні щілини, ширина яких змінюється від 0,5 до 6 мм і два транспортуючих механізми, кожний з яких розрахований на зарядку неперфорованої чи перфорованої аероплівки шириною 19 см, довжиною 28,5 м.
3. Величина витримок, у залежності від ширини щілини, встановлюється дистанційно від командного приладу і може бути рівною 1/50, 1/100, 1/200 і 1/400 секунд.
4. Швидкість руху аероплівки забезпечується в межах від 30 мм/с до 300 мм/с, що дозволяє виконувати повітряне фотографування з різними об'єктивними частинами в діапазоні висот від 70 до 1200 м і швидкостей від 500 до 1500 км/год.
5. Аерофотоапарат працює від джерела постійного струму напругою $27 \text{ В} \pm 10\%$.
6. Споживаний струм:
 - при температурі $+15^\circ\text{C} - +25^\circ\text{C}$ – до 25 амперів;
 - при температурі -60°C – до 40 амперів.
7. Включення і вимкання електрообігрівачів здійснюється автоматично за допомогою терморегулятора.
8. АЩАФА-5 працює як у нормальних умовах, так і при температурі навколишнього повітря від $+50^\circ\text{C}$ до -60°C , відносній вологості повітря до 98% при температурі від $+15^\circ\text{C}$ до $+25^\circ\text{C}$, вібраціях з частотами від 10 до 200 Гц.

5.2.3. Опис аерофотоапарата АЩАФА-5

До повного комплекту аерофотоапарата АЩАФА-5 входять такі основні частини:

1. Камерно-касетна частина.
2. Об'єктивна частина.
3. Командний прилад.
4. Блок керування.
5. Електромашинний підсилювач УДМ-150Д.
6. Перетворювач МА-100М.
7. Датчик швидкості ДС-1200.
8. Прилад настроювання.
9. Електроджгути.

При наявності на літаку перетворювача типу МА-100М, що забезпечує живлення 115 В, 400 Гц, і датчика швидкості типу ДС-1200, останні можуть бути використані для роботи в комплекті АЩАФА-5 замість тих, що входять у його комплект.

Комплект АЩАФА-5 повинний працювати з радіовисотоміром РВ-2.

Камерно-касетна частина

В АЩАФА-5 камерна і касетна частина об'єднані в одне ціле. Камерно-касетна частина заряджається двома аероплівками, що перемотуючись, проходять при своєму русі перед щілинами, що експонують, 2 (рис. 4.56).

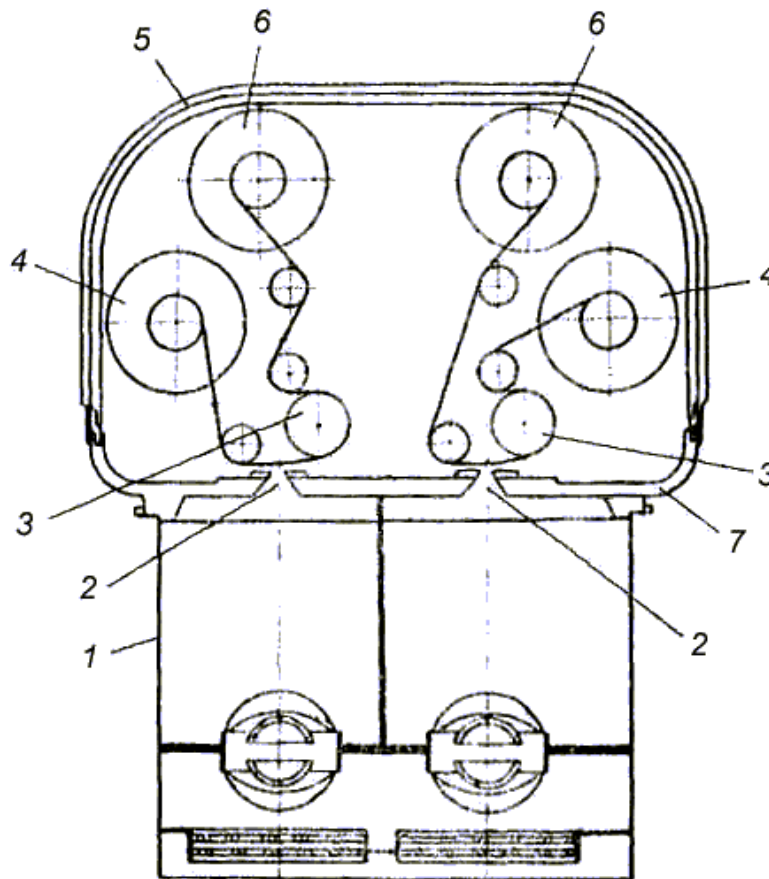


Рис. 4.56. Конструктивна схема аерофотоапарата АЩАФА-5:
1 – об'єктивна частина; 2 – щілини для фотографування; 3 – валики, що тягнуть;
4 – котушки, що змотують; 5 – кришка камерно-касетної частини;
6 – котушки, що намотують; 7 – підставка камерно-касетної частини

У площині кожної щілини поверхня емульсійного шару кожної аероплівки збігається з фокальною площиною аерофотоапарата. Рух аероплівки здійснюється за допомогою транспортуючих механізмів, що їх ведуть, ланками яких є валики, що приводяться в рух через кінематичний ланцюг виконавчим електродвигуном D_1 (рис. 4.57).

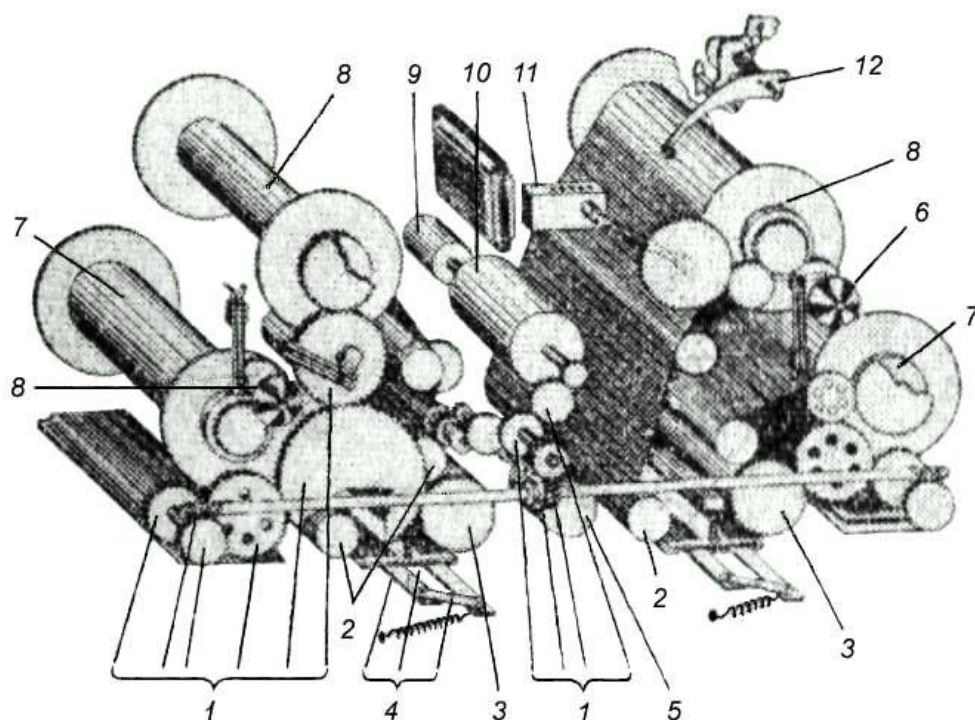


Рис. 4.57. Кінематична схема камерно-касетної частини:

- 1 – механізм передачі руху від електродвигуна Д-75 (D_1) на механізм перемотування аероплівки;
- 2 – направляючі валики; 3 – ведучі (тягучі) валики перемотування аероплівки;
- 4 – щілина і механізм зміни ширини щілини; 5 – електродвигун механізму зміни ширини щілини;
- 6 – сигналізатор перемотування аероплівки; 7 – котушки, що змотують; 8 – котушки, що намотують;
- 9 – тахогенератор ТПП-1; 10 – електродвигун; 11 – лічильник терміну служби;
- 12 – лічильник експонованої аероплівки.

Ширина щілини, що експонує, відпрацьовується автоматично в залежності від установленної величини витримки і швидкості руху аероплівки за допомогою механізму відпрацьовування ширини щілини

На зовнішній стороні камерно-касетної частини змонтовані два механічних сигналізатори перемотування аероплівки, кінематично зв'язані з півосями котушок, що змотують.

Кулачки, розташовані на осях механічних сигналізаторів, забезпечують миготіння лампочки електричної сигналізації перемотування аероплівки на командному приладі. Зовні камерно-касетної частини змонтований такий лічильник метражу, що показує запас неекспонованої аероплівки на одній з котушок, що змотують. Там же кріпляться електронагрівачі і колодка штепсельного рознімання.

На кришці камерно-касетної частини встановлений рівень з ціною розподілу 1° і целулоїдна пластинка для записів. Крім того, на кришці нанесена стрілка, що вказує орієнтацію аерофотоапарата щодо напрямку польоту літака.

У середині камерно-касетної частини розміщені

- вузол електропривода;
- вузол регулювання ширини щілини, що експонує;
- два транспортуючих механізми.

Вузол електропривода містить:

1. Електродвигун типу Д-75 (D_1), який використовується для перемотування аероплівки. Він працює в комплекті з електромашинним підсилювачем УДМ-150А.

2. Тахогенератор типу ТГП-1, що приєднаний безпосередньо до осі електродвигуна D_1 (рис. 4.57). Він являє собою генератор постійного струму з порушенням від постійного магніту і призначений для одержання напруги, що пропорційно змінюється від швидкості обертання.

3. Кінематичний ланцюг, що передає рух від електродвигуна D_1 на ведучі валики і фрикціон котушок, що намотують.

Вузол регулювання ширини щілини, що експонує, складається з наступних елементів:

1. Електродвигуна типу МУ-010 (D_3), призначеного для переміщення ламелей щілини.

2. Реверсивної електромагнітної муфти з тахогенератором типу 2РТ-200 (PT_2), що забезпечує зміну напрямку руху ламелей паралелограмів щілини.

3. Потенціометра з кінцевими вимикачами (R_{50}).

4. Двох паралелограмів з ламелей і траверс.

Усі перераховані елементи даного вузла зв'язані між собою кінематичним ланцюгом.

В аерофотоапараті АЩАФА-5 є два транспортуючих механізми (рис. 4.56): задній і передній. За конструкцією обидва механізми аналогічні, різниця полягає лише в положенні котушок, що намотують і змотують. У задньому транспортуючому механізмі котушка, що намотує, розташована вгорі, а що змотує – унизу. У передньому транспортуючому механізмі навпаки, котушка, що намотує, розташована внизу, а що змотує – вгорі.

Унаслідок різного положення котушок транспортуючі механізми мають різні схеми зарядки (рис. 4.58).

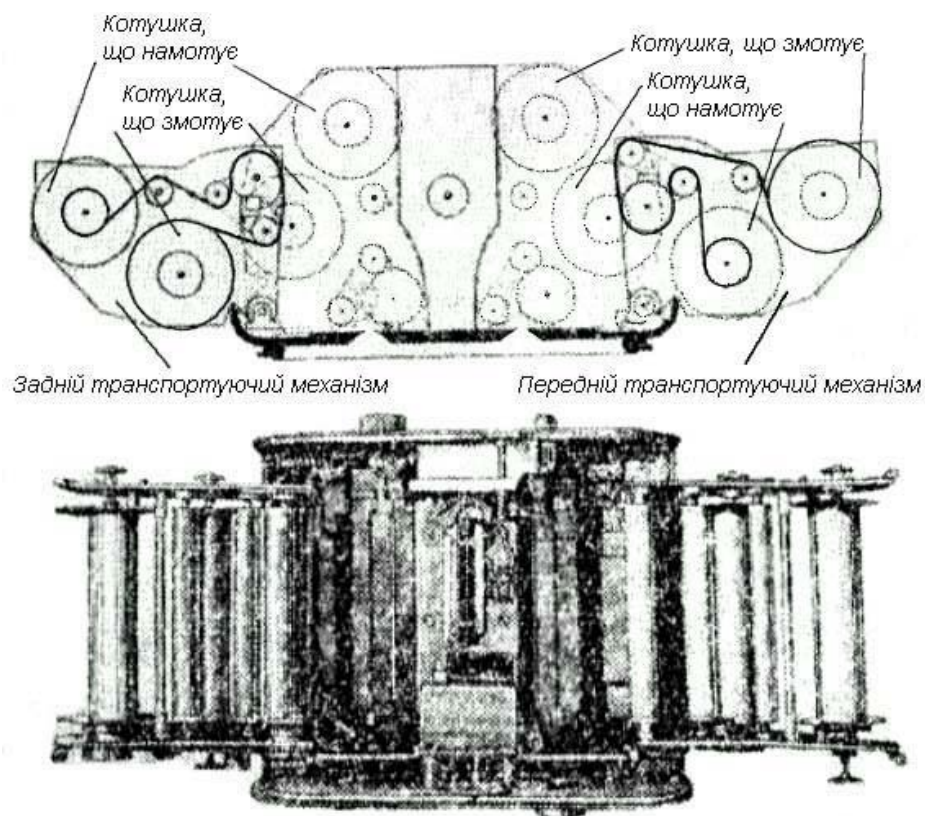


Рис. 4.58. Схема зарядки аероплівки

Кожний із транспортуючих механізмів складається з катушок, що змотують і намотують, та кінематичних ланок, що забезпечують перемотування аероплівки.

У наслідок постійного збільшення діаметра катушки, яка намотує, перемотування аероплівки без фрикціону викликало б поступове збільшення швидкості перемотування аероплівки перед щілиною, що експонує, що порушило б синхронізацію швидкостей руху зображення місцевості й аероплівки. Тому катушка, яка намотує, зв'язана з кінематичним ланцюгом через фрикціон. Фрикціон забезпечує пробуксовування катушки, яка перемотує, при зміні її діаметра по мірі намотування аероплівки, а також забезпечує необхідну щільність намотування аероплівки. Аналогічно є фрикціон і на катушці, що змотує, який призначається для гальмування катушки, яка змотує, під час перемотування аероплівки від довільного розкручування.

Обидва фрикціони улаштовані таким чином, що сила тертя в них може регулюватися. При зарядці аероплівки транспортуючі механізми відкидаються убік (рис. 4.59) без порушення кінематичного ланцюга, що полегшує зарядку камерно-касетної частини і не порушує плавності силової передачі від електродвигуна до ведучого валика.

У центрі камерно-касетної частини розташований лічильник терміну служби апарата, електронагрівачі і штепсельні рознімання. Лічильник терміну служби одержує рух з фрикціону катушки, яка змотує. Ціна розподілу лічильника відповідає приблизно 10 метрам перемотаної аероплівки.

Об'єктивна частина

До об'єктивної частини кожного з варіантів входять:

- об'єктиви з ірисовими діафрагмами;
- механізм дистанційного переводу витримок;
- захисне скло з електрообігрівачами (чи оправа змінних світлофільтрів).

Основною деталлю об'єктивної частини є корпус, у якому розміщені об'єктиви.

На бічній стінці корпусу існує прямокутний отвір, у який вставляється механізм дистанційного переводу діафрагм, який включає в себе:

1. Електродвигун типу МУ-1010 (Д₆).
2. Реверсивну електромагнітну муфту РТ-200.
3. Потенціометр із кінцевими вимикачами.
4. Реле типу РП-5.
5. Кінематичний ланцюг, що складається з ряду шестірень. Захисне скло з відтінювачем і електрообігрівачем зроблено загальним на обидва об'єктиви.

Командний прилад

Командний прилад (рис. 4.59) призначається для керування аерофотоапаратом і дозволяє:

- робити загальне включення і вимикання аерофотоапарата;
- включати транспортуючі механізми (аерофотознімання);
- переключати аерофотоапарат з автоматичного режиму роботи на напівавтоматичний режим і навпаки;
- установлювати потрібну величину “витримки”;
- переводити діафрагму;
- стежити за швидкістю перемотування аероплівки за допомогою вольтметра;
- стежити за перемотуванням аероплівки;
- стежити за кількістю неекспонованої аероплівки, що залишилася;
- установлювати рукоятки відповідно до висоти і швидкості польоту літака при напівавтоматичній роботі аерофотоапарата.

Командний прилад являє собою прямокутну коробку, усередині якої змонтовані усі вузли і механізми, а всі органи керування і сигнальні пристрої винесені на передню стінку.

У середині верхньої частини командного приладу розташований індикатор. Індикатор показує робочі діапазони (сектори) швидкостей перемотування аероплівки, на яких можна робити повітряне фотографування з заданими величинами витримок. Зафарбована червоним кольором частина сектора – неробоча зона аерофотоапарата. Якщо стрілка індикатора вийшла з робочого сектора вправо, за розподіл “3” на шкалі індикатора, то льотчику необхідно зменшити швидкість чи збільшити висоту польоту.

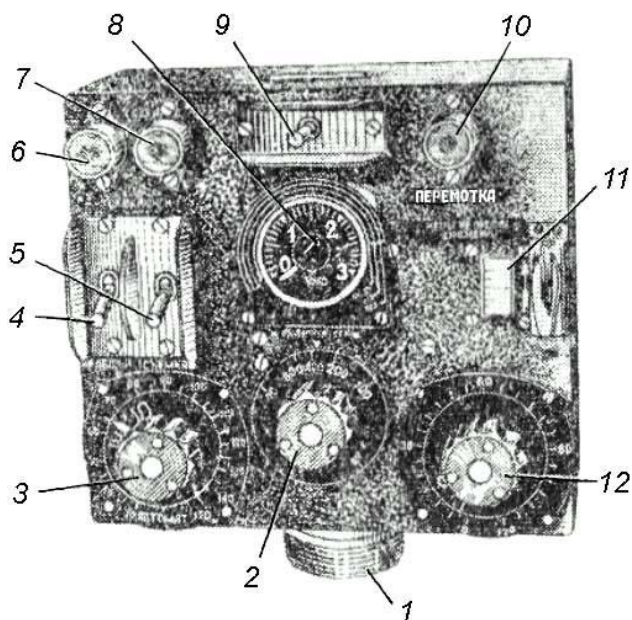


Рис. 4.59. Командний прилад:

1 – штепсельне рознімання; 2 – рукоятка потенціометра установки витримок, 3 – рукоятка потенціометра установки швидкості; 4 – загальний вимикач; 5 – вимикач “зйомка”; 6 – сигнальна лампа “Струм включений” з напругою 27 В; 7 – сигнальна лампа “Струм включений” з напругою 115 В; 8 – індикатор; 9 – перемикач діафрагми; 10 – сигнальна лампа перемотування аероплівки; 11 – лічильник метражу неекспонованої аероплівки, 12 – рукоятка потенціометра установки висоти

Якщо стрілка індикатора вийшла з робочого сектора вліво, тобто зайшла на червону частину сектора, то льотчику необхідно збільшити швидкість польоту чи зменшити висоту польоту.

Над індикатором угорі розташований перемикач діафрагми.

У верхньому лівому куті знаходяться дві сигнальні лампи “Струм включений”. Перша показує включення напруги 27 В, друга – 115 В. Під сигнальними лампами розміщені два вимикачі “загальний” і “зйомка”.

У правому верхньому куті розміщена сигнальна лампа ЛН₃, що сигналізує про нормальну роботу обох транспортуючих механізмів камерно-касетної частини.

На осях механічних сигналізаторів розташовані кулачки, що замикають і розмикають контактні пластинки (К₂ і К₄).

У ланцюг контакту К₂ переднього транспортуючого механізму введений опір, що гасить. Один кулачок за один оборот замикає контакти один раз (імпульс довгий і слабкий). Інший кулачок (заднього транспортуючого механізму) замикає контакт за один оборот три рази (імпульси часті і яскраві). Льотчик, спостерігаючи за сигнальною лампою ЛН₃, може судити про роботу транспортуючих механізмів. Нижче розташований лічильник метражу неекспонованої аероплівки.

У центрі передньої стінки розташований лімб величин витримок з рукояткою.

У нижньому лівому куті розташована рукоятка лімба W установки дійсної повітряної швидкості і шкала швидкостей польоту літака. У нижньому правому куті розташована рукоятка лімба H установки висоти і шкала висот польоту літака.

На нижній стінці розміщені дві колодки штепсельних рознімачів.

У середині коробки змонтовані потенціометри установки, швидкості і висоти польоту, а також витримки.

На осі потенціометра швидкості насаджений кулачок, у якому є виїмка. Рукоятка лімба W установки швидкості одночасно виконує функцію перемикача з автоматичної роботи на напівавтоматичну. Якщо індекс рукоятки W поставлений у положення "автомат", кулачок розмикає контакти й аерофотоапарат переключується на автоматичний режим роботи.

Блок керування

Для синхронізації швидкості руху аероплівки зі швидкістю руху оптичного зображення місцевості, в залежності від швидкості і висоти польоту, служить система автоматичного керування швидкістю переміщення аероплівки.

Для підтримки сталості дистанційно установленної величини витримки при зміні швидкості переміщення аероплівки служить система відпрацювання ширини щілини.

Ці дві системи і допоміжні елементи автоматики змонтовані в блоці керування.

На лицьову сторону передньої панелі блоку керування виходять осі восьми потенціометрів, призначених для налаштування системи автоматичного регулювання.

Після регулювань і налаштування системи осі потенціометрів закриваються спеціальними заглушками.

Крім того, на передній панелі змонтовані колодки штепсельних рознімачів і перемикач B_4 , призначений для зміни режиму роботи автоматичного регулювання при зміні об'єктивних частин аерофотоапарата.

Зверху шасі блоку розташовуються:

- електронне реле типу РЕ – основний елемент вирішального пристрою;
- силовий трансформатор (Tr_1) для живлення електронних ламп;
- кенотрон 6Ц4П (J_1) для випрямлення високої напруги в ланцюзі датчика швидкості і катодного повторювача;
- стабілізатор напруги СГ1П (J_2) для стабілізації високої напруги в ланцюзі датчика швидкості і катодного повторювача;
- подвійний тріод 6Н1П (J_3);
- кенотрон 6Ц4П (J_5) для випрямлення високої напруги в ланцюзі керуючого потенціометра;
- стабілізатор СГ1П (J_6) для стабілізації високої напруги в ланцюзі керуючого потенціометра;
- подвійний тріод 6Н1П (J_7), що працює в режимі підсилювача, навантаженням якого є керуючі обмотки електромашинного підсилювача УДМ-150А;
- конденсатори C_2 і C_3 (згладжуючі фільтри);
- реле P_6 – для знищення автоколивань у системі автоматичного керування швидкістю переміщення аероплівки;
- пускове реле P_1 ;
- трансформатор Tr_3 – для посилення коефіцієнта зворотного зв'язку в системі автоматичного керування з метою знищення автоколивань системи.

З нижньої сторони шасі змонтовані:

- конденсатор C_1 (згладжуючий фільтр у ланцюзі датчика швидкості і катодного повторювача);
- трансформатор Tr_3 – для посилення коефіцієнта зворотного зв'язку в системі відпрацювання ширини щілини з метою знищення автоколивань системи;

- реле P_3 – для переключення системи регулювання при переключенні радіовисотоміра РВ-2 з першого діапазону на другий і назад;
- реле P_4 , що виключає анодне живлення подвійного тріода при автоматичній роботі.

У правій стороні знизу шасі кріпиться механізм обробки швидкості перемотування аероплівки, що включає в себе:

1. Електродвигун МУ-010 (D_2) відпрацьовування сигналу неузгодженості.
2. Реверсивну електромагнітну муфту з тахогенератором зворотного зв'язку 2РТ-200, що забезпечує зміну напрямку обертання движків потенціометрів.
3. Вирішальний потенціометр R_1 .
4. Керуючий потенціометр R_2 , що видає сигнал пропорційності W/H на ламповий підсилювач L_7 .
5. Потенціометр R_3 , що видає напругу, пропорційну W/H, на потенціометр движка R_{40} .

Електромашинний підсилювач УДМ-150А

Електромашинний підсилювач УДМ-150А призначений для регулювання числа оборотів виконавчого електродвигуна D_1 системи автоматичного регулювання швидкості перемотування аероплівки.

Електромашинний підсилювач УДМ-150А складається з:

- чотирьохполюсного електродвигуна постійного струму з рівнобіжним порушенням;
- компенсованого генератора постійного струму з поперечним полем порушення.

