

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
Санкт-Петербургский
государственный университет аэрокосмического приборостроения

Б. Н. Формозов

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ФОТОПРИЕМНЫЕ
УСТРОЙСТВА В ВИДИМОМ
И ИНФРАКРАСНОМ ДИАПАЗОНАХ

Учебное пособие

Санкт-Петербург
2002

УДК 629.78.05:621.384.3(075)

ББК 32.854

Ф80

Формозов Б. Н.

Ф80 Аэрокосмические фотоприемные устройства в видимом и инфракрасном диапазонах: Учеб. пособие / СПбГУАП. СПб., 2002. 120 с.: ил.

Изложены основы экспериментальной техники низких температур при исследовании охлаждаемых ПИ, а также методы и способы создания криостатированных фотоприемных устройств на основе ПИ для наземной и внеатмосферной астрономии, космических исследований, ракетной техники и космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли в инфракрасном диапазоне.

Предназначено для студентов технических университетов, а также научных работников и инженеров, специализирующихся в области аэрокосмической электроники.

Рецензенты:

ГУП НПП "ЭЛЕКТРОН-ОПТРОНИК";
доктор физико-математических наук профессор *В. Г. Иванов*

Утверждено
редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия

Учебное издание

Формозов Борис Николаевич

**АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ФОТОПРИЕМНЫЕ
УСТРОЙСТВА В ВИДИМОМ
И ИНФРАКРАСНОМ ДИАПАЗОНАХ**

Учебное пособие

Редактор *А. В. Семенчук*
Компьютерная верстка *Н. С. Степановой*

Сдано в набор 10.06.02. Подписано к печати 16.08.02. Формат 60×84 1/16. Бумага тип. №3. Печать офсетная. Усл. печ. л. 6,97. Усл. кр.-отт. 7,62. Уч. -изд. л.5,78. Тираж 150 экз. Заказ №

Редакционно-издательский отдел
Отдел электронных публикаций и библиографии библиотеки
Отдел оперативной полиграфии
СПбГУАП

190000, Санкт-Петербург, ул. Б. Морская, 67

© СПбГУАП, 2002
© Б. Н. Формозов, 2002

СПИСОК УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

АЧТ	– абсолютно черное тело
БАУ	– березовый активированный уголь
БИС	– большие интегральные схемы
БТА	– большой телескоп азимутальный
ВКУ	– видеоконтрольное устройство
ВП	– военная приемка
ГИС	– гибридные интегральные схемы
ГКМ	– газовые криогенные машины
ГМО	– германий монокристаллический для оптоэлектроники
ГРШ	– генерационно-рекомбинационный шум
ДРС	– дроссельные рефрижеративные системы
ЕРПЗ	– естественный радиоактивный пояс Земли
ЖРД	– жидкостный реактивный двигатель
ЗУ	– запоминающее устройство
ИРПЗ	– искусственный радиоактивный пояс Земли
КА	– космический аппарат
КРТ	– космический радиационный теплообменник
КСО	– космическая система охлаждения
МБР	– межконтинентальная баллистическая ракета
МКС	– микрокриогенная система
МФР	– мозаичная фокальная решетка
МФС	– международная фотометрическая система
ОС	– оптическая система
ПЗС	– прибор с зарядной связью
ПИ	– приемник излучения
ППЗ	– прибор с переносом заряда
РД	– реактивный двигатель
РСО	– радиационная система охлаждения
САХ	– сублимационный аккумулятор холода
СБ	– солнечная батарея
СБИС	– сверхбольшая интегральная система

- СКИ – солнечное корпускулярное излучение
СПРН – система предупреждения о ракетном нападении
ТВС – телевизионная система
ТВУ – телевизионная узкоугольная камера
ТДН – телевизионный датчик наведения
ТРД – турбореактивный двигатель
ТТФЭП – твердотельный фотоэлектрический телевизионный преобразователь
ТЭБ – термоэлектрическая батарея
ТЭО – термоэлектрический охладитель
ФПД – фотоприемный датчик
ФПЗС – фотоприемный прибор с зарядовой связью
ФППЗ – фотоприемный прибор с переносом заряда
ФПУ – фотоприемное устройство
ЭВТИ – экранно-вакуумная теплоизоляция
NEP – мощность, эквивалентная шуму

ПРЕДИСЛОВИЕ

В современной литературе имеется много статей, обзоров и монографий по вопросам построения фотоприемных устройств и целых оптико-электронных систем для авиации, космоса, наземной и внеатмосферной астрономии как в видимой, так и в инфракрасной областях спектра.

Однако большая часть этих изданий посвящена либо физике работы самих фотоприемников, либо методам формирования и обработки видеосигналов изображения. Как правило, эти издания громоздки и не содержат конкретного материала по созданию фотоприемных устройств как законченного электронного прибора, содержащего фотоприемник, криостатирующее устройство и охладитель. Кроме того, многие из них труднодоступны.

Целью настоящего учебного пособия является изложение материала по построению фотоприемных устройств авиационного и космического базирования как комплекса: оптическая система – фотоприемный датчик – криостатирующее устройство – система охлаждения.

1. ВИДИМОЕ И ИНФРАКРАСНОЕ ИЗЛУЧЕНИЕ. ОСНОВНЫЕ ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

В повседневной жизни люди часто сталкиваются с самыми различными излучениями. Солнечный свет, теплота, радиоволны или рентгеновское излучение при своих различиях глубоко связаны по природе – все они представляют собой электромагнитное излучение. Распространяются они со скоростью света, для всех имеет место отражение, преломление, дифракция и поляризация.

Существует масса приемных устройств, которые способны воспринимать эти виды излучений. Здесь будем рассматривать только те виды приемников и приемных устройств, которые представляют собой большие интегральные схемы (БИС) или целые гибридные интегральные сборки (ГИС), содержащие несколько БИС, элементы соединений, обработки и формирования электрического сигнала.

Кроме того, из всего многообразия таких устройств будем рассматривать только те приборы и устройства, которые обеспечивают необходимые параметры технической характеристики только при глубоком охлаждении – от температур 220–240 К до криогенных температур (ниже 120 К), т. е. 30–80 К. Это обусловлено, во-первых, тем, что все они предназначены для обнаружения и формирования изображений от слабых источников излучения при большой дальности. Указанные приемники предназначены для:

- тепловых головок самонаведения ракет и навигационных систем крылатых ракет;
- систем типа FLIR (Forward Looking Infrared) самолетов;
- систем обнаружения стартов межконтинентальных баллистических ракет (МБР) и их разделяющихся частей;

Во-вторых, аэрокосмическое базирование этих систем предъявляет повышенные требования к ним по стойкости к внешним воздействиям: механическим, климатическим и специальным (это – факторы ядерного взрыва, 9 СКИ (солнечных корпускулярных излучений), электроны и протоны ЕРПЗ и ИРПЗ – естественных и искусственных радиоактив-

ных поясов Земли. Правда, созданный американцами ИРПЗ (13–14 тыс. км) уже в основном рассеялся.

Длина волны и частота электромагнитного излучения связаны соотношением

$$\lambda\nu = c, \tag{1.1}$$

где λ – длина волны, мкм; ν – частота, Гц; c – скорость света, $3 \cdot 10^{10}$ см·с⁻¹.

Из всего электромагнитного спектра от 0,1 А⁰ (гамма-лучи) до 100 км (звуковые частоты) рассмотрим лишь область длин волн, представленную на рис. 1.1.



Рис. 1.1

Независимо от того, приемники видимого или инфракрасного диапазонов рассматриваются, все параметры представлены в энергетических величинах для точечных источников (табл. 1.1).

Таблица 1.1

Энергетические величины

Обозначение	Наименование	Определение	Размерность
U	Энергия излучения	Энергия, переносимая электромагнитными волнами	Дж
u	Плотность энергии излучения	Энергия излучения на единицу объема	Дж·см ⁻³
P	Лучистый поток	Скорость передачи энергии излучения	Вт
W	Плотность излучения	Число фотонов, испускаемых в секунду с единицы площади	фотон·с ⁻¹ ·см ⁻²
J	Сила излучения	Лучистый поток в единичном телесном угле	Вт·стер ⁻¹

Обозначение	Наименование	Определение	Размерность
N	Лучистость (энергетическая яркость)	Лучистый поток в единичном телесном угле с единицы	$\text{Вт} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{стер}^{-1}$
E	Облученность	Лучистый поток, падающий на единицу площади	$\text{Вт} \cdot \text{см}^{-2}$
ϵ	Коэффициент излучения (излучательная способность, интегральная степень черноты)	Отношение плотности излучения источника к плотности излучения АЧТ при той же температуре	—
α	Коэффициент поглощения (поглощательная способность)	Отношение поглощенного лучистого потока к падающему лучистому потоку	—
ρ	Коэффициент отражения	Отношение отраженного лучистого потока к падающему	—
τ	Коэффициент пропускания	Отношение пропущенного лучистого потока к падающему	—

На самом деле понятие точечного источника излучения – идеальное. Все источники – протяженные. Но на практике при больших расстояниях облученность от точечного источника на расстоянии от него вычисляется по формуле:

$$E = \frac{J}{d^2}, \quad \text{Вт} \cdot \text{стер}^{-1} \cdot \text{см}^{-2}. \quad (1.2)$$

1.1. Тепловое излучение

Нагретые тела (твердые и жидкие) характеризуются непрерывным распределением излучения по спектру длин волн с единственным максимумом, положение которого зависит от температуры источника. Такие источники называют тепловыми, а тела эти обычно находятся в состоянии термодинамического равновесия. Излучение пламени или электрического разряда в газах не непрерывно по спектру, а сконцентрировано в узких интервалах – линиях и полосах. Такие источники называют селективными.

Примерами селективных излучателей являются факелы двигателей самолетов и ракет, а также слои в скачке уплотнения, окружающие возвращающийся в атмосферу космический аппарат (КА) и отделившиеся боеголовки МБР.

Фундаментальным понятием при изучении теплового излучения является понятие об абсолютно черном теле (АЧТ), т. е. теле, поглощающем все падающее на него излучение любых длин волн.

Спектральное распределение излучения АЧТ описывается законом Планка (в табл. 1.1 $\varepsilon \equiv 1$):

$$W_\lambda = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \frac{1}{e^{ch/kT\lambda} - 1}. \quad (1.3)$$

Формулу (1.3) обычно записывают

$$W_\lambda = \frac{c_1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{c_2/\lambda T} - 1}, \quad (1.4)$$

где W_λ – спектральная плотность излучения, $\text{Вт} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{мкм}^{-1}$; λ – длина волны, мкм; h – постоянная Планка ($6,62 \cdot 10^{-34} \text{ Вт} \cdot \text{с}^2$); T – абсолютная температура, К; c – скорость света, ($3 \cdot 10^{10} \text{ см} \cdot \text{с}^{-1}$); $C_1 = 2\pi hc^2 = 3,74 \cdot 10^4 \text{ Вт} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{мкм}^4$; $C_2 = ch/k = 1,44 \cdot 10^4 \text{ мкм} \cdot \text{К}$; k – постоянная Больцмана, ($1,38 \cdot 10^{-23} \text{ Вт} \cdot \text{с} \cdot \text{К}^{-1}$).

Спектральная плотность излучения АЧТ в диапазоне температур от 500 до 900 К показана на рис. 1.2.

Из рис. 1.2 видно, что полный лучистый поток, излучаемый АЧТ, быстро возрастает с ростом температуры. Закон этого возрастания можно получить, проинтегрировав уравнение Планка (1.3)

$$W = \int_0^\infty W_\lambda d\lambda = \frac{2\pi^5 k^4}{15c^2 h^3} T^4 \sigma T^4. \quad (1.5)$$

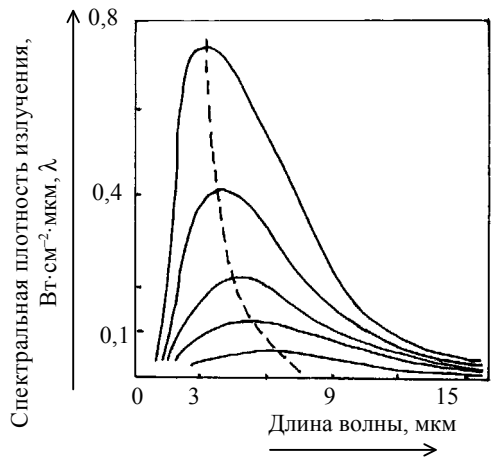


Рис. 1.2

Соотношение (1.5) называется законом Стефана – Больцмана, а σ – постоянной Стефана – Больцмана:

$$\sigma = 5,67 \cdot 10^{-12} \text{ Вт} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{К}^{-4}.$$

Итак, полное излучение АЧТ возрастает пропорционально T^4 . Про- дифференцировав уравнение Планка (1.2), получим закон смещения Вина:

$$\lambda_{\max} T = a, \quad (1.6)$$

где λ_{\max} – длина волны, на которой наблюдается максимум распреде- ления спектральной плотности излучения по длинам волн, а $a = 2898 \text{ мкм} \cdot \text{К}$.

Из квантовой механики известно, что тепловое излучение есть по- ток квантов Бозевского газа – фотонов.

Энергия теплового фотона:

$$\frac{hc}{\lambda} = \frac{1,99 \cdot 10^{-19}}{\lambda}, \text{ Вт} \cdot \text{с}, \quad (1.7)$$

т. е. $1,0 \text{ Вт} \approx 5 \cdot 10^{18} \text{ фотон} \cdot \text{с}^{-1}$.

1.2. Прохождение излучения через атмосферу

При проектировании инфракрасной системы любой разработчик решает задачу создания аппаратуры по следующей схеме (рис. 1.3).

Далее будет показано, что модулятор необходим только при ис- пользовании линейных приемников. При использовании телевизи- онных матричных приемников модулятор не нужен. Однако почти всегда (за исключением случая "космос–космос") излучение от цели проходит сквозь слой земной атмосферы и либо ослабляет- ся, либо вовсе затухает за счет рассеяния и поглощения молеку- лами водяного пара, углекислого газа и озона. Спектральное пропус- кание атмосферой излучения, измеренное на горизонтальной трас- се протяженностью 1,8 км на уровне моря, приведено на рис. 1.4.

Сверхкоротковолновое ультрафиолетовое излучение задерживает озоновый слой на высоте около 80 км.

На рис. 1.4: a – обычный ультрафиолет – от 0,2 до 0,4 мкм и видимый диапазон – от 0,45 до 0,8 мкм; b – ближний ИК – диапазон (0,8–2,6 мкм);

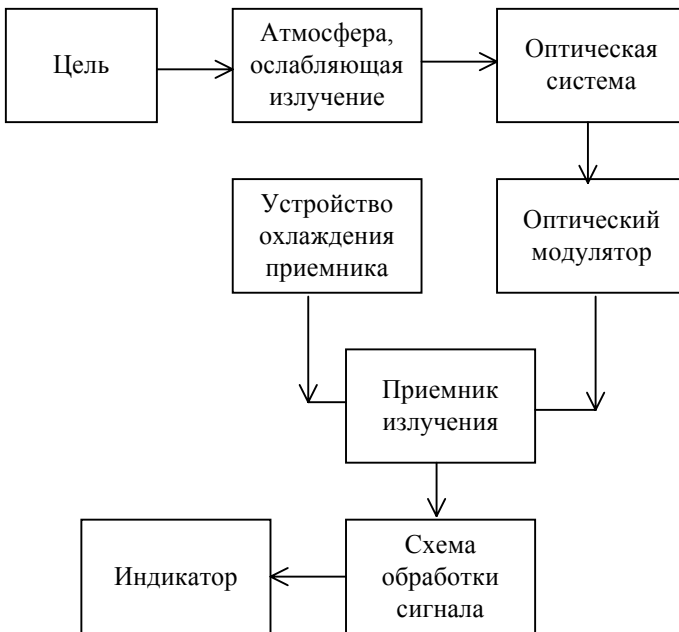


Рис. 1.3

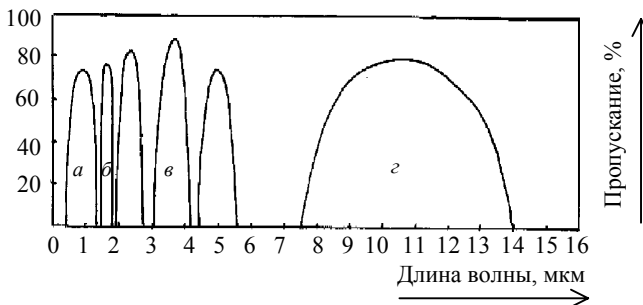


Рис. 1.4

в – средний ИК – диапазон (2,9–6,0 мкм); *z* – дальний ИК-диапазон (8,0–14,0 мкм). В атмосфере имеются окна прозрачности, которые стандартизованы в Международной фотометрической системе (МФС) через $\lambda \pm \Delta\lambda$:

– в видимом и начале ближнего ИК-диапазонов: B , V , R , J – до 1,2 мкм;

– H -диапазон – $(1,6 \pm 0,1)$ мкм;

– K -диапазон – $(2,2 \pm 0,3)$ мкм;

– L -диапазон – $(3,6 \pm 0,45)$ мкм;

– M -диапазон – $(4,6 \pm 0,5)$ мкм;

– N -диапазон – $(10,0 \pm 2,0)$ мкм;

– Q -диапазон – $(20,0 \pm 0,4)$ мкм.

Между полосами прозрачности имеются полосы полного поглощения ИК-излучения атмосферой, в основном, углекислым газом CO_2 :

2,6–2,9 мкм; 4,2–4,4 мкм и парами воды H_2O : 5,0–8,0 мкм.

Аэрокосмические приемники изображения используют те или другие полосы пропускания или поглощения в зависимости от назначения.

1.3. Входные оптические окна и фильтры изображения

Все глубоко охлаждаемые приемники изображения должны быть изолированы от внешней среды путем размещения в устройстве, именуемом "криостатом". Криостатам в дальнейшем будет посвящен специальный раздел.

Криостатом называется устройство, в котором за счет различных фазовых превращений в твердых телах, жидкостях или газах обеспечивается термостатирование на том или ином уровне криогенных температур.

Для пропускания излучения криостаты снабжаются входными оптическими окнами, имеющими необходимую полосу пропускания излучения, а для формирования заданной рабочей полосы длин волн ИК-приемника – охлаждаемыми фильтрами изображения.

В табл. 1.2 приведены наиболее распространенные материалы, используемые для изготовления входных оптических окон.

Таблица 1.2

Материал	Полоса пропускания, мкм	Коэффициент преломления
Плавленый кварц КИ	0,3–4,5	1,43
Лейкосапфир	0,3–5,5	1,67
Иртран-2 (ZnS)	0,8–15,0	2,20
Кремний	1,06–15,0	3,42
Германий	1,7–25,0	4,00

Из указанных материалов изготавливают оптические диски необходимой толщины, чтобы выдерживать давление атмосферы при вакууме внутри криостата диаметром до 0,5–0,6 м. Для видимого диапазона удобен еще кварц марки КУ и КВ. Для ИК-диапазона (особенно дальнего) чаще всего применяют монокристалльный германий марки ГМО-1, ГМО-2, ГМО-3 и др. Отличаются они только диаметром слитка исходного монокристалла.

Неудобством германия является его высокий показатель преломления ($n = 4$). Поэтому окна из германия, как правило, просветляют, покрывая полуволновыми и четвертьволновыми слоями прозрачного в заданном диапазоне материала, но с меньшими показателями преломления. Охлаждаемые фильтры делают обычно на германии.

Следует несколько подробнее остановиться на оптических показателях, указанных в табл. 1.1: ϵ , α , ρ , τ .

По законам Кирхгофа тела не излучают энергии в своей полосе прозрачности. Коэффициент поглощения α_λ

$$\alpha_\lambda = 1 - \tau_\lambda - \rho_\lambda, \quad (1.8)$$

где τ_λ – коэффициент пропускания; ρ_λ – коэффициент поглощения.

Его можно приравнять к спектральному коэффициенту теплового излучения ($\alpha_\lambda = \epsilon_\lambda$), т. е. к спектральной степени черноты.

Типичные значения τ , ρ , α , и ϵ приведены в табл. 1.3

Таблица. 1.3

Материал образца	Оптические характеристики			Коэффициент теплового излучения ϵ
	τ	ρ	α	
Германий ГМО	0,49	0,44	0,07	0,13
Кварц КИ	0,69	0,15	0,16	0,75
Лейкосапфир	0,49	0,24	0,27	0,60

Данные усреднены по результатам спектральных измерений в диапазоне от 2 до 25 мкм (кварц КИ и лейкосапфир – до 6 мкм).

В качестве холодного АЧТ удобно использовать диск из сотового набора отрезков капилляров из нержавеющей стали, покрытых толстым слоем черной матовой эмали КС-818; ϵ такого имитатора АЧТ $\epsilon \geq 0,95$.

Для имитации нагретых АЧТ с тыльной стороны диска монтируется спиральный нагреватель и датчик температуры.

Из горячих АЧТ упомянем Солнце – АЧТ с температурой 6040 К ($\lambda_{\max} = 0,48$ мкм). Сопла реактивных самолетов и ракет можно рассматривать как серое тело с $\epsilon = 0,9$. Из материалов с низкой излучательной способностью следует отметить хорошо отполированное золото с $\epsilon \leq 0,02$ и медь с $\epsilon \leq 0,05$.

Чаще всего пользуются глобаром: прямонакальным вольфрамовым стержнем в кожухе, имеющем диафрагму для излучения и охлаждаемом холодной водой; температура глобара $T_{\text{гл}} \approx 1400$ К.

Для телевизионных испытаний чаще всего используют источник типа А – вольфрамовая нить с $T = 2856$ К. Тогда применяют световые единицы; люмен и люкс (1 лм/м^2).

2. ЦЕЛИ И ФОНЫ

Собирательным термином "цели" обозначаются объекты, которые должны обнаруживаться ИК-системами или формирователями видимого изображения.

Турбореактивные двигатели (ТРД) самолетов. Они имеют два источника излучения: раскаленную металлическую трубу и струю выхлопных газов, называемую "факелом". Температура факела ТРД составляет 600–900 °С, а $\epsilon \approx 0,9$, площадь примерно равна площади сопла. Полоса излучения факела ТРД (CO_2) представлена на рис. 2.1, где 1 – результаты наблюдений; 2 – коррекция на поглощение CO_2 атмосферы; 3 – аппроксимация.

Имеется еще и вторая полоса поглощения атмосферой (2,6–2,9 мкм), которая по спектральной яркости слабее полосы 4,3 мкм в 2,5–10 раз (в зависимости от видов топлива). Однако решающим фактором выбора рабочей полосы приемника является уровень фона.

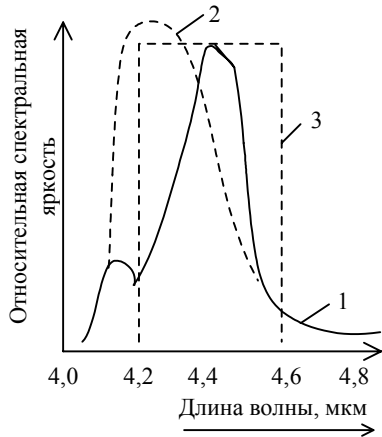


Рис 2.1

Ракетные двигатели (РД). Температура сгорания топлива РД лежит в пределах от 600 до 4500 °С, а $\epsilon \approx 0,9$. Для ракет с жидкостным реактивным двигателем (ЖРД), работающем на керосине и жидком кислороде, температура сгорания равна 3520 К, а расчетная температура выхлопных газов — 1940 К; $\epsilon \approx 0,9$.

Аэродинамический нагрев. Самолеты, летящие со скоростью $v > 2 M$ (M — скорость звука), нагреваются настолько, что излучение их передней полусферы легко обнаруживается не только в диапазоне 8–12 мкм, но и в диапазоне 3–5 мкм. Аналогично, крылатые ракеты, летящие в плот-

ных слоях атмосферы со скоростью 700–800 км/ч, излучают примерно также передней полусферой за счет аэродинамического нагрева. Их также можно обнаруживать в диапазонах 8–12 и 3–5 мкм.

Живая сила. Коэффициент излучения ϵ человека $\approx 0,99$ на длинах волн $\lambda \geq 4$ мкм. Во время войны во Вьетнаме ВВС США обнаруживали скопление вьетконговцев в джунглях, измеряя температурный контраст живой силы и листвы (особенно ночью) с помощью тепловизоров, установленных на самолетах.

Наземные транспортные средства. Коэффициент излучения ϵ красок $\approx 0,85$ и выше. Работающие двигатели обнаруживаются в диапазоне 3–5 мкм, а холодные части автомобилей – в диапазоне 8–12 мкм.

Звезды и планеты. Большинство из наиболее ярких звезд хорошо обнаруживается в видимой и ближней ИК-области спектра в ночных условиях. Максимумы собственного излучения планет лежат в интервале от 3 мкм для Меркурия до 5 мкм для Луны, Венеры, Марса без учета отраженного солнечного излучения.

Цели обычно наблюдаются на различных фонах, что осложняет процесс обнаружения. Особый интерес представляют такие фоны, как земная поверхность, небо, космос, звезды и планеты.

Описание фонов представляет значительные трудности, особенно фон дневной Земли (рис. 2.2).

Из рис. 2.2 видно, что максимум уровня фона Земли приходится на $\lambda \approx 8-9$ мкм. Особый случай представляет снег 1, от которого идет зеркальное отражение Солнца. Спектральная лучистость АЧТ: 35 °С – 2; почвы – 3; белого песка – 4; травы – 5. Виден явный минимум фона в районе ≈ 3 мкм. Этот минимум еще меньше

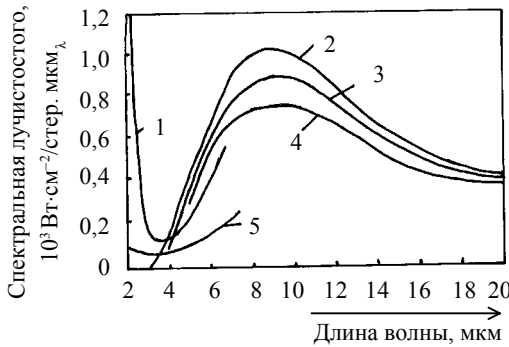


Рис. 2.2

в ночное время.

Вообще для всех ситуаций с помощью ИК-спектрометров, установленных на искусственных спутниках Земли (ИСЗ), постоянно разрабатываются и уточняются модели фонов во всех спектральных интервалах. Точные данные о моделях фонов по естественным причинам строго засекречены.

Из рис. 2.2 явно виден минимум излучения фона дневной Земли в районе 3,0 мкм. Именно это обстоятельство, как будет показано в следующих разделах, и определило тот факт, что вся ИК-аппаратура обнаружения стартов МБР по излучению их факелов строится именно в диапазоне вблизи 3,0 мкм по первой ступени и вблизи 4,0 мкм – по второй. Фон ночного неба простирается от 5 до 20 мкм и существенного вклада в общий фон не вносит. Температура холодного космоса с учетом звездного фона $T_{к.ф} \approx 3,5$ К. Фон звезд и планет для ИК-приемников аэрокосмического базирования практически несущественен.

Особую роль играют так называемые "фоновые помехи", которые создают серебристые высотные облака, расположенные на высоте до 80 км и состоящие из микрокристаллов водяного льда. Природа этих облаков метеорологами до конца еще не выяснена.

Эти облака являются точечной целью, отражающей солнечное излучение; имеющие размеры, сравнимые с размерами проекции факела стартующей МБР, и при наблюдении поверхности Земли с высоких орбит движутся относительно поверхности Земли со скоростью, сравнимой со скоростью стартующей МБР.

Для борьбы с этими фоновыми помехами (ложными целями) на борту космического аппарата необходим компьютер с алгоритмом "селекции движения". С помощью этого алгоритма движение серебристых облаков легко селектируется по сравнению с движением МБР, имеющей определенный тангаж, азимут и плоскость стрельбы. Просто для этого необходима компьютерная обработка нескольких последовательных кадров обнаружителя.

3. ПРИЕМНИКИ ИЗЛУЧЕНИЯ. ОБЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Приемники ИК-излучения фактически являются преобразователями энергии в какую-либо удобную форму для непосредственного измерения – электрический ток, напряжение, почернение фотоэмульсии и др. Остановимся на основных характеристиках ИК-приемников.

Чувствительность – отношение изменения электрической величины на выходе приемника излучения (ПИ), вызванного падающим на него излучением, к количественной характеристике этого излучения в заданных эксплуатационных условиях.