5.2.4. Взаємодія частин аерофотоапаратів й опис принципової електричної схеми

Принципова електрична схема АЩАФА-5 зображена на рис. 4.60 для моменту, коли в командному приладі:

1. Вимикач загальний B_1 і «зйомка» B_2 виключені.
2. Перемикач дистанційного керування діафрагми об'єктивів B_3 , знаходиться в одному з трьох положень (3-му).
3. Кулачок, встановлений на рукоятці движка потенціометра R_{39} , не замикає контакти $KП_1$.

Розімкнуті контакти $KП_1$ відповідають включенню аерофотоапарата на автоматичний режим роботи, при цьому індекс рукоятки R_{39} знаходиться в положенні «автомат».

Вимикач B_5 на індикаторі ПРВ-46 радіовисотоміра РВ-2 розімкнутий. Радіовисотомір виключений. Вимикач B_6 розімкнутий, що відповідає діапазону великих висот.

Перемикач роботи конусів B_4 , розташований на передній панелі блоку керування, стоїть в положенні, яке відповідає об'єктивам з фокусною відстанню $f = 200$ мм.

В електромережу літака аерофотоапарат включається через розподільну коробку.

Електропроводка виконана таким чином, що ланцюг живлення електрообігрівань камерно-касетної частини ($O_1, O_2, O_3, O_4, O_5, O_6$ і O_{10}), електрообігрівань об'єктивної частини (O_7 і O_8), обігріву світлофільтра (O_9) відділений від живлення інших вузлів аерофотоапарата.

Напруга +27 В на електрообігрівання подається через запобіжник $Пр_4$, що знаходиться в розподільній коробці. В умовах низької температури терморегулятори $ТМ_1, ТМ_2, ТМ_3, ТМ_4$ і $ТМ_5$ замикаються і включається електрообігрівання (O_1-O_{10}) аерофотоапарата.

Живлення перетворювача МА-100 М здійснюється від розподільної коробки через контакти контактора Р₁₂.

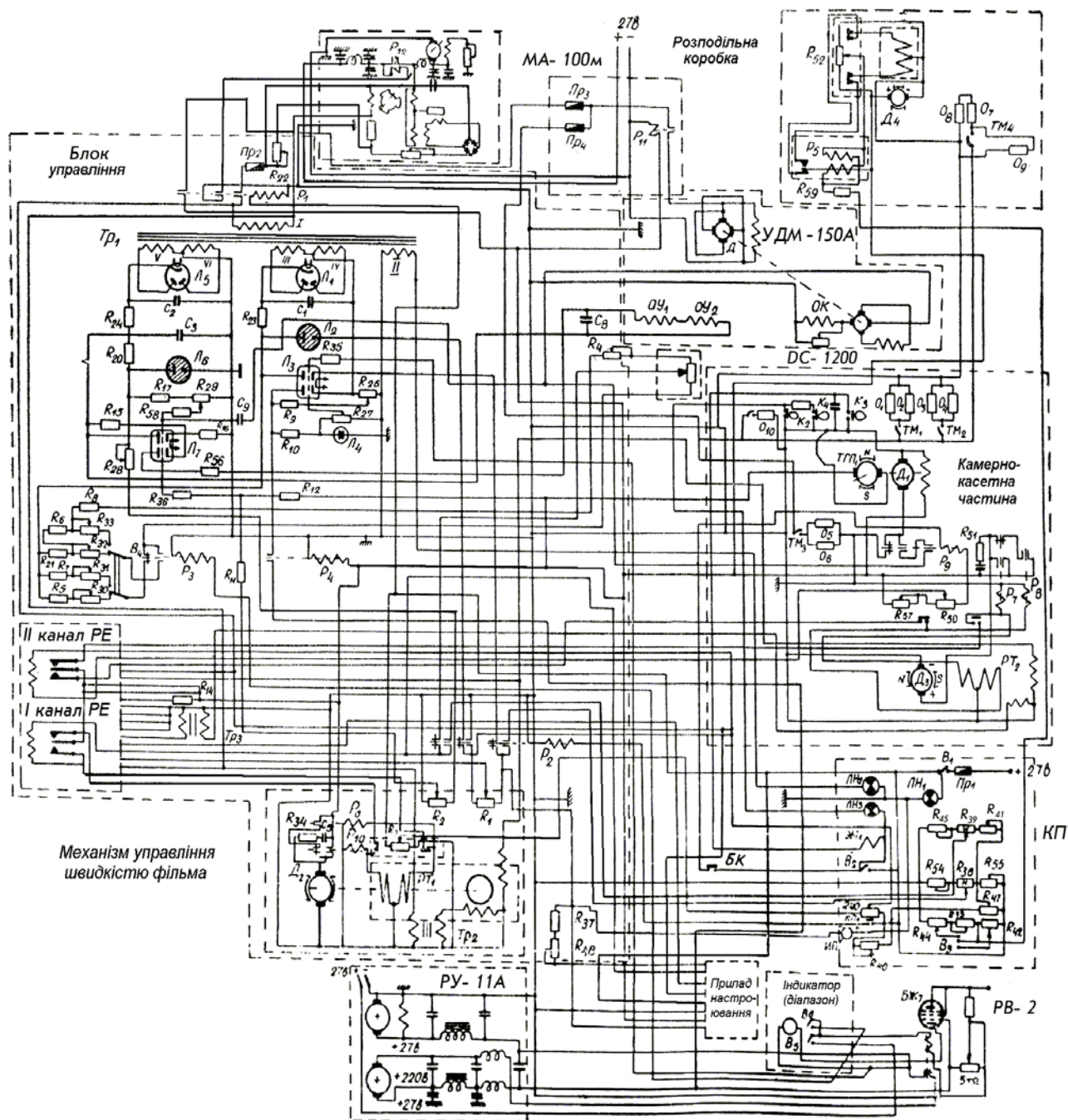


Рис. 4.60. Принципова електрична схема аерофотоапарата АЩАФА-5

До електромашинного підсилювача УДМ-150А напруга підводиться від розподільної коробки через контакти контактора Р₁₁.

При включенні на командному приладі загального вимикача В₁ напруга електромережі 27 В через запобіжник подається на такі елементи командного приладу:

1. На сигнальну лампочку ЛН₁ “струм включений”.
2. На дільник напруги, що складається з опорів R₄₂, R₄₃ і R₄₄, призначених для дистанційного керування діафрагмою.
3. На дільник напруги R₄₇, з якого знімається напруга, на задатчик сигналів швидкості літака при напівавтоматичному режимі роботи.

4. На контакти КП₁, замкнутий стан яких відповідає напівавтоматичному режиму роботи аерофотоапарата.

5. На вимикач В₂, яким здійснюється включення перемотування аероплівки.

Крім того, надходить напруга на обмотку пускового реле Р₁, що знаходиться в блоці керування.

При спрацьовуванні пускового реле Р₁ замикаються три пари контактів і через середні контакти включається контактор (пусковий) Р₁₂, за допомогою якого включається перетворювач МА-100 М.

А через крайні ліві контакти реле Р₁ напруга бортмережі літака подається на такі елементи:

1. На реле R₄, що, спрацьовуючи, подає анодну напругу з умформера РУ-11АМ радіовисотоміра РВ-2 на схему компенсації блоку керування.

2. На клеми електронного реле РЕ, причому на одну з клем напруга подається через опір, що гасить; це знижує напругу бортової мережі літака до 22 В.

3. На пускове реле Р₁₁, призначене для запуску електромашинного підсилювача УДМ-150А. При спрацьовуванні Р₁₁ підключає електродвигун Д-75 до електромережі.

4. На прилад настроювання.

5. До механізму відпрацьовування швидкості фільму. При спрацьовуванні реле Р₆ чи Р₁₀ включається в роботу електродвигун Д₂.

6. У камерно-касетну частину на контакти реле Р₇ і Р₈ і через юстировочний опір R₅₇ напруга подається на потенціометр R₅₀. Напруга, крім того, подається на обмотку збудження електродвигуна перемотування аероплівки Д₁.

Напруга 115 В, 400 Гц із перетворювача МА-100 по проводах, через запобіжник ПР₂, через крайні праві контакти реле Р₁, подається на первинну обмотку силового трансформатора ТР₁. Крім того, напруга 115 В, 400 Гц подається для живлення електронного реле й одночасно для живлення приладу настроювання. Другий провід перемінної напруги з'єднаний з первинною обмоткою Тр₁, з електронним реле і з приладом настроювання.

Опір R₂₂ призначений для регулювання вихідної напруги перетворювача МА-100М.

З вторинних обмоток III і IV силового трансформатора Тр₁ напруга подається на аноди кенотрона Л₁ типу 6Ц4П.

Випрямлена пульсуюча напруга з катода кенотрона Л₁ подається на конденсатор, що згладжує С₁ і опір, що гасить, R₂₃. Потім по проводах випрямлена напруга подається на анод газового стабілізатора Л₂ типу СГ-1П. Стабілізатор напруги Л₂ загоряється при напрузі рівній 180 В. Як тільки стабілізатор загоряється, напруга на ньому падає до 150 В, тому що газовий розряд у стабілізаторі типу СГ-1П відбувається при незмінній напрузі, рівній 150 В, а струм, що протікає через стабілізатор, викликає падіння надлишкової напруги на опорі, що гасить, R₂₃. Зміна вхідної напруги викликає зміну струму, що протікає через стабілізатор, а також зміну спадання напруги, на опорі, що гасить, R₂₃, та підтримує напругу незмінною. Катод стабілізатора Л₂ з'єднаний із середньою точкою вторинної обмотки III-IV силового трансформатора ТР₁. Випрямлена стабілізована напруга подається на дільник напруги, що складається з опорів R₂₁, R₆, R₈, на обмежуючі опори R₅ і R₇ ланцюга датчика швидкості ДС-1200 і на анод другого тріода лампи Л₃.

Лампа Л₃ призначена для узгодження сигналу, пропорційного висоті, що надходить з радіовисотоміра РВ-2 з елементами лічильно-вирішального механізму аерофотоапарата. Під час роботи радіовисотоміра в польоті зміна струму, що протікає через індикатор радіовисотоміра, деякою мірою пропорційна зміні висоти польоту літака. У наслідок цього збільшення напруги на опорі 5000 Ом вихідного каскаду радіовисотоміра також пропорційне зміні висоти польоту. З опору 5000 Ом радіовисотоміра РВ-2 напруга пропорційна висоті польоту через опір R₃₅ підводиться до сітки другого тріода Л₃. Опір R₃₅ обмежує сітку вий струм лампи Л₃ у момент вимикання аерофотоапарата, чим усувається вплив на показання радіовисотоміра.

Другий тріод L_3 працює як катодний повторювач для посилення потужності напруги, пропорційної висоті польоту. У катодному ланцюзі цього тріода включений вирішальний потенціометр лічильно-вирішального механізму R_1 .

Струм другого тріода L_3 від катода по проводу через нормально замкнуті контакти реле P_2 при автоматичній роботі подається на потенціометр R_1 . Потім через нормально замкнуті контакти реле P_2 на провід – мінус випрямувача. На анод першого тріода L_3 через контакти реле P_4 подається анодна напруга радіовисотоміра. Ця ж напруга через баластовий опір R_{10} подається на потенціометр R_{27} , на якому напруга стабілізується за допомогою неонові лампи L_4 типу МН-7. На сітку подається напруга з движка потенціометра R_{27} . У катодному ланцюзі цього тріода знаходиться потенціометр R_{26} . Права частина потенціометра R_{26} і опір R_9 являє собою дільник. Змінюючи співвідношення між опором R_9 і правою частиною потенціометра R_{26} можна усунути вплив коливання напруги 27 В на величину напруги на вирішальному потенціометрі R_1 , що пропорційна висоті польоту літака.

Зважаючи, що мінус джерела живлення катодного повторювача з'єднаний з катодом першого тріода, то, змінюючи за допомогою R_{27} струм, що проходить через потенціометр R_{26} , можна змінювати негативний зсув на сітці другого тріода. Підбором відповідного негативного зсуву на сітці другого тріода встановлюється пропорційність між показаннями радіовисотоміра РВ-2 і величиною напруги на навантаженні (катодного повторювача), що є вирішальним потенціометром R_1 .

З вторинних обмоток V і VI трансформатора Tr_1 напруга подається на аноди кенотрона L_5 типу 6Ц4П. Випрямлена напруга з катода кенотрона L_5 по проводах йде на конденсатор, що згладжує, C_2 і опір, що гасить, R_{24} . Потім напруга подається на конденсатор, що згладжує, C_3 , на опір, що гасить, R_{20} , на опір R_{15} , на анод другого тріода лампи L_7 , до обмоток керування OY_1 , OY_2 електромашинного підсилювача УДМ-150А.

Через опір, що гасить, R_{20} напруга подається на газовий стабілізатор типу СГ-1П L_6 , на керуючий потенціометр (через R_{28}), розташований у механізмі відпрацьовування швидкості перемотування фільму, а також на потенціометр R_{29} через опір, що гасить, R_{17} .

З движка керуючого потенціометра R_2 керуючий сигнал подається на дільник напруги, що складається з двох опорів R_{11} і R_{12} , напруга середньої точки яких через опір R_{36} по проводу надходить на керуючу сітку першого тріода лампи L_7 . На анод цього тріода напруга надходить від випрямувача через керуючі обмотки (OY_1 і OY_2) електромашинного підсилювача і через опір R_{36} .

Обмотка II силового трансформатора Tr_1 є сигнальною. Один кінець обмотки II підключений до загального мінуса, а інший підводиться на лампу $ЛН_2$ у командному приладі. Загоряння лампи $ЛН_2$ сигналізує про наявність у схемі напруги 115 В, 400 Гц.

При включенні на командному приладі вимикача B_2 перемотування плівки напруга +27 В через запобіжник Pr_1 підводиться на:

1. Електромагніт $ЭМ_1$ лічильника метражу аероплівки. Другий кінець обмотки лічильника з'єднаний з контактом K_3 у камерно-касетній частині, що замикається кулачком, кінематично зв'язаним з механізмом перемотування аероплівки. Конденсатор C_7 призначений для іскрогасіння при роботі контактів K_3 .

2. На лампу $ЛН_3$ сигналізації перемотування аероплівки. Лампа з'єднується проводом з контактами K_2 і K_4 механізму перемотування аероплівки в камерно-касетній частині.

3. На обмотку реле P_9 через блокувальні контакти Б.К., що замкнуті при відкритому фотолюку.

Реле P_9 спрацьовує і через його контакти подається напруга з електромашинного підсилювача УДМ-150Л на якірну обмотку електродвигуна D_1 перемотування аероплівки.

Швидкість руху аероплівки пропорційна числу оборотів електродвигуна. На одному валу з електродвигуном знаходиться тахогенератор ТГП-1, що видає напругу, пропорційну швидкості руху аероплівки. Ця напруга надходить по проводу на опір R_{12} ,

розташований в блоці керування. Напруга з тахогенератора ТГП-1 подається на прилад настроювання і через обмежуючі опори R_{47} і R_{48} на вольтметр ИП у командному приладі. Вольтметр є індикатором швидкості руху аероплівки.

Для того щоб включити аерофотоапарат на автоматичний режим, необхідно попередньо уключити радіовисотомір РВ-2.

При включенні вимикача B_5 , розташованого на індикаторі ПРВ-46, спрацьовує пускове реле радіовисотоміра, що підключає до електромережі умформер РУ-11АМ. Висока напруга умформера живить аноди ламп РВ-2 і через рухливий контакт реле P_4 надходить на перший анод L_3 .

Від радіовисотоміра на блок керування подається напруга, яка залежить від висоти, що через обмежуючий опір R_{35} надходить на керуючу сітку катодного повторювача L_3 . Перемикач діапазонів B_6 радіовисотоміра з'єднаний з обмоткою реле P_3 , розташовану в блоці керування. При включенні B_6 , що відповідає роботі радіовисотоміра РВ-2 на діапазоні великих висот, напруга електромережі подається на обмотку реле P_3 . Реле P_3 спрацьовує і переключає ланцюг датчика швидкості ДС-1200 з однієї групи опорів, включених послідовно йому, на іншу. Якщо перемикач U_4 стоїть в положенні $f = 200$, то реле переключається з опорів R_5 і R_{30} на опори R_{21} і R_{32} . Якщо перемикач B_4 поставити в положення $f = 70$, то P_3 буде переключати ланцюг датчика швидкості з групи опорів R_7 і R_{31} на опори R_6 і R_{33} .

Опори R_5 і R_7 , а також опори діляника R_{21} , R_6 і R_8 призначені для зниження напруги на датчику швидкості.

Регульовальний опір R_{31} призначено для настроювання ланцюга датчика швидкості при роботі аерофотоапарата з об'єктивом, що має $f = 70$ мм, і з радіовисотоміром, включеним на діапазон малих висот. Для роботи аерофотоапарата з радіовисотоміром, включеним на діапазон великих висот, настроювання ланцюга датчика швидкості здійснюється регульовальними опорами R_{32} і R_{33} . Опір R_{32} служить для роботи з конусом, що має об'єктив з фокусною відстанню $f = 200$ мм, а опір R_{33} – для роботи з конусом, що має об'єктив з фокусною відстанню $f = 70$ мм.

Через перемикач B_4 , контакти реле P_3 струм надходить на потенціометр датчика швидкості ДС-1200, потім через опір R_4 на мінус ланцюга датчика швидкості (середня точка вторинної обмотки трансформатора Tr_1).

Юстировочний опір R_4 призначено для того, щоб графік напруги потенціометра датчика швидкості, в залежності від повітряної швидкості польоту, виходив з початку координат. При роботі аерофотоапарата в автоматичному режимі контакти $KП_1$ у командному приладі розімкнуті, рукоятка потенціометра R_{39} знаходиться в положенні «автомат». При цьому з движка потенціометра датчика швидкості ДС-1200 напруга надходить по проводу на контакт реле P_2 , потім на обмотку 1-го каналу електронного реле РЕ і, нарешті, на движок вирішального потенціометра R_1 .

На потенціометр R_1 подається з однієї сторони «мінус» від ланцюга датчика швидкості ДС-1200 через нормально замкнуті контакти реле P_2 до середньої точки обмоток III і IV трансформатора Tr_1 . Другий кінець потенціометра R_1 з'єднаний проводом через нормально замкнуті контакти реле P_2 із другим катодом лампи L_3 . При наявності різниці напруги на обмотці першого каналу електронного реле РЕ – реле спрацьовує. Загальний «плюс» апарата, з'єднаний з якорем реле РЕ при його спрацьовуванні надходить на одну з обмоток реверсивної електромагнітної муфти PT_1 у механізмі відпрацьовування швидкості фільму. Одночасно та ж напруга надходить на обмотку реле P_6 чи P_{10} включення електродвигуна D_2 . Від електродвигуна D_2 обертається вісь муфти PT_1 і переміщає кінематично зв'язаний з нею движок вирішального потенціометра R_1 у бік зменшення неузгодженості. З віссю муфти кінематично зв'язаний движок керуючого потенціометра R_2 у механізмі відпрацьовування швидкості руху аерострічки.

Установка величини витримки у фотоапараті відбувається поворотом рукоятки потенціометра R_{40} у командному приладі. На один кінець потенціометра R_{40} подається

напруга з движка потенціометра R_3 у механізмі відпрацьовування швидкості руху аерострічки. Движок потенціометра R_3 кінематично зв'язаний з віссю електромагнітної муфти PT_1 . До потенціометра R_3 підводиться постійна напруга 27В. Другий кінець потенціометра R_{40} приєднаний до загального мінуса схеми приладу, через регульовальний опір R_{46} . Напруга, що знімається з движка потенціометра R_{40} , йде на обмотку II каналу електронного реле РЕ.

Другий кінець обмотки РЕ з'єднаний із движком потенціометра відпрацьовування ширини щілини R_{50} у камерно-касетній частині. До обмотки R_{50} підводиться постійна напруга 27 В через юстировочний опір R_{57} .

При наявності різниці напруг на обмотці II каналу електронного реле РЕ воно спрацює і подасть напругу на одну з обмоток реверсивної електромагнітної муфти з тахогенератором зворотного зв'язку PT_2 у камерно-касетній частині й одночасно на обмотку одного з реле P_7 чи P_8 включення електродвигуна Д₃. Вісь електромагнітної муфти PT_2 обертається від електродвигуна Д₃, і переміщає движок потенціометра відпрацьовування ширини щілини R_{50} і механізм відпрацьовування ширини щілини.

Установка діафрагм аерофотоапарата проводиться за допомогою перемикача B_3 на командному приладі. Механізм дистанційного переключення діафрагм дозволяє встановлювати діаметр діючої діафрагми 3-х розмірів: „1”, „3” і „9”.

Положення перемикача „1” відповідає цілком відкритій діафрагмі, положення „3” відповідає середньому діаметру діафрагми з 3-кратним перепадом освітленості, а положення „9” – з 9-кратним періодом освітленості. При „1” положенні перемикача B_3 напруга 27 В через запобіжник Pr_1 , через частину опору R_{42} , через R_{59} подається на обмотку поляризованого реле P_5 типу РП-5 у конусній частині. На реле P_5 також надходить напруга з движка потенціометра R_{52} у конусі. Потенціометр R_{52} живиться постійним струмом напругою 27 В. При наявності неузгодженості між напругами, що надходять на реле P_5 , реле спрацює і подає напругу на одну з обмоток реверсивної електромагнітної муфти PEM_1 через контакти реле P_5 . Вісь муфти кінематично зв'язана з механізмом переводу діафрагм і движком потенціометра. При „3” і „9” положенні перемикача через B_3 у схему підводиться напруга через дільник напруги, що складається з опорів R_{42} , R_{43} і R_{44} .

Для більш стабільної роботи лічильно-вирішального ланцюга аерофотоапарата в командному приладі ланцюг сигналізації приладу відділений від ланцюгів потенціометрів.

Для розвантаження приладу від великих пускових струмів електромашинного підсилювача УДМ-150А напруга 27 В подається на УДМ-150А незалежно від ланцюга живлення аерофотоапарата. Для захисту проміжного електроджгута в схему введені баластові опори R_{37} , R_{46} і R_{48} .

Принципову електричну схему аерофотоапарата АЩАФА-5 можна розбити за функціями, які вони виконують, на ряд самостійних систем:

- вирішувачий пристрій;
- вузол електропривода;
- механізм відпрацьовування ширини щілини;
- механізм дистанційного переводу діафрагми;
- випрямляч (блок живлення).

Вирішувачий пристрій

Вирішувачий пристрій призначений для створення сигналу у вигляді напруги, пропорційної відношенню повітряної швидкості польоту літака W до висоти польоту H . Цей сигнал, як керуючий, надходить на електропривід для створення швидкості компенсаційного руху аероплівки за рівнянням:

$$V_{пл} = f \frac{W}{H}.$$

В автоматичному режимі, як перший задатчик, використовується датчик швидкості ДС-1200, напруга на движку потенціометра якого пропорційна швидкості польоту літака. Другим задатчиком служить радіовисотомір РВ-2, з виходу якого напруга, пропорційна висоті, подається на катодний повторювач Л₃. Катодний повторювач служить для узгодження виходу радіовисотоміра РВ-2 з елементами вирішального пристрою. Катодний повторювач подає на потенціометр R₁ напругу, пропорційну висоті польоту.

У напівавтоматичному режимі функцію першого задатчика виконує потенціометр R₃₉ ручного уведення швидкості польоту (W), розташований у командному приладі. Функцію другого задатчика виконує потенціометр R₃₈ (H) ручного уведення висоти польоту.

Переключення з автоматичного режиму роботи на напівавтоматичний здійснює реле Р₂.

Множним пристроєм служить потенціометр R₁, із движка якого знімається напруга, пропорційна добутку:

$$U_H \frac{\alpha_1}{\alpha},$$

де α – робочий кут намотування потенціометра;

α_1 – кут повороту движка потенціометра.

Напруга з движка потенціометра R₁ і напруга з движка датчика швидкості ДС-1200, пропорційна швидкості польоту, подається на пристрій, що порівнює – 1-й канал електронного реле РЕ.

Якщо система збалансована, то:

$$U_H \frac{\alpha_1}{\alpha} = U_W, \text{ звідкіля } \alpha_1 = \frac{U_W}{U_H} \alpha = K_2 \frac{W}{H},$$

де K_2 – коефіцієнт пропорційності.

При наявності різниці напруг на обмотці 1-го каналу електронного реле РЕ, реле спрацьовує, подає напругу на одну з обмоток РТ₁ і на обмотку реле Р₆ чи Р₁₀ включення електродвигуна Д₂.

Вісь муфти обертається від Д₂ і переміщає движок потенціометра R₁.

Схема відрегульована так, що переміщення движка R₁ відбувається убік зменшення неузгодженості. Зі зникненням неузгодженості 1-й канал електронного реле РЕ знеструмлюється і знімає напругу з обмотки якоря реверсивної електромагнітної муфти РТ₁ і електродвигуна Д₂.

Для зникнення автоколивань системи в механізмі відпрацювання швидкості фільму служить тахогенератор зворотного зв'язку, розташований на одному валу з електромагнітною муфтою, і трансформатор Тр₂.

Компенсаційними елементами є R₄, R₂₇, R₉, R₂₆ і Л₃.

У вирішальному пристрої розташовані ще два задаючих елементи – R₂ і R₃.

Керуючий потенціометр R₂, движок якого зв'язаний кінематично з віссю реверсивної електромагнітної муфти РТ, є задатчиком системи електропривода.

Кут повороту движка потенціометра R₂ – α_1 , як і потенціометра R₁.

$$UR_2 = \frac{U_{\text{пост}}}{\alpha} \alpha_1 = \frac{U_{\text{пост}}}{\alpha} K_2 \frac{W}{H} = K_4 \frac{W}{H},$$

де K_2 і K_4 – коефіцієнти пропорційності.

Отже, напруга, що знімається з движка потенціометра R_2 , пропорційна швидкості польоту і назад пропорційна висоті.

Потенціометр R_3 , движок якого зв'язаний також кінематично з віссю реверсивної електромагнітної муфти PT_1 , є задатчиком механізму відпрацьовування ширини щілини для підтримки сталості дистанційно встановленої витримки при зміні відношення W/H . З движка потенціометра R_3 знімається напруга, пропорційна відношенню W/H .

Електропривід

Електропривід призначений для транспортування аероплівки зі швидкістю, пропорційною відношенню W/H , для здійснення механічної компенсації зрушення зображення в момент повітряного фотографування.

Задатчиком електропривода є керуючий потенціометр R_2 .

Вимірювальним елементом є тахогенератор ТГП-1. Напруга на якорі тахогенератора пропорційна дійсному значенню швидкості компенсаційного руху аероплівки.

Напруга задатчика електропривода і вимірювального елемента подається на орган порівняння, виконаний із двох опорів R_{11} і R_{12} , напруга загальної точки яких через обмежувальний опір R_{36} подається на сітку лампи L_7 .

Початковий анодний струм електронного підсилювача (L_7), що протікає в послідовно з'єднаних обмотках керування (OU_1, OU_2) електромашинного підсилювача, збуджує електромашинний підсилювач, під дією напруги якого виконавчий електродвигун обертається і переміщує аероплівку. Обороти електродвигуна D_1 у сталому режимі роботи прямо пропорційні швидкості і назад пропорційні висоті польоту.

Механізм відпрацьовування ширини щілини

Даний механізм призначено для підтримки сталості дистанційно встановленої величини витримки за рахунок відпрацьовування ширини щілини при зміні швидкості руху аероплівки.

Ширина щілини « d » повинна бути пропорційна добутку відношення W/H на витримку t .

$$d = tV_{nl} = tf \frac{W}{H},$$

де t – витримка в секундах;

V_{nl} – швидкість руху аероплівки.

Величина витримки визначається за експонометром і встановлюється вручну рукояткою на командному приладі переміщенням движка потенціометра величин витримок R_{40} . А задатчиком механізму відпрацьовування щілини служить потенціометр R_3 , з якого знімається напруга на R_{40} .

Движок потенціометра R_{40} переміщується пропорційно встановленій величині витримки. З движка потенціометра R_{40} знімається напруга, пропорційна добутку $V_{\phi} \cdot t$.

Вимірювальним пристроєм служить потенціометр відпрацьовування ширини щілини R_{50} , з якого знімається напруга, пропорційна дійсній ширині щілини d .

Напруги з множного і вимірювального пристрою подаються на орган порівняння (II канал електронного реле РЕ).

Реле РЕ одночасно служить підсилювачем сигналу неузгодженості. При наявності неузгодженості між напругою вимірювального пристрою і множника, електронне реле спрацьовує і подає напругу на одну з обмоток реверсивної електромагнітної муфти з тахогенератором зворотного зв'язку PT_2 . Муфта PT_2 є елементом виконавчого пристрою.

Одночасна напруга з електронного реле РЕ подається на обмотку одного з реле P_7 і P_8 включення електродвигуна. Вісь електромагнітної муфти PT_2 обертається від електродвигуна D_3 і через редуктор переміщає движок потенціометра R_{50} і механізм відпрацьовування ширини щілини. Схема відрегульована таким чином, що переміщення движка потенціометра R_{50} відбувається убік зменшення неузгодженості. Зі знищенням неузгодженості електронне реле РЕ знеструмлюється і знижує напругу з обмоток реле P_7 чи P_8 і електромагнітної муфти.

Електродвигун D_3 виключається і припиняється переміщення движка потенціометра R_{50} і механізму відпрацьовування ширини щілини.

Відпрацьована при цьому ширина щілини забезпечує повітряне фотографування з заданою витримкою.

Трансформатор зворотного зв'язку PT_3 служить для усунення автоколивань системи. Опір R_{46} у командному приладі служить для регулювання напруги, що знімається з R_3 .

Механізм дистанційного переводу діафрагми

Механізм дистанційного переводу діафрагми дозволяє з командного приладу встановлювати діаметр діючої діафрагми трьох розмірів: 1-го, 3-го і 9-го.

Як задатчик використовується дільник напруги, що складається з групи опорів R_{42} , R_{43} і R_{44} .

Вимірювальним елементом є потенціометр R_{52} , з якого знімається напруга, пропорційна дійсному діаметру діафрагми.

Напруга з задатчика і вимірювального елемента надходить на орган порівняння (поляризоване реле P_5). При наявності різниці напруг, що знімаються з задатчика і вимірювального елемента, в обмотці реле з'являється струм. Реле спрацьовує і включає виконавчий пристрій (реверсивну електромагнітну муфту PEM_1).

Сигнал надходить на одну з обмоток муфти в залежності від напрямку проходження струму в обмотці P_5 . Виконавчий електродвигун D_4 через редуктор обертає вісь електромагнітної муфти, що кінематично зв'язана з механізмом переводу діафрагми і движком потенціометра.

Відпрацьовування діафрагми буде відбуватися доти, поки неузгодженість не стане рівною нулю.

Випрямляч

Випрямляч призначений для одержання випрямленої стабілізованої анодної напруги.

Він складається із силового трансформатора TP_1 , кенотронів L_1 , L_5 , стабілізаторів напруги L_6 , L_2 і фільтрів, які згладжують, що складаються з конденсаторів C_1 , C_2 , C_3 і опорів R_{20} , R_{23} і R_{24} .

6. ОСОБЛИВОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЩІЛИННИХ АЕРОФОТОАПАРАТІВ

Контроль роботи щілинних аерофотоапаратів у процесі їхньої експлуатації здійснюється за допомогою спеціальної наземної апаратури і за допомогою сигнальних ламп, установлених на командному приладі.

У наземних умовах перевіряється працездатність апарата, а також робиться перевірка точності роботи автомата регулювання швидкості перемотування плівки, механізмів зміни діафрагми і витримки, а також системи стабілізації установленої витримки. Крім того, перевіряється справність допоміжних елементів, що використовуються для реєстрації умов фотографування, нанесення на аероплівку міток, які звертають увагу дешифрувальника на виявлені оператором візуально об'єкти, і т.п.

У льотних умовах загальне включення щілинних апаратів відбувається за кілька хвилин до початку фотографування. Привод перемотування плівки транспортуючого механізму включається безпосередньо перед початком аерофотознімання.

7. АЕРОФОТОПРИСТАВКИ

7.1. Призначення та режими роботи аерофотоприставок

7.1.1. Призначення і будова аерофотоприставок

Часто при проведенні польотів виникає необхідність фіксувати зображення на екранах радіолокаторів. З цією метою на літаках застосовуються спеціальні фотоустановки, так звані фотоприставки, в яких використовуються короткофокусні кадрові малогабаритні фотоапарати. Фотоприставка надівається за допомогою сполучного фланця 2 на екран локатора 1 (рис. 4.61).

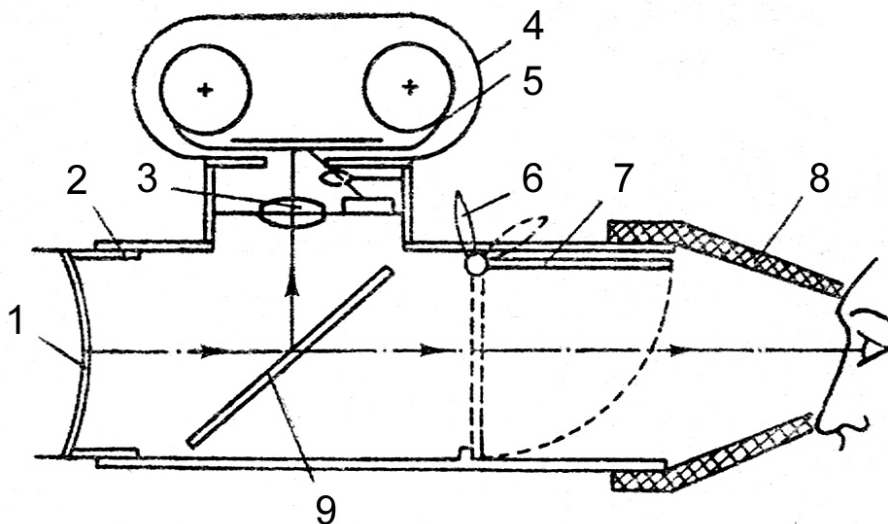


Рис. 4.61. Спрощена схема аерофотоприставки

Промені світла від екрану надходять на напівпрозоре дзеркало 9 і, відбиваючись вгору, потрапляють у фотооб'єктив 3 фотоапарату. За напівпрозорим дзеркалом кріпиться тубус 8, через який можна спостерігати за екраном під час зйомки. Щоб усунути загальний світловий фон, коли тубус не закритий обличчям спостерігача, між тубусом і напівпрозорим дзеркалом є шторка 7, яка перекриває доступ зайвого світла. За необхідності спостереження шторку можна відкрити або ручкою 6, або натисканням лоба спостерігача на тубус.

Основним елементом аерофотоприставки є фотоапарат касетного типу. В касеті 4 розміщується фотоплівка 5 шириною 35 мм і завдовжки 12,5 м, яка забезпечує вироблення 450 знімків.

Апарат має два об'єктиви: основний з фокусною відстанню $f = 35$ мм для фотографування екрану радіолокатора і реєстраційний з фокусною відстанню $f = 13,5$ мм, який проектує на той же кадр плівки додаткові реєструючі дані. Приставка дозволяє фотографувати екрани на відстані (56–211) мм, тому необхідне наведення на різкість. Для точності установки різкості зображення його можна спостерігати через лупу, вмонтовану в апарат.

Командний прилад фотоустановки дозволяє виконувати фотографування відразу двома приставками двох екранів.

За допомогою командного приладу:

- проводиться включення і виключення фотоприставок;
- ведеться контроль роботи фотоприставки за сигнальними лампочками;
- визначається кількість кадрів неекспонованої плівки, що залишилися;
- задається режим роботи фотоприставки.

7.1.2. Режими роботи аерофотоприставок

Передбачені наступні режими роботи фотоприставок:

1. Для роботи з радіолокаційними станціями огляду:

- синхронний автоматичний режим – проводиться 1 або 2 знімка на 2, 4, 10, 20 обертів або гойдань антени;

- синхронний напівавтоматичний режим – кожний знімок проводиться при натисненні кнопки на командному приладі або на самій приставці.

В обох випадках час експонування плівки фотоприставки дорівнює часу огляду радіолокаторів.

2. Для роботи зі станціями ближньої і дальньої навігації:

- несинхронний автоматичний режим – один знімок через 2, 4, 10, 20 секунд.

- несинхронний напівавтоматичний режим – один знімок на кожне натиснення кнопки.

При цьому, в обох випадках витримка дорівнює одній секунді. Для зручності зйомки в напівавтоматичних режимах кнопки спуску затвора встановлені і на командному приладі і на самій фотоприставці.

7.2. Конструкція та принцип дії аерофотоприставки ФАРМ-2

7.2.1. Основні дані фотоприставки ФАРМ-2

Фотоприставка ФАРМ-2 призначена для автоматичного фотографування зображення екранів індикаторів бортових радіолокаційних станцій (з можливістю одночасного спостереження). Фотоприставка працює від мережі постійного струму напругою $+27\text{В} \pm 10\%$.

Вона забезпечена об'єктивом "РО4-1М" з фокусною відстанню $f = 35$ мм і відносним отвором 1:2 (з ірисовою діафрагмою, яку можна встановлювати власноруч в межах від 1:2 до 1:16). Об'єктив має межі фокусування, що дозволяють вести зйомку екранів індикатора, які розташовані на відстанях 56-211 мм від захисного скла фотокамери.

Реєстраційний об'єктив фотоприставки має фокусну відстань $f = 13,84$ мм.

Кіноплівка стандартна шириною 35 мм, завдовжки 12,5 м. Розмір кадру 24,4 мм в діаметрі.

Касета змінна, запас плівки забезпечує 450 знімків без перезарядки.

Час підготовки до зйомки чергового кадру не перевищує 0,75 сек.

Реєструючий пристрій фотокамери фіксує на плівці показання годинника з центральною секундною стрілкою і лічильника.

Фотокамера фіксує відмітку “скидання” на плівці від імпульсу ЕСБР.

Командний прилад фотоприставки ФАРМ-2 дозволяє здійснювати синхронний або несинхронний спосіб фотографування. При цьому зйомка екранів радіолокаторів може виконуватися в автоматичному або напівавтоматичному режимах роботи фотоприставки при круговому обертанні антени або в заданому секторі і із заданим інтервалом часу.

Можливо проводити зйомку одночасно трьома фотокамерами від одного командного приладу при підключенні їх через розподільну коробку.

7.2.2. Опис основних частин фотоприставки ФАРМ-2

Фотоприставка “ФАРМ-2” складається з таких основних частин:

- 1) фотокамери;
- 2) касет (5 шт.);
- 3) командного приладу;
- 4) розподільної коробки (для включення 2-х-3-х камер);
- 5) лупи наведення;
- 6) кабелів.

Фотокамера

Фотокамера є основною частиною фотоприставки і призначена для фотографування й одночасного перегляду зображень на екранах індикаторів станцій радіолокацій.

Корпус фотокамери литий, усередині його змонтовані механізми, приведені на кінематичній схемі. На передній стороні фотокамери до корпусу 1 прикріплений тубус 2, який служить для спостереження за екраном індикатора при фотографуванні (рис. 4.62).

Вікно тубуса має оглядове скло 3 і шторку 4. Шторка тубуса відкривається для нагляду.

Без спостереження фотографування ведеться тільки при закритій шторці. Відкриття шторки тубуса здійснюється поворотом ручки 5 або за допомогою натиснення лобом на гумову частину тубуса.

На протилежній стінці корпусу зовні змонтований фланець 20, призначений для кріплення фотокамери до індикатора станції. У середині фланця закріплено захисне скло 19, яке оберігає внутрішню частину камери від попадання зайвої вологи і пилу.

У верхній частині корпусу, з боку тубуса, є ніша для установки касети 11. Ніша закривається кришкою.

Для можливості якісного фотографування цифр лічильника 14 і годинника 18 вони мають спеціальне підсвічення. Підсвічення здійснюється через прозоре органічне скло 15 з направленим виходом світла, в якому розміщено дві освітлювальні лампочки.

На лічильнику укріплені відбивач 17 і призма 16. Остання двічі заломлює відображений від цифр потік світла і направляє його в реєстраційний об'єктив 12.

На правій стінці корпусу камери розміщені кнопковий вимикач 21, який служить для вироблення одиночних знімків, і отвір 6 для доступу у внутрішню частину фотокамери. Отвір використовується при установці діафрагми і фокусуванні основного об'єктиву. В кришці отвору 6 розміщується осушувач камери.

На лівій стінці корпусу розміщено 12-ти штирковий і 2-х штирковий штепсельні роз'єми. До 12-тої штиркової колодки приєднується кабель, що пов'язує фотокамеру з командним приладом. 2-х штиркова розетка призначена для включення вилки шнура від ЕСБР, через яку подається імпульс струму на лампу 8 відмітки ЕСБР у момент “скидання”.

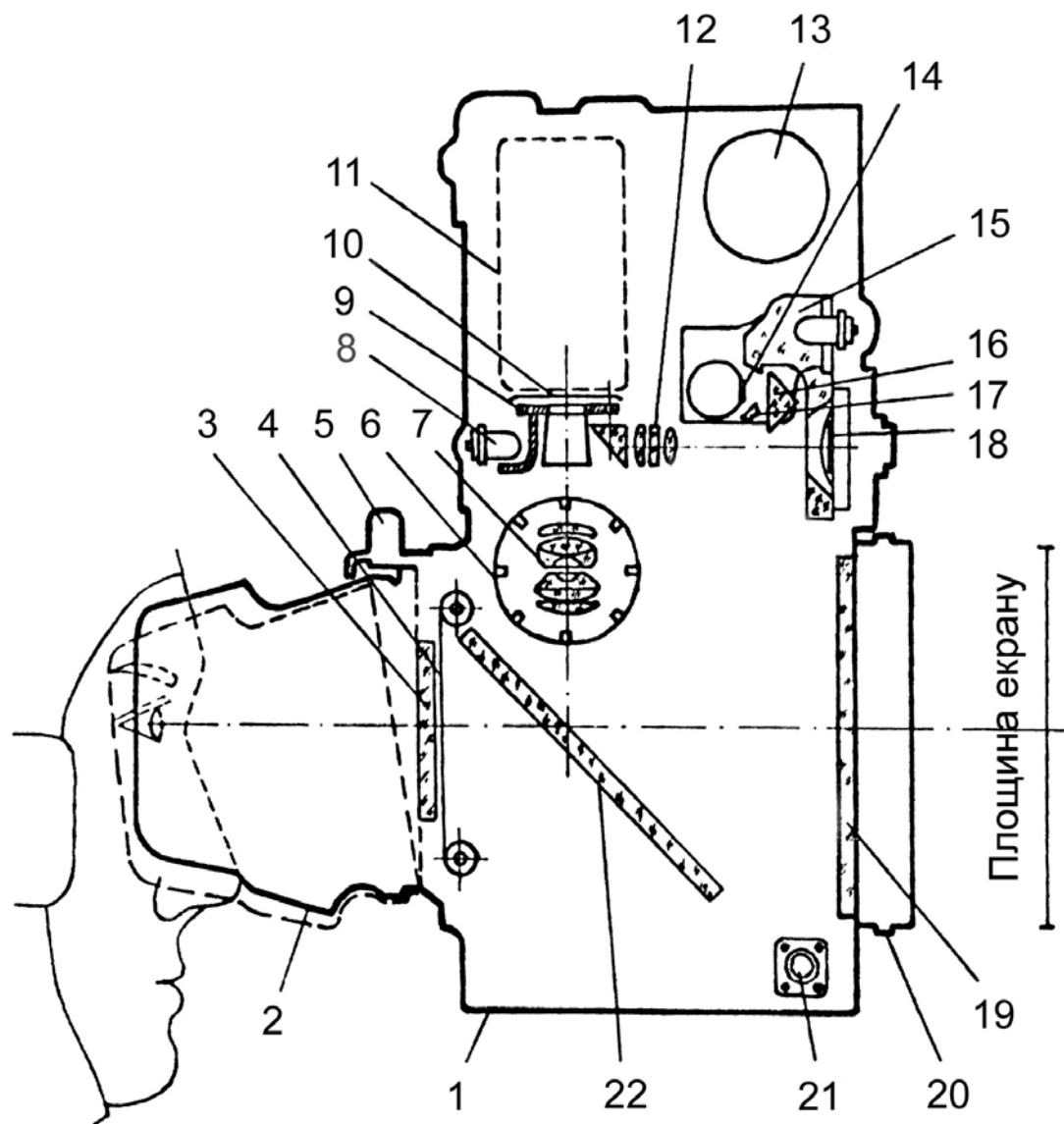


Рис. 4.62. Прилад фотоприставки ФАРМ-2

Для регулювання яскравості підсвічення годинника і лічильника служить потенціометр зі шкалою. Шкала має поділки з цифрами від 1 до 9, які встановлюються залежно від чутливості плівки.

В нижній частині корпусу під нахилом до осі тубуса укріплене напівпрозоре дзеркало 22.

До панелі об'єктиву кріпиться затвор, в якому є заслінка. Вона може встановлюватися в 2-х положеннях: відкритого і закритого затвора.

Над затвором знаходиться фільмовий канал з направляючими елементами для плівки. Рамка фільмового каналу має три отвори: для отримання зображення радіолокації, зображення реєстраційних приладів і відміток ЕСБР.

Касета

Касета призначена для перемотування, вирівнювання і захисту плівки від засвічення. Заряджається касета кіноплівкою шириною 35 мм і завдовжки 12,5 м.

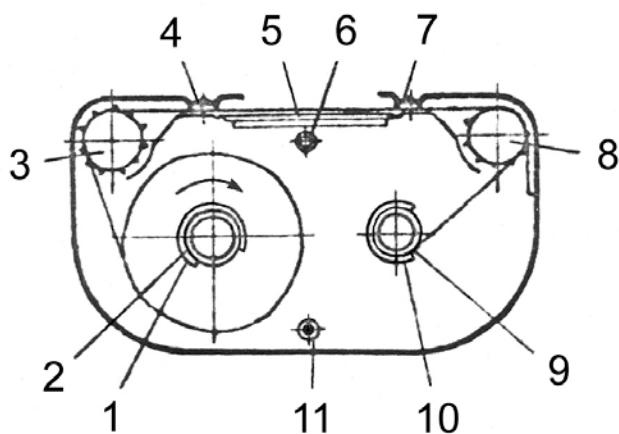


Рис. 4.63. Будова касети

Касета складається з корпусу і кришки. На дні корпусу укріплені два фрикціони 1 і 10 (рис. 4.63), два барабани 3 і 8, притискний стіл 5 і дві стійки 6 і 11. На бічній стінці корпусу укріплено направляючу і дві світлозахисні прокладки 4 і 7.

Притискний стіл притискає плівку до фільмового каналу фотокамери.

Фрикціон намотуючої шпульки 9 призначений для забезпечення необхідної щільності намотування експонованої плівки.

Змотуюча шпулька 2 насаджена на гальмівний фрикціон, який служить для пригальмовування плівки під час перемотування і не дає їй самостійно розкручуватися.

Комплект касет, що складається з 5 штук, укладається в спеціальний чемодан.

Командний прилад

Командний прилад призначено для дистанційного керування фотокамерою і контролю за її роботою.

Командний прилад дозволяє:

- включати і виключати фотоприставку;
- контролювати роботу за сигнальними лампочками;
- визначати кількість кадрів неекспонованої плівки, що залишилися;
- вести роботу в режимах фотографування, приведених в таблиці 4.6.

Таблиця 4.6

| Спосіб фотографування | Режим роботи фотоприставки | Інтервал зйомки | Експозиція |
|-----------------------|----------------------------|---|------------------------------------|
| Синхронний | Автоматичний | Один знімок на 2, 4, 10 і 20 обертів антени | Дорівнює часу огляду радіолокатора |
| | | Один або два знімки на 2, 4, 10 і 20 гойдань антени | |
| | Напівавтоматичний | Один знімок на кожне натиснення кнопки | |
| Несинхронний | Автоматичний | Один знімок на 2, 4, 10 і 20 секунд | Одна секунда |
| | Напівавтоматичний | Один знімок на кожне натиснення кнопки | |

Основним елементом приладу є комутуючий пристрій з кулачковим барабаном і контактною групою:

КП-1-1; КП-3-1; КП-4-1; КП-5-1.

Кулачковий барабан має чотири поясочки з виступами, які необхідні для моделювання імпульсів напруги з різними інтервалами згідно з таблицею 4.7.

При цьому перші виступи кожної пари відпрацьовують імпульси “відкриття”, а другі – “закриття” затвора.