Токовая чувствительность S_I – чувствительность ПИ, у которого измеряемой электрической величиной является сила фототока, а вольтовой S_V – чувствительность при измерении напряжения на выходе ПИ.

Интегральная чувствительность ПИ – чувствительность к немонахроматическому излучению заданного спектрального состава, а монохроматической S_λ – чувствительность к монохроматическому излучению с длиной волны λ .

Статическая чувствительность – отношение постоянных значений измеряемых на входе и выходе ПИ величин, а *дифференциальная* – отношение малых приращений этих величин.

Квантовый выход (для ФЭУ и других ПИ с внешним фотоэффектом) – отношение числа фотоэлектронов, преодолевших работу выхода и вышедших из фотокатода в вакуум, к числу фотонов, падающих на фотокатод.

Квантовая эффективность (для твердотельных телевизионных фотоэлектрических преобразователей (ТТФЭП) – отношение числа фотогенерированных носителей в полупроводнике к числу падающих фотонов. Квантовый выход для ТТФЭП (как отношение поглощенных фотонов к числу фотогенерированных носителей заряда) всегда $\equiv 1$.

Обнаружительную способность используют при сравнении нескольких ПИ и считают, что ПИ, имеющий самый высокий выходной

сигнал при данной облученности, имеет лучшую чувствительность. Однако если ПИ сравнивают по способности к обнаружению минимального потока излучения, то лучший приемник тот, который обладает наименьшей величиной $P_{\text{пор}}$, т. е. потока, равного тому потоку, который вызывает на выходе ПИ сигнал, равный собственному шуму. Джонс предложил использовать величину, обратную $P_{\text{пор}}$, т. е. обнаружительную способность D :

$$D = \frac{1}{P_{\text{пор}}}, \text{ Вт}^{-1}. \quad (3.1)$$

Большие теоретические и экспериментальные исследования показали справедливость допущения, что D обратно пропорциональна квадратному корню из площади ПИ, т. е.

$$D\sqrt{S_{\text{эл}}} = \text{const}, \quad (3.2)$$

где $S_{\text{эл}}$ – площадь чувствительной площадки ПИ, см^2 .

Так как шум на выходе ПИ содержит много гармоник разной частоты, ясно, что D зависит от полосы частот измерительного устройства.

Предполагая, что напряжение шума, отнесенное к полосе частот, не зависит от частоты (хорошо проверенное утверждение на практике), получим, что D меняется обратно пропорционально квадратному корню из полосы частот Δf .

Используя это предположение, Джонс ввел величину D^* , отнесенную к полосе частот $\Delta f = 1$ Гц и площади ПИ в 1 см^2

$$D^* = D(S_{\text{эл}}\Delta f)^{1/2} = \frac{(S_{\text{эл}}\Delta f)^{1/2}}{P_{\text{пор}}}, \quad (3.3)$$

где D измеряется в $\text{см}\cdot\text{Гц}^{1/2}\cdot\text{Вт}^{-1}$; $S_{\text{эл}}$ – см^2 ; Δf – Гц; D^* – удельная обнаружительная способность.

3.1. ПИ с внешним фотоэффектом

Внешний фотоэффект открыт Герцем в 1887 г., но лишь в 1902 г. Эйнштейн объяснил это явление.

Энергия фотона:

$$E = h\nu = \frac{hc}{\lambda}. \quad (3.4)$$

Фотон, поглощенный фотокатодом, отдает свою кинетическую энергию электрону металла, а тот может преодолеть работу выхода и выйти в вакуум.

Кинетическая энергия фотоэлектрона, вышедшего в вакуум,

$$E' = \frac{mv^2}{2} = h\nu - \phi = \frac{hc}{\lambda} - \phi, \quad (3.5)$$

где ϕ – работа выхода поверхности фотокатода.

Самую низкую работу выхода среди металлов (1,9 эВ) имеет цезий. Так как энергия фотона зависит от частоты, то существует "красная граница" фотоэффекта

$$\lambda_c = \frac{1,24}{\phi}, \quad (3.6)$$

где ϕ измеряется в эВ.

В настоящее время созданы сурьямяно-цезиевые и полупрозрачные фотокатоды, квантовый выход которых достигает 10–12 %; λ_c цезия составляет 0,65 мкм. У современных фотокатодов она λ_c несколько больше.

3.2. Фотопроводящие ПИ

В наиболее распространенных ПИ, работающих в ИК-диапазоне, используются различные виды внутреннего фотоэффекта в полупроводниках.

К полупроводникам относят электронные проводники, электропроводность которых при $T = 300$ К лежит в пределах от $1 \cdot 10^{-2}$ до $1 \cdot 10^9$ Ом·см. Таким образом, полупроводники по сопротивлению находятся между хорошими проводниками ($\sim 1 \cdot 10^{-6}$ Ом·см) и изоляторами (от $\sim 1 \cdot 10^{14}$ до $1 \cdot 10^{22}$ Ом·см).

При абсолютном нуле ($T = 0$ К) чистые и идеальные кристаллы большинства полупроводников должны быть изоляторами; их характерные полупроводниковые свойства обнаруживаются при тепловом возбуждении и наличии примесей или дефектов.

Собственная проводимость. Если исключить область сверхнизких температур, полупроводники высокой степени чистоты часто обнаруживают так называемую *собственную проводимость*, которую следует отличать от *примесной проводимости* менее чистых образцов. В связи с этим введем еще понятие *температурной области собственной проводимости* как области температур, где на электричес-

кие свойства полупроводника наличие в кристалле примесей существенно не влияет.

На рис. 3.1 приведена схема электронных энергетических зон, объясняющая возникновение собственной проводимости. При $T = 0$ К проводимость отсутствует.

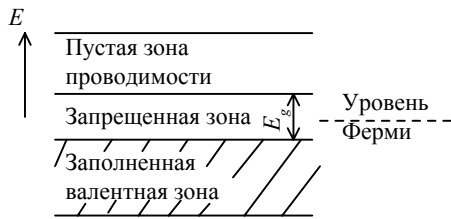


Рис. 3.1

Состояния валентной зоны заполнены, все состояния зоны проводимости свободны.

По мере увеличения температуры проводимость увеличивается вследствие теплового возбуждения электронов, приводящего к переходу этих электронов в зону проводимости, где они могут двигаться, а на их месте в валентной зоне остаются положительно заряженные "дырки". При наличии электрического или магнитного поля "дырки" могут двигаться аналогично электронам, но в противоположном направлении. В чистом полупроводнике переход электрона в зону проводимости создает электронно-дырочную пару носителей заряда, повышающую проводимость. Так ведут себя чистые германий и кремний.

При температурах ниже области собственной проводимости электрические свойства полупроводника определяются примесями. В этом случае говорят о примесной, или *несобственной проводимости*.

Валентные электроны могут получить от падающих фотонов энергию, достаточную для образования электронно-дырочных пар. В результате под воздействием фотонного потока меняется проводимость. Такие ПИ называются фотосопротивлениями.

Как и в случае с ПИ, основанными на внешнем фотоэффекте, существует длинноволновая граница, за которой энергия фотона недостаточна для создания пары. Пороговая длина волны

$$\lambda_c = \frac{1,24}{E_g}, \quad (3.7)$$

где E_g – ширина запрещенной зоны, эВ.

Все известные ПИ с собственной проводимостью имеют $E_g \geq 0,18$ эВ (при $T = 300$ К). Соответственно, $\lambda_c \geq 7,0$ мкм. Полупроводники с соб-

ственной проводимостью: кремний; германий; сульфид свинца; селенид свинца; арсенид индия; антимонид индия.

Для сдвига порога в сторону более длинных волн необходимы материалы с более узкой шириной запрещенной зоны. Обычным способом понижения E_g является легирование основного материала другими материалами (в небольших количествах), а полученные материалы называются *несобственными*, или *примесными*.

В несобственных материалах проводимость, по существу определяется лишь одним типом носителя – электронами в материале n -типа и дырками в материале p -типа.

3.3. Фотовольтаические приемники, или приемники с p - n -переходом

Фотовольтаический ПИ содержит p - n -переход, образованный в примесном полупроводнике (рис. 3.2), где E_F – уровень Ферми; N_a – концентрация акцентеров; N_D – концентрация доноров; w – зона объемного заряда.

На рис. 3.2 на p - n -переход не подано смещения. При подаче обратного смещения $U_{см.обр}$ (рис. 3.3) энергетическая диаграмма видоизменяется, а E_F оказывается ниже в n -зоне.

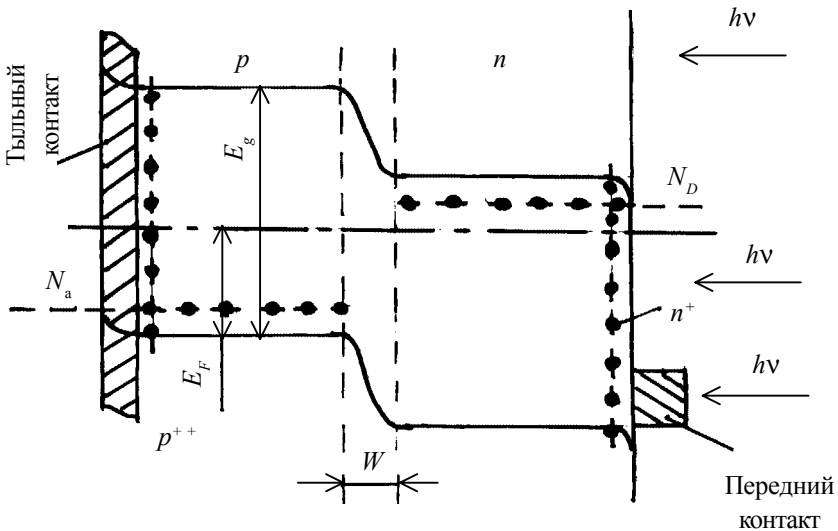


Рис. 3.2

Вольт-амперная характеристика фотовольтаического ПИ, экранированного от падающего излучения, показана на рис. 3.4 (кривая 1).

Падающее излучение смещает эту кривую в положение 2, появляется фотоэдс E_a . Из этих графиков ясно, что при эксплуатации такого ПИ положение рабочей точки может выбираться в широком диапазоне значений напряжения смещения. Если выбрать в качестве рабочей точку A , то падение напряжения на ПИ соответствует режиму разомкнутой цепи. В этом случае параллельно с ним можно включить вольтметр с большим сопротивлением и измерять на нем падение напряжения, соответствующее мощности падающего потока излучения. Если нагрузить ПИ на регистрирующее устройство с малым сопротивлением (амперметр), то рабочей точкой будет точка B – режим короткого замыкания.

Наконец на ПИ может быть подано обратное смещение (точка C); ПИ становится высокоомным элементом, и напряжение сигнала снимается с нагрузочного сопротивления, включенного последовательно с ПИ.

Фотовольтаические ПИ обладают максимальной чувствительностью, когда они работают в режиме короткого замыкания при нулевом напряжении смещения (рабочая точка B). Фотовольтаический ПИ является самогенерирующим устройством, которое не нуждается в источнике питания. Можно показать, что теоретически шумы фотовольтаических ПИ ниже шумов фотосопротивлений примерно на 40 %. Это связано с тем, что в фотосопротивлении генерационно-рекомбинационный шум (ГРШ) создают носители обоих знаков, а в фотовольтаических ПИ – только одного.

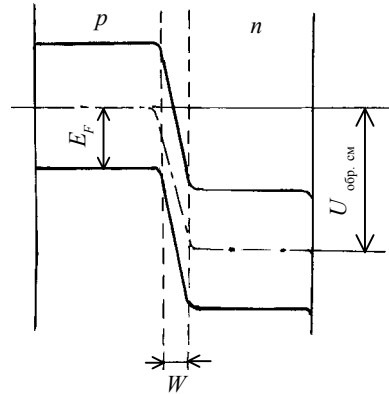


Рис. 3.3

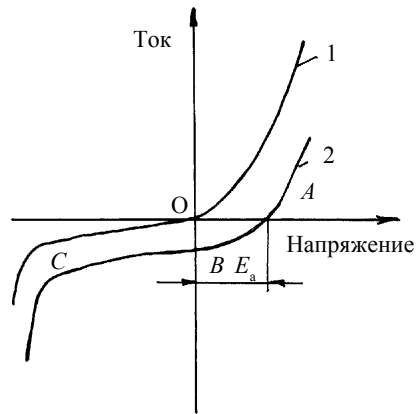


Рис. 3.4

3.4. Приемники с барьером Шоттки

В 1938 г. Шоттки высказал предположение, что потенциальный барьер создается неподвижным пространственным зарядом в полупроводнике, а не за счет возникновения между металлом и полупроводником промежуточного химического слоя.

На рис. 3.5 показаны энергетические диаграммы для идеального контакта металла с полупроводником n -типа без поверхностных состояний.

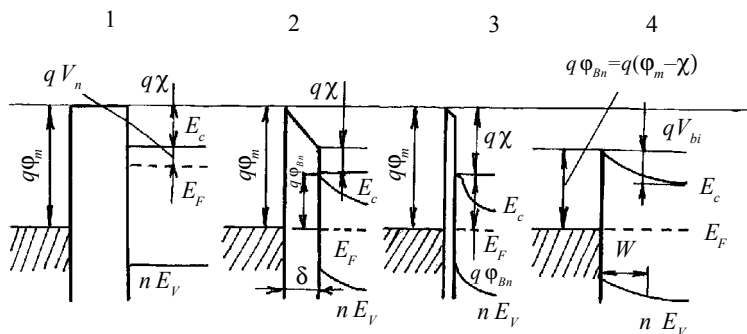


Рис. 3.5

На рис. 3.5: 1 – металл и полупроводник n -типа не соединены и не находятся в термодинамическом равновесии. Если их электрически соединить, то из полупроводника в металл перетечет некоторый заряд и установится термодинамическое равновесие. При этом уровни Ферми в обоих материалах сравниваются, т. е. E_F в полупроводнике понизится относительно E_F металла на величину, равную разности соответствующих работ выхода (разность между E_F и уровнем электрона в вакууме). Для металла – это $q\phi_m$ (ϕ_m в В), а в полупроводнике она равна $q(\chi + V_n)$, где $q\chi$ – электронное сродство, т. е. разность между энергией для зоны проводимости E_c и уровнем электрона в вакууме, а qV_n – положения уровня Ферми в запрещенной зоне полупроводника. Разность $q\phi - q(\phi + V_n)$ – контактная разность потенциалов (рис. 3.5, 2).

По мере уменьшения δ отрицательный заряд на поверхности металла увеличивается. При этом в полупроводнике образуется равный ему положительный заряд (рис. 3.5, 3). Вследствие относительно низкой концентрации носителей этот положительный заряд распределен в некоторой области вблизи поверхности полупроводника.

Когда δ становится сравнимым с межатомными расстояниями и зазор становится проницаемым для электронов, имеет место предельный случай (рис. 3.5, 4). Очевидно, что высота барьера в этом предельном случае равна разности между работой выхода металла и полупроводника

$$q\Phi_{Bn} = q(\Phi_m - \chi), \quad (3.8)$$

где V_{bi} – контактная разность потенциалов; w – ширина обедненного слоя.

Обедненный слой

Итак, при контакте металла с полупроводником валентная зона проводимости полупроводника занимает определенное энергетическое положение по отношению к уровню Ферми металла.

Зонные энергетические диаграммы контактов металла с полупроводником n -типа представлены на рис. 3.6 (при разных смещениях), где a – термодинамическое равновесие; b – при прямом смещении; $в$ – при обратном смещении.

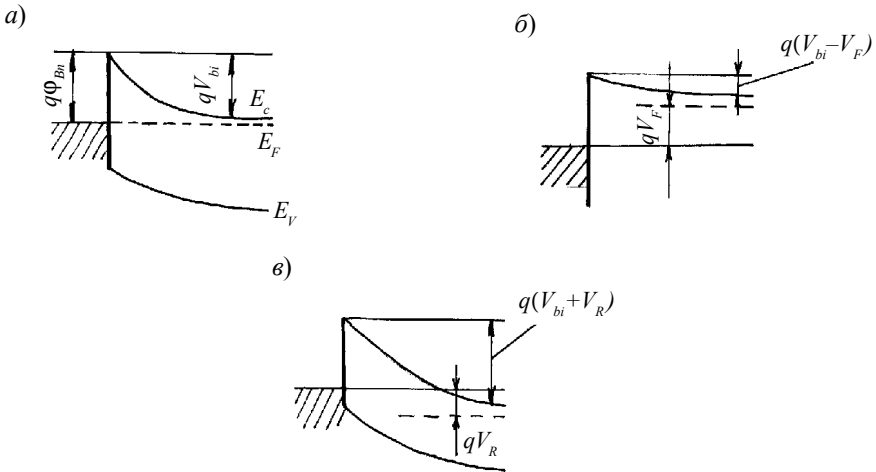


Рис. 3.6

Рис. 3.7 иллюстрирует энергетическую диаграмму барьера Шоттки относительно уровня электрона в вакууме, где $q\Phi_{B0}$ – высота барьера в отсутствие поля; $q\Phi_{Bn}$ – высота барьера при термодинамическом равновесии; $\Delta\Phi_F$ – повышение барьера при прямом смещении; $\Delta\Phi_R$ – понижение барьера при обратном смещении.

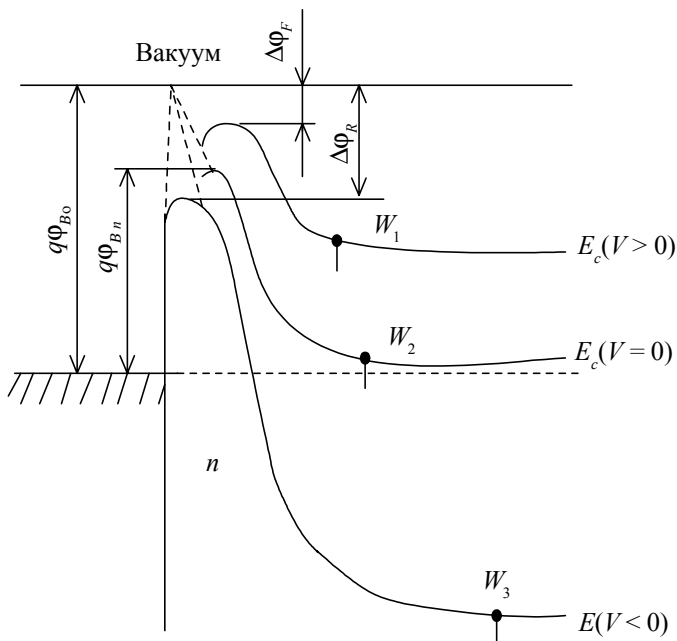


Рис. 3.7

Таким образом, вблизи с металлом в полупроводнике образуется слой с обеднением основными носителями. Электрон из металла под действием падающего фотона может преодолеть потенциальный барьер $q\Phi_{Bn}$ и попасть в полупроводник, создав фототок.

3.5. Обнаружительная способность и пороговый поток

Совершенно очевидно, что ограничением чувствительности ПИ является его шум. Этот шум имеет ряд составляющих. Рассмотрим сигнальный поток. Если мощность излучения от цели мала (обычно так и бывает), то W_λ флуктуирует, и к нему применим закон о дисперсии флуктуаций.

В 1903 г. Эйнштейн, независимо от Больцмана, показал, что дисперсия флуктуаций, или среднего квадрата отклонения $\overline{\Delta E^2}$ от средней энергии фотонов \overline{E} , подчиняется соотношению

$$\overline{\Delta E^2} = \overline{E^2} - (\overline{E})^2 = kT^2 \frac{\partial \overline{E}}{\partial T}. \quad (3.9)$$

Отождествляя $\overline{E_c}$ \overline{W}_λ и дифференцируя (3.2), получаем выражение

$$\frac{d\overline{W}_\lambda}{dT} = \frac{2\pi h c^2}{\lambda^5} \frac{e^{ch/kT\lambda} \frac{ch}{k_\lambda} \frac{1}{T^2}}{\left(e^{ch/kT\lambda} - 1\right)^2} = \frac{2\pi h^2 c^3}{\lambda^6} \frac{1}{kT^2} e^{-\frac{ch}{kT\lambda}}.$$

Подставляя это выражение в (3.9), получаем

$$\overline{(\Delta W_\lambda)^2} = \frac{2\pi h^2 c^3}{\lambda^6} e^{-\frac{ch}{kT\lambda}}. \quad (3.10)$$

Для ИК-диапазона при $T = 80 - 900$ К эта величина весьма мала. т. е. шум определяется не флуктуациями сигнального потока, (для потока от точечного АЧТ, удаленного на ∞). Это – среднеквадратичное отклонение от среднего значения \overline{W}_λ .

На самом деле Эйнштейн показал, что

$$\overline{\varepsilon^2} = 2\chi T^2 \frac{d\overline{E}}{dT},$$

где ε – энергия фотона, а Больцман отождествил $2\chi = k$.

Вообще-то \overline{W} на самом деле $\overline{W}(\lambda, T)$. Доля энергии, приходящаяся на $\lambda_{\max} \pm \Delta\lambda$, где $\Delta\lambda \rightarrow 0$, при $\varepsilon < 1$ в малом телесном угле будет мала,

а круглые (частные) производные $\frac{d\overline{E}}{dT}$ можно заменить на прямые

$$\overline{\Delta E^2} = kT^2 \frac{d\overline{E}}{dT},$$

так как дифференцирование – только по T .

В том же 1903 г. Эйнштейном было доказано, что дисперсия флуктуации, т. е. отклонение от среднего значения \bar{n} числа фотонов, удовлетворяет соотношению

$$\overline{(\Delta n)^2} = \bar{n}. \quad (3.11)$$

Таким образом, средняя квадратичная флуктуация числа падающих на ПИ фотонов будет

$$\sqrt{(\Delta n)^2} = \sqrt{n}. \quad (3.12)$$

Обратим внимание на исключительную важность соотношений (3.11) и (3.12) для определения пороговой чувствительности ПИ. Выражение (3.11) фактически означает, что малые потоки фотонов подчиняются распределению Пуассона.

В формуле (3.3) введено понятие удельной обнаружительной способности D^* .

Найдем минимальную величину потока $P_{\text{пор}}$, при попадании которого на элементы ПИ выходной сигнал равен шуму ПИ (собственному). Величина Δf рассчитывается тогда, когда к ПИ обязательно подключена электрическая измерительная схема, полоса пропускания которой определяется *постоянной времени* ПИ τ , т. е.

$$\Delta f = \frac{1}{2\tau}. \quad (3.13)$$

Кроме того, на ПИ вместе с потоком излучения от цели падает фоновый поток, облученность (или энергетическая освещенность, Вт/см²), от которого $E_{\text{ф}}$ во много раз превышает величину облученности от цели на элементе $P_c/S_{\text{эл}}$, где P_c – сигнальный поток от цели, проекция которого желательно должна быть равна площади элемента ПИ.

Эту проекцию, как будет показано ниже, называют *кружком рассеяния оптической системы* (ОС), формирующей изображение цели на элементе ПИ, т. е. в идеале необходимо, чтобы

$$S_{\text{эл}} \approx \frac{\pi}{4} d_{\text{кр}}^2, \quad (3.14)$$

где $d_{\text{кр}}$ – кружок рассеяния ОС.

Если яркость фона, на котором наблюдается цель, $B_{\text{ф}}$, то в плоскости фокусировки ОС, т. е. на ПИ, облученность от фона будет $B_{\text{ф}} \pi \sin^2 A$, где A – выходной апертурный угол объектива

$$E_{\text{ф}} \frac{\pi}{4} \tau \left(\frac{D}{F} \right)^2 B_{\text{ф}}, \quad \text{Вт} \cdot \text{см}^{-2}, \quad (3.15)$$

где τ – пропускание ОС; D – диаметр входного зрачка ОС; F' – фокусное расстояние ОС.

Таким образом, E_{ϕ} зависит от F (очень важный вывод). Воспользовавшись формулой (3.9), вычислим поток, попадающий на ПИ от излучения АЧТ, согласно формуле (1.3), находящегося от ПИ не на ∞ , а на расстоянии R (рис. 3.8), где $R \gg D$ – диаметр входного зрачка; R – расстояние от АЧТ до ПИ; α – угол, стягиваемый D .

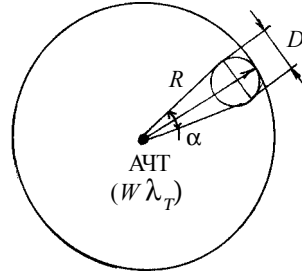


Рис. 3.8

Для энергии АЧТ в малом телесном угле α , равном $\pi \sin^2 \frac{D}{R} \approx \frac{\pi D^2}{4 R^2}$,

попадающая через ОС на ПИ, будет

$$R_{\lambda_{\max}}^{\alpha} = \frac{\pi^2 hc D^2 \tau}{R^2 \lambda_{\max}^5} \left(e^{hc/kT\lambda_{\max}} - 1 \right)^{-1}. \quad (3.16)$$

Для длинных волн $\lambda_{\max} = 3 - 14$ мкм; и не очень высоких температур

АЧТ 80–900 К $\left(e^{\frac{ch}{kT\lambda_{\max}}} - 1 \right) \gg 1$. Поэтому сделаем преобразование

$$R_{\lambda_{\max}}^{\alpha} = \frac{\pi^2 hc \tau}{2 \lambda_{\max}^5} \left(\frac{D}{R} \right)^2 e^{-hc/kT_{\max}}. \quad (3.16)$$

1. Спектральная плотность излучения, попадающая на ПИ через ОС, пропорциональна площади входного зрачка ОС и обратно пропорциональна квадрату расстояния до источника (цели).

2. Поток (Вт/элемент) в плоскости фокусировки ПИ не зависит от фокусного расстояния F ОС.

Ранее определили понятие квантовой эффективности ПИ

$$\eta = \frac{\overline{N e^{\phi}}}{\overline{N^{\phi}}}, \quad (3.17)$$

где η – квантовая эффективность; $\overline{N e^{\phi}}$ – среднее число фото генерированных носителей; $\overline{N^{\phi}}$ – среднее число падающих на поверхность

ПИ фотонов; $P_{\text{пор}}$ соответствует определенное число падающих фотонов от полезного сигнала, равного шуму

$$\overline{Ne_{\text{пор}}^c} = \sqrt{\eta_{\text{max}} (\overline{\Delta N_{\phi}})^2 S_{\text{эл}}} = \sqrt{\overline{N_{\phi}} h_{\text{max}} S_{\text{эл}}}.$$

Так как энергия $U = h\nu = \frac{hc}{\lambda_{\text{max}}}$, то $\overline{Ne_{\text{пор}}^c} = P_{\text{пор}} \frac{\lambda_{\text{max}} \eta_{\text{max}}}{hc}$, откуда

$$P_{\text{пор}} = \frac{hc}{\lambda_{\text{max}}} \sqrt{\frac{\overline{N_{\phi}} S_{\text{эл}}}{\eta_{\text{max}}}}. \quad (3.19)$$

Из формулы (3.3) $D^* = D(S_{\text{эл}} \Delta f)^{1/2} = \frac{(S_{\text{эл}} \Delta f)^{1/2}}{P_{\text{пор}}}$ следует, что

$$P_{\text{пор}} = \frac{\sqrt{S_{\text{эл}} \Delta_{\text{Г.р.ш}}}}{D^*}, \quad (3.20)$$

где $\Delta f_{\text{Г.р.ш}}$ – полоса частот генерационно-рекомбинационного шума от фона. Флуктуации сигнального потока очень малы. Стало быть, фоновая облученность, создающая на выходе ПИ сигнал, равный ГРШ, определяет пороговый поток, или пороговую чувствительность ПИ

$$P_{\text{пор}} = \frac{hc}{\lambda_{\text{max}}} \sqrt{\frac{S_{\text{эл}} \overline{N_{\phi}}}{\eta_{\text{max}} 2T_{\text{н}}}}, \quad (3.21)$$

где $\Delta f = \frac{1}{2T_{\text{н}}}$ – эквивалентная шумовая полоса генерационно-рекомбинационного шума фотогенерированных носителей от фона, а никаких других составляющих шума нет; $\overline{N_{\phi}}$ в см^{-2} ; $\sqrt{\overline{N_{\phi}}}$ согласно (3.12) – флуктуация (среднеквадратичная) фонового потока. Этот режим называется режимом ограничения чувствительности ПИ флуктуациями фона.