Включення тих або інших контактів для отримання необхідних інтервалів здійснюється перемикачем інтервалів зйомки.

Кулачковий барабан укріплений на осі і приводиться в рух за допомогою колеса хропіння під дією або електромагніту ЕМ1, або електродвигуна М1 – залежно від способу фотографування:

- при синхронному способі фотографування барабан поштовхами обертається від ЕМ1;

- при несинхронному способі фотографування електродвигун М1 приводить в рух редуктор, на виході якого розташований кулачок. Кулачок при кожному оберті штовхає важіль, на кінці якого розташована собачка. Собачка, знаходячись у зчепленні з колесом хропіння, при кожному поштовху повертає кулачковий барабан на один зуб цього колеса.

Таблиця 4.7

| Поясочки з кількістю пар виступів | Контакт, що замикається | Інтервали | |
|-----------------------------------|-------------------------|---|---------------------------------|
| | | Один знімок на кількість обертів антени | Один знімок на кількість секунд |
| 20 | КП-1-1 | 2 | 2 |
| 10 | КП-3-1 | 4 | 4 |
| 4 | КП-4-1 | 10 | 10 |
| 2 | КП-5-1 | 20 | 20 |

Лу́па наведе́ння

Лу́па наведе́ння є оптичним пристроєм, призначеним для перевірки різкості фотографованих зображень. Лу́па встановлюється в нішу касети фотокамери і кріпиться гвинтом.

Вона дозволяє спостерігати на матовому склі зображення екрану індикатора в збільшеному вигляді (п'ятикратному).

Рамка матового скла рухома і при установці у фотокамеру щільно притискається до фільмового каналу пружиною.

7.3. Принципова схема аерофотоприставки ФАРМ-2

На рис. 4.64 представлена електрокінематична схема фотоприставки ФАРМ-2. Розглянемо випадок, коли встановлено несинхронний спосіб фотографування з інтервалом “2” і вимикач автоматичної роботи В4 включено.

В тако му по ло женні схеми в ко мандний прилад поступає +27В від бортмережі через запобіжник ПР1 і вмикач В8. Лампочка ЛН1, що сигналізує про наявність напруги, спалахує.

При установці перемикача автоматичної роботи В4 в положенні “Вкл.” напруга +27В від бортмережі подається на електродвигун М1 через ПР1, В8, В4 і В1.

Електродвигун М1 за допомогою механізму командного приладу приводить в переривчастий рух кулачковий барабан з інтервалом 1 сек.

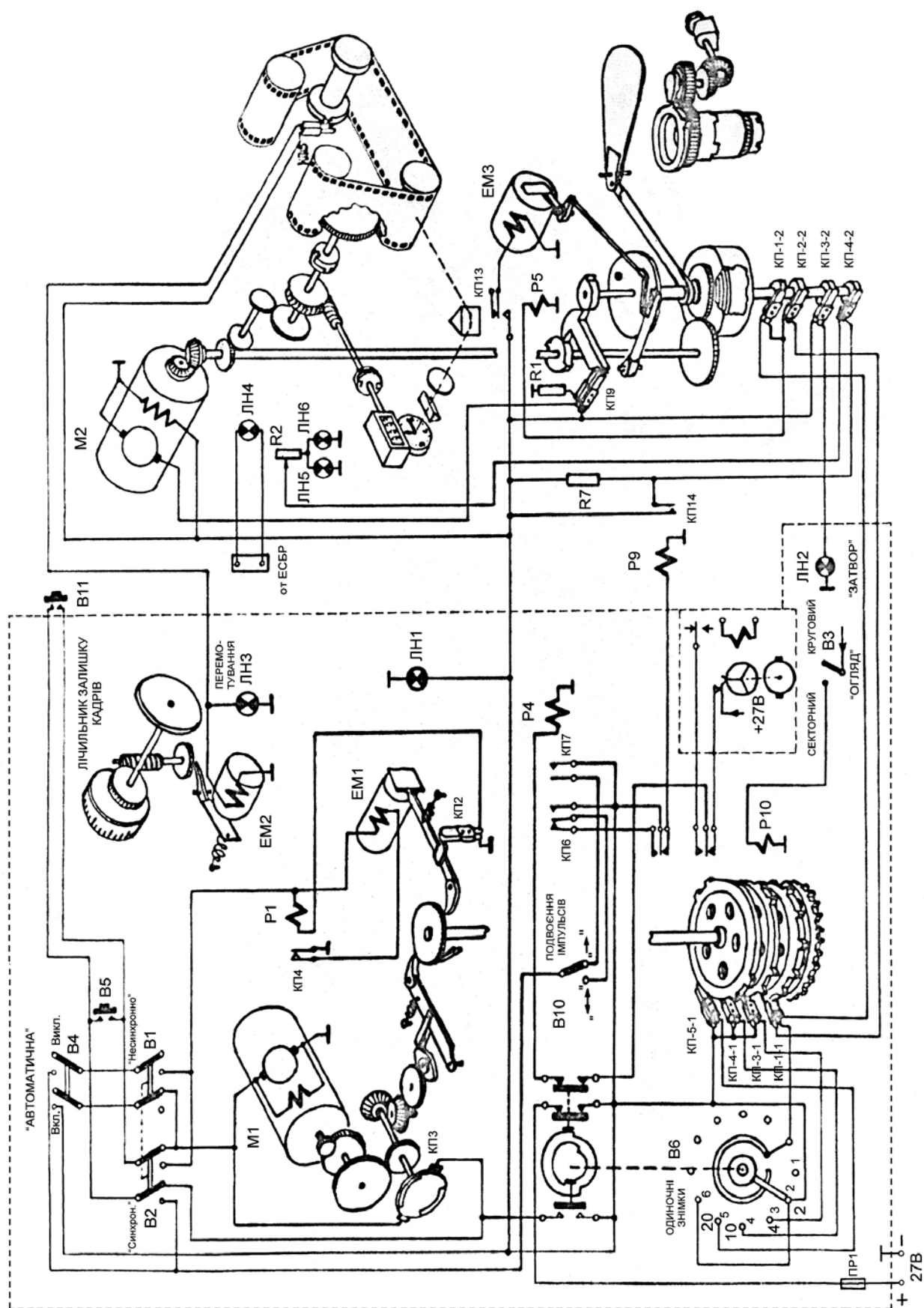


Рис. 4.64. Електрокінематична схема фотоприставки ФАРМ-2

Контактна група КП-1-1, замикаючись під дією виступу кулачкового барабана, подає напругу +27В через контакти КП-1-2 на котушку реле Р5. Внаслідок цього замикаються контакти КП13 і спрацьовує електромагніт спуску ЕМ3.

При спрацьовуванні електромагніту під дією заведеної спіральної пружини миттєво спрацьовує механізм камери, який відкриває затвор і розмикає контакти КП-1-2, унаслідок чого знеструмлюється реле Р5. Електромагніт ЕМ3 повертається в початкове положення.

При відпрацюванні імпульсу “закриття затвора” схема діє аналогічним чином, але імпульс подається від КП-1-1 через контакти КП-2-2 на реле Р5.

Механізм фотокамери закриває затвор і готує фотокамеру до вироблення наступного кадру.

При цьому механізм фотокамери контактами КП9 включає обмотку якоря електродвигуна М2. Для швидкої зупинки якір електродвигуна замикається на резистор R1. Відбувається перемотування плівки, зводиться пружина затвора, через контакти КП15 подається імпульс на лічильник кадрів.

Робота схеми при напівавтоматичній зйомці відрізняється тим, що напруга на обмотку електродвигуна М1 подається не через перемикач В4, а через кнопку В5 або В11, при цьому після звільнення кнопки ланцюг живлення електродвигуна замикається диском КП3 на якийсь час, поки редуктор не поверне кулачковий барабан на два зуби колеса хропіння.

Для фотографування синхронним способом фотоприставку необхідно підключити до станції радіолокації і встановити ручки командного приладу відповідно до вибраного режиму.

При синхронному способі фотографування і автоматичній роботі з РБП (при круговому огляді і інтервалі зйомки “2”) необхідно встановити положення ручок згідно з таблицею 4.8.

Таблиця 4.8

| | | | | | |
|-----------|-----|----------|----|------|---------|
| В1, В2 | В10 | В3 | В6 | В4 | В5, В11 |
| Синхронно | ←→ | Круговий | 2 | Вкл. | Викл. |

В цьому випадку позитивний синхронізуючий імпульс радіолокаційної станції поступає через контакти реле Р10, перемикач В9 на реле Р4, яке спрацьовує і напруга +27В поступає через контакт КП7 цього реле, через перемикач В10, В4, В1, через замкнутий контакт КП4 реле Р1 на обмотку електромагніту ЕМ1. Якір електромагніту ЕМ1 притягується і повертається колесо (кулачковий барабан) хропіння на один зуб. В кінці ходу якір замикає контакти КП2 і включає обмотку реле Р1, яка, спрацьовуючи, перемикає контакти КП4 і припиняє подачу напруги на електромагніт. Внаслідок цього якір електромагніту ЕМ1 повертається в початкове положення.

Кулачковий барабан обертається під дією електромагніту ЕМ1, замикаються контакти КП-1-1, які при синхронній роботі антени станції радіолокації в режимі, “кругового огляду” або “секторного гойдання” відпрацьовують спускові імпульси для механізму фотокамери. Відпрацювання спускових імпульсів і робота решти частини схеми відбувається в тому ж порядку, як і при зйомці “несинхронним способом”. Аналогічно діє схема фотоприставки і при секторному огляді після установки перемикача огляду В3 в положення “секторний”. Тоді на обмотку реле Р10 подається напруга +27В, унаслідок чого Р10 спрацьовує і перемикає контакти.

При круговому огляді живлення на реле Р10 не подається. При роботі зі станціями, які при секторному огляді дають зображення на індикаторах при правому і лівому рухах антени, перемикач В10 ставиться в положення знака “←→”.

При такому положенні перемикача В10 в роботу включається контактна група КП8, обидва нерухомі контакти якої знаходяться під напругою +27В. Внаслідок цього при одному спрацьовуванні реле Р4 відбудеться подвійна подача напруги на

електромагніт ЕМ1 (при спрацьовуванні реле Р4 і при відпуску його). Отже, фотокамера проведе два знімки.

Напівавтоматична зйомка синхронним способом відрізняється від автоматичної тим, що для отримання одиночних знімків живлення на електромагніт ЕМ1 подається не через перемикач В4, а натисненням кнопки В5 або В11. При цьому відбувається два спрацьовування електромагніту ЕМ1 (відкриття і закриття затвора).

Час витримки при “круговому” огляді більше часу витримки при “секторному” огляді. Тому для вирівнювання контрастності зображень реєстраційних приладів на плівці в режимі “кругового” огляду в електричне коло живлення ламп підсвічення ЛН5 і ЛН6 включено резистор R7 для зниження яскравості свічіння.

Якщо при роботі ФАРМ-2 в режимі “несинхронно” час витримки затвора 1 сек., то для отримання нормальної контрастності зображення необхідно змінювати яскравість підсвічення. З цією метою контактами КП14 шунтується резистор R7 через те, що включається реле Р9.

ТЕМА 5. СПЕЦІАЛЬНІ ТЕХНІЧНІ ЗАСОБИ ПОВІТРЯНОЇ РОЗВІДКИ

1. ІНФРАЧЕРВОНІ ЗАСОБИ ПОВІТРЯНОЇ РОЗВІДКИ

1.1. Особливості інфрачервоних засобів повітряної розвідки і їх класифікація

Інфрачервоними засобами повітряної розвідки (ІЧЗПР) називаються такі технічні засоби, в яких для отримання інформації про об'єкти розвідки використовується інфрачервоне проміння. Переваги використання ІЧ проміння для цілей розвідки полягають в тому, що вони невидимі для ока, випромінюються абсолютно всіма тілами і у меншій мірі розсіюються при проходженні крізь атмосферу в порівнянні з видимим промінням.

Інфрачервоні засоби повітряної розвідки служать для побудови картини теплового поля ділянки місцевості або простору, що оглядається. Якщо ІЧЗПР призначені для виявлення наземних об'єктів, то вони створюють *теплову карту місцевості*, тобто видимі зображення об'єктів, за якими ведеться спостереження, і які випромінюють тепло, по їх теплових контрастах. Якщо ж ІЧЗПР використовуються для пошуку повітряних цілей, то їх задача обмежується лише встановленням кутових координат (*пеленга*) об'єктів, за якими ведеться спостереження.

За принципом дії ІЧЗПР можуть бути активними і пасивними. В активних ІЧ системах використовується електромагнітна енергія, відбивана об'єктами нагляду, причому джерелом ІЧ опромінювання в цьому випадку є спеціальний випромінювач, що входить в комплект ІЧ апаратури розвідки (аналогія з нічним повітряним фотографуванням при штучному підсвітлюванні місцевості).

В пасивних ІЧ системах сприймається електромагнітна енергія, випромінювана безпосередньо об'єктами розвідки або електромагнітна енергія природних джерел опромінювання, відбивана цими об'єктами.

Активні ІЧ системи мають більш широкі технічні можливості в порівнянні з пасивними, проте більш велику скритність ведення розвідки забезпечують пасивні системи.

За способом надходження і прочитування інформації ІЧЗПР підрозділяються на три групи:

- системи з одночасним отриманням і прочитуванням інформації;
- системи з одночасним отриманням і послідовним прочитуванням інформації;
- системи з послідовним отриманням і прочитуванням інформації.

До систем першої групи відносяться фотографічні системи із застосуванням інфрачервоних матеріалів і ЕОП, евапорографи, шарові перетворювачі. До систем другої групи відносяться ІЧ телевізійні пристрої і системи з багатоелементними (мозаїчними) приймачами випромінювань, вихід яких послідовно підключається до входу індикатора. В системах третьої групи відбувається поелементне сканування простору, що оглядається, за допомогою різних скануючих пристроїв. Ці системи набули в даний час найбільше поширення.

1.2. Типові схеми інфрачервоних систем повітряної розвідки

1.2.1. Інфрачервоні фотографічні системи

В інфрачервоних фотографічних системах (АФА-ІЧ) зйомка проводиться на інфрачервоний матеріал, який пристосований до відчуття ІЧ проміння до 1,06 мкм. Відмітною особливістю таких фотоматеріалів є їх низька загальна світлочутливість, яка при зберіганні швидко зменшується з одночасним зростанням вуалі.

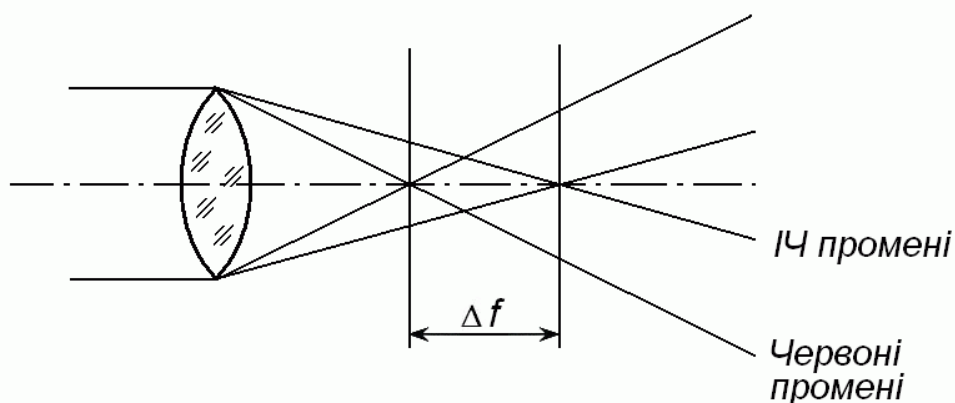


Рис. 5.1. Зсув фокальної площини в ІЧ промінні

ІЧ промені, проходячи через об'єктив АФА, зазнають заломлення меншого ступеня, ніж видимі, наприклад червоні, внаслідок чого різке оптичне зображення утворюється в ІЧ променях на деякому віддаленні Δf від фокальної площини (рис. 5.1). Величина Δf може досягати декількох міліметрів. Тому при виготовленні АФА-ІЧ передбачається зсув фокальної площини на цю величину. Крім того, в АФА-ІЧ збільшується товщина прояснюючого шару на поверхні лінз об'єктиву відповідно до довжини хвилі ІЧ проміння, що використовується для зйомки.

1.2.2. Аерофотоапарати із застосуванням електронно-оптичних перетворювачів (АФА-ЕОП)

Схема АФА-ЕОП характерна тим, що оптичне зображення утворюється у видимому промінні, що досягається за допомогою електронно-оптичного перетворювача. Перенесення оптичного зображення з екрану ЕОП на світлочутливий фотоматеріал (панхром, орто-хром), проводиться проєкційним або контактним способом. В першому випадку для цієї мети використовується додатковий об'єктив (рис. 5.2, а), що приводить до помітного збільшення габаритів АФА-ЕОП. В другому випадку застосовується волокно-оптична ланка, на вихідну поверхню якої нанесений люмінофор (рис. 5.2, б).

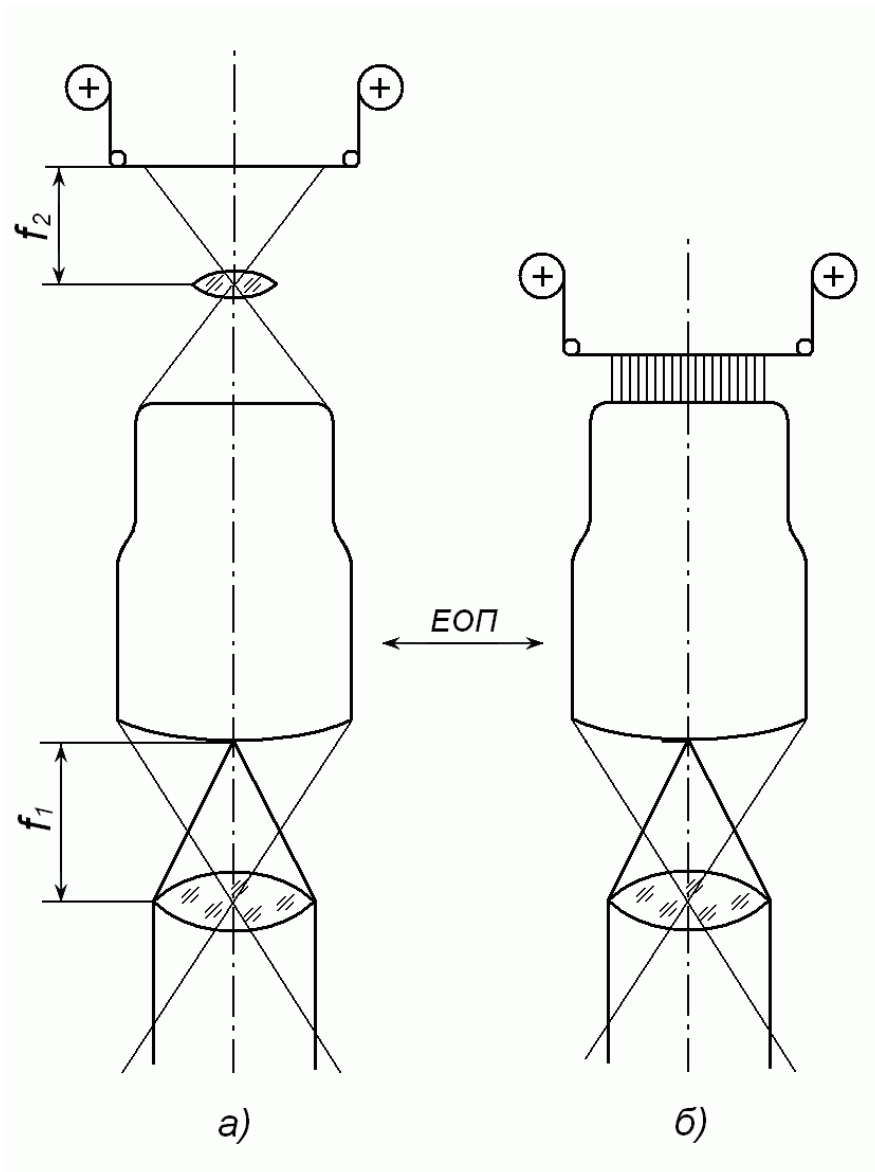


Рис. 5.2. Схема АФА-ЕОП

Опроміненість фотокатода ЕОП в таких системах визначається з виразу:

$$E_K = \frac{1}{4} \pi B_E \left(\frac{D}{f} \right)^2 k, \quad (5.1)$$

де B_E – середнє значення енергетичної яскравості спостережуваної ділянки місцевості; D – діаметр діючого отвору об'єктиву; f – його фокусна відстань; k – коефіцієнт втрат променистої енергії в об'єктиві.

Яскравість екрану ЕОП знаходиться за формулою

$$B = \frac{\varphi u \Psi E_K}{\pi \beta}, \quad (5.2)$$

де φ – світлочутливість фотокатода, мкА/лм; u – напруга між анодом і катодом; β – збільшення ЕОПА; Ψ – світловидатність екрану.

1.2.3. Евапорограф

Евапорограф (рис. 5.3) є теплоізоляційною вакуумною камерою 4, перегородженою всередині тонкою мембраною 3, одна з поверхонь якої, що розташована у фокальній площині об'єктиву 1, покрита для кращого поглинання ІЧ проміння сажею або платиноюю черню.

З протилежної сторони 5 на мембрану шляхом випаровування осідає тонкий шар в'язкої рідини (камфорне масло). При перегляді в ІЧ промінні на зачорненій поверхні мембрани виникає невидиме оптичне зображення. При цьому мембрана нерівномірно прогрівається відповідно до теплової обстановки місцевості, за якою ведеться спостереження. Тепловий рельєф, що утворюється при цьому, приводить до нерівномірного випаровування масла з поверхні 5 мембрани, що викликає зміну товщини масляної плівки і утворення при освітленні її лампочкою 6 кольорового інтерференційного зображення, відповідного розподілу температур на поверхні місцевості, за якою ведеться спостереження. Це зображення можна спостерігати візуально або фотографувати через вхідне вікно 7 евапорографа за допомогою фотографічної системи 8.

Евапорограф дозволяє розрізняти об'єкти, відмінні за температурою від фону на десять частки градуса.

Інерційність евапорографа обумовлена тривалістю витримки (порядка декількох секунд), необхідною для прогрівання мембрани. Крім того, для підготовки камери до перегляду наступного кадру необхідний якийсь час для «стирання» зображення, що відбувається в результаті підігріву мембрани. При цьому масляний шар рівномірно розтікається по мембрані, товщина шару відновлюється при подальшому охолодженні камери за рахунок конденсації масляної пари.

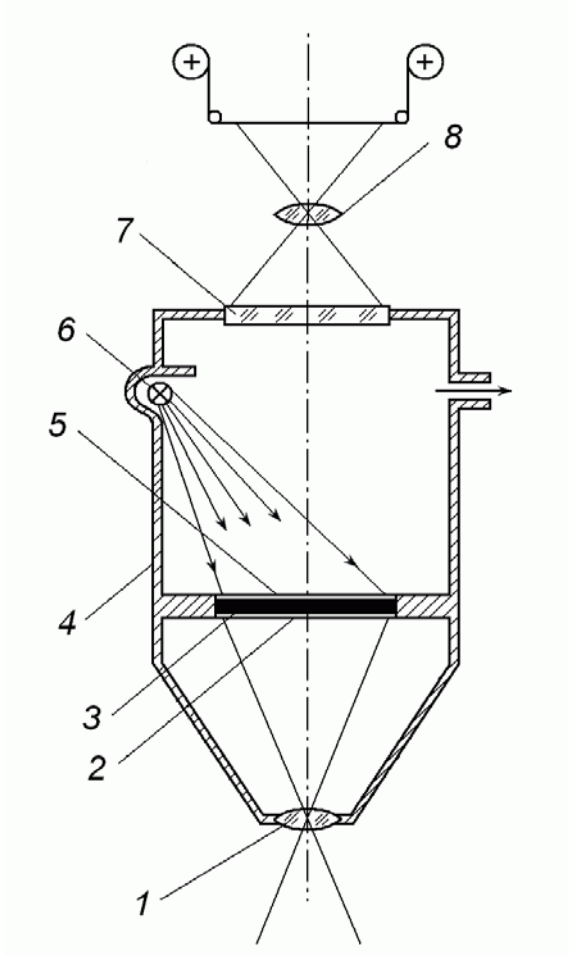


Рис. 5.3. Схема евапорографа

1.2.4. Шаровий перетворювач

Робота шарового перетворювача заснована на сумісному використанні явищ фотопровідності і електролюмінесценції. Він є двошаровим конденсатором з прозорими обкладками-шарами (рис. 5.4).