Нормированная пороговая чувствительность ПИ $D_{\text{ВЛЖР}}^*$ определяется, как D^* ПИ с $\eta \equiv 1$ во всей спектральной полосе его чувствительности, и шумом, определяемым только флуктуациями потока, падающего на него от фона; ВЛЖР – Background Limited Infrared Photoconductors – предельно чувствительный режим (достигим только в идеальном приемнике).

4. СИГНАЛ И ШУМ

При считывании сигнала с регистрирующего устройства, подключенного к выходу ПИ, имеем набор случайных значений сигнала, из которых можно сделать выборку. Электрические сигналы с выхода усилителя подчиняются закону нормального распределения Гаусса.

Гауссовский (нормальный) дифференциальный закон распределения случайной величины x

$$p(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{\pi}} \exp \left\{ -\frac{[x - M(x)]^2}{2\sigma^2} \right\}. \quad (4.1)$$

Математическим ожиданием, или средним значением случайной величины (сигнала) является сумма произведений всех возможных значений x_i на соответствующие им вероятности p_i , т. е. для конечного числа n значений x_i

$$M(x) \sum_{i=1}^n x_i p_i, \text{ или } M(x) = \frac{\sum_{i=1}^n x_i p_i}{\sum_{i=1}^n p_i}, \text{ так как } \sum_{i=1}^n p_i = 1;$$
$$\sum_{i=1}^n p_i = 1. \quad (4.2)$$

Для непрерывной случайной величины математическое ожидание

$$M(x) = \int_{-\infty}^{\infty} xp(x) dx. \quad (4.3)$$

Дисперсией D дискретной случайной величины является матожидание квадрата отклонения значения случайной величины от ее математического ожидания, т. е.

$$D(x) = M \left\{ [x - M(x)]^2 \right\} = \sum_{i=1}^n [x - M(x)]^2 p_i =$$

$$= M(x^2) - [M(x)]^2 \approx \frac{\sum_{i=1}^n [x - M(x)]^2}{n-1},$$

где $(n-1)$ имеет место тогда, когда число реализации в выборке ≤ 25 , а обычно $- n$.

Для непрерывной случайной величины

$$D(x) = \int_{-\infty}^{\infty} [x - M(x)]^2 P(x) dx = \int_{-\infty}^{\infty} x^2 P(x) dx - [M(x)]^2 = \sigma^2. \quad (4.4)$$

Представим себе, что размещаем на одной подложке несколько ПИ (например, фоторезисторов), согласно рис. 4.1.

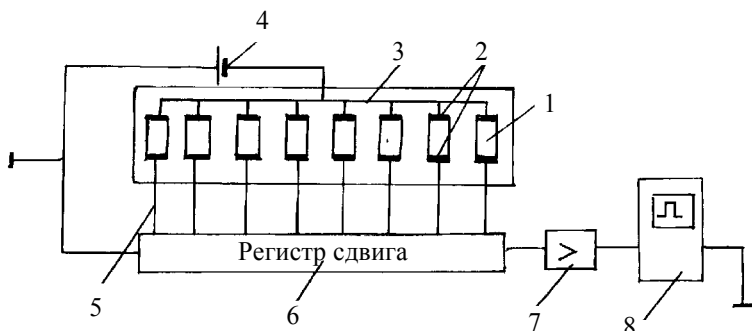


Рис. 4.1

Каждый ПИ 1 представляет собой кусок тонкой пленки Pbs или PbSe или HgCdTe, имеющих электрические (омические) контакты 2 по краям, общую шину 3 с одного конца и индивидуальные выходы 5 с других концов, подключенные к регистру сдвига 6 с усилителем 7 и осциллографу 8, имеющему блок выделения строки и запоминающую электронную трубку. На фоторезистор может также быть подано напряжение смещения от источника 4.

Вся эта восьмиэлементная линейка выполнена по одной технологии и охлаждена в оптическом криостате до температуры порядка 170 К (Pbs).

Если входное оптическое окно криостата закрыть холодной полированной металлической заслонкой, то при считывании сигнала с элемен-

тов линейки будем измерять фактически собственный шум ПИ, а также считывающего устройства.

Математическое ожидание (7.2) и (7.3) для всех элементов должно быть около нуля. Но при наборе ≥ 25 произвольных (или по случайному закону) реализаций считывания выходного сигнала на осциллографа (рис. 4.2) увидим набор отсчетов, соответствующий дисперсии собственного шума

Из-за разброса параметров пленочных ПИ собственный шум у каждого элемента будет иметь свое значение, а вероятность появления того или иного значения сигнала при мгновенной реализации определяется законом Гаусса (рис. 4.3), где $n/100\%$ – частота повторения значения сигнала.

Кривая Гаусса 1 симметрична относительно оси OY , а на оси OX отложены значения $\sigma = \sqrt{D(x)}$, т. е. среднеквадратичные отклонения амплитуды сигналов с отдельного элемента от среднего значения, равного нулю, в данном конкретном случае. Среднеквадратичное значение собственного шума) будет $\sigma_{ш0}$.

Теперь откроем холодную заслонку и спроецируем на элементы линейки поток (равномерный) инфракрасного излучения в пределах спектральной чувствительности ПИ. На экране осциллографа увидим картину, соответствующую рис. 4.4.

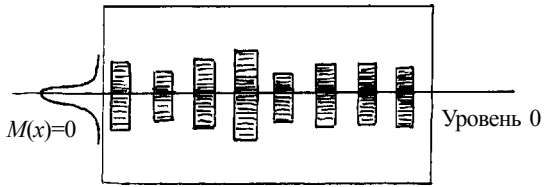


Рис. 4.2

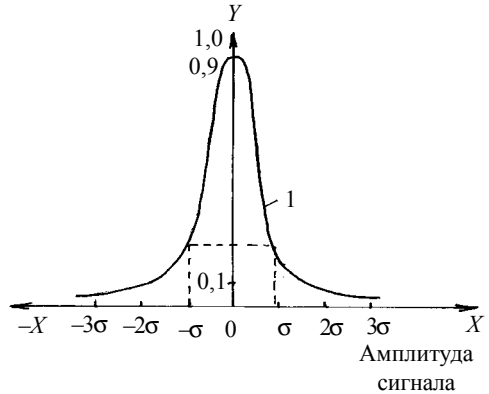


Рис. 4.3

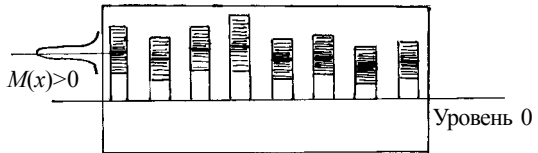


Рис. 4.4

Средние значения сигнала с элементов будут соответствовать одной и той же облученности ПИ ИК-излучением, но при разной пороговой чувствительности элементов. На каждой вершине импульса сигналов появляются "шумовые дорожки" от ≥ 25 реализации сигнала, определяемые суммарным шумом собственно ПИ, флуктуациями излучения, а также генерацией и рекомбинацией фотогенерированных носителей заряда

$$\sigma_{ш} = \sqrt{\sigma_{ш0}^2 + \sigma_{ш.ф}^2 + \sigma_{ш.г.р.ш}^2} \quad (4.5)$$

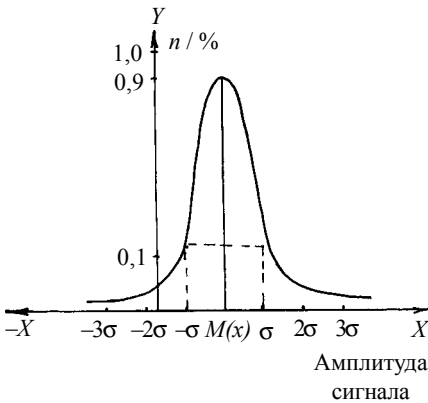


Рис. 4.5

В формуле (4.5) основной вклад в $\sigma_{ш}$ дает генерационно-рекомбинационный шум, обусловленный фоновой ИК-засветкой.

Кривая Гаусса для случая на рис. 4.4 будет иметь смещение в положительном направлении амплитуды сигнала (рис. 4.5).

Отношение

$$\psi = \frac{U_c}{\sigma_{ш}} \quad (4.6)$$

называется отношением сигнал-

шум. Для надежного обнаружения цели необходимо, чтобы ψ было как можно больше, т. е.

$$\psi \geq (6 - 12) .$$

Точное значение $\sigma_{ш}$ ПИ будет определяться формулой

$$\sigma_{ш} = \sqrt{\sigma_{ш0}^2 + \sigma_{ш.ф}^2 + \sigma_{ш.г.р.ш}^2 + \sigma_{ш.н.с}^2 + \sigma_{ш.т.н}^2} \quad (4.7)$$

где $\sigma_{ш.н.с}$ – неравномерности чувствительности, а $\sigma_{ш.т.н}$ шум от неравномерности темнового сигнала. Но последние две составляющие детерминированы и могут быть вычтены компьютерной обработкой видеосигнала. Есть еще σ от теплового шума.

4.1. Составляющие шума

У различных ПИ имеются различные составляющие шума.

1. *Тепловой шум.* Его дисперсия в полосе Δf

$$\left(\overline{V_T}\right)^2 = 4kTR\Delta f, \quad (4.8)$$

где R – эквивалентное шумовое сопротивление.

Для фоторезистивных и фотовольтаических твердотельных ПИ при глубоком охлаждении этой составляющей шума обычно пренебрегают.

2. *Радиационный (фотонный) шум.* Дисперсия флуктуаций мощности излучения, поступающего от фона, имеющего температуру T_ϕ и коэффициент излучения $\epsilon_{т.ф}$, на ПИ в полосе частот Δf

$$\Delta\Phi_{и}^2 = 8\epsilon_{т.ф} kT_\phi^5 \sigma S_{эл} \Delta f. \quad (4.9)$$

3. *Генерационно-рекомбинационный шум.* Основным видом шума в полупроводниках на промежуточных частотах является генерационно-рекомбинационный шум, который связан с флуктуациями процессов генерации и рекомбинации носителей зарядов. Он аналогичен дробовым шумам в вакуумных приборах.

4.2. Токовая и вольтовая чувствительности. Динамический диапазон

Они имеют исключительно важное значение, так как определяют величину выходного сигнала с ПИ.

Типичные значения токовой (или ампер-ваттной) чувствительности S_J для фотосопротивлений на основе Pbs или PbSe достигают $1-2 \cdot 10^5$ для матриц с $T_{кадр} \approx 0,1$ с.

Фотовольтаические (фотодиодные) приемники обладают вольт-ваттной чувствительностью S_V (В/Вт).

Важнейшим параметром любого ПИ является динамический диапазон – область значений входного потока, в которой сохраняется линейная (или близкая к ней) зависимость выходного сигнала от величины входного потока или фоновой облученности. Но чаще динамический диапазон определяют как отношение сигнала насыщения свет-сигнальной

характеристики к среднеквадратичному значению шума ПИ $\frac{U}{\sigma_{ш}}$.

Ситуация сильно осложняется, когда облученность на входном зрачке ОС от фона превышает соответствующую облученность на входном зрачке ОС от цели в 100–1000 раз.

Облученность от фона на входном зрачке ОС создает облученность в плоскости фокусировки ОС на поверхности ПИ через формулу (3.15), которая зависит от фокусного расстояния ОС F .

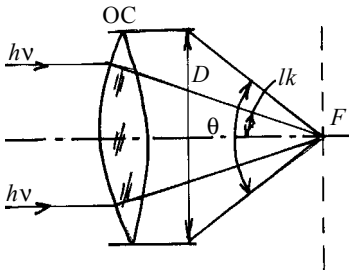


Рис. 4.6

Кроме внешнего фона (в основном, от дневной Земли), присутствует приборный (или аппаратурный) внутренний фон, так как при неохлаждаемой ОС полость заднего отрезка ОС и входная оптическая часть криостатирующего устройства ПИ образуют "серую" полость с температурой порядка 300 К, излучающую на ПИ. Величина внутреннего фона также зависит от F , особенно для ОС с большой

выходной апертурой (рис. 4.6).

Апертура A :

$$A = \frac{D}{2F}. \quad (4.10)$$

Телесный угол Ω , в котором поглощается фоновое излучение заднего отрезка ОС:

$$\Omega = \pi \sin^2 \theta, \quad (4.11)$$

где θ – половина угла обзора поверхности ПИ из любой точки в пространстве заднего отрезка ПИ.

Для широкоапертурных объективов даже в коротковолновом диапазоне до 3,0 мкм аппаратурный фон может превышать фон дневной Земли.

Типичные значения $P_{\text{пор}}$ для ИК-приемника на геостационарной орбите (около 40000 км), необходимые для обнаружения 1-й ступени старта МБР $P_{\text{пор}} = 5 \cdot 10^{-13}$ Вт/элемент при $\psi \geq 3$ при облученности от фона дневной Земли $E_{\text{ф}} \approx 1 \cdot 10^{-6}$ Вт/см² и аппаратурного фона $E_{\text{ф}} \approx 1 \cdot 10^{-6}$ Вт/см². При площади элемента $S = 30 \times 30$ мкм $\approx 1 \cdot 10^{-5}$ см² от суммарного фона на ПИ попадает поток $P_{\text{ф}} \approx 2 \cdot 10^{-11}$ Вт/элемент.

Таким образом, динамический диапазон должен быть не менее 120, а при обычно требуемых $\psi \geq (6-10)$ он должен быть ≥ 1000 . Реально необходим запас по динамическому диапазону еще, как минимум в 100 раз, так как $1 \cdot 10^3$ – это диапазон только на уровне порога обнаружения, а для селекции целей, приоритезации и выдачи целеуказаний необходимо работать с $\psi \geq (10-100)$.

Определим отношение сигнал-шум для указанного выше случая в диапазонах 2,7 мкм и 4,3 мкм при уровне фона.

Облученность фона (внешнего и внутреннего прием равной $E_{\text{ф}2,7} = 2 \cdot 10^{-6}$ Вт/см², а в диапазоне 4,3 мкм $E_{\text{ф}4,3} = 2 \cdot 10^{-5}$ Вт/см².

При этом и $P_{\text{пор}2,7}$ соотносится с $P_{\text{пор}4,3}$, как 1:5; $P_{\text{пор}2,7} \approx 5 \cdot 10^{-13}$ Вт/элемент, а $P_{\text{пор}4,3} \approx 2 \cdot 10^{-12}$ Вт/элемент. Энергия фотона $E_{\text{фот}} = \frac{hc}{\lambda}$, так что $E_{\text{фот}2,7} = 7,4 \cdot 10^{-20}$ Дж; $E_{\text{фот}4,3} = 4,6 \cdot 10^{-20}$ Дж, где площадь элемента $S_{\text{эл}} = 1 \cdot 10^{-5}$ см². Отсюда находим, что $1 \text{ Вт}_{2,7 \text{ мкм}} \approx 1,3 \cdot 10^{19}$ фотон / элемент · с, а $\text{Вт}_{4,3 \text{ мкм}} \approx 2,3 \cdot 10^{19}$ фотон/элемент · с.

Квантовая эффективность диода Шоттки $\eta = 0,01$ на 2,7 мкм (силицид платины) и $\eta = 0,01$ на 4,3 мкм (силицид палладия); $P_{\text{ф}2,7} = E_{\text{ф}2,7} S_{\text{эл}} = 2 \cdot 10^{-11}$ Вт/элемент; $P_{\text{ф}4,3} = E_{\text{ф}4,3} S_{\text{эл}} = 2 \cdot 10^{-10}$ Вт/элемент.

Энергетический контраст – отношение $\frac{P_{\text{ф}}}{P_{\text{с}}} \approx 50$ на $\lambda = 2,7$ мкм и ≈ 100 на $\lambda = 4,3$ мкм. При $\eta = 0,01$ фоновый заряд будет

$$Q_{\text{ф}2,7} = 1,3 \cdot 10^{19} \text{ фотон/с} \cdot 0,01 e^- / \text{фотон} \cdot 2 \cdot 10^{-11} = 1,3 \cdot 10^6 e^- / \text{с},$$

т. е. за 1 с накопится заряд насыщения, если в качестве накопителя использовать ПЗС-яму. Чтобы иметь запас по динамическому диапазону не менее 10, надо ограничить время накопления в 0,1 с. За 0,1 с от $P_{\text{пор}} = 5 \cdot 10^{-13}$ Вт/элемент накопится $\sigma_{\text{с}2,7} = 1,3 \cdot 10^{19}$ фотон/с $0,01 e^- / \text{фотон} \cdot 5 \cdot 10^{-13} \cdot 0,1 \text{ с} = 6,5 \cdot 10^3$, если принять $\sigma_{\text{ш}2,7} = 100 e^- / \text{выборку сигнала}$.

Отношение сигнал-шум $\psi \approx 50-60$. При $t_{\text{нак}} = 0,01 \text{ с} \cdot \psi \approx 5-6$. Для $\lambda = 4,3$ мкм

$$\begin{aligned} Q_{\text{ф}4,3} &= 2,3 \cdot 10^{19} \text{ фотон/элемент} \cdot \text{с} \cdot 0,01 e^- / \text{фотон} \cdot 2 \cdot 10^{-10} = \\ &= 4,6 \cdot 10^7 e^- / \text{с}, \end{aligned}$$

т. е. $t_{\text{нак}} \leq 0,01 \text{ с}$ при $\psi \approx 10$.

Работать же на фоне Земли в тепловом диапазоне $\Delta\lambda = 8-12$ мкм вообще невозможно из-за огромного теплового фона Земли.

5. ЛИНЕЙНЫЕ ИК-ПРИЕМНИКИ ИЗОБРАЖЕНИЯ

Наибольшее распространение для изготовления линеек ИК-приемников получили следующие материалы:

– PbS – из-за высокой квантовой эффективности в диапазоне до 3,0 мкм (до 25–30 %), необходимости умеренного охлаждения (≈ 170 К) для обеспечения хорошей обнаружительной способности, а главное – огромной ампер-ваттной чувствительности (до $(1-2) \cdot 10^5$ А/Вт);

– PbSe обладает многими достоинствами PbS, но его спектральная чувствительность – до 5,0 мкм;

– $\text{Hg}_{0,8}\text{Cd}_{0,2}\text{Te}$ – этот материал при температурах (40–60 К) обладает высокой чувствительностью в диапазоне от 8 до 12 мкм, а при охлаждении до 170 К в другом составе компонентов успешно используется в диапазоне от 3,0 до 5,0 мкм; однако он отличается исключительно высокой стоимостью.

Эпитаксиальные пленки теллурида кадмия, легированного ртутью, продаются буквально по квадратным сантиметрам.

Линейные приемники изготавливаются методами планарной технологии на подложках с высокой теплопроводностью (сапфир, окись бериллия). Это связано с тем, что линейные ИК-приемники устанавливаются на хладопроводы охлаждающих устройств с минимальным термическим сопротивлением зоны контакта подложки линейки и хладопровода.

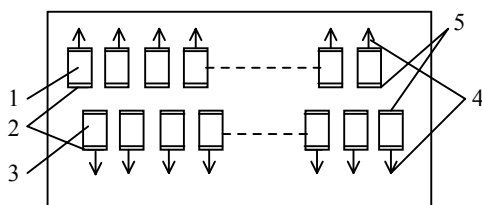


Рис. 5.1

Типичная конструкция (схема) линейного ИК-приемника приведена на рис. 5.1 (фоторезистивного).

Сдвоенные линейки применяют лишь тогда, когда обнаруживать необходимо цели, сравнимые с $S_{\text{эл}}$.

На рис. 5.1: 1 – фоточувствительные элементы 1-й линейки; 3 – фоточувствительные элементы 2-й линейки, сдвинутой на 1/2 шага эле-

мента; 5, 2 – общие шины; 4 – индивидуальные выводы сигнала от элементов. Сдвиг на пол-шага элементов между 1- и 2-й линейками обеспечивает отсутствие пропуска цели (точечной) в зазорах между элементами при сканировании.

К каждому изолированному элементу может быть подключен усилитель, если необходимо параллельное считывание, либо быстродействующий коммутатор на основе регистров сдвига на микросхемах.

Аналогичным образом реализуются и линейные приемники фотovoltaического типа (фотодиодные линейки).

5.1. Методы сканирования

Линейные ИК-приемники бывают от 64-х элементов до 6000 элементов. Фактически линейка является фотоэлектрическим преобразователем для формирования одной строки телевизионного кадра. Для того чтобы получить полный кадр, необходимо произвести сканирование изображения строки по второй координате.

Имеется огромное количество способов сканирования как одномерного (для линеек), так и двухмерного (для моноэлементных ПИ).

Во время войны во Вьетнаме американские ВВС были оснащены системами ночного видения типа DLIR (Down Looking Infrared). Это – линейка из соединения кадмий – ртуть – теллур, охлажденная до температуры нормального кипения азота (77,4 К), расположенная строго перпендикулярно оси движения самолета. Сканирование изображения местности производилось за счет движения самолета. Оптическая система (ОС) DLIR была сориентирована вперед и вниз. Скопление живой силы в джунглях определялось путем наблюдения температурного контраста между людьми и листвой в ночное время.

В настоящее время самолеты оснащаются системами FLIR (Forward Looking Infrared). В них обычно вертикально расположена линейка, а сканирование производится по горизонтали. Получается ночной индикатор переднего обзора в ИК-диапазоне. Для примера рассмотрим наиболее понятную схему сканирования зеркалами (рис. 5.2).

На рис. 5.2 приведена схема двухкоординатного сканирования в пространстве предметов, где 1 – сканирующее зеркало; 2 – ПИ; 3 – конденсор; 4 – диафрагма; 5 – ОС; 6 – поле обзора; 7 – мгновенное поле зрения ОС. Сканирующее зеркало устанавливается перед ОС под углом к полю обзора.

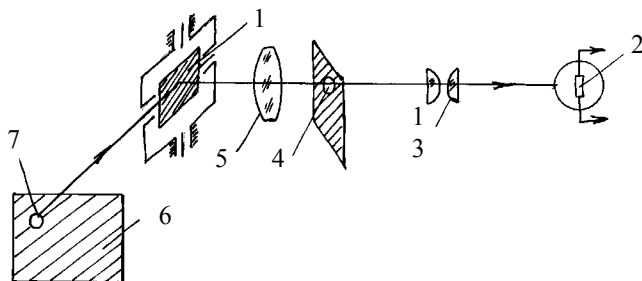


Рис. 5.2

Второй способ сканирования – в пространстве изображений (рис. 5.3), где 1 – сканирующее зеркало; 2 – ОС; 3 – мгновенное поле зрения ОС; 4 – поле обзора; 5 – ПИ; 6 – конденсор; 7 – диафрагма.

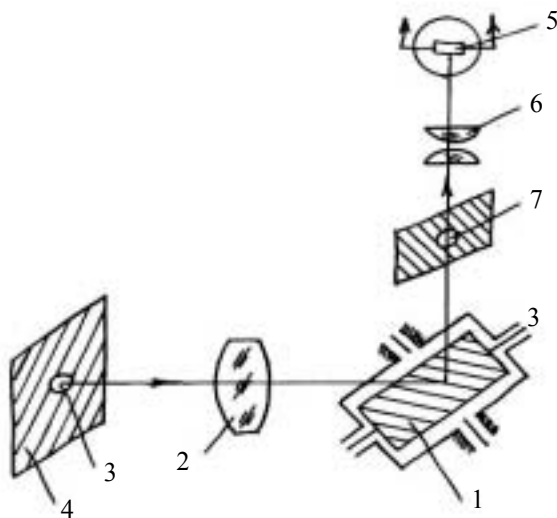


Рис. 5.3

Сканирование в пространстве изображения, несмотря на технические трудности, выгоднее при использовании ОС большого диаметра, так как огромные сканирующие зеркала перед ОС нарушают пространственную стабилизацию КА, или другого летательного аппарата и требуют компенсации для сохранения полного момента количества движения.

Прекрасный способ сканирования применили разработчики системы IMEWS (Integrated Missiles Early Warning System) на спутниках (≈ 40000 км) DSP (Defense Support Programm) в научно-исследовательском центре Санта-Барбара (США). КА, на котором установлен датчик изображения, смотрящий на Землю, стабилизируется вращением вокруг оси, ориентированной в надир, со скоростью 10 об/мин. В плоскости фокусировки ПИ образовывается круговой телевизионный ИК-кадр при вращении линейки в 6000 элементов вокруг элемента 1. Диаметр строчной развертки – 12000 элементов.

Имеются еще десятки способов сканирования: вращающимися призмами, двояколучепреломляющими клиньями перед ПИ и др.

6. МАТРИЧНЫЕ ПРИЕМНИКИ ИЗОБРАЖЕНИЯ

Твердотельные телевизионные фотоэлектрические преобразователи

ТТФЭП представляют собой сверхбольшие интегральные схемы (СБИС) с числом фоточувствительных элементов от 120×128 до 512×512 в одной матрице. Типичная схема с X - Y -организацией ТТФЭП приведена на рис. 6.1, где *a* – схема матрицы; *б* – структура.

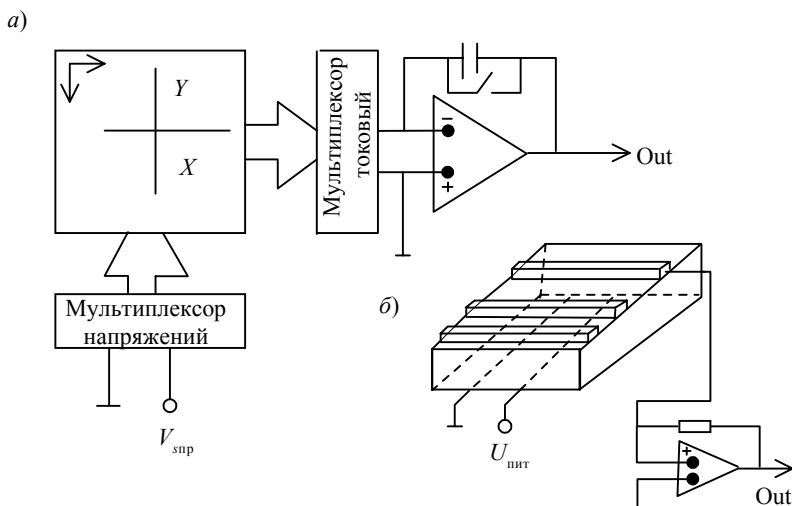


Рис. 6.1

Мультиплексор напряжения представляет собой синхрогенератор импульсов, подаваемых с помощью регистра сдвига, и системы быстродействующих микромощных ключей поочередно во все Y -шины матрицы.

Мультиплексор токовый подключает поочередно с помощью регистра сдвига и системы токовых ключей X -шины к входу операционного усилителя с глубокой обратной связью для регистрации выходного сигнала.

Наибольшее распространение получили ТТФЭП на основе компенсированного германия и сульфида свинца.

Матрицы на основе германия легируются медью, с высокой степенью точности компенсирующей легирование исходной сурьмой.

Для сведения к нулю темновых токов и повышения сопротивления такого полупроводникового кристалла с примесной проводимостью до уровня почти диэлектрика их охлаждают до температуры 77,4 К ($T_{\text{H.KN}_2}$).

Ампер-ваттная чувствительность ТТФЭП на основе компенсированного германия достигает $(1-2) \cdot 10^5$ А/Вт и выше при фотоэлектрической инерционности до долей секунды в диапазоне длин волн (2-3) мкм.

Когда на поверхность матрицы ТТФЭП попадает инфракрасное излучение до 3,0 мкм, сопротивление пластины в точке пересечения X- и Y-шин, на которую спроецировано ИК-изображение, резко понижается, а операционный усилитель фиксирует электрический сигнал, соответствующий цели. Эта система – координаточувствительная. Все элементы X-Y-матрицы выводятся на экран видеоконтрольного устройства (ВКУ) с координатами.

Недостатком примесных ТТФЭП, кроме инерционности, является низкая квантовая эффективность, равная $\approx 1\%$ на 2,0 мкм и $\approx 0,1\%$ на 3,0 мкм.

Огромным достоинством ТТФЭП на примесном германии является гигантский динамический диапазон, достигающий $\sim 1 \cdot 10^7$. Это позволяет регистрировать сигналы при отношении облученности от фона к облученности от цели, достигающем $\sim 1 \cdot 10^3$.

При этом необходима сложная вычислительная обработка сигнала, использующая оперативную память на несколько кадров для вычитания кадра с неравномерностью от фоновой засветки и других межкадровых операций в реальном времени. Охлаждение на борту КА таких ТТФЭП до азотных температур возможно только с помощью сублимационных аккумуляторов холода или микрокриогенных систем (МКС) замкнутого цикла.

Вторым популярным материалом для изготовления матричных ТТФЭП является сульфид свинца PbS. Идеология схмотехники ТТФЭП на основе PbS – аналогичная. Однако квантовая эффективность ТТФЭП на PbS на 2,7 мкм может достигать 25–30 %, что сильно повышает его обнаружительную способность.

Но главным достоинством ТТФЭП на PbS является возможность работы при $T = 170$ К (-100 °С), что легко обеспечивается с помощью

пассивных радиационных систем охлаждения (PCO). PbS является собственным полупроводником, поэтому у него $\eta \approx 25\%$.

По аналогичной схеме, с гораздо большими технологическими трудностями может строиться и ТТФЭП на основе фотодиодных матриц.

Приборы с переносом заряда

Существует несколько наименований этих приборов:

- ППЗ – приборы с переносом заряда;
- ПЗС – приборы с зарядовой связью;
- ФППЗ – фотоприемные приборы с переносом заряда;
- ФПЗС – фотоприемные приборы с зарядовой связью.

Бурное развитие этой новой области микроэлектроники, начиная с 1969–70 гг., было подготовлено как "идеологически", так и технологически. К моменту открытия эффекта переноса заряда вдоль поверхности полупроводника уже было достигнуто глубокое понимание физических явлений в структурах металл – диэлектрик – полупроводник, служащих основой ПЗС. Что же касается методов изготовления таких структур, то они уже были найдены в связи с успешными разработками БИС на основе полевых транзисторов с изолированным затвором.

Всего две недели потребовалось авторам для преодоления пути от исходной идеи ПЗС до экспериментального образца и еще три–четыре года до появления в продаже серийных образцов.

Здесь остановимся, в основном, на способах построения комплексированных фотоприемных устройств (ФПУ), содержащих ОС, охлаждаемое ФПУ в оптическом криостате и систему охлаждения, которые могут базироваться на самолетах, ракетах и КА.

ПЗС-матрицы имеют организацию, условно показанную на рис. 6.2.

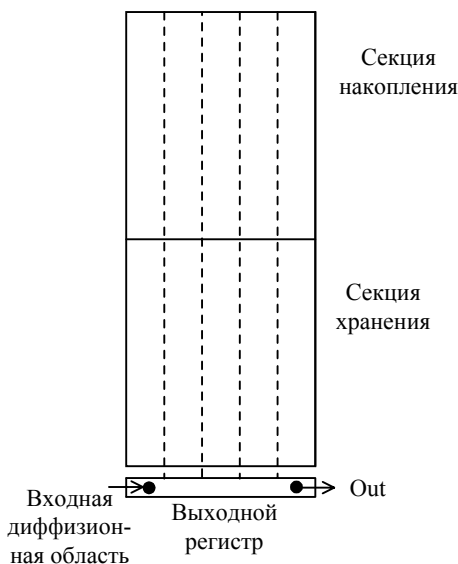


Рис. 6.2

При работе в стандартном телевизионном режиме (25–50 кадров/с) секция накопления имеет 512×288 элементов, секция хранения – 512×288 элементов. В этом режиме секция хранения должна быть закрыта от света. После окончания времени накопления (≈ 25 мс) производится быстрый параллельный перенос по вертикали всех 288 строк в секцию хранения, после чего секция накопления снова пуста, и ее, потенциальные ямы в ячейках готовы к накоплению следующего кадра, а за это время из секции хранения производится последовательный пост-рочный вывод предыдущего кадра через выходной регистр с транзистором с плавающим затвором и транзистором сброса. Чтобы не было перетекания заряда между всеми 512 вертикальными регистрами в обеих секциях имеются зоны (каналы) со стопорной диффузией, создающими потенциальный барьер между вертикальными регистрами. В вещательном режиме частота регистра – до 50 МГц.

При работе в "малокадровом" режиме с большим временем накопления чаще всего применяемом на КА и в астрономии, для накопления используются обе секции, а считывание ведется при закрытом затворе ("импульсный" режим). Время накопления в малокадровом режиме может лежать в пределах от 1,0 с до десятков минут, а частота считываемого регистра, соответственно, от 500 до 3–5 кГц. Соответственно, сужается и шумовая полоса частот $\Delta f_{г.ш.}$. Для лучших астрономических ПЗС-матриц с числом элементов 800–800 при $T = 80$ К $\sigma_{ш} = (3–5) e^-$ /выборку сигнала. При $\eta \approx 25$ % такой приемник может регистрировать поток в 15–20 фотонов (26-я звездная величина), что было зафиксировано на Паламарском четырехметровом телескопе в 1982 г.

ПЗС бывают с поверхностным каналом и объемным ("скрытым") каналом переноса зарядов.

При поверхностном переносе используется низкоомный кремний n -типа, а в тонком поверхностном слое образуется поверхностный канал переноса, зарядов p -типа. При этом, если регистрируемый поток мал, да еще и выходной регистр закрыт от света, в регистр необходимо вводить дополнительный заряд ($\approx 1000 e^-$) так называемый "жирный нуль", чтобы обеспечить высокую эффективность переноса. Иначе – просто нечего переносить.

Во втором случае используется кремний p -типа или n -типа, а углубленный n -канал или p -канал переноса зарядов создается ионным легированием бора или фосфора в поверхностный слой, на который падает

изучение. Объемный канал уже не является обедненным неосновными носителями, так что ввод "жирного нуля" не требуется.

Соответственно, $\sigma_{\text{ш}}$ ПЗС с поверхностным каналом переноса зарядов, как минимум, на $\sqrt{1000} e^-$ больше $\sigma_{\text{ш}}$ ПЗС с объемным каналом.

Все ПЗС-матрицы имеют трехфазное управление. Система поликремниевых шин, создающих потенциальные ямы для накопления зарядов и организующие их перенос, закрывают всю поверхность фоточувствительного кремния. Поликремний имеет низкое пропускание в синей области спектра 0,45–0,40 мкм.

Изобретены ПЗС с виртуальной фазой, где вместо третьего поликремниевого электрода используется ионно-легированный слой, создающий постоянную яму. Этот участок кремния открыт для света, поэтому чувствительность ПЗС-матриц с виртуальной фазой в синей области спектра значительно выше, $\eta \approx 15\text{--}20\%$ на $\lambda = 0,40$ мкм, а область спектральной чувствительности простирается до 0,2 мкм.

Проблема создания ИК–ПЗС. ИК-приемники на основе ПЗС с диодами на барьерах Шоттки

Приведем типичную техническую характеристику малокадрового ФПЗС ($T \leq 80,0$ К):

- напряжение насыщения – 0,5В;
- напряжение темнового сигнала, приведенное к напряжению насыщения – 1 % ;
- неравномерность чувствительности – 5 %;
- динамический диапазон – 1000–1500 %;
- пороговая энергетическая освещенность – $3 \cdot 10^{-10}$ Вт/см²
- глубина модуляции при передаче 200 ТВ линий – 60 %;
- среднеквадратичное значение $\sigma_{\text{ш}}$ (поверхностный канал) – $100 e^-$ /выборку;
- $\sigma_{\text{ш}}$ (объемный канал) – 20–30 e^- ;
- емкость ямы – $2 \cdot 10^6 e^-$;
- квантовая эффективность в спектральном интервале $\Delta\lambda = 0,4\text{--}0,8$ мкм – 15–20 %;
- на $\lambda = 0,56$ мкм – до 50 %.

Попытки создать качественные ИК-ПЗС на основе примесной проводимости Si еще никому не удалось. Поэтому в последнее время все чаще применяют гибридные приборы на основе БИС ПЗС, используе-

мой в качестве мультиплексора, на который посажена фотодиодная матрица на основе барьеров Шоттки из PtSi – Si. $T_p \leq 80$ К, так как барьер очень низкий и зависимость темнового тока от T : $U_c \sim (T^2)$, и даже еще сильнее.

Силицид платины выполняет роль металла и образуется в результате термодиффузии после напыления в вакууме Pt на открытые участки по Si ячеек ПЗС.

Спектральная чувствительность ИК-ПЗС на диодах с барьерами Шоттки на основе силицида платины простирается от 1,06 мкм (если облучение приемника вести через кремниевую подложку) до 5,5 мкм при квантовой эффективности в максимуме спектральной чувствительности $\eta \approx 1$ %/2–3 мкм.

Ранее приводились типичные значения пороговых потоков на 2,7 мкм и фоновой облученности при наблюдении цели на фоне дневной Земли: $P_{\text{пор}} = 5 \cdot 10^{-13}$ Вт/элемент; $E_{\text{ф}} = (1-2) \cdot 10^{-6}$ Вт/см². При этом $\psi = 3-6$. При $\eta = 1,0$ % и емкости потенциальной ямы ячейки ПЗС = $2 \cdot 10^6$ e⁻ фон полностью заполняет яму, т. е. сигнал нарастает до $U_{\text{нас}}$ за $t_n A_c \leq 0,1$ с. При этом полезный сигнал может оказаться меньше $\sigma_{\text{ш}}$. Для обнаружения сигнала с $\psi \geq 3-6$ необходимо накопление не на ячейке, а во внешнем ЗУ, имеющем емкость до 25–30 кадров. Если это делать в реальном времени, то будем иметь дело с широкополосными усилителями, т. е. они должны быть сверхмалошумящими. На диодах с барьерами Шоттки на основе силицида иридия $\eta \approx 1$ % в диапазоне 8–12 мкм, но $T_p \leq 30-40$ К. Реально для обеспечения помехозащищенности линии космической связи (узкополосность) необходимо использовать бортовой вычислитель на КА.

7. ЛАБОРАТОРНАЯ ТЕХНИКА НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР ДЛЯ РАБОТЫ С ОХЛАЖДАЕМЫМИ ПИ

Предположим, что заготовлены экспериментальные образцы (или куплены) различных ПИ (ТТФЭП, ПЗС или ПЗС с диодами на барьерах Шоттки).

Если необходимо включить ПЗС в стандартном телевизионном режиме (25–50 кадров/с), то нужен лишь диапроектор с лампой, аттестованной как источник типа А (2856 °С), блок питания ПЗС и ВКУ, а также набор телевизионных осциллографов: с блоком выделения строки, с запоминающей трубкой. Лучше всего эту аппаратуру объединить с персональным компьютером, составив программу измерений параметров ПЗС.

Совсем иное дело – ПИ с криогенным охлаждением. Придется проектировать и изготовить лабораторно-исследовательские криостаты, в которых можно было бы криостатировать ПЗС малокадрового режима в пределах 220–80 К до $\Delta\lambda = 3\text{--}5$ мкм, фоторезисторные линейки или матрицы – на уровне 170–77,4 К, если они на PbS, PbSe или Hg–Cd–Fe, работающих до 5,0 мкм, используя жидкий азот. Если же работаем с ПИ на тройных соединениях в диапазоне $T = 80\text{--}40$ К, то необходимо либо проектировать гелиевый терморегулируемый криостат, либо использовать газовые криогенные машины (двухкаскадные), работающие по циклу Стирлинга.

Криостатом называется устройство, в котором обеспечивается термостатирование на том или ином уровне криогенных температур за счет различных фазовых превращений в твердых телах, жидкостях или газах.

При наличии достаточного количества сжиженных газов задачу криостатирования любого ПИ можно решить во всем требуемом температурном интервале, используя набор из двух криогенных жидкостей:

- от 100 до (60–65) К – с помощью только жидкого азота ($T_{н.к} = 77,35$ К);
- от 60 до 1,2 К – с помощью жидкого гелия ($T_{н.к} = 4,2$ К) в качестве основного криоагента, и жидкого азота – в качестве экранирующего.

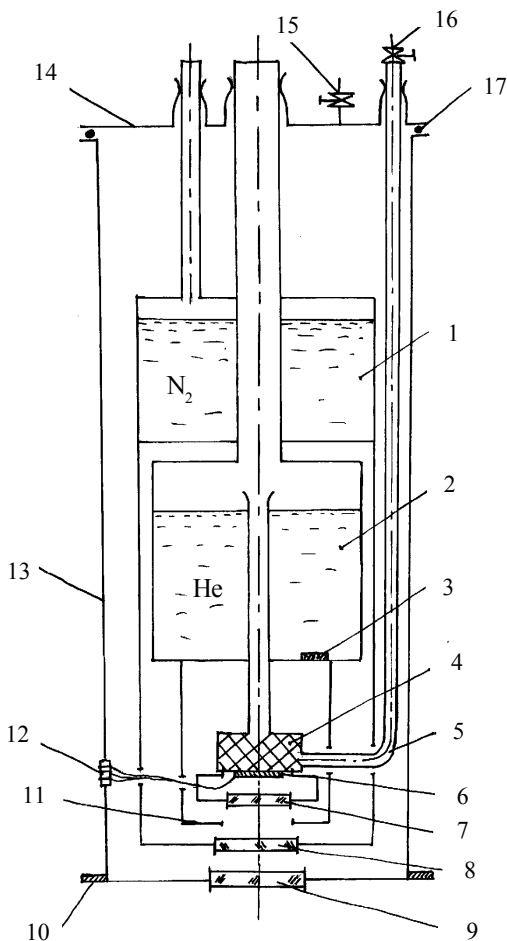


Рис. 7.1

На рис. 7. 1 представлена схема конструкции гелиевого терморегулируемого криостата для оптических исследований. Его можно выполнить и окном вбок или вверх в зависимости от исследовательской задачи.

Несмотря на то, что температура нормального кипения азота равна 77,35 К, а гелия – 4–4,2 К, с использованием этих жидкостей возможно регулирование и стабилизация температуры в оптических криостатах в указанных пределах.

Наибольшее распространение получили криостаты с регулированием температуры по методу Свенсона и его модификаций, схема которого представлена на рис. 7.1.

На рис. 7.1: 1 – азотный бачок; 2 – гелиевый бачок; 3 – крионасос; 4 – теплообменник с заборником испаренного или жидкого гелия; 5 – патрубок для дренажа испаренного гелия; 6 – ТТФЭП; 7, 8 – охлаждаемые фильтры; 9 – входное окно; 10 – фланец для установки в оптической системе; 11 – охлаждаемая диафрагма; 12 – герметичный разъем; 13 – вакуумный корпус; 14 – верхний фланец с заливными патрубками; 15 – вакуумный вентиль; 16 – игольчатый вентиль; 17 – уплотнение.

При откачке паров гелия через игольчатый вентиль можно обеспечить регулирование и стабилизацию температуры ТТФЭП в пределах от 6–8 до ≈ 80 К. Вместо откачки через игольчатый вентиль можно использовать стабилизатор давления – маностат.

При работе выше 80 К вместо жидкого гелия в бачке 2 используется жидкий азот. При этом конструкцию криостата можно значительно упростить, выполнив ее с одним бачком.

Однако несмотря на широкое распространение рассмотренных криостатов в лабораторной практике, работы на телескопе с такими традиционными конструкциями затруднительна. Для этого целесообразно специальное исполнение, обеспечивающее стабильность взаимного расположения всех элементов фотоприемного устройства, расположенных в заднем рабочем отрезке оптической системы, возможность юстировки, а также работоспособность окном вниз, вверх, вбок и т. п. Для работы в условиях астрофизической обсерватории широко использовался азотный оптический криостат, показанный на рис. 7.2, где 1 – входное окно из лейкосапфира; 2 – вакуумный кожух; 4 – крионасос на основе березового активированного угля (БАУ); 5 – рабочая камера; 6 – азотный контейнер; 7 – вакуумный вентиль; 9 – наружный разъем типа РСГС-50; 10 – патрубок для заливки жидкого азота; 11 и 12 – парозаборники испаряющегося азота; 13 – фланец для установки охлаждаемого окна; 14 – индиевое разборное сочленение; 15 – фотоприемник; 8 – дренаж паров N²; 3 – опоры из СТЭФ.

В отличие от одноэлементных ПИ или небольших линеек ТТФЭП (ПЗС) представляет собой гибридную интегральную сборку (ГИС) – некомпактное изделие, которое невозможно криостатировать, просто

прижав к хладопроводу. Для охлаждения и криостатирования подобных фотоприемников применяли циркуляционное охлаждение парами испаряющегося азота. Температура паров равна температуре стенок рабочей камеры 5, так что измерять температуру ГИС не надо.

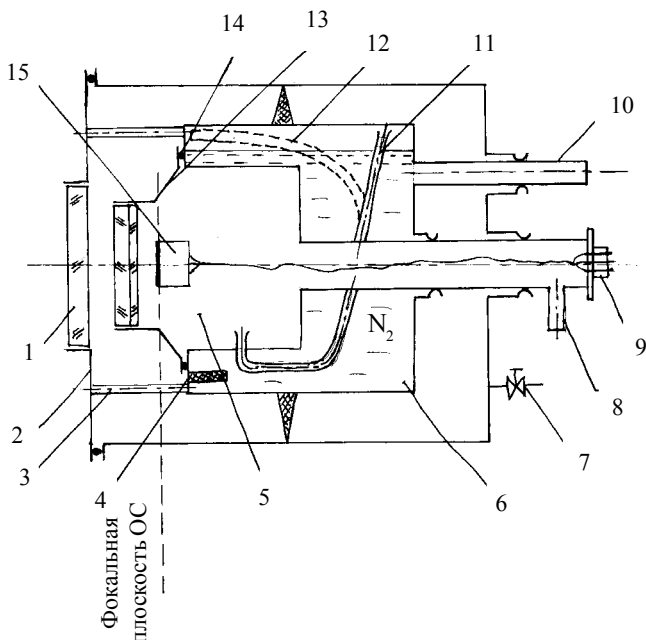


Рис. 7.2

Входное окно – из лейкосапфира \varnothing 80 мм; охлаждаемое окно – из лейкосапфира \varnothing 60 мм. К нему прижата пластина из германия марки ГМО-1 \varnothing 60 мм. Эта комбинация образует полосовой ИК-фильтр (охлаждаемый) от 1,7 до 5,5 мкм – K и L -диапазоны МФС.

При заливке жидкого азота и при работе заливной патрубков 10 должен быть герметичен, иначе в камере 5 конденсируется жидкий воздух.

В качестве конструкционных материалов для изготовления криостатов используется нержавеющая сталь Х18Н9Т листовая и тонкостенные трубы ОХ18Н9Т. Эти материалы обладают наименьшей теплопроводностью среди металлов: $\lambda_{\text{нержавеющей стали}} \approx 1 \text{ Вт/см}\cdot\text{К}$; $\lambda_{\text{стекла}} = 0,008 \text{ Вт/см}\cdot\text{К}$; $\lambda_{\text{Cu}} = 4\text{--}5 \text{ Вт/см}\cdot\text{К}$; $\lambda_{\text{стеклопластиков}} = (2\text{--}3)\cdot 10^{-3} \text{ Вт/см}\cdot\text{К}$.

Высокой теплопроводностью также обладают Au , Ag , Al .

Из диэлектриков наилучшие показатели имеют:

– кварц $\lambda_{\text{SiO}_2} = (0,5-1) \text{ Вт/см}\cdot\text{К}$;

– лейкосапфир $\lambda_{\text{Al}_2\text{O}_3} = (1-2) \text{ Вт/см}\cdot\text{К}$;

– окись бериллия $\lambda_{\text{BeO}} = (1-2) \text{ Вт/см}\cdot\text{К}$.

Криостат на рис. 7.2 не требует высоковакуумной откачки. Перед заливкой N_2 его необходимо откачать механическим или цеолитовым форвакуумным насосом до давления $p \leq 5 \cdot 10^{-2} T_{\text{Торр}}$, после чего вентиль 7 закрывается, и в контейнер 6 заливается жидкий азот. Мгновенно в вакуумной полости криостата устанавливается давление $p \leq 1 \cdot 10^{-4} T_{\text{Торр}}$, достаточное для обеспечения надежной вакуумной теплоизоляции всех охлаждаемых частей за счет действия крионасоса 4 на основе угля БАУ.

Криостат на рис. 7.2 очень удобен при работе с наземными телескопами системы Кассегрена, когда он должен работать в положении окном 1 вверх. В этом случае патрубок 10 затыкается пробкой, а парозаборник выполняется по схеме 12.

Емкость криостата – 3–4 литра жидкого азота. Этого хватает на 6–8 ч работы без подлива.

Крионасос с углем БАУ саморегенерируется при отогреве полости до 300 К.

Конструкция криостата на рис. 7.2 защищена авторским свидетельством на изобретение СССР.

7.1. Низкотемпературная термометрия

Опустим вопросы термометрии при гелиевых и водородных температурах, ибо из всех ПИ они представляют интерес только для одноэлементных тепловых приемников (болометров), которые в качестве приемников изображения не используются.

В области температур от тройной точки азота 63,15 до 300 К используются термодпары медь – константан, хромель – алюмель и хромель – капель, а также термометры сопротивления на основе монокристаллов германия или арсенида галлия.

Измеритель температуры устанавливается на изотермической поверхности рядом с ПИ и экранируется от теплового излучения теплых частей криостата. В криостате на рис. 7.2 измерять температуру не надо, так как она гарантируется на уровне $T_{\text{н.к}} = 77,35 \text{ К}$.

7.2. Регулирование и стабилизация температуры в криостатах азотного уровня (область $T \geq 80$ К)

Наиболее простой способ терморегулирования – это метод регулируемого теплового моста (рис. 7.3), где 1 – контейнер N_2 ; 2 – тепловой мост; 3 – нагреватель; 4 – площадка хладопровода; 5 – охлаждаемый экран; 6 – датчик температуры; 7 – ПИ.

Материал теплового моста выбирается из расчета начально заданного перепада температур. ПИ и датчик температуры приводятся в хороший тепловой контакт с хладопроводом, а следящая система с обратной связью включает и выключает нагреватель 3 по показаниям датчика температуры 6. При этом желательно применять экранировку всего устройства низкотемпературным экраном, оставляя лишь диафрагму для падающего сигнального потока.

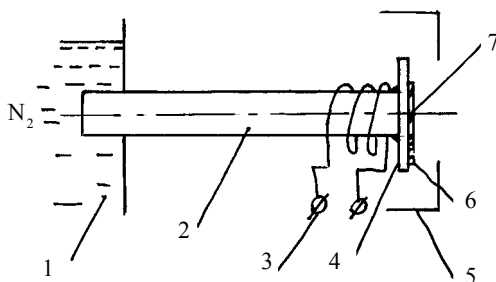


Рис. 7.3

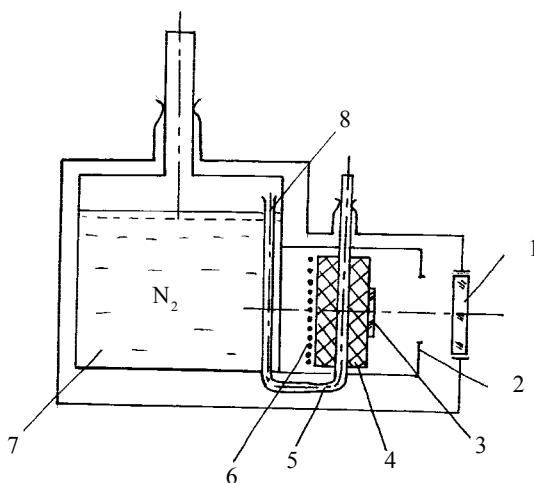


Рис. 7.4

Очень эффективен метод Свенсона, заключающийся в циркуляции жидкого или испаренного криоагента через теплообменник, встроенный в держатель ПИ (рис. 7.4), где 1 – входное окно; 2 – охлаждаемая

диафрагма (с блендой); 3 – ПИ; 4 – хладопровод; 5 – теплообменник; 6 – нагреватель; 7 – контейнер с азотом; 8 – парозаборник.

Испаренный азот из парозаборника 8 подается в теплообменник 5 хладопровода 4, снабженного нагревателем 6 и следящей системой с обратной связью от датчика температуры.

Можно также регулировать давление поступающих паров или подогревать кусок трубки паропровода на входе в хладопровод.

После освоения такой техники и технологии можно считать себя готовым к началу работы по исследованию параметров любых приемников излучения.

8. ОПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ПИ

Оптическая система (ОС) – важнейший элемент любой ИК-системы. Ее задача – спроецировать изображение цели на ПИ, расположенный в плоскости фокусировки ОС. Для всех ИК-систем с линейными и матричными ИК-приемниками применяются сверхсветосильные ОС с относительным отверстием – отношением диаметра входного зрачка к фокусному расстоянию, близким к 1:1. Это связано с необходимостью обеспечивать достаточно большой угол поля зрения ОС при очень небольших размерах БИС линеек и матриц.

Вообще при заданном фокусе угол поля зрения целиком и полностью определяется размерами ПИ (так называемой "полевой" диафрагмой, располагаемой по краям фоточувствительного поля ПИ).

Различают "полный" угол поля зрения – угол, стягиваемый всей площадью ПИ, и "мгновенный" угол поля зрения – угол, стягиваемый одним "пикселем" – элементом линейки или матрицы ПИ. Он определяет разрешение всей приемной системы. Обычно размер пикселя сопрягают с кружком рассеяния ОС.

Стандарт США и НАТО для ИК-систем высокого разрешения – 6000×6000 элементов в полном углу поля зрения.

Важнейшей характеристикой любой ОС является так называемый диаметр "кружка рассеяния" с заданным процентом (коэффициентом) концентрации энергии в пятне, являющимся изображением в плоскости фокусировки точечного ИК-источника излучения, удаленного на бесконечность. Эта ситуация имитируется с помощью большого коллиматора и миниатюрного моноэлементного ИК-приемника, с помощью которого и измеряется коэффициент концентрации энергии в пятне (рис. 8.1).

Для любого объектива рассчитывается так называемый "дифракционный предел" – минимальный размер кружка рассеяния с коэффициентом концентрации 0,8–0,9, определяемый неустраняемыми диффракциями. Это – идеальный объектив.

На практике у каждой ОС имеются различные aberrации: сферическая, хроматическая, aberrация комы и др.

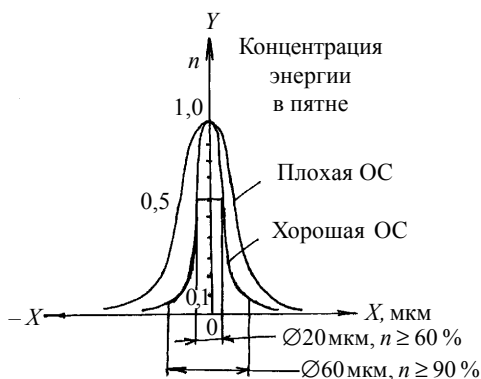


Рис. 8.1

Распределение освещенности в плоскости фокусировки (рис. 8.1) является гауссоидой вращения. Для длины волны 3,0 мкм диаметр кружка рассеяния идеального объектива с коэффициентом концентрации энергии 80–90 % равен примерно 20 мкм, если ОС выполнена на дифракционном пределе. Это крайне сложно для светосильных объективов. Достигается это применением асферических зеркал (2–6 порядков).

На практике кружок рассеяния определяет разрешающую способность ОС, а стало быть, и всей ИК-системы. Чем меньше кружок рассеяния, тем выше пороговая чувствительность ИК-системы (меньше пороговый поток). Кружок рассеяния, точнее его диаметр, еще называют «качеством» оптики.

Рассмотрим наиболее распространенные и совершенные ОС для работы с линейными и матричными ИК-приемниками.

8.1. Зеркальные ОС

На больших наземных телескопах применяется однозеркальная система Ньютона. На БТА диаметр параболического зеркала 6 м, на верхнем конце «трубы» размещается ПИ и наблюдатель (в главном фокусе 25 м). На самолетах, ракетах и КА применяют многозеркальную ОС и линзовые компенсаторы и проекционные объективы, так как очень неудобно располагать ПИ в прямом фокусе перед зеркалом. На рис. 8.2 изображена двухзеркальная ОС Ньютона, а на рис. 8.3 – двухзеркальная ОС Кассегрена, где 1 – парабола; 2 – гипербола.

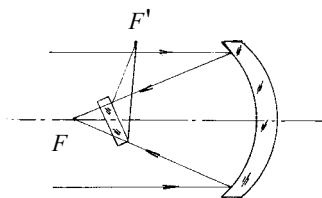


Рис. 8.2

На рис. 8.3 – двухзеркальная ОС Кассегрена, где 1 – парабола; 2 – гипербола.