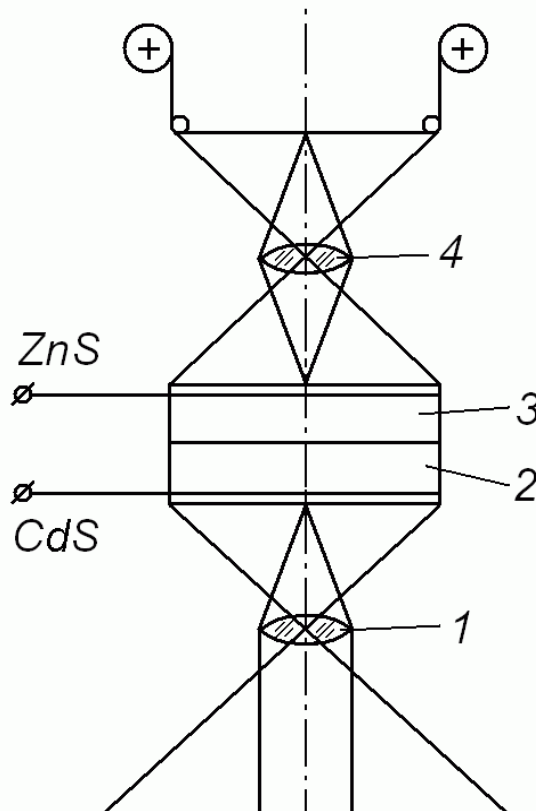


Рис. 5.4. Шаровий перетворювач

Один з шарів 2, на якому за допомогою об'єктиву 1 проектується невидиме оптичне зображення, виконаний з фотопровідника CdS з темновим опором R_{ϕ} . Інший шар 3 – електролюмінофор ZnS, що має опір R_{γ} . За відсутності опромінювання прикладена до шарів напруга падає, головним чином в шарі фотопровідника, оскільки $R_{\phi} \gg R_{\gamma}$. При опромінюванні фотопровідника його опір падає, внаслідок чого в місцях опромінювання шару значна частка напруги виявляється прикладеною до відповідної ділянки шару електролюмінофора, який під дією цієї напруги починає світитися. Виникає видиме зображення, яке може спостерігатися безпосередньо, або фотографуватися за допомогою фотоприставки 4. Сучасні шарові перетворювачі мають невисоку розрізняючу здатність і працюють тільки в ближній ІЧ області спектру (до 1,2 мкм).

1.2.5. ІЧ телевізійні системи

Основна відмінність ІЧ телевізійних систем від звичайних полягає у використанні передаючих телевізійних трубок, чутливих до ІЧ променів (до 1,2 мкм). Чутливий елемент таких трубок звичайно виконується з суміші трьохсірчистої сурми з селеном і є мозаїкою.

При використанні в системі видикона, чутливого лише до видимої частини спектру, в схему ІЧ телевізора вводиться ЕОП, перетворюючий невидиме ІЧ зображення у видиме, яке потім проектується на фотокатод видикона за допомогою додаткової оптичної системи.

1.2.6. Тепловізори

Системи, призначені для зняття теплової карти місцевості (тепловізори), є інфрачервоними оптико-електронними пристроями з послідовним або змішаним надходженням і прочитуванням інформації.

В тепловізорах звичайно використовуються фотоопори:

- сірчисто-срібне ($\lambda_{\text{макс}} = 2,5 \text{ мкм}$; $\lambda_{\text{пред}} = 3 \text{ мкм}$);
- теллуристо-свинцеве ($\lambda_{\text{макс}} = 4,5 \text{ мкм}$; $\lambda_{\text{пред}} = 5,8 \text{ мкм}$) і інші.

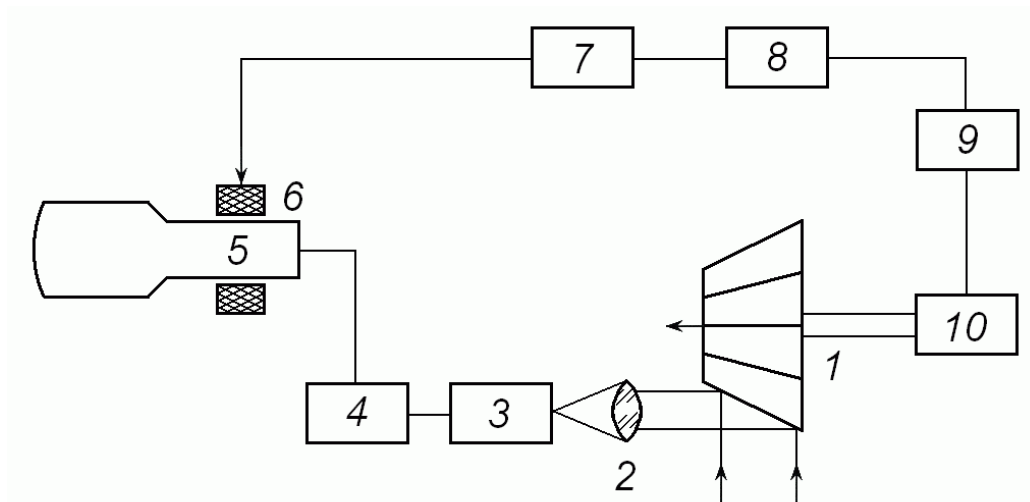


Рис. 5.5. Схема тепловізора

Послідовність надходження інформації від елементів місцевості досягається шляхом сканування променя, несучого інформацію, за допомогою оптичних скануючих систем. Схема тепловізора з дзеркальним барабаном, що забезпечує рядкову розгортку зображення, показана на рис. 5.5. Променистий потік, випромінюваний об'єктами розвідки (або відображений від них), досягає однієї з граней дзеркального барабана 1 і, відображаючись від неї, фокусується за допомогою оптичної системи 2 на поверхні приймача променевої енергії 3. Виникаючий при цьому відеосигнал після посилення відеопідсилювачем 4 поступає на управляючий електрод електронно-променевої трубки 5, висвічуючи на ній елемент, відповідний ділянці місцевості, за якою ведеться спостереження в даний момент. Система розгортки 7 і синхронізації 8 управляє роботою двигуна 10 дзеркального барабана і відхилюючою системою 6 трубки за допомогою датчика рядкових імпульсів 9. Площина сканування може бути перпендикулярна або нахилена по відношенню до поверхні землі.

1.3. Пристрої розгортки

Пристрої розгортки в ІЧЗПР наземних цілей звичайно здійснюють прямолінійну або криволінійну рядкову розгортку.

1.3.1. Прямолінійна рядкова розгортка

При цьому методі розгортки кут зору охоплює на місцевості рядок (рис. 5.6), ширина якого безпосередньо під носієм становить:

$$l_{q_0} = H\gamma_q \quad (5.3)$$

де H – висота польоту носія;

γ_q – миттєвий кут зору системи в площині, перпендикулярній напрямку сканування.

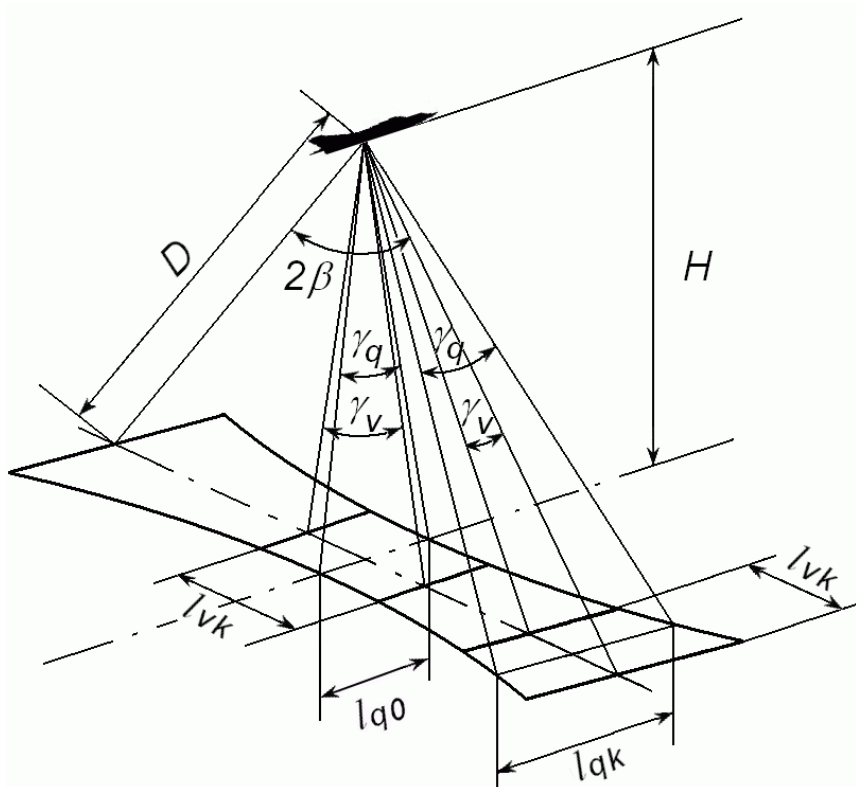


Рис. 5.6. Прямолінійна рядкова розгортка

Відстань l_{q0} носій пролітає за час t_c , рівний часу проглядання одного рядка:

$$t_c = \frac{l_{q0}}{W}, \quad (5.4)$$

де W – швидкість польоту.

При заданому куті огляду системи 2β час проглядання рядка складає

$$t_c = \frac{2\beta}{\gamma_v} t_\omega,$$

де t_ω – час перегляду миттєвого кута зору;

γ_v – кут зору в площині сканування.

Тоді

$$t_\omega = \frac{H}{W} * \frac{\gamma_q \gamma_v}{2\beta}, \quad (5.5)$$

тобто із збільшенням швидкості польоту або зменшенням висоти необхідно зменшити час перегляду кута зору, що приведе до збільшення швидкості сканування, або збільшити миттєвий кут зору системи, тобто погіршити її розрізняючу здатність.

У разі використання багатоелементного приймача випромінювання з p чутливими елементами, розташованими по напрямку польоту, допустимий час проглядання кута зору за тих же умов збільшується в p раз:

$$t_{\omega}^{\wedge} = t_{\omega} p = \frac{H}{W} * \frac{\gamma_q \gamma_v}{2\beta} \cdot p. \quad (5.6)$$

1.3.2. Криволінійна рядкова розгортка

При такій розгортці рядки мають кільцеподібну форму і центри кілець переміщуються зі швидкістю руху носія (рис. 5.7). Лінійні розміри спостерігаємих кутів зору в цьому випадку постійні по полю зору. Лінійний розмір кута зору у напрямі сканування рівний $l_v = Ly_v$, де L – відстань до необхідної точки. В напрямі, перпендикулярному скануванню, величина цього кута рівна:

$$\Gamma_q = \frac{l_q}{\cos \beta} = \frac{L\gamma_q}{2\beta}.$$

Час перегляду одного рядка рівний:

$$t_c = \frac{\Gamma_q}{W} = \frac{L\gamma_q}{W \cos \beta} = \frac{H\gamma_q}{W \cos^2 \beta}. \quad (5.7)$$

Крім того, з рис. 5.7 виходить, що:

$$t_c = \frac{2\pi R}{L\gamma_v} t_{\omega} = \frac{2\pi}{\gamma_v} t_{\omega} \sin \beta,$$

де R – радіус кільцевого рядка на місцевості.

Тоді:

$$\frac{2\pi}{\gamma_v} t_{\omega} \sin \beta = \frac{H}{W} * \frac{\gamma_q}{\cos^2 \beta},$$

звідки:

$$t_{\omega} = \frac{H}{W} * \frac{\gamma_v \gamma_q}{2\pi \sin \beta \cos^2 \beta}. \quad (5.8)$$

1.4. Основні характеристики інфрачервоних засобів повітряної розвідки

Основними характеристиками інфрачервоних систем розвідки є наступні:

- порогова чутливість системи;
- спектральна чутливість системи;
- кут зору системи;
- кут огляду системи;
- час огляду.

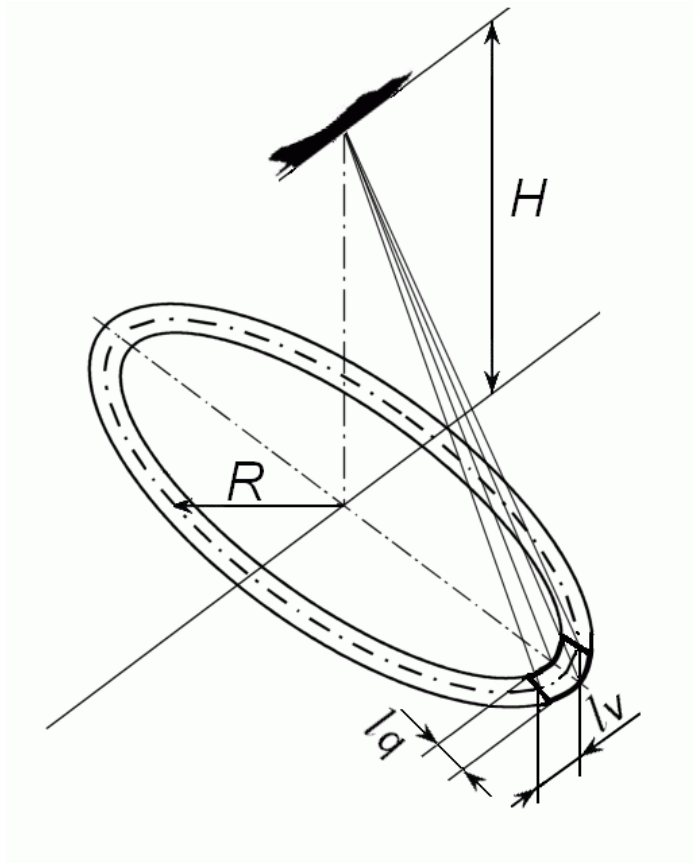


Рис. 5.7. Криволінійна розгортка

1.4.1. Порогова чутливість системи $D_{пор}$

Порогова чутливість системи – це величина, зворотна тій якнайменшій опроміненості вхідного отвору об'єктиву системи $E_{пор}$, при якій на виході системи при певному часі спостереження фіксується сигнал із заданою вірогідністю

$$D_{пор} = \frac{1}{E_{пор}} = \frac{\pi d_{вх}^2 \tau_o^0 \tau_\phi^0}{4P_{пор}}, \quad (5.9)$$

де $P_{пор}$ – пороговий променистий потік приймача в приведених величинах;
 $d_{вх}$ – діаметр вхідного отвору об'єктиву;
 τ_o^0 і τ_ϕ^0 – відповідно коефіцієнти пропускання об'єктиву і світлофільтру.

Відомо, що:

$$P_{пор} = \frac{m\bar{U}_ш}{\varphi},$$

де m – відношення сигналу до шуму;
 $\bar{U}_ш$ – середньоквадратичне значення шуму;
 φ – приведена інтегральна чутливість приймача.

Тоді:

$$D_{пор} = \frac{\pi d_{вх}^2 \tau_o^0 \tau_\phi^0}{4m\bar{U}_ш}. \quad (5.10)$$

Порогова чутливість системи є початковою характеристикою для розрахунку таких параметрів системи, як дальність дії, діаметр об'єктиву і ін.

1.4.2. Спектральна чутливість системи Φ_λ

Спектральна чутливість системи Φ_λ обмежує робочий діапазон електромагнітного спектру системи

$$\Phi_\lambda = \frac{\tau_{o\lambda} \tau_{\phi\lambda} \varphi_\lambda}{(\tau_{o\lambda} \tau_{\phi\lambda} \varphi_\lambda)_{\max}}, \quad (5.11)$$

де $\tau_{o\lambda}$ і $\tau_{\phi\lambda}$ – відповідно спектральні коефіцієнти пропускання оптичної системи і світлофільтру;
 φ_λ – спектральна чутливість приймача випромінювань.

1.4.3. Кут зору системи ω

Кут зору системи ω визначається просторовим кутом з вершиною в центрі вхідного отвору об'єктиву системи, в межах якого об'єкт виявляється без сканування, тобто в даний момент часу.

При малих значеннях цей кут приблизно знаходиться з виразу:

$$\omega = \frac{S}{f^2},$$

де S – площа приймача випромінювань або площа отвору діафрагми;
 f – фокусна відстань оптики.

1.4.4. Кут огляду системи Ω

Кут огляду системи Ω – це найпростіший кут з вершиною в центрі вхідного отвору об'єктиву, в межах якого ціль може бути зафіксована системою.

1.4.5. Час огляду T

Час огляду визначає собою час огляду кута огляду.

В загальному випадку:

$$T = \frac{\Omega}{\omega} k_1 (1 + k_2) t_\omega, \quad (5.12)$$

де t_ω – час огляду кута зору;

k_1 – коефіцієнт, що враховує частоту перегляду кожної ділянки поля огляду;

k_2 – коефіцієнт, що враховує ступінь перекриття.

1.5. Особливості експлуатації інфрачервоних засобів повітряної розвідки

В більшості ІЧ систем повітряної розвідки для підвищення інтегральної і порогової чутливості приймачів випромінювання застосовуються різноманітні пристрої охолодження.

Якщо приймач випромінювання охолоджується твердим або рідким холодоагентом, то перед заправкою ємності необхідно переконатися в її цілості і відсутності в ній вологи. Після зарядки ємності холодоагентом необхідно перевірити, чи не має запотівання зовнішнього вікна ємності Дьюара.

Якщо охолодження проводиться за допомогою холодильної машини, то після включення машини слід переконатися в її нормальній роботі, а потім перевірити відсутність запотівання вікна, через яке випромінювання поступають на приймач. Після того, як температура приймача досягне необхідної величини, приступають до перевірки його чутливості.

2. АЕРОМАГНІТОМЕТРИ

2.1. Коротка характеристика магнітного поля Землі

Виявлення деяких об'єктів, прихованих від спостерігача шаром води або землі, можливе за допомогою засобів магнітометричної розвідки. Робота цих засобів заснована на вимірюванні аномалій магнітного поля Землі, що виникають при внесенні в магнітне поле феромагнітних мас.

В першому наближенні магнітне поле Землі є полем кулі (рис. 5.8), намагніченої по осі, що відхиляється від осі обертання Землі на $11,5^\circ$.

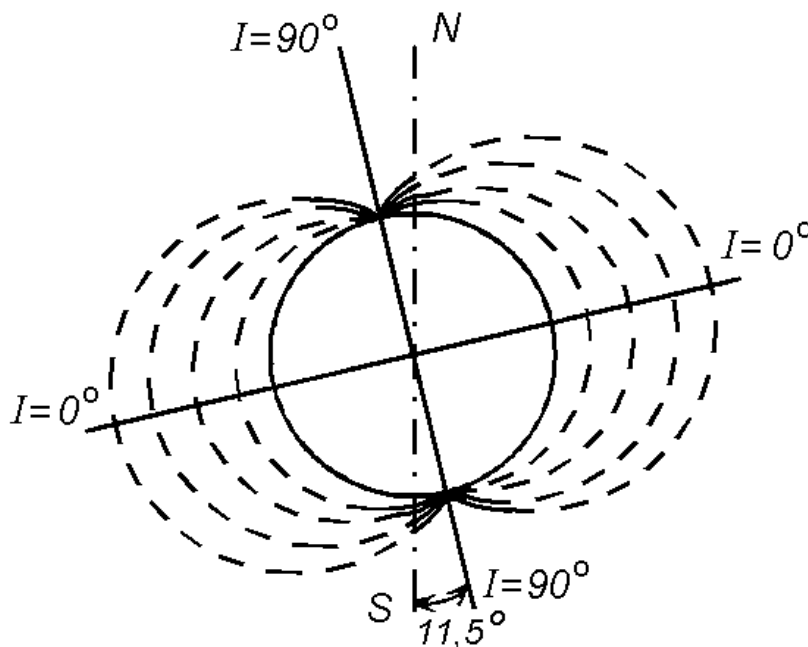


Рис. 5.8. Магнітне поле Землі

Одиницею напруженості магнітного поля в системі СГС є *ерстед* (E). Величина напруженості магнітного поля, рівна одному ерстеду, визначається в точці магнітного поля, де на одиницю магнітної маси діє сила в одну дину. В практиці магнітометрії користуються величиною в 10^5 разів меншою – *гамма* (γ). В системі СІ напруженість магнітного поля вимірюється в амперах на метр (А/м). Ці одиниці пов'язані між собою співвідношенням:

$$1E = \frac{1}{4\pi} 10^3 \frac{A}{M} = 10^5 \gamma.$$

Напруженість магнітного поля є векторною величиною, тому для будь-якої точки простору необхідно вказувати три проекції напруженості на координатні осі.

Магнітне поле Землі в кожній точці характеризується вектором напруженості \vec{T} (рис. 5.9) або його складовими в системі координат, пов'язаній із Землею.

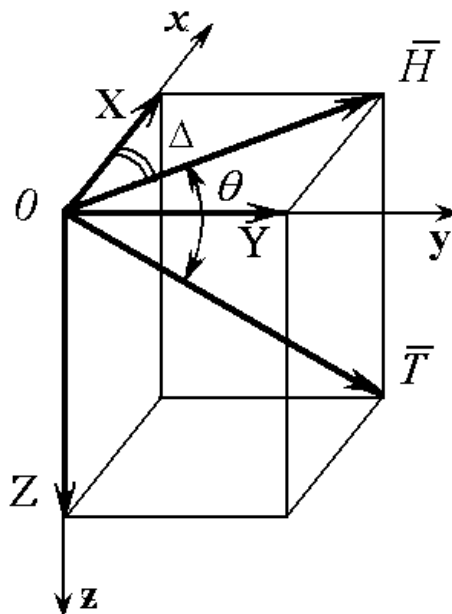


Рис. 5.9. Елементи земного магнетизму

Замість напруженості \vec{T} іноді користуються її горизонтальною складовою або складовими X (північною), Y (східною) і Z (вертикальною), направленими уздовж осей прямокутної системи координат. Ця система орієнтована в просторі так, що вісь x направлена уздовж географічного меридіана, вісь y – уздовж паралелі, а вісь z – по вертикалі.

Вертикальна площина ZOH , в якій лежить вектор, називається площиною магнітного меридіана, а кут між магнітним меридіаном і віссю x називається магнітним відмінюванням Δ . Відмінювання Δ позитивне, якщо вектор \vec{T} відхиляється від півночі на схід, і негативне, якщо він відхиляється на захід.

Кут, утворений горизонтальною площиною xOy і напрямом повного вектора напруженості \vec{T} , називається магнітним нахилом θ , який вважається позитивним, якщо вектор \vec{T} направлений вниз, що має місце в північній півкулі.

Між елементами земного магнетизму існують залежності:

$$X = H \cos \Delta; \quad H^2 = X^2 + Y^2;$$

$$Y = H \sin \Delta; \quad T^2 = H^2 + Z^2;$$

$$Z = H \operatorname{tg} \theta; \quad T = H \operatorname{sec} \theta = Z \operatorname{cosec} \theta;$$

$$\operatorname{tg} \Delta = Y/X.$$

Елементи земного магнетизму не постійні в часі. Їх зміни, звані варіаціями, діляться на два типи: повільні (вікові) і швидкі (періодичні). Тому магнітне поле, яке спостерігається, прийнято підрозділяти на дві частини – головне магнітне поле і змінне магнітне поле, обумовлене швидкоплинними варіаціями.

Повний вектор напруженості магнітного поля в даній точці рівний:

$$T = \frac{M}{R^3} \sqrt{1 + 3 \sin^2 \varphi},$$

де M – магнітний момент Землі;
 R – радіус Землі;
 φ – широта.

Обчислене значення вектора напруженості для екватора складає $0,33E$. З наближенням до полюса його величина зростає до $0,8E$.

Значення вектора напруженості, які спостерігаються, в більшості випадків відрізняються від обчислюваних, що пояснюється неоднорідністю будови земної кулі і різною намагніченістю окремих ділянок земної кори.

Відхилення магнітного поля від нормального значення для даної місцевості називається магнітною аномалією. Магнітні аномалії мають місце в районах природних покладів феромагнітних мас, а також поблизу об'єктів, що володіють високою магнітною сприйнятливістю (підземні заводи, підводні човни, кораблі, міни і ін.).