Для того чтобы вынести вторичный фокус F' за пределы первичного (главного) зеркала, вторичное зеркало приходится приближать к главному и увеличивать его диаметр. Получаем довольно большое "слепое" пятно в центре главного зеркала, которое собирает поток. Наличие гиперболического зеркала вместо сферы устраняют сферические aberrации, но остаются хроматические. Для их устранения в отверстие в слепом пятне главного зеркала устанавливается проекционный объектив (обычно четырехлинзовый ахромат), а вторичное зеркало уменьшают в диаметре и отодвигают ближе к первичному фокусу F .

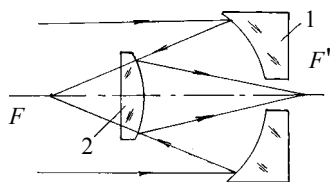


Рис. 8.3

На рис. 8.4 изображена ОС Кассегрена с проекционным объективом – компенсатором хроматических aberrаций, и с вынесением вторичного фокуса в удобную плоскость ПИ F'_1 , где 1 – первичное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – проекционный объектив.

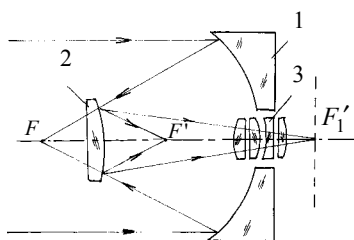


Рис. 8.4

Такая ОС вторичный фокус F' переносит (проецирует) в плоскость ПИ. Линзы объектива обычно делают из германия ГМО с просветлением; τ такого объектива $\approx 0,5$. Зеркала покрывают полированным алюминием.

Эффективная площадь главного зеркала из-за "слепого" пятна уменьшается. Известны ОС Кассегрена, выполненные с дифракционным качеством для КА диаметром $D = 0,5-0,6$ м.

Для тепловых головок самонаведения часто используют простые германиевые линзовые объективы. Но наилучшие показатели имеют ОС по системе Максутава (рис. 8.5).

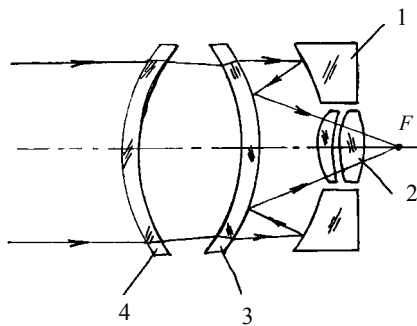


Рис. 8.5

Телескоп системы Максутова – очень компактный и небольшого диаметра.

При установке на тепловую головку самонаведения или головку навигации крылатой ракеты мениск 4 является элементом обтекателя и герметизации головки ракеты; 1 – главное зеркало; 2 – компенсатор; 3 – полутражающий мениск.

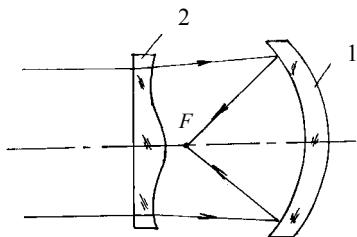


Рис. 8.6

Среди космических телескопов большого диаметра в США наилучшие показатели имеет телескоп Шмидта (рис. 8.6) (упрощенная схема).

На КА на геостационарных орбитах летают ПИ с телескопами Шмидта с $D = 1,0$ м, $F = 1,5$ м и углом поля зрения $16-17^\circ$, в котором обеспечивается качество на дифракционном пределе. Это – половина Земли (полушарие) с высоты 40000 км.

Недостатком системы Шмидта является неплоская фокальная поверхность. Она выпуклая с диаметром, равным фокусу. Очень сложен в изготовлении.

8.2. Просветляющие покрытия

Просветляющие покрытия оптических материалов должны удовлетворять двум условиям: показатель преломления покрытия n обычно равен корню квадратному из показателя преломления оптического материала, а оптическая толщина (произведение n на толщину покрытия) должна составлять $1/4 \lambda$, на которой хотят получить минимальное отражение. Основные просветляющие материалы: ZnS , GeO_2 , TiO_2 , MgF_2 .

9. ОСНОВЫ КРИОГЕННОЙ ТЕХНИКИ ДЛЯ КРИОСТАТИРОВАНИЯ ФПУ АВИАЦИОННОГО И КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

В лабораторных условиях с использованием криогенных жидкостей и оптических криостатов обеспечивается нормальная работа ИК ТТФЭП, ИК–ПЗС с диодами на барьерах Шоттки и ПЗС видимого B , V , R , I -диапазонов МФС. С терморегулируемыми гелиевыми криостатами легко решается и задача криостатирования на уровне 40–60 К ИК-приемников на соединениях Hg – Cd – Te.

Однако в бортовых условиях все обстоит иначе. Тепловые головки самонаведения зенитных ракет, ракет воздух – воздух и воздух – поверхность, крылатых ракет и КА с аппаратурой на $\Delta\lambda = 3\text{--}5$ мкм, а, особенно, на $\Delta\lambda = 8\text{--}12$ мкм, требуют применения различных микрокриогенных систем разомкнутого или замкнутого цикла.

Для понимания этой задачи необходимо кратко остановиться на основах техники глубокого охлаждения и наиболее интересных с точки зрения аэрокосмического применения МКС.

9.1. Методы получения криогенных температур. Эффект Джоуля – Томсона

Наиболее распространенными криогенными циклами являются:

- дросселирование газов;
- адиабатическое расширение газов с отдачей внешней работы.

Рассмотрим идеальный газ:

$$pV = RT, \quad (9.1)$$

где p – давление; V – объем; T – температура; R – универсальная газовая постоянная.

Уравнение Пуассона для изоэнтропы

$$p_1 = V_1^k = p_2 V_2^k = p V^k = \text{const}, \quad (9.2)$$

откуда, подставляя $p = \frac{RT}{V}$, получаем

$$T_1 V_1^{k-1} = T_2 V_2^{k-1}, \text{ т. е. } \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{V_1}{V_2} \right)^{k-1}, \quad (9.3)$$

а подставляя $V = \frac{RT}{p}$, получаем

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}}. \quad (9.4)$$

Вспомним, что

$$K_{\text{ид. газа}} = \frac{C_p}{C_V} = \frac{C_p}{C_p - R}, \quad (9.5)$$

где C_p – теплоемкость газа при $p = \text{const}$, а C_V – при $V = \text{const}$; $\frac{k-1}{k} = \frac{R}{C_p}$; C_p – слабо зависит от T и p и $C_p \approx 1,3-1,7$.

Таким образом, охлаждение газа при адиабатическом расширении – весьма эффективный процесс, дающий возможность получать криогенные температуры.

Если воздух, сжатый до 80 ата при $t = 20^\circ\text{C}$ будет адиабатически расширяться до 1 ата, то конечная температура при $k = 1,4$ будет равна 84 К (рис. 9.1).

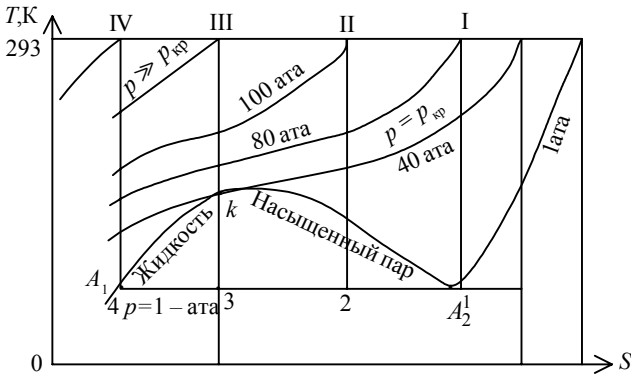


Рис. 9.1

На рис. 9.1 представлена T, S -диаграмма процесса адиабатического расширения при $S = \text{const}$ для реального газа. При $p = 80$ ата – прямая $I-I$ воздух – еще перегретый пар в конечном состоянии. При $p = 100$ ата – прямая $II-2$ – адиабата при некотором сжижении: $\frac{2 - A_2}{2 - A_1}$ – весовое отношение жидкость/пар.

При p , соответствующем точке IV , все ожижается. Для получения 50 % жидкого воздуха – адиабата III . При $p \approx 40$ ата $t \cong -140$ °С.

Начальное давление должно быть 640 ата. Для реализации расширения по адиабате $IV-4$ необходимо начальное давление $p \approx 450000$ ата.

Адиабатическое расширение с отдачей внешней работы приводит к охлаждению как реального, так и идеального газа.

При адиабатическом расширении без отдачи внешней работы процесс идет с $dU = 0$ (U – внутренняя энергия).

Свободное расширение газа из сосуда с одним объемом в сосуд с тем же или большим объемом, из которого откачан воздух или газ будет

$$U = U(S, V);$$

$$U = U(V, T);$$

$$dU = \left(\frac{\partial U}{\partial V} \right)_T dV + \left(\frac{\partial U}{\partial T} \right)_V dT = 0,$$

откуда

$$\left(\frac{\partial T}{\partial V} \right)_U = - \frac{\left(\frac{\partial U}{\partial V} \right)_T}{\left(\frac{\partial U}{\partial T} \right)_V}. \quad (9.6)$$

Из уравнения $dU = TdS - pdV$ при $T = \text{const}$ получаем $pdV = TdS - dU$;

$$p = T \left(\frac{\partial S}{\partial V} \right)_T - \left(\frac{\partial U}{\partial V} \right)_T; \left(\frac{\partial U}{\partial V} \right)_T = T \left(\frac{\partial S}{\partial V} \right)_T - p. \quad (9.7)$$

Свободная энергия

$$F = F(T, V);$$

$$dF = -SdT - pdV,$$

так как dF – функция состояния системы, то dF – полный дифференциал, у которого перекрестные производные должны быть

$$\left(\frac{\partial S}{\partial V}\right)_T = \left(\frac{\partial P}{\partial T}\right)_V. \quad (9.8)$$

Таким образом, подставляя (9.8) в (9.7), а (9.7) в (9.6), получим

$$\left(\frac{\partial T}{\partial V}\right)_U = -\frac{T\left(\frac{\partial p}{\partial T}\right)_V - p}{\left(\frac{\partial U}{\partial T}\right)_V}, \quad (9.9)$$

где $\left(\frac{\partial U}{\partial T}\right)_V = C_V$.

Поэтому имеем

$$\left(\frac{\partial T}{\partial V}\right)_U = -\frac{T\left(\frac{\partial p}{\partial T}\right)_V - p}{C_V}. \quad (9.10)$$

Для идеального газа $pV = RT$

$$\left(\frac{\partial p}{\partial T}\right)_V = \frac{R}{V} = \frac{p}{T}.$$

В этом случае

$$T\left(\frac{\partial p}{\partial T}\right)_V - p = 0.$$

Никакого охлаждения нет, так как

$$\left(\frac{\partial T}{\partial V}\right)_U = 0.$$

Для реального газа

$$p = \frac{RT}{U-b} - \frac{a}{V^2};$$

$$\left(\frac{\partial p}{\partial T}\right)_V = \frac{R}{V-b}.$$

После интегрирования

$$T_2 - T_1 = -\frac{a}{CV} \left(\frac{1}{V_1} - \frac{1}{V_2} \right). \quad (9.11)$$

Таким образом, реальный газ при адиабатическом расширении без отдачи внешней работы будет охлаждаться.

Дросселирование газа

В этом процессе поддерживается постоянный перепад давлений слева и справа от дросселя. Для охлаждения интерес представляет адиабатическое дросселирование, т. е. дросселирование при идеальной теплоизоляции. Это не означает, что $dS \equiv 0$, так как процесс – необратимый, $dS > 0$. Криогениками было показано, что при адиабатическом дросселировании сохраняется энтальпия (теплосодержание) газа

$$dH = 0. \quad (9.12)$$

Аналогично получим

$$\left(\frac{\partial T}{\partial P}\right)_H = \frac{T \left(\frac{\partial V}{\partial T}\right)_P - V}{C_P}. \quad (9.13)$$

Это – так называемый дифференциальный дроссель-эффект.

Газ нагревается, если $\left(\frac{\partial V}{\partial T}\right)_P > \frac{V}{T}$.

Газ охлаждается, если

$$\left(\frac{\partial V}{\partial T}\right)_P < \frac{V}{T}.$$

Если

$$\left(\frac{\partial V}{\partial T}\right)_P = \frac{V}{T}, \text{ то } T = \text{const}.$$

Эта температура называется температурой инверсии, которая для известных газов следующая: ${}^4\text{He } T_{\text{инв}} = 51 \text{ К}$; $\text{H}_2 T_{\text{инв}} = 205 \text{ К}$; $\text{N}_2 T_{\text{инв}} = 621 \text{ К}$; $\text{O}_2 T_{\text{инв}} = 893 \text{ К}$.

Таким образом, лишь водород и гелий не могут быть ожижены дросселированием без предварительного охлаждения ниже температуры инверсии.

Дроссель-эффектом обладают не только газы, но и их жидкости. Причем, если жидкость дросселируется при $T > T_{\text{инв}}$, то $\Delta T < 0$, а если при $T < T_{\text{инв}}$, то $\Delta T > 0$, т. е. жидкость нагревается. У газов – наоборот.

Интегральный эффект Джоуля – Томсона – конечная разность температур

$$T_2 - T_1 = \int_{P_1}^{P_2} \left(\frac{\partial T}{\partial P} \right)_H dp. \quad (9.14)$$

Дроссель-эффект имеет максимум при определенном давлении.

Дроссельные рефрижеративные системы

При дросселировании, применяя весьма высокие давления, нельзя понизить температуру газа до ожижения. Поэтому применяют регенеративный принцип, состоящий в непрерывном использовании понижения температуры при дросселировании для охлаждения новой порций газа. Для этого применяется противоточный теплообменник (рис. 9.2).

Воздух в компрессоре K сжимается от p_1 до p_2 , температура газа возрастает от T_1 до T_4 ; теплота сжатия отводится водой в холодильнике M ; газ снова приобретает температуру T_1 .

Газ с p_2 и T_1 входит в основной теплообменник, где охлаждается до T_2 встречным холодным газом.

Затем газ дросселируется в D от p_2, T_2 до p_1 ; при этом его температура понижается до T_3 . Расширенный газ, проходя теплообменник, нагревается до T_1 , отнимая теплоту от воздуха высокого давления, понижая его температуру до T_2 .

Основной теплообменник – сердце установки; он состоит из пучка труб, помещенных в трубе большего диаметра; T, S -диаграмма процесса постепенного охлаждения 1-го кг воздуха (рис. 9.3), где AB – изотермическое сжатие от p_1 до p_2 ; $B-1$ – первое дросселирование: $T_1 = T_A - \Delta t_1$.

Холодный дросселированный воздух (1 кг) проходит через теплообменник, охлаждая новую порцию (1 кг) воздуха, сжимаемого от p_1 до p_2 , в теплообменнике.

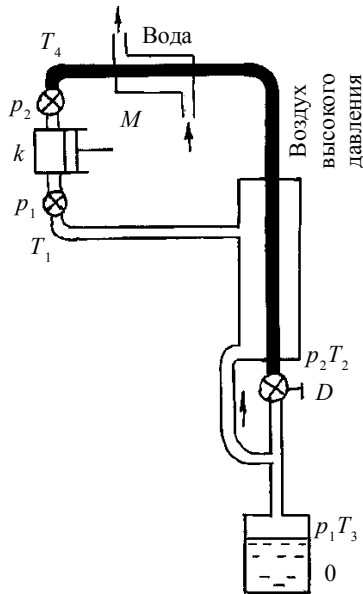


Рис. 9.2

Начинается ожигение воздуха в установившемся режиме. На рис. 9.4: T, S -диаграмма цикла сжижения при сжатии $p_1 \rightarrow p_2$ и расширении $p_2 \rightarrow p_1$; $H = \text{const}$; H_3 и H_4 – две соседние изоэнтальпы.

Количество рекуперированного, т. е. идущего на охлаждение, воздуха высокого давления, холода H_1-H_3 , равно $A(6-7-1-1'-6)$.

Количество теплоты, отнимаемой у воздуха высокого давления вследствие рекуперации H_2-H_4 , равно $A(2-4-4'-2')$.

В идеале при полной рекуперации, т. е. при полном использовании холода низкого давления, $H_1-H_3 = H_2-H_4$, т. е. $A(6-7-1'-6) = A(2-4-4'-2')$

Таким образом, $H_1-H_2 = H_3-H_4$, т. е. количество холода, полученное в процессе и изображенное $A(5-6-6'-5')$, равно понижению энтальпии воздуха в компрессоре при изотермическом сжатии.

При дросселировании по $4-5$ после пересечения пограничной кривой $0-7$ часть воздуха – жидкость, часть – пар; $\frac{5-7}{0-7}$ – влагосодержание паров воздуха.

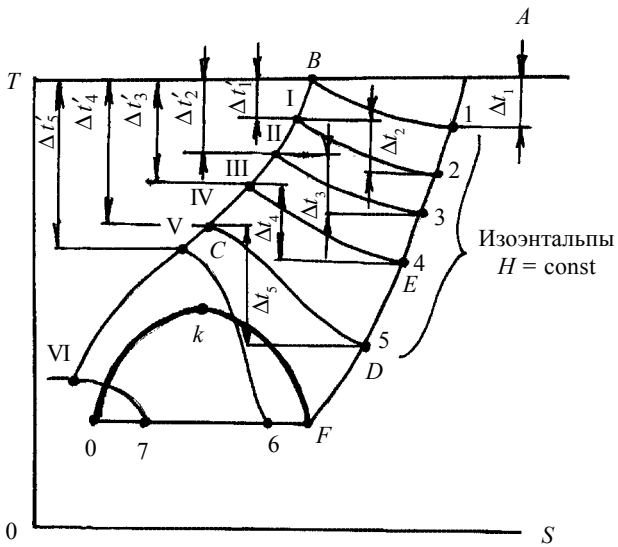


Рис. 9.3

Рекуперация $6-7 \rightarrow 1$ от 6 до 7 происходит в испарителе, между $7 \rightarrow 1$ – в теплообменнике.

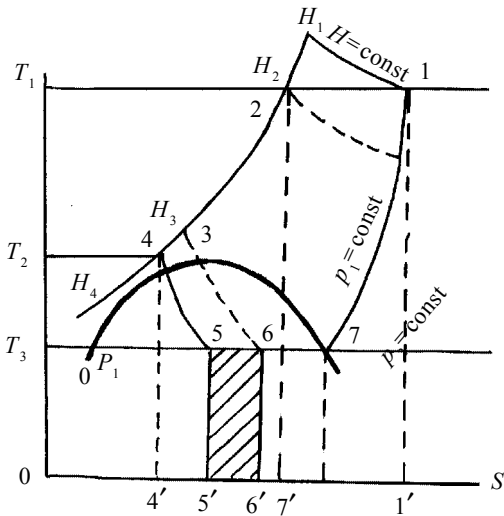


Рис. 9.4

Холод в количестве $H_3 - H_4 = H_1 - H_2$ получается при T_3 , соответствующей температуре кипения воздуха при $p_1 = 1$ ата.

При оставлении получаемого холода в системе в нижней части испарителя будет накапливаться жидкость, которую отводят, т. е. она больше не участвует в рекуперации.

Баланс холода

В предыдущем цикле предполагалась полная рекуперация и отсутствие потерь холода в окружающую среду. На самом деле всегда имеет место "недорекуперация" и потери холода в окружающую среду.

Холодный рекуперированный газ выходит с меньшей температурой T_2 . Если бы не было потерь холода в окружающую среду, то дросселирование пошло бы по линии $T_2 - 1'$ между H_4 и H_3 , т. е. при более низкой T (рис. 9.5).

На рис. 9.5 – установившийся цикл сжижения воздуха с учетом потерь от недорекуперации в среду.

Дросселирование вследствие недорекуперации идет не по $H'_4 = \text{const}$, а по $H_4 = \text{const}$, причем

$H_2 - H_4 = H'_1 - H_3$ или, так как $H'_1 - H_2 = H_3 - H_4$, получаем $H_4 - H'_4 = H_1 - H'_1$ (H'_1 вместо H_1 из-за недорекуперации); $H_1 - H'_1 = C_p (T_1 - T_2)$ – потери от недорекуперации.

По линии 8–9 происходит рекуперация холода в колонне с передачей холода сжатому воздуху, поступающему в змеевик испарителя; по линии 9–1 идет рекуперация холода в теплообменнике:

– $A(6-8-8'-6')$ – весь располагаемый холод, который делится на три части:

– холод, компенсирующий неполноту рекуперации, равный $A(5-6-6'-5')$

– холод, пополняющий потери в окружающую среду, равный $A(5-7-7'-5')$;

– холод ожиженного воздуха, который можно отдать, равный $A(7-8-8'-7')$.

Количество располагаемого холода определяется разностью (уменьшением) энтальпий воздуха после сжатия в компрессоре, т. е. холод в системе создается при помощи компрессора.

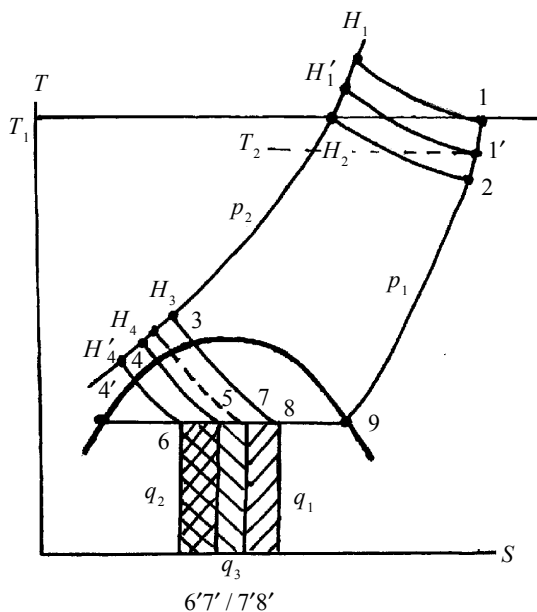


Рис. 9.5

Баланс холода на 1 кг перерабатываемого воздуха составляет $H_1 - H_2 = q_1 + q_2 + q_3$, где q_1 – количество холода в охлажденной части воздуха; q_2 – потери от недорекуперации; q_3 – потери в окружающую среду.

Количество жидкого воздуха без учета потерь холода

В стационарном режиме сумма энтальпий охлажденной части воздуха и возвращаемого остатка должна равняться энтальпии сжатого газа. Обозначим: H_1 – энтальпия воздуха при 1 ата; H_2 – энтальпия воздуха при p_2 , ата; H_0 – энтальпия жидкого воздуха при 1 ата; χ – доля охлажденного воздуха, называемая коэффициентом охлаждения; $1 - \chi$ – доля газообразного остатка.

Тогда

$$H_2 = \chi H_0 + (1 - \chi) H_1,$$

откуда

$\chi = \frac{H_1 - H_2}{H_1 - H_0}$; χ измеряют в кг/кг; $H_2 - H_1$ – разница энтальпий сжатого воздуха и воздуха при $p = 1$ ата при одной и той же T ; $H_2 - H_1 = \Delta H_T$ при $T = \text{const}$ – изотермический дроссель-эффект.

Теперь

$$\chi = -\frac{\Delta H_T}{H_1 - H_0}. \quad (9.15)$$

Холодопроизводительность цикла будет

$$Q_{\text{хол}} = \chi(H_1 - H_0) = H_1 - H_2 = -\Delta H_T, \quad (9.16)$$

т. е. она при однократном дроссельном цикле определяется изотермическим дроссель-эффектом.

Газовые криогенные машины

Фирмой "Филипп" был разработан и осуществлен замкнутый регенеративный холодильный цикл Стирлинга. В качестве рабочего тела используется гелий. Идеальный цикл Стирлинга состоит из двух изотерм и двух изохор (рис. 9.6).

Пусть имеем два поршня *A* и *B*, между которыми регенератор *R*, причем газ, проходя через регенератор, меняет свою температуру. Поршни *A* и *B* движутся следующим образом.

I. *Изотермическое сжатие (1–2)*. Поршень *A* изотермически сжимает газ при температуре T_c . Объем V_1 уменьшается до V_2 , а давление повышается с p_1 до p_2 . Поршень *B* во время изотермического сжатия неподвижен.

II. *Изохорический процесс с отнятием теплоты (2–3)*. Газ, у которого объем остается равным V_2 , при одновременном движении поршней *A* и *B* проталкивается через регенератор *R*. При прохождении через охлажденный регенератор температура и давление газа понижаются. Конечная температура T_E , давление p_3 .

III. *Изотермическое расширение (3–4)*. При температуре T_E газ изотермически расширяется. Поршень *B* движется влево. Объем газа увеличивается с V_2 до V_1 , а давление понижается с p_3 до p_4 .

IV. *Изохорический процесс с сообщением теплоты (4–1)*. При одновременном движении поршней *A* и *B* вправо газ при постоянном V_2 проталкивается через регенератор, и ему сообщается некоторое количество теплоты. Давление и температура газа повышаются и достигают первоначальных значений.

При расширении газа создается холод при неизменной температуре, т. е. можно с левого холодного конца снимать тепловую нагрузку.

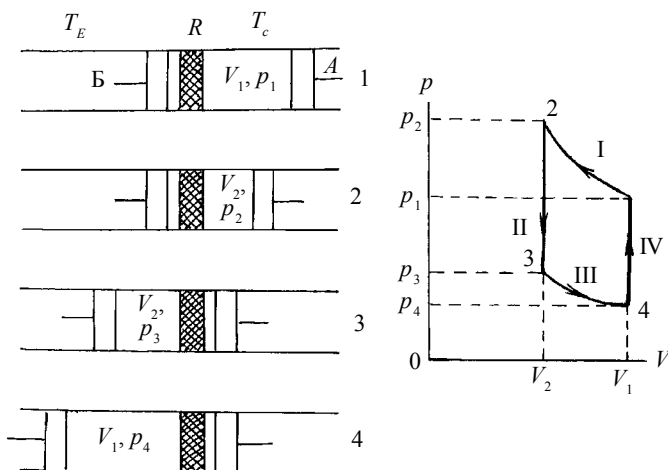


Рис. 9.6

Холодопроизводительность в таком цикле примерно

$$q_0 = RT_E \ln \frac{V_2}{V_1}.$$

Затрачиваемая работа

$$L = R(T_c - T_E) \ln \frac{V_2}{V_1}.$$

Холодильный коэффициент

$$\varepsilon = \frac{q_0}{L} = \frac{T_E}{T_c - T_E}, \text{ т. е. как и для обратного цикла Карно.}$$

Осуществить идеальный цикл невозможно, потому что:

- движение поршней осуществляется от кривошипного вала, т. е. не линейное, а гармоническое;
- потери теплоты в среде: не изотермы и адибаты, а политропы и приводят к работе с большими перепадами температуры;
- нередокуперация холода в регенераторе: если КПД регенератора $\eta_{\text{рег}} = 99 \%$, то при охлаждении воздуха потери составляют 21 %, водорода – 98 % (это – главное).

Фирмой "Филипс" была выпущена машина с вытеснителем. Она отличается тем, что имеет не два одинаковых поршня, совершающих

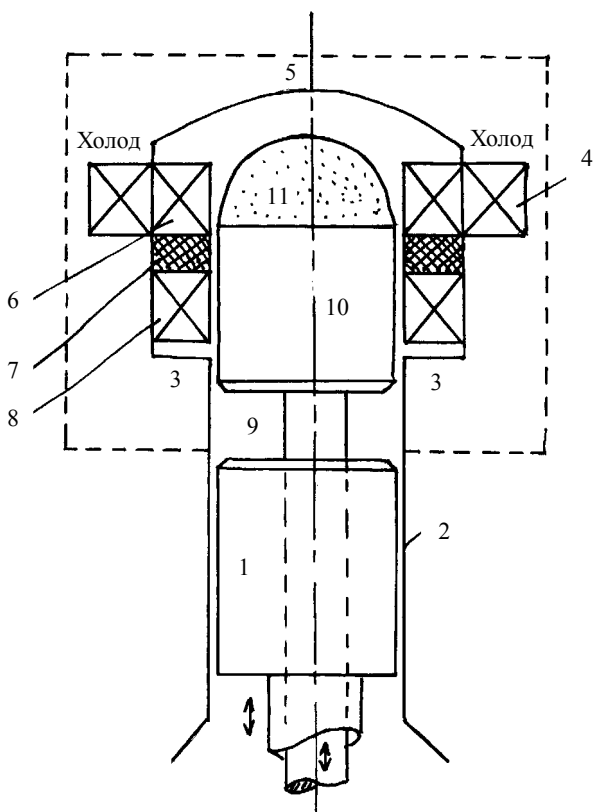


Рис. 9.7

гармоническое возвратно-поступательное движение со сдвигом фаз, а основной "поршень" и "вытеснитель" (рис. 9.7).

Основной поршень *1* приводится в движение от двух шатунов на коленчатом валу; вытеснитель *10* – шатуном, проходящим через основной поршень *1*; *9* – "рабочее пространство" между основным поршнем и вытеснителем; *5* – "рабочее пространство" над вытеснителем; в объеме *9* – сжатие газа; в объеме *5* – расширение; *7* – регенератор; *8* – холодильник; *6* – теплообменник – аккумулятор холода; *4* – конденсатор.

Газ из объема сжатия *9* движется через отверстия *3* в холодильник *8*, затем в регенератор *7* и теплообменник-аккумулятор холода *6*.

В примыкающем теплообменнике-конденсаторе происходит конденсация воздуха.

Давление газа над и под вытеснителем почти одинаково, поэтому нет больших перетечек газа из объема расширения, а потери холода из-за этого незначительны (намного меньше, чем в случае двух поршней). Колпак вытеснителя *II* выполняется из теплоизолятора.

Если поместить головку машины в высоковакуумную камеру, то охлаждаемый прибор можно располагать прямо на холодильной головке.

В современных машинах регенераторы располагаются внутри вытеснителя. Частично благодаря этому удается создавать двухкаскадные газовые холодильные машины (или газовые криогенные машины (ГКМ), основанные на цикле Стирлинга: "Филипс" – до 16–20 К и "Джиффорд – Мак Магон" – до 10–15 К, отличающийся малой скоростью вращения (1,5–2) об/с против 1400–1500 об/мин у "Филипса", а следовательно, большим моторесурсом.

Итак, рассмотрено два криогенных цикла: цикл однократного дросселирования высокого давления и цикл Стирлинга.

Именно эти циклы лежат в основе криогенных циклов, на основе которых созданы микрокриогенные системы (МКС) для самолетов, зенитных ракет с тепловыми головками самонаведения, крылатых ракет, ракет "воздух – воздух", "космос – космос", "воздух – поверхность", а также ряда КА на разных орбитах. Кроме того, МКС используются на самолетах в системах FLJR.

В дальнейшем МКС на основе дроссельного цикла будем называть дроссельными рефрежеративными системами (ДРС), так как в них может образовываться и испаряться при компенсации теплопритоков жидкая фаза криоагента, а МКС, основанные на цикле Стирлинга, – газовыми криогенными машинами (ГКМ). Широкое распространение также получили разомкнутые дроссельные циклы, или баллонные системы, когда азот из баллона высокого давления дросселируется с дренажем в воздух или космос. Это – системы с коротким ресурсом (до 90–100 с), используемые в ракетах с тепловыми головками самонаведения.

ГКМ на основе цикле Стирлинга бывают одноступенчатыми (60–70 К) и двухступенчатыми (15–25 К). Рабочим телом является газообразный

гелий. Ресурс (мото) безрегламентной работы ГКМ достигает 10000 ч. Холодопроизводительность – до 2–5 Вт холода.

Недостатки:

– питание 200 В ~ 400 Гц; это удобно на самолетах, но требует статического преобразователя на КА, где от солнечных батарей – 27 В =;

– "некоммуникабельный" холод, образующийся на торце холодильной головки, размещенной в вакуумной камере; очень сложно криостатировать некомпактные ГИС.

10. ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ФПУ ДЛЯ ТЕПЛОВЫХ ГОЛОВОК САМОНАВЕДЕНИЯ

Тепловые головки самонаведения с охлаждаемыми одноэлементными фоторезисторами на основе пленок PbS, PbSe, фотодиодов на основе InAs появились в начале 50-х годов.

В настоящее время в качестве чувствительных элементов в приемниках изображения применяются небольшие линейки из PbS, PbSe, Hg–Cd–Te в диапазоне 3–5 мкм или матрицы (линейки обычно – 64 элемента, матрицы – 64×64 элемента).

Учитывая, что скорость современной зенитной ракеты системы "Patriot" или "С-300" превышает 4000 км/ч, она за короткий промежуток времени может догнать любой самолет, самонаводясь, например, на факелы от его турбореактивных двигателей.

Задача тепловой головки самонаведения – держать изображение цели в центре кадра до столкновения с целью.

Для охлаждения ПИ до ≈ 80 К в головках используются легкие малогабаритные баллонные дроссельные системы с разомкнутыми циклами. Время действия баллонных дроссельных систем на N₂, с начальным давлением (200–400) ати не превышает 1,5–2 мин. Этого вполне достаточно, чтобы навестись и поразить цель.

Основными элементами такой системы являются баллон со сжатым азотом и микроохладитель.

Схемы и конструкции дроссельных микроохладителей

По принципиальной схеме большую часть разработанных конструкций дроссельных, микроохладителей можно отнести к одной из следующих основных групп (рис. 10.1):

– однокаскадные, в том числе с простым и двухкратным дросселированием;

– многокаскадные с предварительным охлаждением газа.

Чаще всего применяют одно- и многорядные поперечно-противоточные теплообменники (типа Хэмпсона) и противоточные типа труба в

трубе (типа Линде). Формы теплообменников различны: цилиндрическая, коническая, плоская.

Теплообменники Хэмпсона изготавливаются из капиллярных трубок $\varnothing 0,2-1,0$ мм с чередованием оребренных и неоребренных рядов (нержавеющая сталь, никель и его сплавы). Оребрение выполняется из медной проволоки диаметром $\varnothing 0,05-0,2$ мм, спирально навитой на трубки с определенным шагом.

Различные схемы теплообменников представлены на рис. 10.1.

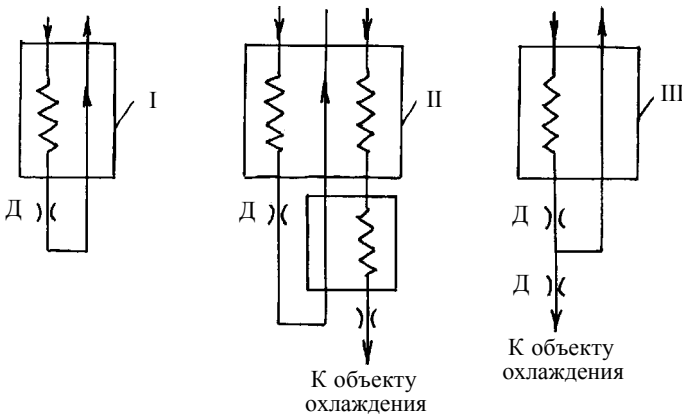


Рис. 10.1

На рис. 10.1 теплообменники: *I* – простым дросселированием; *II* – с двухкратным параллельным дросселированием; *III* – с двухкратным последовательным дросселированием.

В качестве дросселей могут использоваться микроотверстия (дюзы), пористые металлокерамические таблетки, капиллярные трубки определенной длины ("капиллярный" дроссель), а также трубки теплообменника ("распределенный" дроссель).

Рассмотрим конструкцию микроохлаждителя с простым дросселированием цилиндрического типа, приведенного на рис. 10.2. Противоточный теплообменник построен по схеме труба в трубе и представляет собой свитую в спираль капиллярную трубку 2, размещенную во внешней трубке 3 с запаянным концом. Трубка 2 канала высокого давления играет одновременно роль распределенного дросселя. В низкотемпературной зоне к теплообменнику припаян наконечник 4, который через слой теплопроводящей пасты 5 (смесь замазки Рамзая с алюминиевой пуд-

рой) контактирует с дном охлаждаемого прибора 6. Конструкция штуцера 1 позволяет использовать микроохладитель как в замкнутой, так и в разомкнутой системах охлаждения, 7 – входное оптическое стекло.

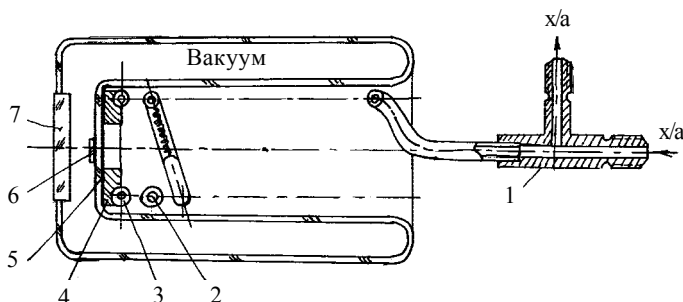


Рис. 10.2

На рис. 10.2 не показаны выводы для подачи питания и снятия сигнала с ПИ-6. Это – предмет особого разговора. Эта схема не нашла широкого применения в основном из-за отсутствия непосредственного контакта хладагента с охлаждаемым ПИ, т. е. из-за повышенной температуры криостатирования (повышенное давление в канале обратного потока).

Наилучшими техническими данными обладает микроохладитель, представленный на рис. 10.3, где 1 – входное оптическое окно; 2 – ПИ (например, матрица 64×64 элемента); 3 – кольцевая стеклотекстолитовая

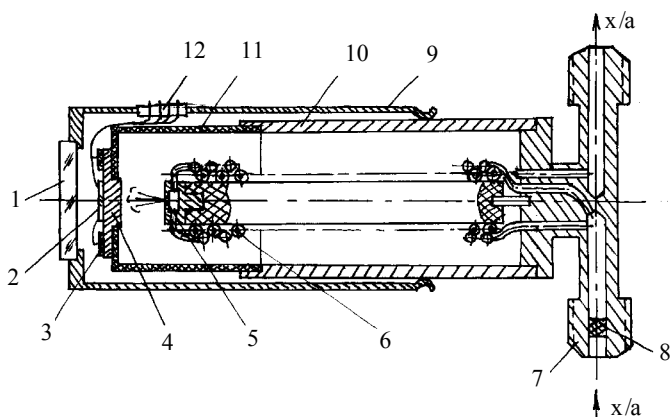


Рис. 10.3

вая печатная плата с выводами от ПИ; 4 – медный хладагент; 5 – дроссельная дюза; 6 – теплообменник Хэмпсона; 7 – штуцер; 8 – фильтр газа; 9 – обечайка из нержавеющей стали; 10 – обечайка (секция) теплообменника из ковара; 11 – секция обечайки теплообменника из стеклотекстолита СТЭФ; 12 – сверхгерметичный разъем типа РСГС.

В данной конструкции обеспечивается:

- минимальное время выхода на температурный режим, так как минимизированы охлаждаемые массы, а секция 11 из стеклопластика с коэффициентом теплопроводности $\lambda = 3 \cdot 10^{-3}$ Вт/см К;

- равенство температуры ПИ и хладагента.

Такой ПИ с микроохладителем и системой замкнутого цикла очень удобен для крылатых ракет, систем FLJR самолетов и других аэрокосмических объектов, реализующих самонаведение в диапазоне волн 3–5 мкм. ПИ может быть снабжен также в случае необходимости охлаждаемым фильтром изображения.

Входное окно может быть выполнено из лейкосапфира или германия, если необходимо отсеять излучение до 1,60 мкм, или из кремния, если – до 1,06 мкм.

Для зенитных ракет "Земля – воздух" с тепловыми головками самонаведения важнейшим параметром является время выхода на температурный режим (не более 3–4 с), так как они работают от баллонных расходных систем с ресурсом 90–100 с. Тогда теплообменники выполняются в виде конуса с углом 90° от дюзы, чтобы увеличить холодопроизводительность микроохладителя.

11. РАДИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ НА БАЗЕ КОСМИЧЕСКИХ РАДИАЦИОННЫХ ТЕПЛООБМЕННИКОВ И СУБЛИМАЦИОННЫЕ АККУМУЛЯТОРЫ ХОЛОДА

Одним из наиболее эффективных пассивных (не потребляющих электроэнергии) способов охлаждения микроэлектронных компонентов бортовой космической аппаратуры является излучение теплоты в холодный космос ($T < 10$ К) космическими радиационными теплообменниками (КРТ), или просто "радиаторами". Классическая конструкция радиатора описана Бреккенкриджем (рис. 11.1).

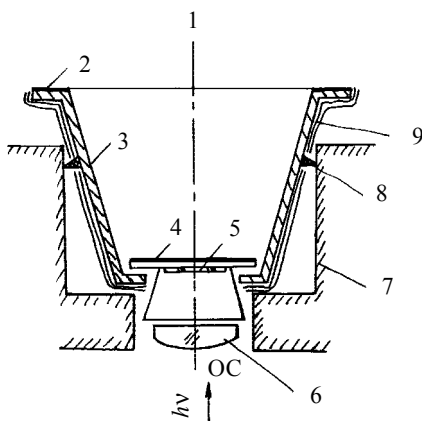


Рис. 11.1

На рис. 11.1: 1 – черный (глубокий) космос; 2 – внешняя ("высокотемпературная") поверхность радиатора; 3 – внешняя ступень (зеркальная поверхность); 4 – внутренняя ступень (низкотемпературный радиатор); 5 – охлаждаемый ПИ; 8 – низкотеплопроводящие опоры (СТЭФ); 9 – пакеты ЭВТИ; 6 – линза ОС с охлаждаемой блендой; 7 – поверхность КА.

Такой радиатор при площади 4, равной $1,0 \text{ м}^2$, имеет холодопроизводительность около

10–15 Вт при температуре криостатирования ПИ 5 на уровне 150–170 К (-100 – -120 °С).

Методика расчета (приближенного) многокаскадных КРТ, позволяющих достичь при малых теплопотоках температуры $T \approx 77$ – 80 К, в нашей стране была разработана В. Ф. Клименко, которая в дальнейшем была продолжена автором данной книги с сотрудниками.

Математическая модель РСО

Результирующий поток излучения i -й поверхности объемной зоны равен разности поглощенного и собственного (излучаемого) потоков излучения, т. е.

$$q_{\text{рез}} F_i = \sigma_0 \sum_{j=1}^N \left(F_j A_j \Phi_{ji} T_j^4 - F_i \varepsilon_i \Phi_{ji} T_i^4 \right), \quad (11.1)$$

где A_j , ε_j – коэффициенты поглощения и излучения соответствующих поверхностей; F – площадь поверхности; Φ_{ji} , Φ_{ij} – угловые коэффициенты; j – число поверхностей, взаимодействующих с i -й поверхностью.

Так как каждая поверхность переотражает энергию, излученную соседними телами, то для учета этого вводят приведенную степень черноты $E_{\text{пр}} = f(\Phi, \varepsilon, A)$, и тогда выражение (11.1) перепишем

$$Q_i = \sigma_0 \sum_{j=1}^N \left(F_j E_{\text{пр}ji} T_j^4 - F_j E_{\text{пр}ij} T_i^4 \right), \quad (11.2)$$

где $i = 1, 2, 3, \dots, N$.

Для определения температуры каждой поверхности для нее необходимо написать замкнутое уравнение

$$Q_{\text{рез}i} \pm Q_{ki} = 0, \quad (11.3)$$

где Q_{ki} – тепловая энергия, подводимая (+) или отводимая (–) от поверхности внутренними (внешними) источниками или потребителями теплоты.

В качестве источников теплоты для рассматриваемой поверхности может быть кондуктивная энергия от соседних более нагретых тел или поглощенная излучением теплота от внешних источников.

Роль стоков теплоты могут играть аккумуляторы холода, или энергия, отдаваемая теплопроводностью к другой поверхности.

С помощью уравнения (11.3) с учетом (11.2) можно определить тепловой баланс для каждой поверхности

$$\sigma_0 \left[\left(E_{\text{пр}21} F_2 T_2^4 - E_{\text{пр}12} F_1 T_1^4 \right) + \left(E_{\text{пр}31} F_3 T_3^4 - E_{\text{пр}13} F_1 T_1^4 \right) + \right. \\ \left. + \left[\left(E_{\text{пр}N1} F_N T_N^4 - E_{\text{пр}1N} F_1 T_1^4 \right) \right] \right] = -Q_2;$$

$$\begin{aligned}
& \sigma_o \left[\left(E_{\text{пр}12} F_1 T_1^4 - E_{\text{пр}21} F_2 T_2^4 \right) + \left(E_{\text{пр}32} F_3 T_3^4 - E_{\text{пр}23} F_2 T_2^4 \right) + \right. \\
& \quad \left. + \left(E_{\text{пр}N2} F_N T_N^4 - E_{\text{пр}2N} F_2 T_2^4 \right) \right] = -Q_2; \\
& \dots \\
& \dots \\
& \sigma_o \left[\left(E_{\text{пр}1N} F_1 T_1^4 - E_{\text{пр}N1} F_N T_N^4 \right) + \left(E_{\text{пр}2N} F_2 T_2^4 - E_{\text{пр}N2} F_2 T_2^4 \right) + \right. \\
& \quad \left. + \left(E_{\text{пр}(N-1)N} F_{N-1} T_{N-1}^4 - E_{\text{пр}N(N-1)} F_N T_N^4 \right) \right] = -Q_N, \quad (11.4)
\end{aligned}$$

где Q_N – подводимая теплота к N -й поверхности.

Если поверхность не получает теплоты кроме излучения от соседних поверхностей, то $Q \equiv 0$.

Сгруппировав однородные члены, получим систему уравнений

$$\begin{aligned}
& \sigma_o \left[\left(E_{\text{пр}12} F_1 T_1^4 + E_{\text{пр}13} + \dots + F_{\text{пр}1N} \right) + F_1 T_1^4 + F_2 E_{\text{пр}21} + E_{\text{пр}31} F_3 T_3^4 + \dots + \right. \\
& \quad \left. \vdots \quad + E_{\text{пр}N1} F_N T_N^4 \right] = -Q_1; \\
& \sigma_o \left[E_{\text{пр}12} F_1 T_1^4 - \left(E_{\text{пр}21} + E_{\text{пр}23} + \dots + F_{\text{пр}2N} \right) F_2 T_2^4 + E_{\text{пр}N2} F_N T_N^4 \right] = -Q_2; \\
& \dots \\
& \dots \\
& \sigma_o \left[\left(E_{\text{пр}1N} F_1 T_1^4 + E_{\text{пр}2N} F_2 T_2^4 + \dots + \right) - \left(E_{\text{пр}N1} + E_{\text{пр}N2} + \right. \right. \\
& \quad \left. \left. + \dots + E_{\text{пр}N(N-1)} \right) F_N T_N^4 \right] = -Q_N. \quad (11.5)
\end{aligned}$$

Введем принятые обозначения и умножим левые и правые части уравнений на -1 . Тогда получим систему уравнений

$$\begin{aligned}
& -a_{11} T_1^4 - a_{12} T_2^4 - a_{13} T_3^4 - \dots - a_{1N} T_N^4 = b_1; \\
& -a_{21} T_1^4 - a_{22} T_2^4 - a_{23} T_3^4 - \dots - a_{2N} T_N^4 = b_2; \\
& -a_{N1} T_1^4 - a_{N2} T_2^4 - a_{N3} T_3^4 - \dots - a_{NN} T_N^4 = b_N, \\
& \dots \\
& \dots \quad (11.6)
\end{aligned}$$

где $a_{11} = \sigma_0 F_1 (E_{\text{пр}12} + E_{\text{пр}13} + \dots + E_{\text{пр}1N})$; $a_{12} = -\sigma_0 E_{\text{пр}21} F_2$;
 $a_{21} = -\sigma_0 E_{\text{пр}12} F_1$ и т. д.

В общем виде

$$a_{ij} = \begin{cases} \sigma_0 F_i \sum_{j=1}^N E_{\text{пр}ij}, & i = j; \\ -\sigma_0 F_j E_{\text{пр}ji}, & i \neq j, \end{cases}$$

где $i = 1, 2, \dots, N$; $j = 1, 2, \dots, N$.

В общем виде решение этой системы уравнений весьма затруднительно, но для конкретных конфигураций РСО она решается достаточно просто.

Сублимационные аккумуляторы холода

САХ, так же, как и РСО, является пассивной, т. е. не потребляющей электроэнергии, криогенной космической системой. Но в отличие от РСО, САХ – расходная система со строго ограниченным криоресурсом, так как охлаждение в нем производится за счет теплоты сублимации твердых криогентов в открытой космос.

Как правило, ИК-приемники размещаются прямо в контейнере с твердым газом в общей вакуумной полости криостата (рис. 11.2). Так, в американском спутнике "Nimbus-F" была использована 64-элементная линейка с элементами из соединения Hg–Cd–Te при $T = 57$ К.

В табл. 11.1 приведены характеристики газов, которые используются в САХ.

В основном используются двухгазовые САХ, когда контейнер с более высококипящим криоагентом экранирует контейнер с более низкокипящим. Наилучшие показатели имеет комбинация CH_4 – NH_3 . Регу-

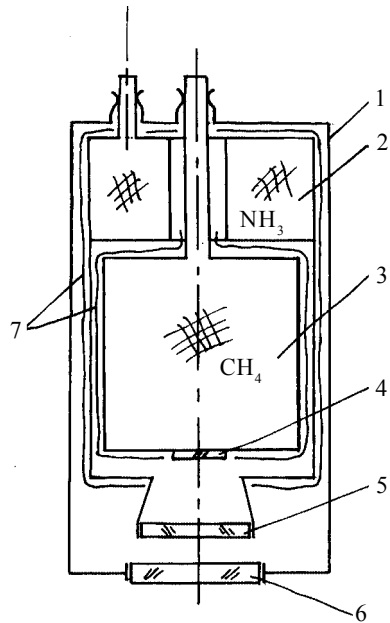


Рис. 11.2

Криоагент	H ₂	NI	N ₂	Ar	CH ₄	NH ₃	CO ₂
Температура криостатирования	8–14	14–25	42–63	48–84	57–91	148–195	125–216
Теплота сублимации	300	100	250	200	610	1800	600

лирование и стабилизация температуры САХ обеспечивается также пассивным способом – откачкой сублимирующихся паров открытым космосом через патрубок определенной длины и сечения (подбирается экспериментально в камере имитации космического пространства).

Главной проблемой при длительной работе ИК-приемника с САХ в космосе является образование слоя криоосадков на охлаждаемых поверхностях ИК-приемников и фильтров. Основным источником паров воды, конденсирующихся в виде водяного льда, являются пакеты ЭВТИ, которая применяется в криостатах для теплоизоляции контейнеров с твердыми газами. Обезгазить их практически невозможно. Поэтому для борьбы с криоосадками необходимо предусматривать возможность периодического теплового отключения ПИ для отогрева и испарения слоев криоосадков в открытый космос.

Тепловые трубы

Для отвода в космосе значительных по величине тепловых потоков на большие расстояния (например, от ПИ к КРТ) используются тепловые низкотемпературные трубы (рис. 11.3), где 1 – зона испарения; 2 – зона конденсации.

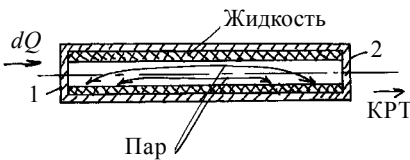


Рис. 11.3

Структурно тепловая труба представляет собой запаянный с торцов цилиндр, к внутренней поверхности стенки которого прилегает слой пористого наполнителя. Движения парообразной фазы внутри трубы осуществляется от зоны испарения 1 к зоне конденсации 2, а движение жидкости – в противоположном направлении за счет капиллярно-пористого взаимодействия сконденсированной жидкости (в основном, различные хладоны – фреоны) с микропористым наполнителем.

12. КОСМИЧЕСКАЯ АППАРАТУРА КАК КОМПЛЕКС ОС–ФПУ–КСО

Для того чтобы ИК-приемники на основе линеек со сканированием изображения или матричных БИС могли быть вмонтированы в космическую аппаратуру, необходимо решить проблему комплексирования ОС с ФПУ и космической системой охлаждения (КСО).

ФПУ – это ИК-БИС и ГИС, размещенные в специальном устройстве – криостате.

Независимо от области применения и характера объекта (КА, ракеты с тепловой головкой самонаведения, крылатая ракета с ИК-системой навигации или FLJR самолета) имеется ряд общих требований, которыми должны удовлетворять криостатирующие устройства ИК ТТФЭП:

- оптическое пропускание с малыми потерями в заданной полосе излучения целей;
- обеспечение минимально возможного значения облученности ТТФЭП суммарным аппаратурным тепловым фоном;
- малое значение теплопритоков от ТТФЭП к криогенной системе или контейнеру с запасом криогенного вещества;
- возможность юстировки и сохранения высокого качества изображения в течение длительного времени при всех внешних воздействиях: механических, климатических и специальных;
- стыковка ТТФЭП с КСО и системами обработки видеосигнала при минимуме механических и электрических помех.

Общая схема блока ФПУ-КСО показана на рис. 12.1, где 1 – фланец для стыковки с ОС; 2 – входное оптическое окно; 3 – охлаждаемая бленда; 4 – охлаждаемый фильтр изображения; 5 – БИС или ГИС ИК-приемника; 6 – охлаждаемый экран; 7 – хладопровод; 8 – запас криогена КСО или холодильная головка микрокриогенной системы; 9 – вакуумный вентиль для откачки полости криостата и холодной части МКС; 10 – вакуумный кожух.

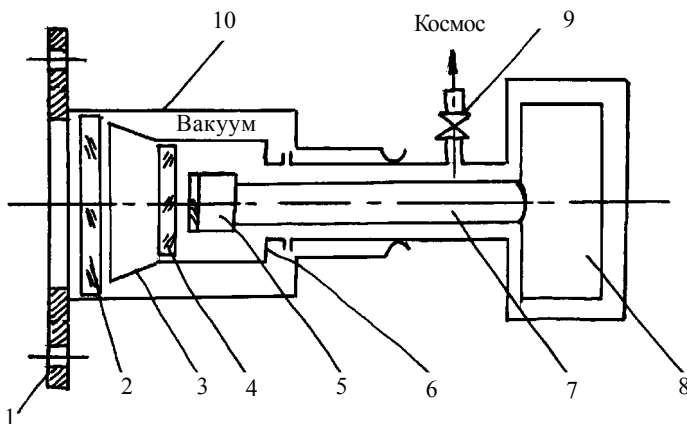


Рис. 12.1

На рис. 12.1 не показаны опоры, на которых крепятся к корпусу все охлаждаемые элементы блока ФПУ–КСО. Они изготавливаются из тонкостенных стеклотекстолитовых трубок и колец (СТЭФ) и склеиваются, как правило, эпоксилорганическими смолами.

Все внутренние излучающие и поглощающие излучение поверхности должны быть отполированы и покрыты блестящим золотом.

На рис. 12.2 представлены три гипотетических варианта компоновки комплекса ОС–ФПУ в криостате – КСО; $T = 313 \text{ K}$; $\varepsilon = 0,4\text{--}0,5$.

Основная идея – циркуляционное охлаждение блока фотоприемного датчика на основе БИС или ГИС ИК-приемников. Циркуляция теплообменных криоагентов, имеющих более низкую температуру нормального кипения, чем температура холодных частей КСО, осуществляется по капиллярам из нержавеющей стали 000X18H9T с помощью специальных насосов (работающих при криогенных температурах).

Аппаратура (рис. 12.2, а) предназначена для высокоэллиптических орбит (апогей = 46000 км), когда КА периодически уходит из зоны радиовидимости с территории РФ. На это время циркуляция отключается, и ПИ, и охлаждаемый фильтр очищаются от криоосадков.

В качестве КСО используется запас твердого метана CH_4 ($T = 67 \text{ K}$), экранированного контейнером с запасом твердого аммиака N_3 ($T = 163 \text{ K}$). Теплообменные криоагенты: жидкий азот ($T_{\text{н.к}} = 77,4 \text{ K}$); жидкий хладон-13 ($T_{\text{н.к}} = 192 \text{ K}$).