2.2. Принцип дії магнітометричних систем

Всі феромагнітні тіла, що знаходяться в магнітному полі Землі, намагнічуються, причому ступінь намагнічення залежить від таких чинників, як форма тіла, матеріал, з якого воно виготовлено, ступінь обробки поверхні, взаємна орієнтація тіла і магнітного поля Землі (магнітний курс) і т. ін.

Магнітом'які матеріали втрачають свою намагніченість після їх видалення з поля, що намагнічує (індуктивне намагнічення). Матеріали, що зберігають намагніченість після видалення їх з поля, що намагнічує, володіють так званим залишковим намагнічуванням.

Власне поле більшості об'єктів розвідки магнітометра обумовлене як залишковим, так і індуктивним намагнічуванням. Індуктивне намагнічування завжди співпадає з напрямом магнітного поля, що викликало це намагнічування, тоді як залишкове намагнічування створює напруженість магнітного поля, що зберігає свій первинний напрям.

На рис. 5.10 показана залежність результуючої напруженості T_p , що створюється

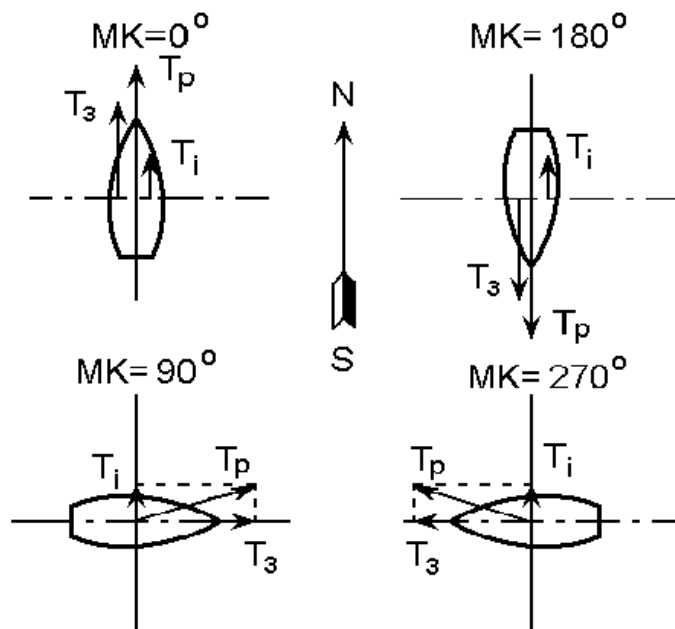


Рис. 5.10. Залежність напруженості T_p від магнітного курсу

ферромагнітним тілом, яке має залишкове намагнічування, від його орієнтації щодо магнітного поля Землі.

Якщо напруженість магнітного поля Землі в деякій точці до внесення в це поле ферромагнітного тіла була \bar{T} (рис. 5.11), то в результаті внесення ферромагнітного тіла, що створює напруженість \bar{T}_p , напруженість в даній точці поля стане рівною \bar{T}' .

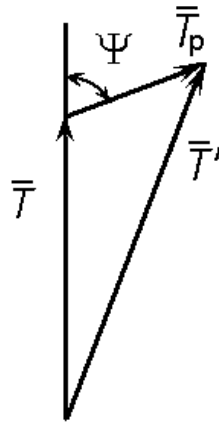


Рис. 5.11. До визначення величини магнітної аномалії створюваної ферромагнітним тілом

Знайдемо величину магнітної аномалії ΔT , яка визначається як різниця модулів векторів \bar{T}' і \bar{T} :

$$\Delta T = |\bar{T}'| - |\bar{T}|.$$

Значення напруженості T' магнітного поля в даній точці після внесення ферромагнітного тіла знаходиться із співвідношення:

$$T' = \sqrt{T^2 + T_p^2 + 2TT_p \cos \psi}.$$

Тоді величина магнітної аномалії ΔT , пов'язана з появою поля об'єкту становить:

$$\Delta T = \sqrt{T^2 + T_p^2 + 2TT_p \cos \psi} - T;$$

або

$$\Delta T = \sqrt{1 + \left(\frac{T_p}{T}\right)^2 + 2\frac{T_p}{T} \cos \psi} - T.$$

Оскільки $T_p \ll T$ і $2\frac{T_p}{T} \ll 1$, то можна вважати, що:

$$\sqrt{1 + 2\frac{T_p}{T} \cos \psi} \approx 1 + \frac{T_p}{T} \cos \psi.$$

Тому з достатньою для практики точністю величина ΔT визначається за формулою:

$$\Delta T = T_p \cos \psi.$$

В системах магнітометрів повітряної розвідки частіше за все використовуються магнітометри, що реагують на величину магнітної аномалії ΔT .

Характер зміни величини ΔT залежить не тільки від магнітних властивостей об'єкту спостереження, але і від того, в якому напрямі пролітає над об'єктом літальний апарат. На рис. 5.12 відповідно показані ізолінії магнітного поля, що створюється феромагнітним тілом, і характер зміни напруженості аномального магнітного поля залежно від траєкторії польоту літака з апаратурою магнітометра.

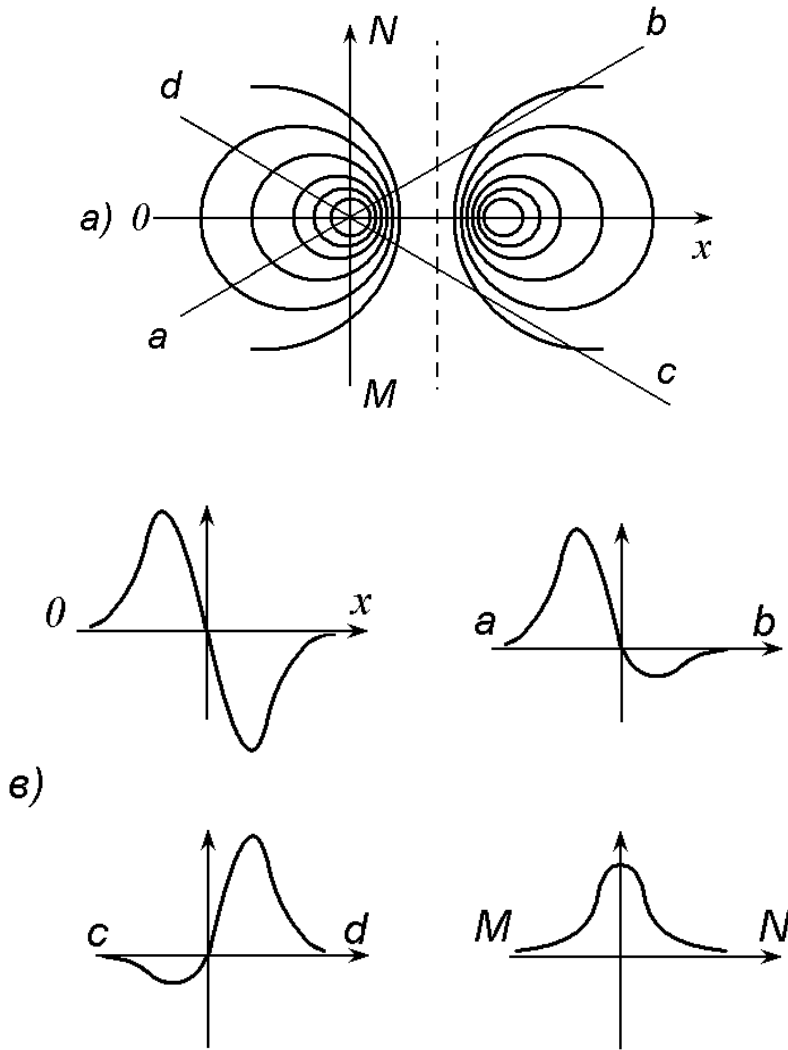


Рис. 5.12. Характер зміни аномальної складової напруженості магнітного поля

2.3. Ферозондові аеромагнітометри

Чутливим елементом в таких магнітометрах є магнітний зонд, що перетворює напруженість магнітного поля Землі в напругу змінного струму. За принципом дії ферозонди найбільш близькі до підсилювачів. Найпростіший ферозонд є пермалоеве осердя, на якому знаходиться обмотка, що підключена до джерела змінного струму. Зонд розташовують у вимірюваному магнітному полі так, щоб вісь осердя співпадала з вектором напруженості вимірюваного магнітного поля. Якщо величина цієї напруженості рівна нулю (постійне підмагнічування відсутнє), то в обмотці наводиться електрорушійна сила (е. р. с.), яка містить лише парні гармоніки, що пояснюється симетричністю кривої магнітної індукції, яка пронизує обмотку відносно осі абсцис (рис. 5.13, а).

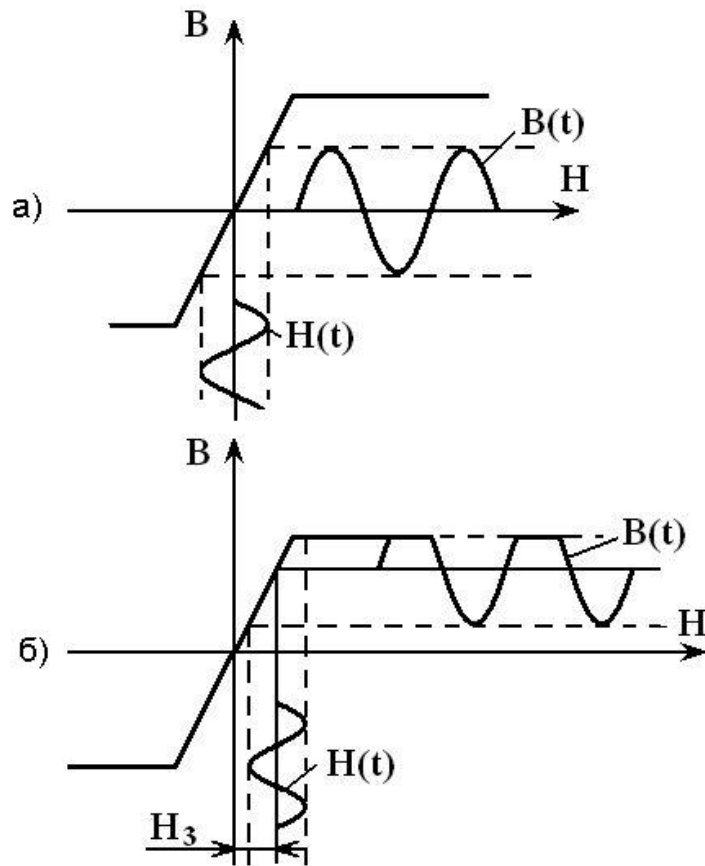


Рис. 5.13. Крива магнітної індукції, яка пронизує сердечник за відсутності і наявності постійного підмагнічування

За наявності постійного підмагнічування (напруженість вимірюваного магнітного поля відмінна від нуля) крива магнітної індукції стає несиметричною відносно осі абсцис, що свідчить про появу парних гармонік в е. р. с., що наводиться в обмотці (рис. 5.13, б). Значення вимірюваної напруженості магнітного поля оцінюється за величиною другої гармонійної складової е. р. с., що наводиться в обмотці.

На практиці феромагнітний зонд виконаний інакше. В ньому є два однакові пермалоеві осердя, розташовані паралельно одне одному. На осердях розташовано три обмотки: обмотка збудження (що намагнічує) 1, вимірювальна обмотка 2 і компенсаційна обмотка 3 (рис. 5.14).

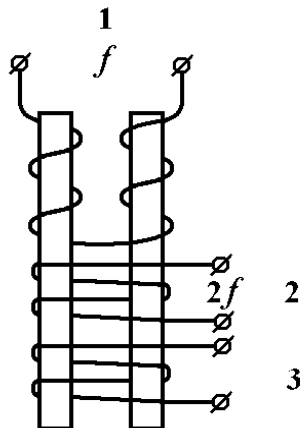


Рис. 5.14. Схема магнітного зонда, що використовується в аеромагнітометрах: 1 – обмотка збудження; 2 – вимірювальна обмотка; 3 – компенсаційна обмотка

Обмотка збудження підключається до джерела змінного струму з частотою f . Вона намотується таким чином, що при протіканні по ній струму, е. р. с. у вимірювальній обмотці не наводиться.

Якщо компенсаційну обмотка $З$ знеструмити і зонд помістити в постійне магнітне поле, напруженість якого рівна H , то в осердях сконцентрується магнітне поле. Магнітний потік Φ , який пронизує осердя, буде пропорційний магнітній проникності матеріалу, з якого вони виконані. Змінний струм з частотою f , який протікає по обмотці збудження I , періодично намагнічує осердя і змінює їх магнітну проникність. При максимальних значеннях струму в обмотці I відбувається насичення осердь, магнітна проникність їх різко зменшується, що викликає різке зменшення магнітного потоку Φ , обумовленого вимірюваним магнітним полем. При зменшенні струму в обмотці I магнітна проникність осердь зростає, що приводить до збільшення потоку Φ .

Таким чином, якщо струм в обмотці I змінюється з частотою f , то магнітний потік Φ , який пронизує осердя, змінюватиметься з подвійною частотою $2f$ і у вимірювальній обмотці наводиться е. р. с. з частотою $2f$, амплітудне значення якої буде пропорційне вимірюваній напруженості магнітного поля Землі. Компенсаційна обмотка $З$ підключається до джерела постійного струму. Сила струму в ній регулюється так, щоб компенсувати напруженість нормального магнітного поля Землі, чим досягається виділення аномальної складової. Спрощена структурна схема ферозондового аеромагнітометра показана на рис. 5.15.

Вимірювальний ферозонд $B\Phi$ розташовано на карданному підвісі і орієнтовано уздовж вектора напруженості магнітного поля. При зміні напруженості поля на його виході з'являється електричний сигнал, який після посилення, фільтрації і випрямлення подається на вимірювальний прилад. Орієнтуючі ферозонди ($O\Phi 1$ і $O\Phi 2$) аналогічні за конструкцією вимірювальному ферозонду $B\Phi$, але не мають компенсаційних обмоток. $O\Phi 1$ і $O\Phi 2$ розташовані взаємно перпендикулярно. Вони і є датчиками системи стеження орієнтації в просторі ферозонда $B\Phi$. Чутливість ферозондових магнітометрів рівна декільком γ ($1 - 10\gamma$).

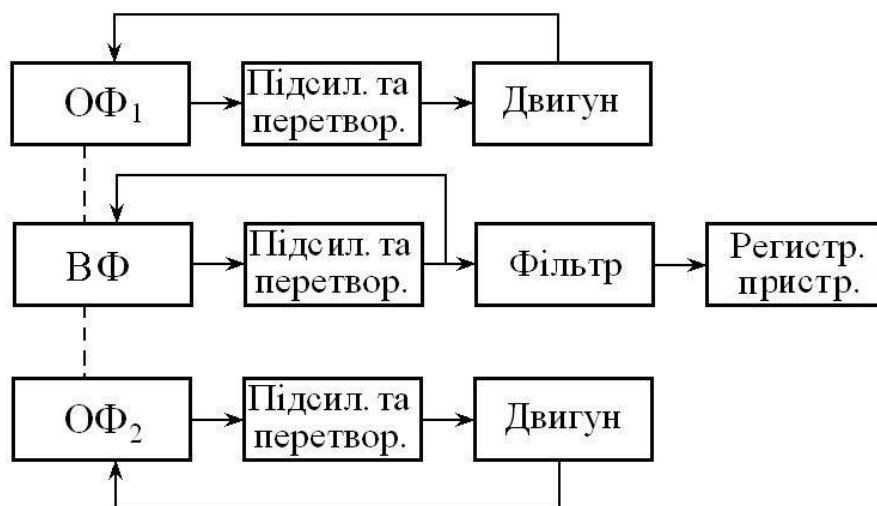


Рис. 5.15. Структурна схема ферозондового аеромагнітометра

2.4. Ядерні аеромагнітометри

В основі роботи ядерних аеромагнітометрів лежить явище прецесії ядра атома навколо силових ліній магнітного поля. Принцип вимірювання напруженості магнітного поля Землі цим методом заснований на простому співвідношенні між напруженістю

магнітного поля H і кутовою швидкістю прецесії (ω) протона, який має механічний момент P і магнітний момент μ :

$$\omega = \gamma_p H,$$

де $\gamma_p = \frac{\mu}{P}$ – гіромагнітне відношення протона.

Величина γ_p для різних речовин виміряна з великою точністю. Так, для води $\gamma_p = 0,0267513$ рад/с·гамма. Таким чином, знаючи γ_p достатньо виміряти частоту прецесії ω , щоб визначити напруженість магнітного поля.

Щоб викликати явище прецесії протонів, діють таким чином. На речовину, що містить у великій кількості протони (вода, бензол, гексан, спирт і ін.), спочатку накладають допоміжне поляризуюче магнітне поле H_1 , перпендикулярне вимірюваному магнітному полю H . Це допоміжне поляризуюче магнітне поле викликає орієнтацію магнітних моментів протонів. Потім через деякий час, достатній для магнітної поляризації носія протонів, допоміжне поле швидко відключається і орієнтовані протони опиняються у вимірюваному магнітному полі H , під дією якого вони починають прецесіювати навколо вектора \bar{H} .

На рис. 5.16 протон умовно показано у вигляді дзиги, що володіє механічним моментом P .

Вектор магнітного моменту протона μ пропорційний механічному моменту протона P :

$$\mu = \gamma_p P.$$

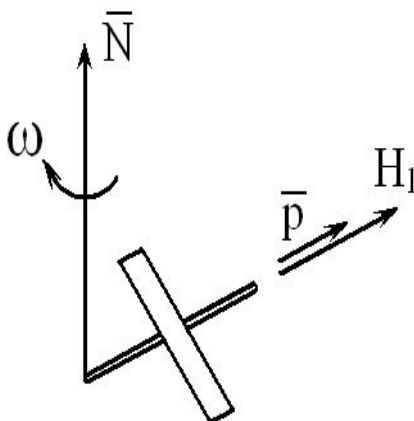


Рис. 5.16. Схема прецесії протонів під дією магнітного поля

Під дією допоміжного поляризуючого магнітного поля H_1 вектор магнітного моменту \bar{P} орієнтується по вектору H_1 . Після відключення цього допоміжного поля протон починає прецесіювати навкруги вектора \bar{H} з частотою ω . Амплітуда прецесії зменшується з часом, але частота прецесії залишається незмінною.

Якщо зразок з протонами, які прецесіюють, помістити в циліндричну котушку так, щоб вісь котушки була перпендикулярна вектору напруженості вимірюваного магнітного поля, то магнітний потік, обумовлений прецесією протонів і пронизуючий котушку, наведе в ній е. р. с., частота якої буде рівна частоті прецесії. Таким чином, в ядерних

магнітометрах визначення напруженості магнітного поля зводиться до вимірювання частоти е. р. с., що наводиться у вимірювальній котушці за рахунок прецесії протонів.

Структурна схема ядерного магнітометра показана на рис. 5.17.

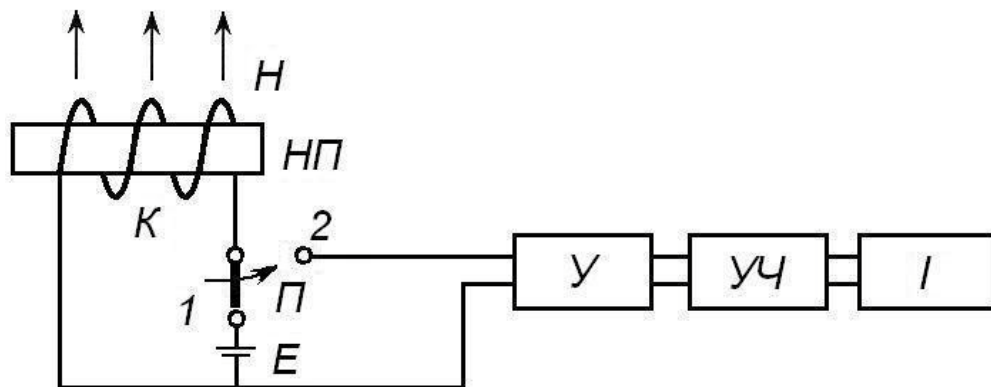


Рис. 5.17. Структурна схема ядерного магнітометра

Носієм протонів *НП* є вода, що знаходиться в запаяній ампулі, навкруги якої намотана обмотка у вигляді котушки *К*. Поляризація здійснюється пропусканням по котушці *К* постійного струму від джерела *Е*. Перемикач *П* при цьому встановлюється в положення *1*. Котушка *К* є одночасно і вимірювальною котушкою. При вимірюванні частоти е. р. с., що наводиться в котушці *К* за рахунок прецесії протонів, перемикач знаходиться в положенні *2*. При цьому котушка підключається до входу підсилювача *У*, з виходу якого сигнал поступає на помножувач частоти *УЧ*, а потім на індикатор *І*. Помножувач частоти *УЧ* вводиться в схему для підвищення точності вимірювання: множення частоти в *k* разів знижує похибку вимірювання напруженості магнітного поля також в *k* разів.

Ядерний магнітометр на відміну від ферозондових вимагає для вимірювання напруженості магнітного поля деякого проміжку часу, необхідного для точного вимірювання частоти і поляризації носія протонів. Мінімальний інтервал реєстрації свідчень в ядерному магнітометрі складає близько 1 сек.

При використуванні магнітометрів на літаках блок з магніточутливими елементами встановлюється в хвостовій частині, де на ньому у меншій мірі позначається вплив різних літакових джерел перешкод. На вертольотах магніточутливий блок розташовується часто в спеціальній гондолі, що випускається з вертольота за допомогою спеціального кабеля-троса. Це дозволяє видалити магніточутливий елемент від джерела перешкод і, тим самим, забезпечити високу чутливість. За допомогою кабеля вдається також наблизити чутливий елемент до об'єктів, що шукаються.

3. ГІДРОАКУСТИЧНІ СТАНЦІ ПОВІТРЯНОЇ РОЗВІДКИ

Гідроакустика – наука про явища, що відбуваються у водному середовищі, пов'язані з випромінюванням, прийомом і розповсюдженням акустичних хвиль. В даний час гідроакустика грає велику роль в забезпеченні бойової діяльності флоту.

Гідроакустичні прилади використовуються для цілей навігації, підводного зв'язку, гідроакустичного нагляду. Широке застосування гідроакустика знаходить в системі протичовнової оборони. Наявність гідроакустичних засобів нагляду дозволяє знаходити підводні човни супротивника, вести за ними безперервний нагляд і визначати елементи руху цілі.

В гідроакустиці використовуються хвилі звукового, ультразвукового і інфразвукового діапазонів. До звукового діапазону відносяться коливання з частотою від 16 Гц до 20 кГц. Коливання з частотою менше 16 Гц називаються інфразвуковими, а з частотою 20-100 кГц – ультразвуковими.

Акустичні коливання можуть розповсюджуватися тільки в пружних середовищах. Передачу коливань в такому середовищі обумовлюють пружні зв'язки між окремими її частинками.

Середовище, в якому відбуваються акустичні коливання, називається хвильовим або акустичним полем. Параметрами, що характеризують акустичне поле, є:

- зсув частинки, що коливається ξ ;
- коливальна швидкість (тобто приватна похідна від зсуву за часом) ξ' ;
- акустичний тиск p (за одиницю тиску в системі СІ прийнятий ньютон на квадратний метр, часто також використовується одиниця, яка називається баром: 1 бар = 105 Н/м²);
- інтенсивність, або сила звуку I .

Під інтенсивністю звуку розуміється кількість звукової енергії, що проходить за 1 секунду через майданчик 1 см², перпендикулярно до напрямку розповсюдження хвилі. На практиці для вимірювання інтенсивності звуку користуються децибелами.

Для випадку плоскої хвилі між коливальною швидкістю ξ' і акустичним тиском p в будь-якій точці поля існує такий зв'язок:

$$p = \rho c \xi',$$

де ρ – густина середовища в г/см³;
 c – швидкість розповсюдження звуку.

Добуток ρc називається *акустичним опором середовища*, який є параметром, що характеризує властивості середовища. Для даного середовища він є величиною постійною.

Акустичні коливання, що виникають у водному середовищі, математично описуються хвильовим рівнянням:

$$\frac{d^2 \xi}{dt^2} = c^2 \frac{d^2 \xi}{dx^2}.$$

З цього рівняння визначається один з його параметрів у будь-який момент t для будь-якої точки звукового поля x .