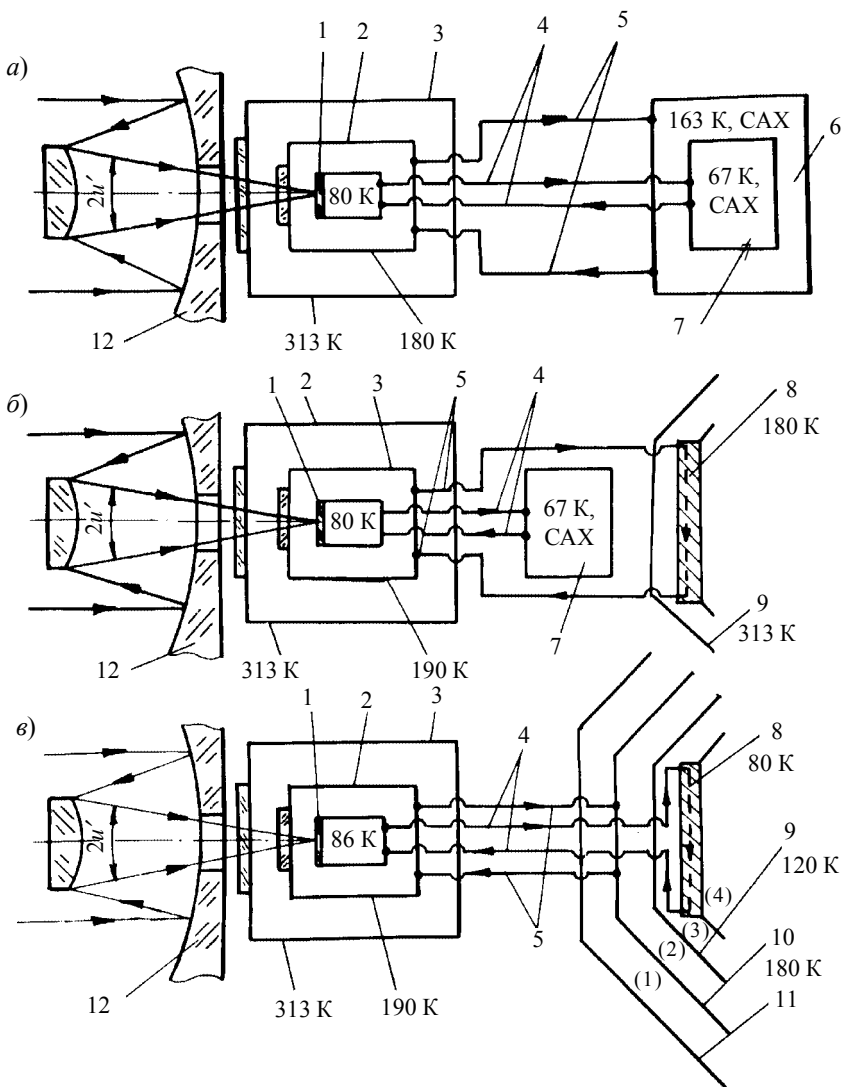


Рис. 12.2

В варианте (рис. 12.2, б) контейнер с твердым аммиаком заменен на однокаскадный радиатор, снабженный аккумулятором холода на веществе, плавящемся при $T_{пл} = 180 \text{ K}$.

Вариант (рис. 12.2, в) предназначен для работы в круглосуточном режиме на геостационарной орбите (38600 км) в течение 3–5 лет. В нем

использован трехкаскадный радиатор, обеспечивающий охлаждение до 86 К, снабженный аккумулятором холода на плавящемся твердом пропане C_3H_8 , но это только для PbS на $\lambda \approx 3$ мкм.

12.1. Космическая аппаратура для обнаружения стартов МБР в ближнем и среднем ИК-диапазонах на базе ФПУ с линейными приемниками

В середине 60-х годов прошлого столетия США в Исследовательском космическом центре в Санта-Барбаре начали работы по созданию спутниковых систем для обнаружения стартов межконтинентальных баллистических ракет по излучению их факелов. Было ясно с самого начала, что в видимом диапазоне в полосе прозрачности атмосферы обнаружить факел (50–100 м) можно только с небольшого расстояния. КА же должны находиться на геостационарной орбите (38600 км) и вращаться в ту же сторону, в которую вокруг своей оси вращается Земля, с равными скоростями. Это возможно только в плоскости эклиптики, поэтому интерес представляют в основном запуски спутников с ракетодромов, расположенных как можно ближе к экватору.

Программа получила название DSP (Defence Support Programm), а спутники стали называться спутниками DSP.

Было известно, что хвост выхлопных газов стартующей МБР, состоящий в основном из горячих молекул углекислоты и ионизованных молекул воздуха, имеет длину до нескольких километров. Его можно обнаружить в полосе излучения CO_2 на длинах волн в диапазоне от 2,6 до 2,9 мкм. Но в этом диапазоне лежит как раз полоса полной непрозрачности (поглощения атмосферой (рис. 1.4)). Несмотря на это, космическая аппаратура IMEWS (Integrated Missiles Early Warning System) на спутниках DSP строилась именно в расчете на центральную длину волны $\lambda = 2,7$ мкм. Этому благоприятствовала фоновая обстановка дневной Земли (рис. 2.2), где минимум фона приходится именно на область вблизи 3 мкм. В результате длительных исследований было установлено, что минимальный уровень фона дневной Земли лежит в $\Delta\lambda = 2,7 - 2,9$ мкм.

Разработчикам пришлось решить несколько сложнейших технологических проблем.

1. Создать легкий бортовой космический телескоп Шмидта с углом поля зрения до $16-17^\circ$ на диффракционном пределе, чтобы наблюдать с одного КА почти целое полушарие Земли.

2. Создать фоторезистивную линейку с числом элементов 2000, чтобы иметь по Земле разрешение $\leq (3-4)$ км. Эта линейка при чувствительности до 3,0 мкм на каждом элементе круглой формы имела многослойный интерференционный фильтр с полосой пропускания $\Delta\lambda \approx 2,7 - 2,9$ мкм в соответствии с моделью фона.

3. Расположить элементы линейки на выпуклой поверхности (радиус кривизны у телескопа Шмидта примерно равен фокусному расстоянию), т. е. понадобилась ручная сборка 30-микронных элементов из PbS.

4. Соединить с хорошим тепловым контактом ФПД из 2000 PbS-элементов с радиатором с холодопроизводительностью 15–20 Вт на уровне криостатирования линейки $T \approx 170$ К (-100 °С).

Датчик имел трехметровую бленду для защиты от бликов и был наклонен на 4° относительно продольной оси КА.

Ось бленды и ОС была направлена в надир. Стабилизация КА на орбите осуществлялась вращением вокруг продольной оси со скоростью 6 об./мин. Таким образом осуществлялось сканирование поверхности Земли. Для наблюдения за всей земной поверхностью запускались четыре спутника DSP системы IMEWS в плоскости эклиптики.

Пороговая энергетическая освещенность от факела МБР типа "Titan", "Minitman" составляла на $\lambda = (2,7 \text{ мкм} \pm \lambda) 5 \cdot 10^{-13}$ Вт/элемент при внешней фоновой облученности $E_\phi \approx 1 \cdot 10^{-6}$ Вт/см². Этого было достаточно для надежного обнаружения первых ступеней (до 20 засечек) всех МБР и определения их азимута и начальной плоскости стрельбы с отношением сигнал/шум $\psi \geq 6$. Но этой чувствительности не хватает для обнаружения двух ступеней, т. е. для точной экстраполяции точки падения отделяющихся боеголовок.

С начала 80-х годов число элементов линейки датчика обнаружения системы IMEWS было увеличено до 6000 (разрешение по Земле – 1 км), а рядом была размещена вторая линейка из соединения Hg–Cd–Te, чувствительная на длине волны $\lambda = 4,2 \pm \Delta\lambda$ мкм при температуре от такого же, но увеличенного, радиатора при $-100-120$ °С.

С геостационарной орбиты очень трудно наблюдать за полярными шапками Земли (подводный старт из-под льдов Арктики). Для этой цели существует высокоэллиптическая орбита (46000 км), наклоненная к плоскости эклиптики на $54-56^\circ$.

В РФ вместо IMEWS бытует термин СПРН – система предупреждения о ракетном нападении.

12.2. Модульные фотоприемные датчики. Проблема создания многоматричных мозаичных фокальных решеток

Проблема криостаривания некомпактных ИК-ФПД и необходимость борьбы с криоосадками привели к необходимости создания систем циркуляционного охлаждения ФПД и фильтров с возможностью теплового отключения ФПД от КСО.

Рассмотрим для примера комплекс, аналогичный приведенному на рис.12.2, а. Схема циркуляционной системы показана на рис. 12.3,

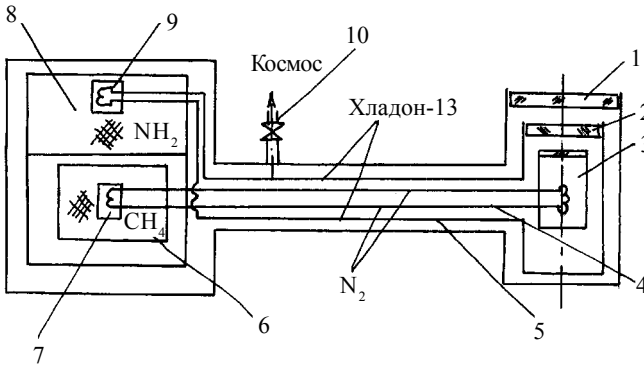


Рис. 12.3

где 1 – входное оптическое окно (кварц КИ $\varnothing 80$ мм, $\neq 4$ мм); 2 – германиевый интерференционный охлаждаемый фильтр, ($\varnothing 60$ мм, $\neq 3$ мм, $\Delta\lambda = 2,7 - 2,9$ мкм); 3 – ФПД модульного типа с встроенным теплообменником; 4 – контур циркуляции N_2 ; 5 – контур циркуляции хладона-13; 6 – контейнер с CH_4 ($T = 67$ К); 7 – насос для перекачки N_2 ; 8 – контейнер с NH_3 и экраном ($T = 163$ К); 9 – насос для перекачки хладона-13; 10 – вакуумный вентиль с пиропатроном для открытия на космос.

Комбинация рабочих и теплообменных криоагентов следующая:

$$T_{CH_4} = 67 \text{ К} (2 \text{ Торр}); T_{NH_3} = 163 \text{ К} (2 \text{ Торр}); T_{ФПД} \approx 80 \text{ К}.$$

Теплофизические параметры криоагентов:

$$T_{н.кN_2} = 77,4 \text{ К}; \quad T_{плN_2} = 63,15 \text{ К};$$

$$T_{н.к\chi-13} = 192 \text{ К}; \quad T_{пл\chi-13} = 93 \text{ К}.$$

Только при таких комбинациях обеспечивается работоспособность всей циркуляционной системы без замерзания и интенсивного кипения

криоагентов. При отключении циркуляции ФПД и фильтр отогреваются, и с них сгоняются испарением в космический вакуум все криоосадки. Но при каждом включении циркуляции происходит выход на криогенный режим всех охлаждаемых масс. Кроме того, постоянно действуют конструктивные теплопритоки.

Нам удалось свести приведенные к меди охлаждаемые массы на уровне 80 К к величинам $M_{\text{Си}}^{80\text{К}} = 30 \text{ г}$; $M_{\text{Си}}^{180\text{К}} = 200 \text{ г}$.

Теплопритоки составили: $Q^{80\text{К}} = 0,42 \text{ Вт}$; $Q^{180\text{К}} = 0,75 \text{ Вт}$.

Криоресурс такой системы определяется

$$G_r = q_{\text{САХ}}\tau + \frac{\tau}{\tau_1}(M_{\text{х.п}} + M_{\text{ФПД}})C_{p\text{Си}}\Delta T + (q_{\text{х.п}} + q_{\text{ФПД}})\frac{\tau_2}{\tau_1}\tau,$$

откуда

$$\tau = \frac{Q_r}{q_{\text{САХ}} + \frac{1}{\tau_1}(M_{\text{х.п}} + M_{\text{ФПД}})C_{p\text{Си}}\Delta T + \left(q_{\text{х.п}} + q_{\text{ФПД}}\frac{\tau_2}{\tau_1}\right)}, \quad (12.1)$$

где $Q = 50 \text{ кг CH}_4$; 25 кг NH_3 ; $r_{\text{CH}_4} = 610 \text{ Дж/г}$; $r_{\text{NH}_3} = 1700 \text{ Дж/г}$;

$q_{\text{САХ}}^{80\text{К}} = 0,8 \text{ Вт}$; $q_{\text{САХ}}^{180\text{К}} = 0,9 \text{ Вт}$; $\tau_1 = 24 \text{ ч}$; $\tau = 17 \text{ ч}$.

Ресурс в режиме 7/24 составил 8 мес. (7 ч – работа, 17 ч – отогрев); в режиме 24/24 – 6 мес.; $\text{NEP}_{2,7} = 3 \cdot 10^{-14} \text{ Вт} \cdot \text{Гц}^{-1/2}$; при $E_{\phi} = 1 \cdot 10^{-6} \text{ Вт/см}^2$.

Такие низкие значения теплопритоков и охлаждаемых масс обеспечены за счет применения всех опорных элементов из тонкостенных трубок из стеклотекстолита СТЭФ и эпоксокремний органических смол.

Конструкция модульного ФПД представлена на рис. 12.4, где 1 – ТТФЭП; 2 – лейкосапфировые микроплаты с БИС; 3 – патрубки циркуляции криоагента; 4 – соединения.

Гидравлическая схема модуля ФПД показана условно на рис. 12.5 (1 – медный параллелепипед; 2 – змеевик).

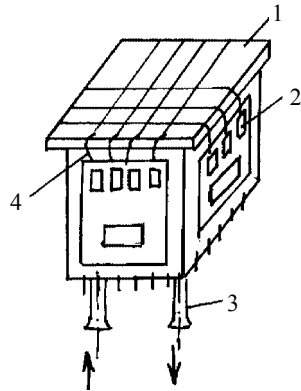


Рис. 12.4

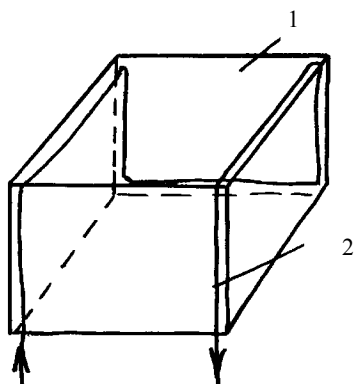


Рис. 12.5

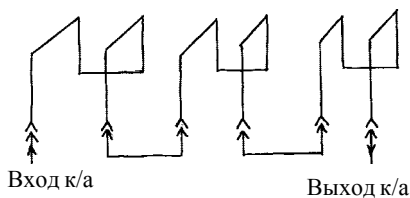


Рис. 12.6

вочно 12×12 см. Для нее нужен КА с трехосной стабилизацией. Размер линеек IMEWS ≈ 12 см длиной. Для них нужен КА со стабилизацией вращением.

Теплообменник (медная трубка) спаян с коробом по углам на припой ПСР-72В. Эта схема позволяет соединять последовательно любое количество модулей (рис. 12.6).

Идея создания квадратного модуля, стыкуемого по всем четырем сторонам с аналогичными модулями при минимальных (менее 1-го элемента) зазорах в фоточувствительном поле получила название Z-технологии: в XY-плоскости – матричные ИК-приемники типа ТТФЭП или ИК – ПЗС, abZ-направлении – схемы коммутации и предварительной обработки видеосигнала.

Набор из большого числа модулей называется "мозаичной фокальной решеткой" (МФР).

Размеры МФР – ориентиро-

13. СТЫКОВКА ФПУ С КОМБИНИРОВАННЫМИ СИСТЕМАМИ НА БАЗЕ ДРС И ГКМ С АККУМУЛЯТОРАМИ ХОЛОДА НА ПЛАВЯЩИХСЯ ВЕЩЕСТВАХ

Космические телевизионные системы (ТВС) с некомпактными ФПУ, чувствительные в диапазоне 3–5 мкм и имеющие ресурс работы не менее 5 лет, могут быть построены на основе комбинации аккумуляторов холода на плавящихся веществах при азотных температурах и экранировки их с помощью РСО с уровнем охлаждения 150–170 К (рис. 13.1). Периодическим включением ДРС, теплообменник микроохладителя которой встроен в контейнер с твердым газом, можно превращать в твердь расплавившийся в результате компенсации теплопритоков от ФПУ жидкий газ (например, аргон Ar, $T_{пл} = 87,3$ К; метан CH_4 , $T_{пл} = 90,6$ К; пропан C_3H_8 , $T_{пл} = 86$ К). Все эти вещества имеют тройные точки выше $T_{н.к} N_2$. Поэтому с помощью ДРС на N_2 их можно периодически отверждать. При этом можно компенсировать весьма значительные теплопритоки от ФПУ.

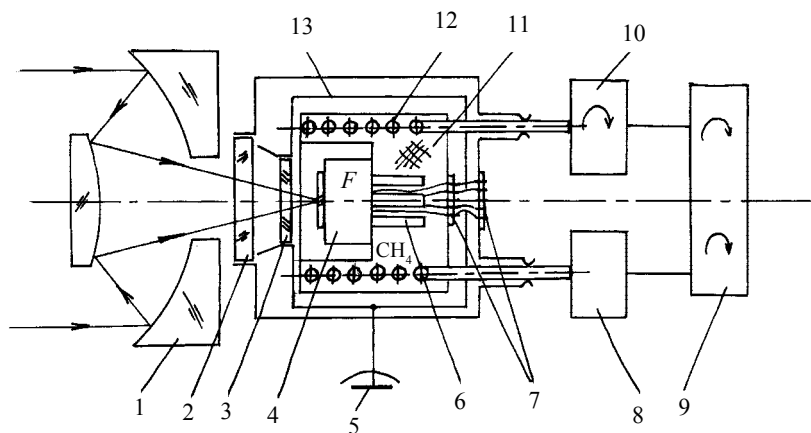


Рис. 13.1

На рис. 13.1: 1 – оптическая система; 2 – входное оптическое окно (лейкосапфир, германий); 3 – охлаждаемый фильтр ($T = 150\text{--}170\text{ K}$); 4 – ФПД модульного типа ($T \approx 86\text{ K}$); 5 – КРТ ($T = 150\text{--}170\text{ K}$); 6 – система хладопроводов от ФПД к твердому газу; 7 – разъемы (вакуумно-плотные на холоде и на тепле); 11 – контейнер с твердым газом (C_3H_8); $T = 86\text{ K}$; 10 – микроохладитель ДРС; 8 – ресивер для отходящего азота; 11 – закачной и рабочий компрессоры; 12 – змеевик для отверждения расплавленного газа от микроохладителя ДРС; 13 – тепловой экран ($T \approx 200\text{ K}$).

Такая система при охлаждении до 86 К многомодульного ФПД имеет ресурс не более 1500 ч, 5 лет = 43800 ч. За это время ДРС должна включиться столько раз, чтобы не набрать моторесурс более 1500 ч. Значит ДРС должна работать не более 1-го ч в сутки. Однако данная конструкция обладает одним существенным недостатком. Фоточувствительные элементы 4 и фильтр 3 постоянно находятся в захлаженном состоянии. На них возможно образование криоосадков в виде сконденсированных водяных паров (лед). Для их устранения необходимо периодическое тепловое отключение ФПД от аккумулятора холода, что в системе с использованием ДРС крайне трудно. Данный недостаток можно исключить при использовании ГКМ.

При реальном теплопритоке 1–2 Вт от ФПД на уровень 86 К потребление ДРС не превысит 1,2 кВт бортовой электроэнергии, что вполне реально. Но нужен либо преобразователь = 27 В от солнечных панелей в 200 В ~ 400 Гц (самолетная сеть), либо двигатели постоянного тока, что сложнее.

С помощью ДРС можно создать ФПУ на диапазон 3–5 мкм. Для диапазона 8–12 мкм необходимо использование двухступенчатых ГКМ с уровнем охлаждения 15–16 К на второй ступени.

В отличие от ДРС азотного уровня ГКМ, работающие по циклу Стирлинга, имеют при необходимости охлаждения объектов до 15–16 К две ступени, каждая из которых содержит два поршня, два вытеснителя и два регенератора.

ГКМ, потребляющая 0,5–1,2 кВт бортовой электроэнергии, имеет холодопроизводительность 5–10 Вт на уровне 60–70 К (первая ступень) и 1–2 Вт на уровне 15–16 К (вторая ступень). При этом совершенно не нужна РСО для экранировки второй ступени охлаждения. Эту функцию выполняет тепловой экран, соединенный капилляром с фланцем первой ступени, когда работает ГКМ.

ФПУ, стыкованному с ГКМ Стирлинга (двухступенчатой), не требуется откачка до высокого вакуума путем отстрела пиропатрона, откры-

вающего вентиль на открытый космос. Функции поддержания вакуума выполняет уголь БАУ.

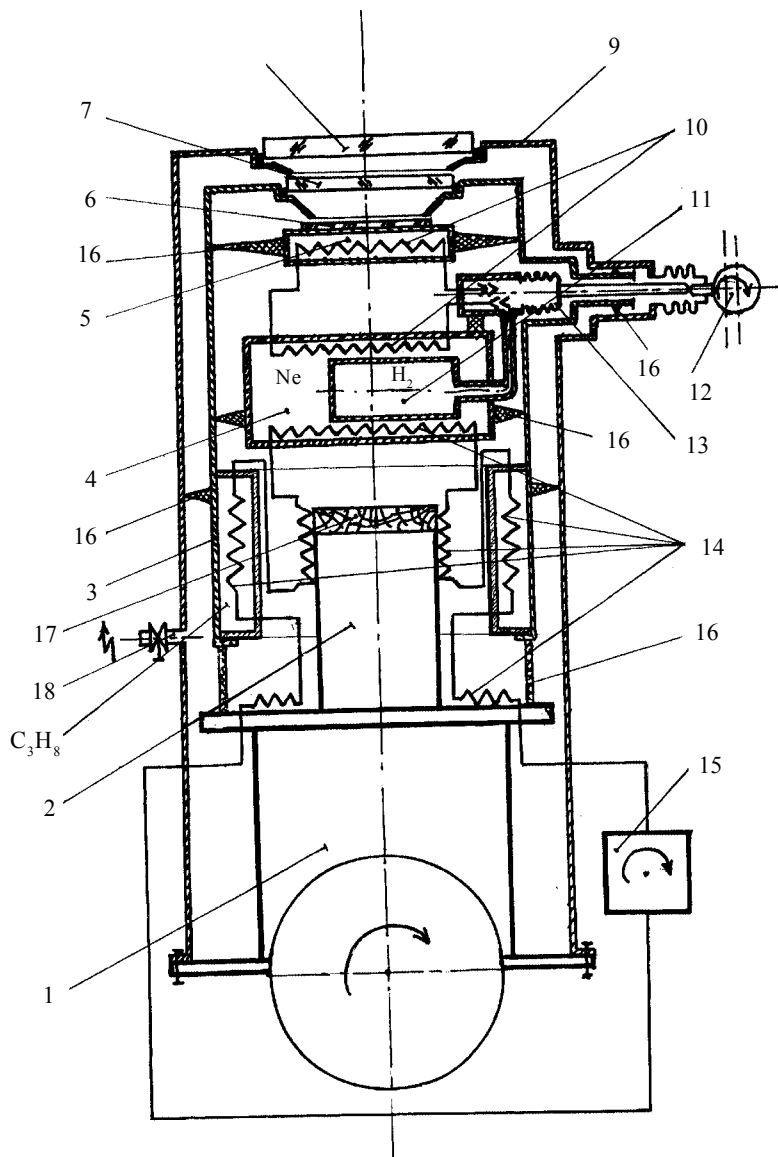


Рис. 13.2

На рис. 13. 2 приведена схема фотоприемной системы на основе двух-ступенчатой ГKM, работающей по обратному циклу Стирлинга, с температурой на второй ступени ГKM $T = 14\text{--}16$ К, аккумулятора холода на плавящемся криогенном веществе (твердом неоне) и теплообменного циркуляционного контура на жидком водороде для охлаждения МФР. Система может быть чувствительна в диапазоне 8–12 мкм: 1 – первая ступень ГKM; 2 – вторая ступень ГKM; 3 – тепловой экран ($T = 60\text{--}70$ К); 4 – контейнер с твердым неоном; 5 – хладопровод для криостатирования МФР; 6 – МФР; 7 – охлаждаемый фильтр изображения ($T = 80$ К) с аккумулятором холода на твердом пропане C_3H_8 ; 8 – входное оптическое окно (германий ГМО, иртран); 9 – наружный вакуумный кожух; 10 – теплообменники циркуляционного водородного теплообменного контура; 11 – ресивер с жидким водородом; 12 – привод насоса теплообменного контура; 13 – двухклапанный насос циркуляционного водородного теплообменного контура; 14 – гелиевый теплообменный контур для отверждения неона; 15 – гелиевый компрессор с ресивером; 16 – низко-теплопроводные опорные элементы (стеклотекстолит СТЭФ); 17 – крионасос на основе БАУ; 18 – вакуумный вентиль с пиропатроном для "отстрела" общей вакуумной полости на открытый космос.

Ресурс непрерывной работы бортовой телевизионной аппаратуры не менее 3–5 лет при моторесурсе ГKM всего в 5000–10000 ч обеспечивается за счет включения ГKM периодически на 2–3 ч в сутки для отверждения расплавленного криогенного вещества в аккумуляторах холода за счет теплопритоков от датчиков обнаружения и КА.

13.1. Международный проект Венера – Галлей

Вот уже более 600 лет астрономы наблюдают один раз в 76 лет (последний раз в 1910 г., а затем – в 1986 г.) приход в область земной орбиты кометы Галлея, которую он вычислил, наблюдая отклонения от законов Кепплера движение Плутона, т. е. должно было быть какое-то тело, которое искажает гравитационное поле Солнца, вокруг которого вращаются планеты.

Очередное появление кометы Галлея ожидалось в марте 1986 г. Она проходит на близком расстоянии от Солнца, у нее от нагрева образуется газопылевой хвост длиной 150–200 млн км, который давлением света и солнечным ветром всегда направлен от Солнца.

Директор ИКИ АН СССР академик Р. З. Сагдеев предложил провести в космосе уникальный эксперимент на КА, оснащенном телевизи-

онными камерами и другой научной аппаратурой, а именно пролететь вблизи ядра кометы на расстоянии примерно 10000 км со стороны Солнца в ее газопылевой сфере-коме и попытаться передать на Землю телевизионное изображение ядра кометы Галлея.

В эксперименте участвовали, кроме СССР, ученые Франции, Австрии, Болгарии, Венгрии, ГДР, ФРГ и Чехословакии – Совет "Интеркосмос". При этом не было ни заказчиков, ни подрядчиков, ни исполнителей. Все страны разрабатывали научные приборы на свои средства и поставляли их в ИКИ АН СССР, а разработку пролетного КА и запуск осуществляло НПО им. С. А. Лавочкина (НИЦ им. Бабакина, главный конструктор КА Пантелеев В. П.).

Основу КА составляла телевизионная система (ТВС), содержащая телевизионный датчик наведения (ТДН) всего КА и телевизионную узкоугольную камеру (ТВУ), которая должна была быть в момент пролета нацелена на ядро кометы и передать его изображение на Землю (рис. 13.3).

На рис. 13.3: *a* – ТВУ; *б* – ТДН; *в* – блок питания ТВС; *1* – узлы с охлаждаемыми ПЗС; *2* – радиаторы; *3* – ОС; *4* – блоки электроники.

ТВС располагалась на автоматической стабилизированной платформе. Запуск состоялся в 12 ч 16 мин 15 декабря 1984 г. с космодрома Байконур.

Идею поддержало Европейское Космическое Агентство, запустив свой КА "Джотто". Однако они поставили цель пролететь в 500 км от ядра кометы в плотном газопылевом слое головной комы, где могли быть и весомые микрочастицы.

ТДН и ТВУ аппаратуры "Вега" содержали по 2 ПЗС-матрицы видимого диапазона спектра с числом элементов 576×512 с поверхностным *p*-каналом переноса зарядов. Конструкция защищена авторскими свидетельствами СССР. Других ПЗС с ВП тогда еще не было (рис. 13.4, 13.5, *a*).

На рис. 13.4: *1* – ПЗС; *2* – вакуумный кожух; *3* – входное окно; *4* – встроенный термоэлектрический охладитель ТЭМО-7; *5* – внутренний хладопровод; *6* – металл-керамическая ножка; *7* – тепловая петля; *11* – наружный гибкий хладопровод; *10* – хвостовик внутреннего хладопровода; *8* – индий; *9* – технологический термоэлектрический охладитель ТЭМО-3.