Джерелом акустичних коливань є всяке тіло, що коливається в пружному середовищі з певною частотою і збуджує в цьому середовищі звукові хвилі. Процес збудження звукових хвиль в навколишньому середовищі називається *випромінюванням*, а поверхня джерела, що знаходиться в безпосередньому контакті з середовищем, називається випромінюючою *поверхнею*.

В процесі коливального руху випромінюючої поверхні джерела в середовищі виникають сили, протидіючі коливальному руху випромінюючої поверхні. Ці сили, обумовлені надмірним тиском, визначають так звану *реакцію середовища*.

Якщо площа випромінюючої поверхні рівна S_1 , то у будь-який момент часу t величина сили реакції середовища F_s , діюча на поверхню випромінювання, дорівнює:

$$F_s = pS,$$

де p – звуковий тиск на випромінюючій поверхні.

При падінні звукової хвилі на поверхню тіла кінцевих розмірів хвиля частково розсіюється і частково поглинається цим тілом. Якщо поверхня тіла не поглинає звук, то вона є тільки джерелом розсіювання звукової енергії падаючої хвилі. В цьому випадку навкруги тіла створюється звукове поле, яке називається *полем розсіяної хвилі*. Воно характеризується величиною інтенсивності I_p в будь-якій точці середовища, розташованого на відстані D від тіла (з плоскою поверхнею):

$$I_p = \frac{IS^2}{\lambda^2 D^2},$$

де I – інтенсивність падаючої хвилі;
 S – площа поверхні плоского тіла;
 λ – довжина акустичної хвилі.

Таким чином, виникає відображений звуковий сигнал (луна-сигнал).

В реальних умовах поверхня, що відображає, не є площиною, тому по одному якому-небудь напрямку розповсюджується тільки частина відображеної енергії.

Сума площ всіх ділянок поверхні, віддзеркалення від яких відбувається по одному напрямку, називається *ефективною поверхнею* S_{ef} , величина якої, як і в радіолокації, залежить від розмірів і конфігурації цілі, *що відображає*.

Здатність різних об'єктів відображати звукові хвилі звичайно оцінюють величиною, званою *силою цілі* T . Сила цілі виражається через радіус сфери R_e , віддзеркалення від якої еквівалентне віддзеркаленню від об'єкту. Вона вимірюється в децибелах і визначається за формулою:

$$T = 20 \lg \frac{R_e}{2},$$

Якщо звукова хвиля при своєму розповсюдженні потрапляє на поверхню розділу двох середовищ, то вона частково відображається і частково поглинається або заломлюється. Віддзеркалення і заломлення звукової хвилі відбувається за законами, аналогічними законам оптики:

- проміння падаючої і відображеної хвиль лежить в одній площині, перпендикулярній поверхні, що відбиває;
- кут падіння хвиль рівний куту віддзеркалення.

Коефіцієнт віддзеркалення звукових хвиль визначається за формулою:

$$K = \frac{1 - \frac{\rho_1 c_1}{\rho_2 c_2}}{1 + \frac{\rho_1 c_1}{\rho_2 c_2}},$$

де $\rho_1 c_1$ – акустичний опір першого середовища;
 $\rho_2 c_2$ – акустичний опір другого середовища.

Прийом акустичних хвиль є процесом перетворення акустичної енергії, що приходить від якого-небудь джерела, в інший вид енергії, звичайно в електричну енергію.

Для прийому акустичних хвиль в гідроакустиці застосовуються спеціальні механічні або електромеханічні системи, які називаються приймачами.

3.1. Стислі відомості про гідроакустичне поле

На розповсюдження акустичних хвиль морське середовище робить подвійний вплив. З одного боку, із збільшенням відстані від джерела звуку відбувається убавання інтенсивності акустичних хвиль, з другого боку, відбувається викривлення траєкторії акустичних хвиль, обумовлене зміною швидкості розповсюдження звуку по глибині. Ці чинники визначають дальність дії гідроакустичних станцій. Швидкість звуку залежно від температури і концентрації солей морської води може змінюватися в достатньо широких межах від 1400 до 1560 м/с. Вплив температури полягає в тому, що при збільшенні температури на 1°C швидкість звуку у воді збільшується приблизно на 3,3 м/с.

При збільшенні концентрації солей у воді на 0,01% швидкість звуку збільшується на 1,2 м/с.

При кількісній оцінці зміни швидкості звуку користуються поняттям *градієнта* (зміна швидкості розповсюдження акустичних хвиль із зміною глибини). Градієнти можуть бути позитивними і негативними. Найхарактернішими є градієнти, зображені на рис. 5.18.

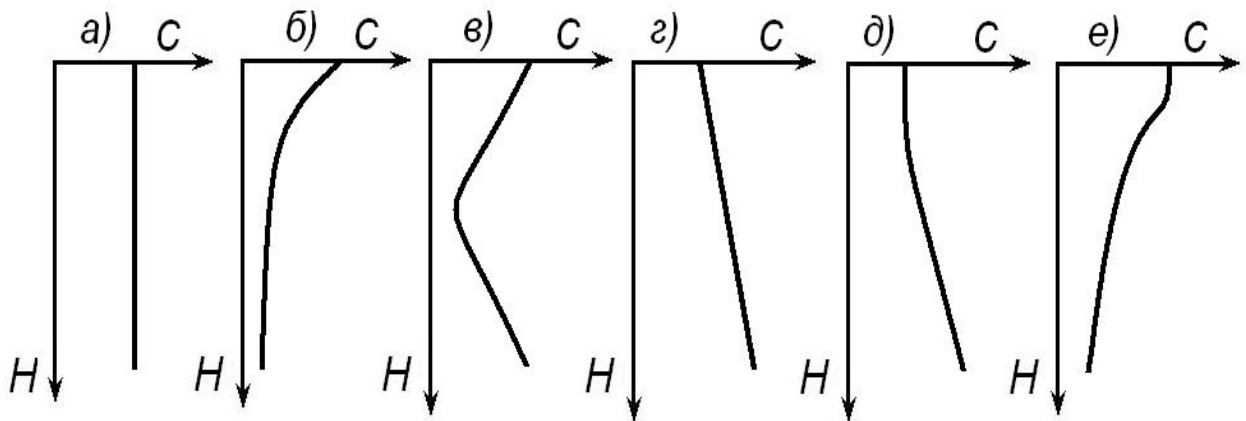


Рис. 5.18. Характерні випадки розподілу швидкості звуку по глибині

У наслідок зміни швидкості звуку по глибині моря акустичне проміння зазнає викривлення, тобто відхиляється до дна (негативна *рефракція*) або до поверхні моря (позитивна *рефракція*). Негативна рефракція спостерігається, коли швидкість звуку з глибиною моря зменшується (рис. 5.19).

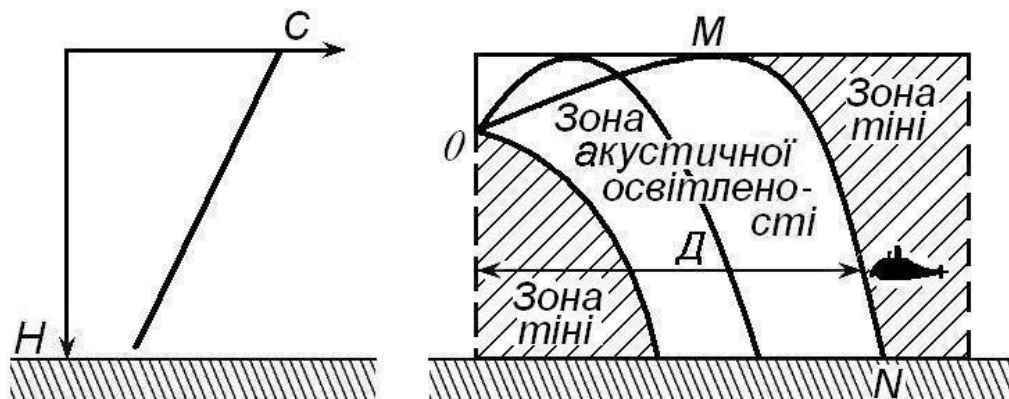


Рис. 5.19. Розповсюдження акустичних хвиль при негативній рефракції

В цьому випадку звукове проміння, розповсюджуючись від джерела звуку, що знаходиться в точці O , відхиляється у бік дна. Те проміння, яке розповсюджується до поверхні моря, відображається від неї і також прямує у бік дна.

Промінь, що відображається від поверхні моря під кутом повного внутрішнього віддзеркалення (промінь OMN), називається верхнім граничним акустичним променем. Він визначає максимальну дальність дії гідроакустичних засобів.

За його межами спостерігатимуться зони акустичної тіні, якою б великою не була потужність випромінювача. Зона, в якій акустична енергія розповсюджується, називається зоною акустичної освітленості. Випадок негативної рефракції характерний для весінне-літнього періоду, коли температура верхніх шарів вища за температуру нижніх шарів води.

Позитивна рефракція спостерігається в осінне-зимовий період. В цьому випадку все звукове проміння відхиляється до поверхні моря (рис. 5.20).

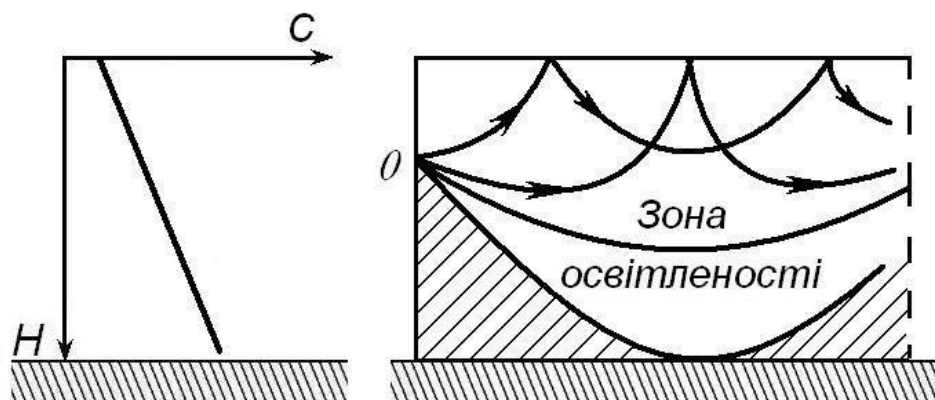


Рис. 5.20. Розповсюдження акустичних хвиль при позитивній рефракції

При знакозмінній рефракції, обумовленій наявністю ізотермічного поверхневого шару води, має місце найбільша дальність дії, якщо випромінювач і приймач знаходяться в ізотермічному шарі. Якщо ж приймач знаходиться нижче за ізотермічний шар, то дальність виявлення різко зменшується.

Бувають випадки, коли разом з прогрітими поверхневими шарами води на глибині від 10 до 40 м утворюється шар із зниженою температурою, в якому швидкість звуку різко зменшується.

Цей шар є своєрідним звуковим каналом, що забезпечує наддалеке розповсюдження звуку (рис. 5.21).

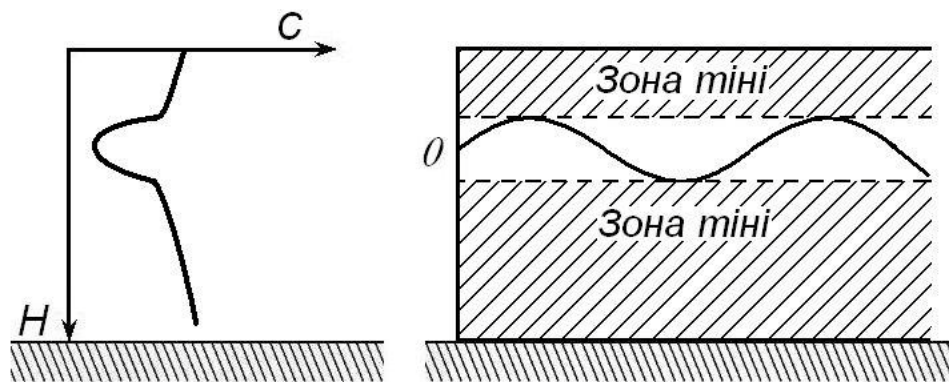


Рис. 5.21. Розповсюдження акустичних хвиль за наявності звукового каналу

Звукове проміння зазнає багатократного внутрішнього віддзеркалення від меж шару, не досягаючи поверхні моря і дна. Якщо джерело звуку або приймач розташовано зовні підводного звукового каналу, ефекту наддалекого виявлення не спостерігається.

3.2. Гідроакустичні датчики

Гідроакустичні перетворювачі, що використовуються в гідроакустичних системах, служать для прийому і випромінювання гідроакустичних сигналів. Вони є електромеханічною коливальною системою, в якій може відбуватися перетворення електричних коливань в механічні, або навпаки (властивість оборотності) – механічних в електричні коливання.

В даний час найбільше вживання знаходять п'єзоелектричні і магнітострикційні перетворювачі.

3.2.1. П'єзоелектричні перетворювачі

П'єзоелектричні перетворювачі засновані на використанні п'єзоефекту, яким володіють деякі природні і синтетичні кристали. З природних кристалів частіше за все використовується кварц (SiO_2). До штучних кристалів відносяться сегнетова сіль ($\text{NaKC}_4\text{O}_6 \cdot 4\text{H}_2\text{O}$) і титанат барія (BaTiO_3).

Якщо з таких кристалів певним чином вирізувати пластинку і піддати її механічній деформації, то на її поверхні з'являться електричні заряди. При зміні напрямку зовнішніх сил, діючих на пластинку, знаки зарядів міняються на протилежні. Існує і зворотний п'єзоелектричний ефект, що полягає в тому, що при підведенні до сторін пластинки кристала електричної різниці потенціалів її геометричні розміри змінюються. Прямий п'єзоефект застосовується в прийमाхах для отримання змінної електричної напруги під впливом акустичних хвиль. Зворотний п'єзоефект застосовується у випромінювачах.

Якщо помістити п'єзокристал в змінне електричне поле так, щоб полярна вісь кристала співпадала з напрямом поля, то максимальна амплітуда коливань кристала буде в тому випадку, якщо частота коливань електричного поля співпадатиме з власною частотою механічних коливань. Завдяки наявності подовжнього і поперечного зворотного п'єзоефекту, можливі коливання двох типів (рис. 5.22):

- пластинка робить подовжні пружні коливання у напрямі осі x (коливання «по товщині»);
- пластинка робить пружні коливання у напрямі осі y (коливання «по довжині»).

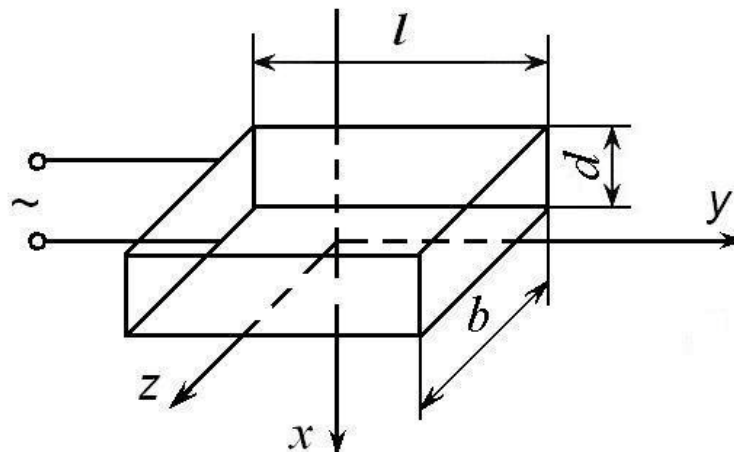


Рис. 5.22. Схема виникнення механічних коливань в п'єзокристалі

Частота власних коливань «по товщині» f_1 може бути приблизно знайдена із співвідношення:

$$f_1 = \frac{1}{2d} \sqrt{\frac{\mu}{\rho}},$$

де d – товщина пластинки, см;
 ρ – густина матеріалу пластинки, г/см³;
 μ – модуль пружності у напрямку осі x .

Частота власних коливань «по довжині» f_2 визначається за аналогічною формулою:

$$f_2 = \frac{1}{2l} \sqrt{\frac{\mu}{\rho}},$$

де l – розмір пластинки у напрямку осі y .

П'єзоелектричний матеріал може бути представлений еквівалентною електричною схемою (рис. 5.23).

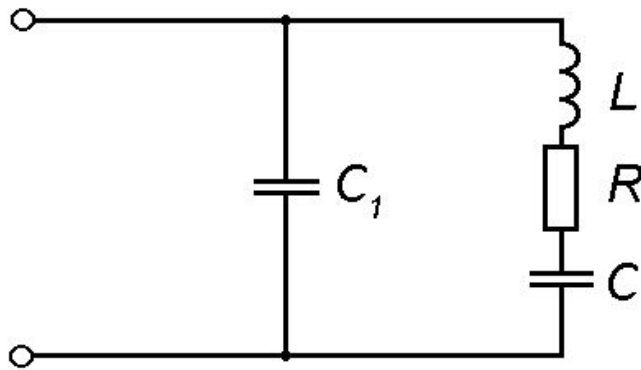


Рис. 5.23. Еквівалентна схема п'єзоелектричного матеріалу

Тут ємність C_1 визначається габаритами і діелектричною постійною п'єзоелектричного матеріалу, а параметри R , L і C залежать від п'єзоелектричних і пружних констант:

$$L = \frac{\rho d^3}{8ble^2}, \text{ Г}; \quad C = \frac{8ble}{\pi^2 \mu d}, \text{ нФ};$$

$$R = \frac{\pi^2 \rho \eta d}{8ble^2}, \text{ Ом}; \quad C_1 = \frac{ble}{4\pi d}, \text{ нФ}$$

де ρ – густина матеріалу, г/см³;
 b і l – довжина і ширина пластинки, см;
 d – товщина пластинки, см;
 e – п'єзоелектрична константа, Кл/м²;
 η – коефіцієнт, що враховує внутрішні електричні втрати;
 ε – діелектрична постійна матеріалу.

Відношення механічної енергії, що генерується, до електричної енергії, запасеної в пластинці, характеризує ефективність п'єзоелектричного випромінювання, оцінювану коефіцієнтом електромеханічного зв'язку:

$$K = \sqrt{\frac{E_{MEX}}{E_{EL}}}$$

3.2.2. Магнітострикційні перетворювачі

Якщо в постійне магнітне поле внести стрижень (рис. 5.24) з якого-небудь феромагнітного матеріалу (нікелю, кобальту і т.п.) так, щоб магнітні силові лінії пронизували стрижень уздовж його довжини, то під дією цього поля стрижень змінить свою довжину на величину Δl , тобто деформується (прямий магнітострикційний ефект).

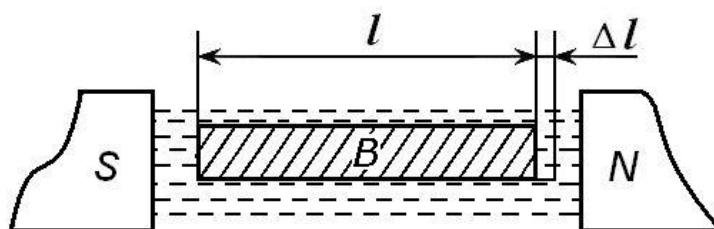


Рис. 5.24. Прямий магнітострикційний ефект

Якщо той же стрижень (рис. 5.25) заздалегідь намагнітити так, щоб магнітні силові лінії були паралельні довжині, і піддати його деформації, то напруженість поля H_0 зміниться на величину ΔH . Явище зміни магнітного стану матеріалу стрижня при деформації його під дією зовнішньої сили називається зворотним магнітострикційним ефектом.

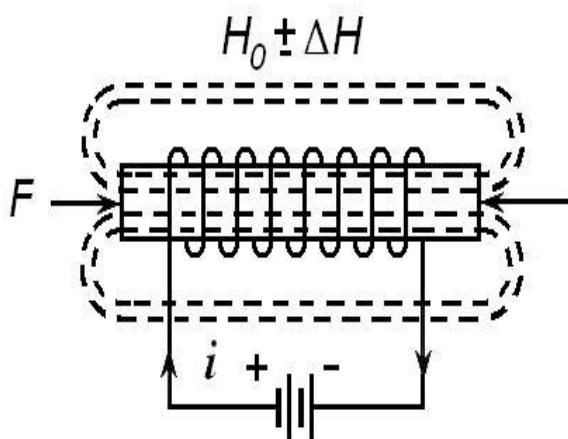


Рис. 5.25. Зворотний магнітострикційний ефект

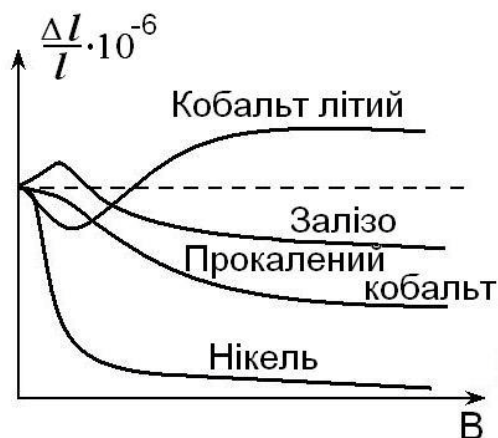


Рис. 5.26. Відносна деформація різних матеріалів

Залежність відносної деформації $\Delta l/l$ стрижня від величини магнітної індукції B зображена на рис. 5.26, з якого видно, що найбільш яскраво магнітострикційні властивості виражені у нікелю, який і використовується частіше за все для виготовлення перетворювачів.

На практиці для створення магнітного поля замість постійних магнітів використовують електромагніти, по обмоткам яких пропускають струм. В даний час для

виготовлення гідроакустичних перетворювачів використовують ферити, які за своїми електричними властивостями відносяться до напівпровідників.

3.3. Структурні схеми авіаційних гідроакустичних систем

Гідроакустичні системи (ГАС) можуть бути розділені на пасивні, працюючі в режимі шумопеленгування, і активні, працюючі в режимі лунопеленгування. Іноді використовується змішаний принцип роботи, при якому спочатку система працює в пасивному режимі, а при визначенні дальності від джерела звуку переводиться в активний звуковий режим. Конструктивно гідроакустичні системи виконуються в двох варіантах:

- вертолітні ГАС;
- літакові ГАС.

В першому випадку зв'язок між приймачем звуку і індикаторними пристроями здійснюється по дротах. У разі літакового варіанту для цієї мети використовується радіоканал.

Структурна схема вертолітної ГАС показана на рис. 5.27.

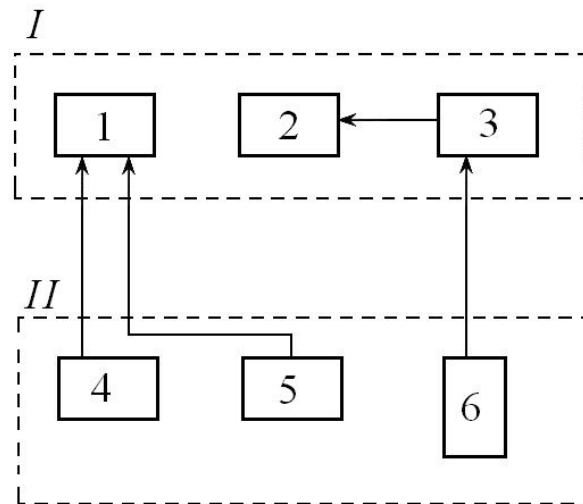


Рис. 5.27. Структурна схема вертолітної ГАС

Станція складається з двох зв'язаних кабелем частин: бортової I і що опускається на кабелі II.

Частина II, що опускається, включає:

- п'єзоелектричний приймач звуку – гідрофон 6;
- індукційний датчик 5 для визначення положення приймача щодо магнітного меридіана;
- сельсин-датчик 4, який видає сигнал про кутове положення приймача звуку щодо корпусу частини, що опускається.

Бортова частина станції I складається з наступних елементів:

- підсилювача 3;
- індикатора звуку 2;
- сельсин-приймача з індикатором пеленга на ціль I.

Робота ГАС відбувається таким чином. Приймач звуку, що володіє направленою дією, опускається з вертольота у воду і приводиться в обертання від двигуна, що знаходиться на корпусі частини, що опускається. Звуковий сигнал, сприйнятий приймачем звуку, перетворюються в електричний сигнал, який по екранованому кабелю подається на підсилювач, а потім на стрілочний індикатор і телефон.

За сигналами, що поступають з сельсина-датчика і індукційного датчика, визначається напрям, звідки прийшов звуковий сигнал, тобто пеленг на ціль. Така ГАС

працює в пасивному режимі, тому координати цілі можуть бути визначені лише при одночасній пеленгації цілі з двох або більш точок.

Більш ефективними є ГАС, працюючі в пасивному і активному режимах. В них при роботі в пасивному режимі визначається пеленг на ціль, а потім в напрямі на знайдену ціль посилається звуковий імпульс (активний режим). Відображена від цілі звукова хвиля сприймається гідрофоном. Дальність до цілі визначається за часом між посилкою імпульсу і його прийомом. Як індикатор в таких системах звичайно використовується електронно-променева трубка (ЕПТ). На екрані ЕПТ в пасивному режимі спостерігається лінія, що світиться, напрям якої дає пеленг на ціль. Дальність визначається по відстані від центру екрану трубки до точки, що світиться, яка має назву «мітка цілі».

Як джерело і приймач звуку служить один і той же пристрій, в якому використовується принцип оборотності п'єзоелектричного або магнітострикційного ефектів.

До комплекту літакової ГАС входить бортова частина (УКХ приймач) і комплект гідроакустичних буйів (до 20 шт.), що скидаються з літака у воду в районі спостереження цілі.

Гідроакустичний буй призначений для одноразової дії. Його структурна схема показана на рис. 5.28.

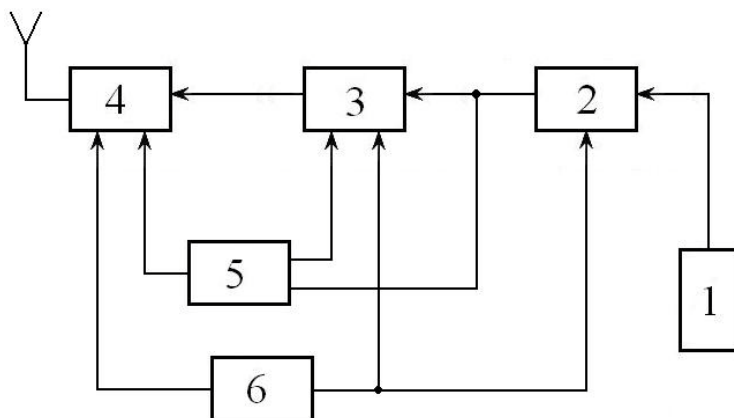


Рис. 5.28. Структурна схема гідроакустичного буя

Звуковий сигнал від цілі сприймається за допомогою магнітострикційного приймача звуку 1, де він перетворюється в електричний сигнал у вигляді напруги звукової частоти, яка поступає на вхід підсилювача низької частоти 2. Після посилення сигнал подається на вхід модулятора 3, в якому колювання високої частоти модулюються спектром шумів цілі (5-10 кГц). З виходу модулятора сигнал поступає на передавач 4.

Радіобуй може працювати в одному з двох режимів:

1. При приводнюванні буя включається тільки підсилювач низької частоти, а модулятор і передавач включаються за допомогою автопуску 5 при перевищенні сигналом на виході підсилювача заданого рівня шумів.

2. При приводнюванні одночасно включається підсилювач низької частоти, модулятор і передавач (автопуск при цьому не працює).

Для того, щоб можна було визначити, в районі якого з буйів знаходиться ціль, передавач кожного буя працює на своїй фіксованій хвилі. Живлення усіх елементів буя здійснюється від джерела, час дії якого складає декілька десятків годин.

Гідроакустичний буй забезпечений механізмом самоліквідації, що затопляє його через певний час. Для полегшення пошуку буя, що працює в режимі передачі, він

забезпечений пакетом з фарбником, що створює навкруги буя яскраву забарвлену пляму, видиму з літака на відстані до 2 км.

Установка буїв проводиться скиданням їх в районі нагляду з висоти 200 м на швидкостях польоту до 500 км/год. Скидання здійснюється за допомогою парашута, який у момент зіткнення буя з поверхнею воли відділяється і тоне. Одночасно з цим висувається антена і відділяється приймач звуку (гідрофон), який під дією сили тяжіння занурюється на глибину, яка визначається довжиною кабелю, що сполучає гідрофон з буєм.

3.4. Особливості використання гідроакустичних систем

Бортова апаратура ГАС застосовується в двох режимах:

1. *Автоматичний режим.* При цьому відбувається пошук працюючого в режимі передачі буя шляхом послідовної автоматичної перебудови на всіх фіксованих хвилях (число яких рівне числу буїв, обслуговуваних бортовою апаратурою). З отриманням сигналу від одного з буїв перебудова автоматично припиняється.

2. *Режим підстроювання.* Оператор проводить у ручну точну настройку на необхідну фіксовану хвилю і здійснює прослуховування сигналу працюючого буя. Після цього приймальний пристрій перемикається оператором в компасний режим. До входу приймального пристрою підключається антена направленої дії, за допомогою якої здійснюється виведення літака в район працюючого буя.

Основним показником ефективності авіаційних гідроакустичних систем є дальність виявлення об'єкту розвідки, що є джерелом шуму.

В гідроакустиці розрахунок дальності дії станції проводять шляхом підрахунку дальності, обмеженої рефракцією (геометрична дальність), і дальності, обмеженої енергетичними можливостями апаратури (енергетична дальність).

Під геометричною дальністю розуміється горизонтальна відстань D від джерела звуку до проекції цілі на поверхню моря (рис. 5.29):

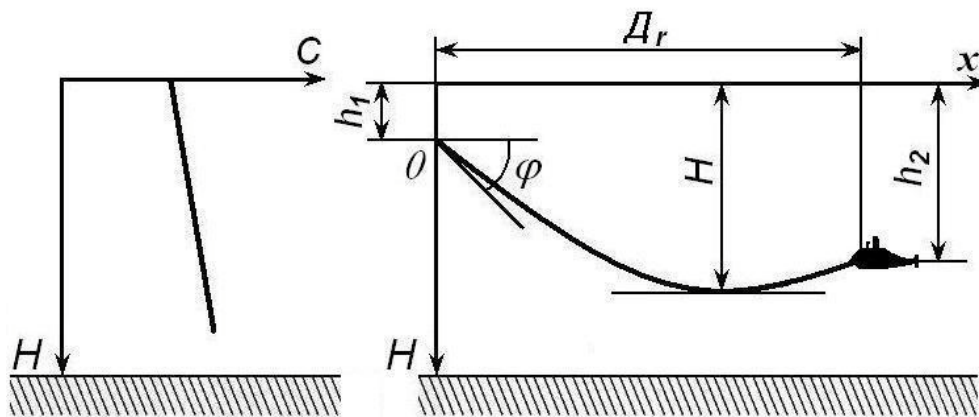


Рис. 5.29. Геометрична дальність при позитивній рефракції

$$D = \sqrt{\frac{2c_0}{G}} (\sqrt{h_1} + \sqrt{h_2})$$

- де c_0 – швидкість звуку на рівні джерела;
 G – градієнт швидкості звуку;
 h_1 – глибина джерела звуку;
 h_2 – глибина занурення цілі.

Енергетична дальність дії визначається тією мінімальною інтенсивністю сигналу I_{min} , при якій сигнал може бути зареєстрований на фоні гідроакустичних перешкод:

$$I_{min} = \delta^2 I_n,$$

де I_n – інтенсивність гідроакустичної перешкоди в точці прийому, на фоні якої приймається сигнал;

δ – коефіцієнт розпізнавання.

Величина I_{min} залежить від відстані до цілі. Чим менша ця відстань, тим більша інтенсивність корисного сигналу. Отже, збільшення сили корисного сигналу еквівалентне зменшенню дальності дії станції (при незмінних її параметрах). З другого боку, з формули виходить, що при даному рівні перешкод із зменшенням коефіцієнта розпізнавання мінімально необхідний рівень корисного сигналу зменшується, що еквівалентне збільшенню дальності дії станції.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Доброленский Ю.П. и др. Авиационное оборудование. - М.: Воениздат, 1989.
2. Артеменко Ю.Д. и др. (под ред. Чинаева П.И.). Авиационное оборудование самолетов. - М.: Воениздат, 1976.
3. Лебедев А.А. Автоматическое и электрическое оборудование летательных аппаратов. - М.: Воениздат, 1979.
4. Брускин Д.Э. и др. Автоматическое и электрическое оборудование летательных аппаратов. - М.: Воениздат, 1969.
5. Иваненко А.П. (под ред. Брускина Д.Э.). Автоматическое, приборное и высотное оборудование летательных аппаратов. - М.: Воениздат, 1971.
6. Демушкин С.К. и др. (под ред. Лебедева А.А.). Системы электронной автоматики, приборное и высотное оборудование летательных аппаратов. - М.: Воениздат, 1978.
7. Шумихин В.А. и др. (под ред. Лебедева А.А.). Основы авиационной техники. Ч.II. Авиационное оборудование. Радиоэлектронное оборудование. - М.: Воениздат, 1978.
8. Алексеев В.И., Бондарский И.А. Разведывательное и светотехническое оборудование летательных аппаратов. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1971.
9. Городниченко С.И., Тепляков Н.А. Описание щелевого аэрофотоаппарата АЩАФА-5. - Киев: КВИАВУ ВВС, 1963.
10. Илюшин Ю.С., Олизаров В.В. Кислородное оборудование летательных аппаратов и высотное спецснаряжение. - М.: Воениздат, 1970.
11. Косяк Ю.В. Фотоприставка ФАРМ-2. - Киев: КИИГА, 1976.
12. Богачков Н.И., Кононов В.И., Рукосуев Б.Г., Тепляков Н.А. Технические средства воздушной разведки. - Киев: КВВАИУ, 1974.

ЗМІСТ

| | |
|--|-----------|
| ВСТУП..... | 6 |
| 1. КЛАСИФІКАЦІЯ АВІАЦІЙНОГО ОБЛАДНАННЯ ТА ЗАВДАННЯ, ЯКІ ВИРІШУЮТЬСЯ ПРИ ЙОГО ВИКОРИСТАННІ | 6 |
| 1.1. <i>Завдання, які вирішує авіаційне обладнання</i> | 6 |
| 1.2. <i>Класифікація авіаційного обладнання</i> | 6 |
| 2. УМОВИ РОБОТИ АВІАЦІЙНОГО ОБЛАДНАННЯ ТА ТАКТИКО-ТЕХНІЧНІ ВИМОГИ ДО НЬОГО | 8 |
| 2.1. <i>Умови роботи авіаційного обладнання</i> | 8 |
| 2.2. <i>Тактико-технічні вимоги до авіаційного обладнання</i> | 9 |
| РОЗДІЛ І. КИСНЕВЕ ОБЛАДНАННЯ ТА ЗАХИСНЕ СПОРЯДЖЕННЯ ВІЙСЬКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ..... | 11 |
| ТЕМА 1. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЖИТТЄДІЯЛЬНОСТІ ЕКІПАЖУ ВІЙСЬКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ В УМОВАХ ВИСОТНОГО ПОЛЬОТУ | 11 |
| 1. ОСНОВНІ ПАРАМЕТРИ АТМОСФЕРИ ЗЕМЛІ | 11 |
| 1.1. <i>Складові атмосфери</i> | 11 |
| 1.2. <i>Основні параметри атмосфери</i> | 12 |
| 1.3. <i>Види польотів літаків в залежності від висоти</i> | 12 |
| 2. ВПЛИВ АТМОСФЕРНИХ ПАРАМЕТРІВ | 13 |
| 3. ВПЛИВ ФАКТОРІВ, ПОВ'ЯЗАНИХ З ДИНАМІКОЮ ПОЛЬОТУ | 15 |
| 4. ВПЛИВ ФАКТОРІВ, ПОВ'ЯЗАНИХ З ПЕРЕБУВАННЯМ ЕКІПАЖУ В ГЕРМЕТИЧНІЙ КАБІНІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА | 15 |
| 5. СПОСОБИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЖИТТЄДІЯЛЬНОСТІ ЕКІПАЖУ. СИСТЕМИ ІНДИВІДУАЛЬНОГО ЗАХИСТУ | 16 |
| 6. ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ ГЕРМЕТИЧНОЇ КАБІНИ ВЕНТИЛЯЦІЙНОГО ТИПУ ... | 18 |
| 6.1. <i>Призначення</i> | 18 |
| 6.2. <i>Принципи побудови системи кондиціонування повітря</i> | 19 |
| 7. ЗАСОБИ РЕГУЛЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ І ТИСКУ ПОВІТРЯ..... | 20 |
| 7.1. <i>Програми регулювання тиску повітря в герметичній кабіні літака</i> | 20 |
| 7.2. <i>Способи регулювання температури повітря в герметичній кабіні літака</i> | 21 |
| ТЕМА 2. КИСНЕВЕ ОБЛАДНАННЯ І ВИСОТНЕ СПЕЦІАЛЬНЕСПОРЯДЖЕННЯ ВІЙСЬКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ..... | 22 |
| 1. КЛАСИФІКАЦІЯ СИСТЕМ КИСНЕВОГО ЖИВЛЕННЯ | 22 |
| 1.1. <i>Систем кисневого живлення безупинної подачі</i> | 22 |
| 1.2. <i>Систем кисневого живлення перериваної подачі</i> | 23 |
| 1.3. <i>Систем кисневого живлення комбінованої подачі</i> | 24 |
| 2. ЗАХОДИ БЕЗПЕКИ ПРИ РОБОТІ З КИСНЕВИМ ОБЛАДНАННЯМ..... | 25 |
| 3. ВИМОГИ ЩОДО ЕКСПЛУАТАЦІЇ СИСТЕМ КИСНЕВОГО УСТАТКУВАННЯ..... | 26 |
| 3.1. <i>Загальні питання</i> | 26 |
| 3.2. <i>Вимоги щодо експлуатації систем кисневого живлення</i> | 27 |
| 3.3. <i>Можливі несправності кисневого устаткування</i> | 28 |
| 4. ВИСОТНЕ СПЕЦІАЛЬНЕ СПОРЯДЖЕННЯ ЛІТАКА-ШТУРМОВИКА | 28 |
| 4.1. <i>Киснева маска КМ-34</i> | 28 |
| 4.2. <i>Захисний шолом ЗШ-5А</i> | 29 |
| 4.3. <i>Протиперевантажувальний костюм ППК-1У</i> | 30 |
| 4.4. <i>Вентиляційний костюм ВК-3М</i> | 31 |
| 5. КИСНЕВЕ ОБЛАДНАННЯ..... | 32 |
| 5.1. <i>Основна киснева система</i> | 32 |
| 5.2. <i>Крісельна киснева система</i> | 34 |

| | |
|--|-----------|
| 6. КАТАПУЛЬТНЕ КРІСЛО | 36 |
| 6.1. Система управління катапультиванням..... | 36 |
| 6.2. Електрообладнання катапультичного крісла К-36Л | 37 |
| 6.3. Робота механізму управління катапультиванням..... | 38 |
| 7. ОСОБЛИВОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СИСТЕМИ КИСНЕВОГО ЖИВЛЕННЯ І ВИСОТНОГО СПЕЦІАЛЬНОГО СПОРЯДЖЕННЯ ЛІТАКА-ШТУРМОВИКА | 39 |
| 7.1. Перевірка висотного спеціального спорядження | 39 |
| 7.2. Заправка системи газоподібним киснем | 39 |
| 7.3. Перевірка готовності кисневого обладнання до застосування..... | 40 |
| 8. ВИСОТНЕ СПЕЦІАЛЬНЕ СПОРЯДЖЕННЯ ЛІТАКА-ВИНИЩУВАЧА..... | 41 |
| 8.1. Висотно-компенсаційний костюм ВКК-6М..... | 41 |
| 8.2. Герметичний шолом ГШ-6М..... | 43 |
| 9. КОМПЛЕКТ СИСТЕМИ КИСНЕВОГО ЖИВЛЕННЯ ЛІТАКА-ВИНИЩУВАЧА | 45 |
| 9.1. Основна киснева система | 45 |
| 9.2. Крісельна киснева система..... | 47 |
| 10. КИСНЕВИЙ ПРИЛАД КП-52М | 48 |
| 11. ПРИНЦИП РОБОТИ ККО-5 | 51 |
| 11.1. Призначення та склад комплекту кисневого обладнання ККО-5..... | 51 |
| 11.2. Режими роботи ККО-5 | 51 |
| РОЗДІЛ II. ТЕХНІЧНІ ЗАСОБИ ПОВІТРЯНОЇ РОЗВІДКИ | 58 |
| ТЕМА 3. ПОВІТРЯНА РОЗВІДКА ТА ОСНОВИ ПОВІТРЯНОГО ФОТОГРАФУВАННЯ | 58 |
| 1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ПОВІТРЯНУ РОЗВІДКУ | 58 |
| 1.1. Роль і місце повітряної розвідки в системі управління бойовими діями авіації | 58 |
| 1.2. Коротка історія тактичних засобів повітряної розвідки..... | 59 |
| 1.3. Характеристика об'єктів розвідки | 59 |
| 1.4. Задачі повітряної розвідки | 61 |
| 2. КЛАСИФІКАЦІЯ ТА КОРОТКА ХАРАКТЕРИСТИКА ТАКТИЧНИХ ЗАСОБІВ ПОВІТРЯНОЇ РОЗВІДКИ..... | 61 |
| 2.1. Класифікація тактичних засобів повітряної розвідки..... | 61 |
| 2.2. Коротка характеристика тактичних засобів повітряної розвідки..... | 62 |
| 3. ОСОБЛИВОСТІ ПОВІТРЯНОГО ФОТОГРАФУВАННЯ ТА ОБРОБКИ ЙОГО РЕЗУЛЬТАТІВ | 63 |
| 3.1. Особливості повітряного фотографування..... | 63 |
| 3.2. Організація аерофотослужб у військах..... | 64 |
| 4. ПРИЗНАЧЕННЯ АЕРОФОТООБЛАДНАННЯ | 66 |
| 5. ВИДИ ПОВІТРЯНОГО ФОТОГРАФУВАННЯ..... | 66 |
| 6. КЛАСИФІКАЦІЯ АЕРОФОТОАПАРАТІВ | 68 |
| 7. ТИПОВА СХЕМА Й ОСНОВНІ ВУЗЛИ АЕРОФОТОАПАРАТІВ | 70 |
| 8. СКЛАД І БУДОВА СВІТЛОЧУТЛИВИХ МАТЕРІАЛІВ | 72 |
| 9. ПОНЯТТЯ ПРО СЕНСИБІЛІЗАЦІЮ І ДЕСЕНСИБІЛІЗАЦІЮ | 74 |
| 9.1. Світлочутливі характеристики фотоматеріалів..... | 74 |
| 9.2. Спектральні характеристики фотоматеріалів..... | 76 |
| 10. ОДЕРЖАННЯ ЗОБРАЖЕННЯ Й ОБРОБКА РОЗВІДМАТЕРІАЛІВ. СЕНСИТОМЕТРІЯ..... | 77 |
| 10.1. Одержання фотографічного зображення | 77 |
| 10.2. Сенситометрія..... | 78 |
| 11. КОЛЬОРОВІ ТА СПЕКТРОЗОНАЛЬНІ МАТЕРІАЛИ..... | 80 |
| 12. АЕРОФОТОЗНІМАЛЬНІ СВІТЛОФІЛЬТРИ | 83 |
| 13. ДЕФОКУСУВАННЯ ОПТИЧНОГО ЗОБРАЖЕННЯ | 86 |
| 14. ЗАСОБИ КОМПЕНСУВАННЯ ДЕФОКУСУВАННЯ | 90 |

| | |
|---|------------|
| 15. ПОНЯТТЯ ПРО ЗСУВ ЗОБРАЖЕННЯ | 93 |
| 16. МЕХАНІЧНА КОМПЕНСАЦІЯ ЗСУВУ ЗОБРАЖЕННЯ | 98 |
| 17. ОПТИЧНА КОМПЕНСАЦІЯ ЗСУВУ ЗОБРАЖЕННЯ | 100 |
| 17.1. Оптична компенсація зсуву зображення поворотом аерофотоапарата | 100 |
| 17.2. Оптична компенсація зсуву зображення поворотом дзеркала чи призми | 102 |
| 17.3. Оптична компенсація зсуву зображення поворотом оптичних клинів | 103 |
| ТЕМА 4. КОНСТРУКЦІЯ ТА ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ АЕРОФОТОАПАРАТІВ..... | 109 |
| 1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО КАДРОВІ АЕРОФОТОАПАРАТИ | 109 |
| 1.1. Аерознімок і його параметри | 109 |
| 1.2. Склад кадрового аерофотоапарата | 110 |
| 1.3. Елементи і механізми кадрових аерофотоапаратів | 112 |
| 2. КОНСТРУКЦІЇ КАДРОВИХ АЕРОФОТОАПАРАТІВ | 138 |
| 2.1. Денні однокамерні кадрові аерофотоапарати | 138 |
| 2.2. Денні багатокамерні кадрові аерофотоапарати | 153 |
| 2.3. Нічні однокамерні кадрові аерофотоапарати | 155 |
| 3. ОСОБЛИВОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ КАДРОВИХ АЕРОФОТОАПАРАТІВ | 157 |
| 3.1. Експлуатаційні вимоги до розміщення фотоустаткування на летальних апаратах | 157 |
| 3.2. Загальні вимоги до експлуатації аерофотоустаткування | 157 |
| 3.3. Наземна експлуатація аерофотоапаратів | 158 |
| 4. ПРИЗНАЧЕННЯ, СКЛАДОВІ ТА ПРИНЦИП ДІЇ ЦІЛИННИХ АЕРОФОТОАПАРАТІВ | 162 |
| 4.1. Призначення і принцип дії цілинних аерофотоапаратів | 162 |
| 4.2. Структурна схема цілинного аерофотоапарата | 164 |
| 4.3. Види аерофотографування, які виконуються за допомогою цілинних аерофотоапаратів | 166 |
| 4.4. Особливості кінематичної й електричної схем цілинних аерофотоапаратів ... | 166 |
| 5. КОНСТРУКЦІЇ ЦІЛИННИХ АЕРОФОТОАПАРАТІВ | 170 |
| 5.1. Основні технічні дані цілинних аерофотоапаратів | 170 |
| 5.2. Автоматичний цілинний аерофотоапарат АЩАФА-5 | 171 |
| 6. ОСОБЛИВОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЦІЛИННИХ АЕРОФОТОАПАРАТІВ | 190 |
| 7. АЕРОФОТОПРИСТАВКИ | 190 |
| 7.1. Призначення та режими роботи аерофотоприставок | 190 |
| 7.2. Конструкція та принцип дії аерофотоприставки ФАРМ-2 | 191 |
| 7.3. Принципова схема аерофотоприставки ФАРМ-2 | 195 |
| ТЕМА 5. СПЕЦІАЛЬНІ ТЕХНІЧНІ ЗАСОБИ ПОВІТРЯНОЇ РОЗВІДКИ..... | 198 |
| 1. ІНФРАЧЕРВОНІ ЗАСОБИ ПОВІТРЯНОЇ РОЗВІДКИ | 198 |
| 1.1. Особливості інфрачервоних засобів повітряної розвідки і їх класифікація | 198 |
| 1.2. Типові схеми інфрачервоних систем повітряної розвідки | 199 |
| 1.3. Пристрої розгортки | 203 |
| 1.4. Основні характеристики інфрачервоних засобів повітряної розвідки | 205 |
| 1.5. Особливості експлуатації інфрачервоних засобів повітряної розвідки | 207 |
| 2. АЕРОМАГНІТОМЕТРИ | 208 |
| 2.1. Коротка характеристика магнітного поля Землі | 208 |
| 2.2. Принцип дії магнітометричних систем | 210 |
| 2.3. Ферозондові аеромагнітометри | 212 |
| 2.4. Ядерні аеромагнітометри | 214 |
| 3. ГІДРОАКУСТИЧНІ СТАНЦІЇ ПОВІТРЯНОЇ РОЗВІДКИ | 216 |
| 3.1. Стислі відомості про гідроакустичне поле | 219 |
| 3.2. Гідроакустичні датчики | 221 |

| | |
|---|------------|
| 3.3. Структурні схеми авіаційних гідроакустичних систем | 224 |
| 3.4. Особливості використання гідроакустичних систем..... | 226 |
| СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ | 228 |

Навчально - методичне видання

АВІАЦІЙНЕ ОБЛАДНАННЯ ВІЙСЬКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Навчальний посібник

Укладачі: ІВАНОВ Володимир Львович, РУГАЙН Олександр Володимирович,
ЧЕКЕД Ігор Володимирович

Редактор (літературний) Р.С. Ткаченко
Технічний редактор В.Л. Іванов
Художній редактор О.В. Ругайн