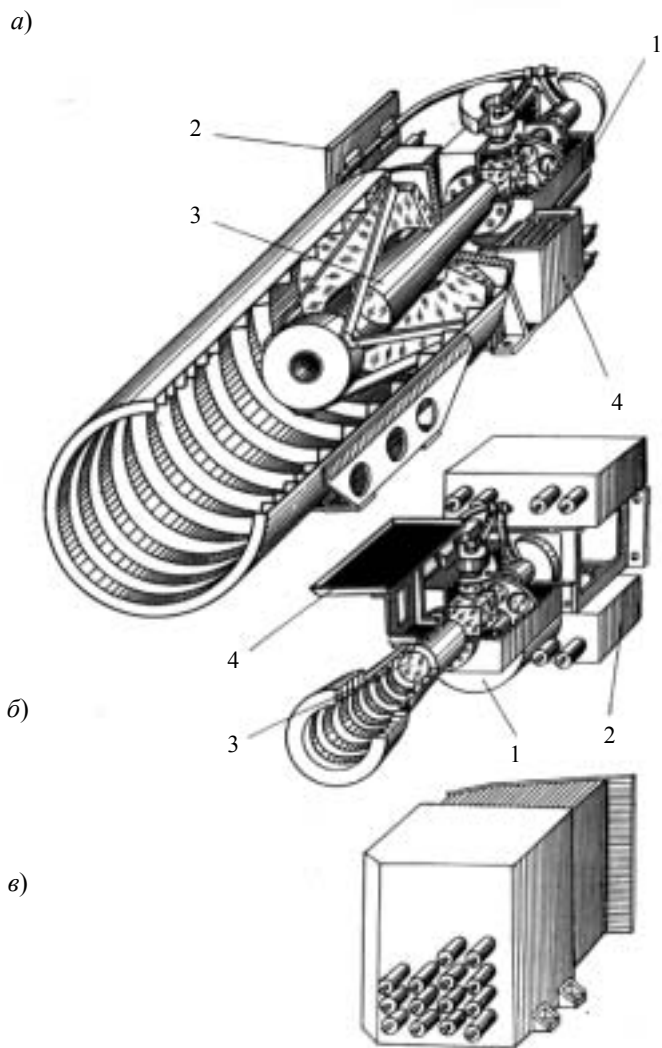


Рис. 13.3

На рис. 13.5: *a* – охлаждаемый ПЗС; *б* – технологический ТЭО с водяным охладителем горячей грани; *в* – технологический теплоаккумулятор на $\text{LiNO}_2 \cdot 3\text{H}_2\text{O}$.

Для подавления темнового сигнала и обеспечения длительного накопления 1,0–10 с матрицы охлаждались от космического радиационного теплообменника – по 2 ПЗС от каждого КРТ.

Для обеспечения криостатирования ПЗС-матриц при температуре 230–235 К, достаточной для $T_{\text{нак}} = 10$ с, были разработаны охлаждаемые фотоприемные устройства с пассивным охлаждением от КРТ. Они были соединены 7-миллиметровыми жесткими тепловыми трубами с КРТ. Тепловые трубы разрабатывала кафедра теплофизики Киевского политехнического института (М. Г. Семена).

Всю оптическую систему разработало и изготовило ОКБ при ЛИТМО с их опытным заводом "Руссар", главный конструктор, директор завода Д. М. Румянцев.

Главным конструктором охлаждаемых ФПУ и системы стабилизации их тепловых параметров в главном сеансе эксперимента "Вега" (пролет мимо ядра) был кандидат физико-математических наук Б. Н. Формозов.

Технологический ТЭО 11 (рис. 13.5, б) использовался при наземных испытаниях. Его горячая грань сначала охлаждалась водой, а затем по просьбе венгерской стороны вместо водяного охлаждения был разработан теплоаккумулятор на основе трехводного нитрата лития ($\text{LiNO}_3 \cdot 3\text{H}_2\text{O}$), который плавился при $t \approx +30$ °С. Его хватало на два часа работы, а затем он отстыковывался, на его место стыковался другой, а теплоаккумулятор опускался в холодную воду, где снова затвердевало плавящееся вещество (рис. 13.4, в).

В полете вместо технологического ТЭО 11 использовался аккумулятор холода, стыкованный с помощью эпоксидной смолы с алюминиевой пудрой с хвостовиком гайки 10 на рис. 13.4.

Суммарный теплоприток от ФПУ к КРТ при температуре ПЗС-матрицы 230 К и температуре корпуса 308 К не превышал 0,8 Вт.

Устройства выпускались в двух вариантах:

- с закрытыми от света секцией хранения и регистром;
- с закрытым от света регистром.

В первом случае в режиме кадрового переноса обеспечивается 288 строк разложения, во втором в режиме считывания при закрытом внешнем оптическом затворе, 576 строк разложения (импульсный режим).

Параметры ФПУ при времени накопления $T_{\text{нак}} = 1,0$ с приведены ниже: $T_{\text{матрицы}} = 238$ К; частота считывания в регистре – 500 кГц; напряжение сигнала насыщения – 0,2–1,6 В; относительное значение темнового сиг-

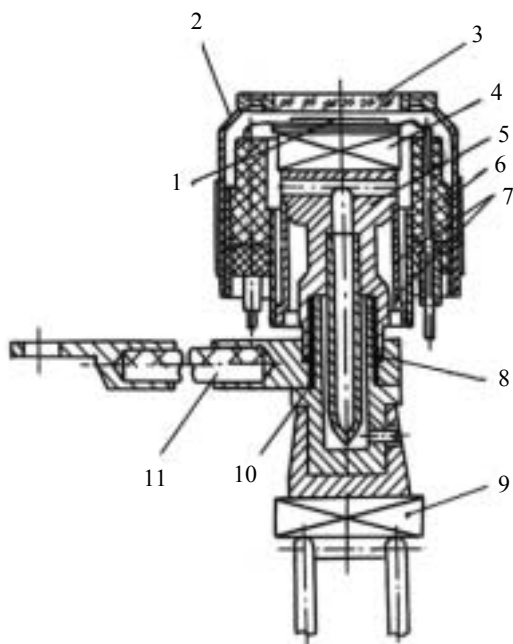


Рис. 13.4



Рис. 13.5

нала – 3 %; неравномерность темнового сигнала – 5 %; чувствительность, В/лк – 1,0; неравномерность чувствительности – 15 %; динами-
98

ческий диапазон – 500; глубина модуляции при передаче 200 телелиний 50 %; масса – 0,17 кг.

Высокие теплофизические показатели (0,8 Вт суммарного теплопритока) обеспечивались за счет применения тепловой развязки (тепловой петли) 7 из тонкостенных нержавеющей трубок 000X18H9T и заполнения полости ФПУ самым низко-теплопроводным газом – ксеноном особо высокой чистоты (ОСЧ) (рис. 13.4).

КА "Вега-1" пролетел мимо ядра 6 марта 1986 г., а КА "Вега-2" 9 марта 1986 г. Изображение ядра (истинное без компьютерной обработки) на рис. 13.6, а после обработки – в книгах.

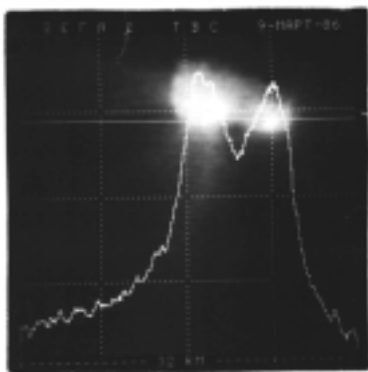


Рис. 13.6

Успех проекта "Вега" был триумфальный. О нем писали все научные и научно-популярные журналы и газеты (даже журнал "Огонек").

По договору о сотрудничестве с Европейским космическим агентством была выполнена ЦКИ АН СССР, ЦУП и НПО им. С. А. Лавочкина программа "Лоцман" по наведению КА "Джотто" на траекторию ≈ 500 км от ядра. Им было дано 1000 пеленгов положения "Веги-1" и "Веги-2". Но "Джотто" прекратил связь, находясь в плотных слоях комы (очевидно столкнувшись с микрочастицей).

13.2. Международный проект "Фобос"

Представим систему стабилизации параметров Т<А "Вега-1" и "Вега-2", которая была использована и на КА "Фобос-1" и "Фобос-2".

Была разработана общая математическая модель радиационной системы охлаждения (РСО) на основе космических радиационных теплообменников. В КА "Вега" был применен однокаскадный радиатор со следующими показателями:

- интегральная степень черноты $\epsilon \geq 0,85$;
- коэффициент поглощения световой и тепловой энергии солнечного спектра ($\lambda_{\max} = 0,48$ мкм) $\alpha \leq 0,26$.

Это достигалось с помощью покрытия излучающей поверхности радиатора синтетической эмалью с такими данными. Разработка – НПО "Энергия".

В последнее время наметилась тенденция к использованию пассивных радиационных систем охлаждения для термостатирования телевизионных фотоприемных устройств, установленных на борту КА с целью проведения внеатмосферных астрономических наблюдений. Наиболее эффективно использование РСО для термостатирования ФПУ на базе приборов с зарядовой связью в диапазоне рабочих температур 220–250 К в составе телевизионной аппаратуры для долговременных научных экспериментов на высокоорбитальных или пролетных КА в условиях дефицита электроэнергии и ограничения массы. По сравнению с другими системами охлаждения РСО обладают следующими преимуществами: высокая надежность, простота конструкции, работа без потребления электроэнергии.

Типичная конструкция РСО – космический радиационный теплообменник (КРТ), теплоизолированный от корпуса КА с помощью опор из материала с низкой теплопроводностью и пакета экранновакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), а также хладопровод, соединяющий КРТ с ФПУ. Равновесная температура РСО определяется балансом тепловых потоков, излучаемых КРТ в космическое пространство, и тепловых потоков, подводимых к КРТ излучением от КА и внешних источников, а также кондуктивных потоков по опорам от КА и по хладопроводу от ФПУ.

В зависимости от условий эксплуатации и требований к тепловым параметрам системы могут применяться различные конструктивно-компоновочные схемы РСО. Для анализа эффективности этих схем удобно пользоваться математической моделью, в которой учитывается теплообмен между квазизамкнутыми поверхностями, участвующими во взаимном обмене излучением. Квазизамкнутую систему поверхностей можно представить в виде следующих упрощенных моделей систем поверхностей:

Модель 1. КА–ЭВТИ–КРТ–ХК – излучающая поверхность КРТ обращена в "холодный космос" (ХК);

Модель 2. КА–ЭВТИ–КРТ–Солнце – на излучающую поверхность КРТ под малым углом падает прямое излучение Солнца;

Модель 3. КА–ЭВТИ–КРТ–СБ – излучающая поверхность КРТ "видит" под малым углом нагретую поверхность панелей солнечных батарей (СБ), имеющую собственное тепловое излучение и отражающую излучение Солнца.

Математическая модель. Задача теплообмена излучением в упомянутых моделях решается методом Сальдо. Основное уравнение, описывающее теплообмен излучением i -й поверхности, имеющей температуру T_i и площадь F_i , с остальными поверхностями замкнутой системы, можно представить

$$\sigma_0 \sum_{j=1}^N (T_{\text{пр}ji} F_j T_j^4 - E_{\text{пр}ji} F_j T_j^4) = -Q_{\text{рез}i}, \quad (13.1)$$

с граничными условиями

$$Q_{\text{рез}i} = Q_{\text{вн}i}, \quad (13.2)$$

где $Q_{\text{рез}i}$ – результирующий тепловой поток излучения i -й поверхности, Вт; $Q_{\text{вн}i}$ – внешний тепловой поток i -й поверхности, Вт; $\sigma_0 = 5,6687 \text{ Вт/м}^2 \cdot \text{К}^4$ – постоянная Стефана–Больцмана; $E_{\text{пр}ji} \neq E_{\text{пр}ij}$ – приведенные степени черноты пары поверхностей; $i = 1, 2, \dots, N$; $E_{\text{пр}ij}$ показывает, какая доля энергии эффективного излучения (собственного и отраженного) j -й поверхности падает на поверхность i .

Выражение для $E_{\text{пр}ij}$ и $E_{\text{пр}ji}$ получено из уравнений теплового баланса с использованием плотностей потоков эффективного излучения

$$F_i q_{\text{эф}i} - (1 - A_i) \sum_{j=1}^N \varphi_{ji} F_j q_{\text{эф}i} = F_i q_i, \quad (13.3)$$

где $q_{\text{эф}i}$ – плотность потока эффективного излучения i -й поверхности; $q_i = \sigma_0 \varepsilon_i T_i^4$ – плотность потока собственного излучения i -й поверхности; ε_i – степень черноты i -й поверхности; A_i – поглощательная способность i -й поверхности; φ_{ji} – угловой коэффициент, показывающий, какая часть j -й поверхности излучает в направлении i -й поверхности; $i = 1, 2, \dots, N$.

Решая систему уравнений (13.3), получим значения потоков эффективного излучения

$$Q_{\text{эф}j} = \frac{\Delta_j}{\Delta}, \quad j = 1, 2, \dots, N, \quad (13.4)$$

где Δ – определитель системы (13.3); Δ_j – определитель, получающийся из Δ заменой элементов j -го столбца коэффициентов системы уравнений (13.3) свободными членами.

Записав каждый определитель Δ_j через алгебраические дополнения K_{ij} и выполнив приведение подобных членов по собственному потоку $q_i F_{ip}$, получим выражения:

$$E_{\text{пр}ji} = \frac{A_i \varepsilon_j}{\Delta} \sum_{k=1}^N \Phi_{ki} K_{jk}; \quad E_{\text{пр}ij} = \frac{A_j \varepsilon_i}{\Delta} \sum_{k=1}^N \Phi_{kj} K_{ik}. \quad (13.5)$$

С помощью методов алгебры угловых коэффициентов определяем угловые коэффициенты Φ_{ij} и Φ_{ji} для всех поверхностей, входящих в замкнутую систему. По формулам (13.5), зная степени черноты ε_i всех поверхностей, находим приведенные степени черноты $E_{\text{пр}ji}$ и $E_{\text{пр}ij}$.

Решая системы уравнений (13.1–13.2), получим значения равновесной температуры поверхностей, участвующих в теплообмене излучением.

Применение математической модели к тепловому расчету РСО КА "Вега". С помощью описанной математической модели проанализирована тепловая цепь ФПУ–РСО КА "Вега", схема которой представлена на рис. 13.7, в режимах работы РСО, соответствующих упомяну-

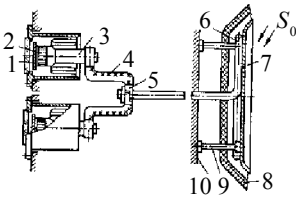


Рис. 13.7

тым выше трем упрощенным моделям систем поверхностей излучения. На рис. 13.7: 1 – ПЗС-матрица; 2 – однокаскадный термоэлектрический охладитель ТЭМО-7; 3 – хладопровод; 4 – гибкий хладопровод; 5 – клемма для стыка хладопровода с зоной испарения тепловой трубы; 6 – зона конденсации тепловой трубы; 7 – КРТ; 8 – ЭВТИ; 9 – теплоизолирующие опоры; 10 – КА. В применении к этой схеме, система уравнений (13.1–13.2), описывающих теплообмен излучением, становится нелинейной вследствие зависимости теплового потока, подводимого от ФПУ к КРТ, от температуры КРТ.

Перенос теплоты от ФПУ к КРТ описывается уравнением теплового баланса

$$\sum_{v=1}^V Q_{vm} + \sum_{l=1}^L \frac{(T_l - T_m)}{R_{lm}} + \sum_{d=1}^D A_{dm} (T_d^4 - T_m^4) = \sum_{w=1}^W P_{wm}, \quad (13.6)$$

где M – число звеньев в тепловой цепи ФПУ–РСО, разделенной так, чтобы в пределах звена теплофизические свойства оставались постоянными; звену m соответствуют узлы $m - 1$ и m , расположенные в нача-

ле и конце звена; $\sum_{v=1}^V Q_{vm}$ – сумма тепловых потоков, выделяющихся в звене m ; $\sum_{l=1}^L \frac{(T_l - T_m)}{R_{lm}}$ – сумма тепловых потоков, подводимых к звену m по тепловым мостам; R_{lm} – термическое сопротивление моста между звеном m тепловой цепи и поверхностью l с температурой T_l ; T_m – температура звена m ; $\sum_{d=1}^D A_{dm} (T_d^4 - T_m^4)$ – сумма тепловых потоков излучением к звену m ; D – число поверхностей, излучающих на поверхность звена m ; A_{dm} – коэффициент, характеризующий радиационные и геометрические свойства поверхностей излучения d и m ; $\sum_{w=1}^W P_{Wm}$ – сумма тепловых потоков, выходящих из узла m .

Равновесная температура КРТ определяется из совместного решения уравнений (13.1, 13.6) с граничными условиями (13.2), которые для модели 1 с числом поверхностей излучения $N = 10$ ($i = 11, 12, \dots, 16$ не показаны) и схемы (рис. 13.7) с числом тепловых звеньев в цепи $M = 7$ имеют вид

$$Q_{\text{рези}} = \begin{cases} 0, & i = 8, 9, \dots, 16; \\ p_7, & i = 7. \end{cases} \quad (13.7)$$

Как показано на рис. 13.7, от одного КРТ охлаждается два ФПУ, содержащих ПЗС-матрицы, теплоизолированные от корпуса ФПУ. При заданном времени накопления (от 1,0 до 10,0 с) для обеспечения работоспособности ПЗС-матриц температура должна быть не выше 240 К. Перепад температуры по тепловой цепи от ПЗС-матрицы до КРТ составляет 18–20 К. Таким образом, температура, рассчитанная для модели 1, при которой обеспечивается работоспособность ПЗС-матрицы, должна быть не выше 220 К.

Во время полета при изменении ориентации КА возможны кратковременные засветки поверхности радиатора прямым и отраженным от панелей солнечных батарей излучением Солнца (модель 2). Тепловой поток излучения Солнца на расстоянии r_2 рассчитывается по формуле

$$p_S = F \alpha_s S_0 \frac{r_1^2}{r_2^2} \cos \gamma, \quad (13.8)$$

где $S_0 = 1400 \text{ Вт/м}^2$ – плотность теплового потока излучения Солнца на расстоянии $r_1 = 149 \cdot 10^6 \text{ км}$ (1 а. е.); F – площадь поверхности, воспринимающей излучение Солнца, м^2 ; γ – угол между нормалью к поверхности КРТ и направлением на Солнце, град; α_s – поглощательная способность КРТ по отношению к солнечному спектру.

Граничные условия для модели 2 и схемы (рис. 13.7) имеют вид

$$Q_{\text{рези}} = \begin{cases} 0, & i = 8, 9, \dots, 16; \\ 2p_7 + P_s, & i = 7. \end{cases} \quad (13.9)$$

Значения равновесной температуры КРТ, рассчитанные с помощью математической модели (13.1, 13.6, 13.9) для модели 2 при различных углах падения ($90 - \gamma$) излучения Солнца:

Угол падения, град	2,0	4,0	5,0	7,0	8,0	10,0
Температура КРТ, К	200	210	218	226	233	240

Температура КА принята равной 313 К, эффективная температура космоса $T = 4 \text{ К}$, $\alpha_s \leq 0,2$; степень черноты КРТ $\epsilon_z \geq 0,86$. В зависимости от угла падения излучения расчетная равновесная температура КРТ изменяется от 200 до 240 К.

В случае, когда КРТ "видит" под малым углом поверхность СБ, нагретую до 400 К и отражающую прямое солнечное излучение (модель 3), расчетная равновесная температура КРТ устанавливается на уровне 270–280 К, т. е. на 50–60 К выше предельной рабочей температуры. Для обеспечения необходимой температуры КРТ можно использовать следующие приемы: снабдить КРТ "шторкой", экранирующей тепловое излучение СБ и отраженное их поверхностью солнечное излучение; ввести в тепловую цепь термоэлектрический охладитель; разместить в тепловой цепи запас вещества, плавящегося при заданной температуре, скрытая теплота плавления которого должна компенсировать теплоту потока радиации во время заставки КРТ.

Как показали результаты наземных тепловакуумных испытаний РСО КА "Вега" в камере имитации космического пространства, значения температуры КРТ в различных солнечных ситуациях хорошо согласуются с расчетными значениями для всех трех моделей.

Вывод 1. Анализ эффективности работы КРТ с использованием математической модели РСО, в которой учитывается взаимный теплообмен излучением в системе КА–КРТ–Солнце, позволяет определить равновесные температуры КРТ для охлаждения ФПУ КА "Вега" в раз-

личных солнечных ситуациях, совпадающих с экспериментально измеренными значениями.

Вывод 2. РСО обеспечивает заданный температурный режим ФПУ в составе КА при засветке излучающей поверхности КРТ прямой солнечной излучением под углом до 5° .

Все изложенные технические решения были заложены и в основу конструкции КА "Фобос", на котором был установлен видеоспектрометрический комплекс "Фрегат" (рис. 13.7, 13.8).

Основные принципы построения ФПУ и системы РСО с КРТ остались прежними. Но к июлю, 1988 г., когда был запущен КА к Марсу, уже располагали ПЗС-матрицей видимого диапазона спектра с объемным n -каналом переноса с параметрами: температура ПЗС – 240 К; время накопления – 0,4 с; напряжение насыщения – 0,2 В; относительная величина темнового сигнала – 2 %; чувствительность – 1,5 В/лк; неравномерность чувствительности – 10 %; динамический диапазон – 1500; суммарная неэффективность переноса по горизонтали – 0,05 (по вертикали – примерно то же).

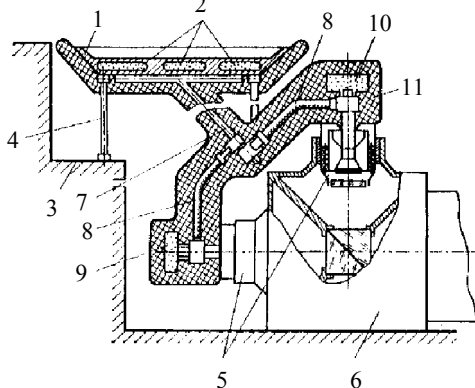


Рис. 13.8

Время накопления регулировалось от 0,4 до 32 с при тактовой частоте считывающего регистра 500 кГц.

На КА также был установлен солнечный рентгеновский телескоп "Терек" на основе охлаждаемой ПЗС-матрицы, перед которой был установлен преобразователь рентгена в зеленый свет люминофора (с рентгеновской оптикой). Разработчики – ФИ АН СССР с чехами.

Проект "Фобос" был успешно завершён в 1989 г. (получением снимков), если не считать потери КА "Фобос-1" и неудачной попытки КА "Фобос-2" зависнуть над поверхностью Фобоса на высоте 50 м.

В главном сеансе космического проекта "Вега" и отдельных сеансах проекта "Фобос" КРТ КА попадали на 40–50 мин под прямую солнечную засветку и должны были бы отогреться до 350–360 К за короткое

время. Для стабилизации тепловых параметров ФПЗС при полной солнечной засветке радиаторов была использована система на основе аккумуляторов холода на плавящихся криогенных веществах ($T_{\text{пл}} \approx 220 \text{ К}$). Наилучшие показатели оказались у 53 %-ного раствора в воде этилового спирта. Схема системы стабилизации приведена на рис. 13.8. Система содержит радиатор 1 с тремя капсулами 2, заполненными 80 г 47 %-ного раствора этилового спирта, имеющего температуру плавления 239 К. Радиатор закреплен на несущей конструкции 3 с помощью опор 4 из материала с низкой теплопроводностью. Тепловая связь с ПЗС-модулями 5, установленными в оптической системе 6, осуществляется с помощью тепловой трубы 7 и двух гибких ветвей 8 из многожильного медного провода. На хвостовиках ПЗС-модулей в зонах стыка с хладопроводом размещены две капсулы 9 и 10, заполненные 27 %-ным водным раствором этилового спирта с температурой плавления 257 К. Масса раствора в каждой капсуле около 10 г. Она обеспечивает охлаждение ПЗС за счет запасенной скрытой теплоты плавления твердого раствора спирта на 50–60 мин.

Система стабилизации параметров ФПУ на КА защищена авторским свидетельством СССР.

Проблема создания ФПУ на базе ИК-приемников диапазона 8–12 мкм

Область длин волн от 8 до 12 мкм относится к дальнему ИК-диапазону, или к диапазону теплового излучения.

Основные области применения ИК-приемников диапазона (8–12) мкм: тепловидение; FLIR; обнаружение крылатых ракет по тепловому аэродинамическому излучению передней полусферы; противодействие самолетам-невидимкам "Стеллз"; противоспутниковые системы "спутник-спутник"; обнаружение и наведение при противодействии морским ракетам; обнаружение и сопровождение отделяющихся боеголовок МБР.

Первым практическим применением систем тепловидения в диапазоне 8–12 мкм были ночные операции американских ВВС во Вьетнаме. Это так называемые системы "Down Looking Infra-Red".

Если самолет летит прямым курсом на небольшой высоте над скоплением живой силы противника (вьетконговцев) в зарослях кустарников, то ИК-линейка (≈ 64 элемента), расположенная в фокусе германиевого объектива перпендикулярно оси движения самолета, сканирует плоскость предметов за счет движения самолета и постоянного счи-

тывания информации в строчном режиме. В итоге на мониторе получается тепловизионная картина местности. Сила излучения ($T_{\text{изл}} = 36\text{ }^{\circ}\text{C}$) человеческого тела больше силы излучения "зеленки" ($T \leq 36\text{ }^{\circ}\text{C}$). Поэтому на тепловизионной картине фиксируется температурный контраст живой силы и листвы.

Аналогичным образом могут быть организованы системы наведения ракет "воздух–земля" по живой силе и частям техники и т. п.

В отличие от систем обнаружения слабых сигналов на пространственно-неоднородном фоне в том же ИК-диапазоне, где основной характеристикой МК-приемника является $P_{\text{пор}}$ и удельная обнаружительная способность D^* , в тепловидении основной характеристикой ИК-приемника является пороговая разность температуры $\Delta T_{\text{пор}}$ (NETD) – Noise Equivalent Temperature Difference.

Для ИК-приемников обнаружения NEP, или мощность, эквивалентная шуму, и определяла его пороговую чувствительность.

В тепловидении рассматривается эквивалентная шуму разность температур.

Определение: величина $\Delta T_{\text{пор}}$ представляет разность температур объекта и фона, излучающих как черные тела в стандартном тест-объекте, при которой отношение пикового значения сигнала к среднеквадратичной величине шума на выходе стандартного эталонного электронного фильтра системы, рассматривающей тест-объект, равно единице.

Современные системы тепловидения достигают $\Delta T_{\text{пор}}$ 0,1–0,04 К. Основной проблемой при создании ФПУ на основе ИК-приемников 8–12 мкм, работающих в режиме тепловизора, является создание фоточувствительного материала на основе узкозонных полупроводников.

Основным материалом, на котором создаются ИК-приемники 8–12 мкм, является соединение $\text{Hg}_x\text{Cd}_{1-x}\text{Te}$ (КРТ). Хорошо известно: $\text{Hg}_{0,8}\text{Cd}_{0,2}\text{Te}$.

Наибольшую ценность представляют эпитаксиальные пленки соединения кадмий–ртуть–теллур (КРТ), выращенные на монокристаллических подложках из лейкосапфира.

Очень хорошие результаты давали эксперименты по выращиванию монокристаллов КРТ в условиях невесомости на станциях "Мир", а ранее – на "Салюте-6".

В рамках создаваемой национальной программы ПРО США планируется использование матричных ИК-приемников на $\Delta\lambda = 8\text{--}12\text{ мкм}$ на спутниках "Low SBIRS Satellite" (SBIRS – Space Based Infrared System).

14. ФПУ НА ОСНОВЕ ПЗС С ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИМ ОХЛАЖДЕНИЕМ

Термоэлектрические охладители (ТЭО) и термоэлектрические батареи (многокаскадные ТЭО), или ТЭБ, основаны на эффекте Пельтье.

Каскадирование обеспечивает:

- более глубокое охлаждение;
- повышение энергетической эффективности преобразования электричества в холод.

Холодильный коэффициент

$$\varepsilon = Q_0/W, \quad (14.1)$$

где: Q_0 – холодопроизводительность; W – потребляемая мощность.

Термоэлектрическая цепь

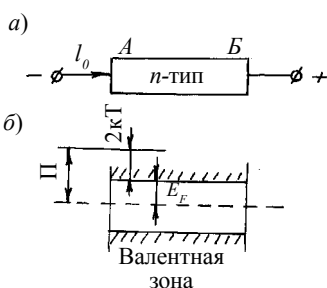


Рис. 14.1

Электрон l_0^- на рис.14.1, а движется слева направо; для перехода из металла в полупроводник ему необходимо преодолеть потенциальный барьер (рис. 14.1, б):

$$\Pi = (-E_F + 2kT)/l_0, \quad (14.2)$$

где E_F – энергия Ферми; $2kT$ – средняя тепловая энергия в полупроводнике электронов, участвующих в переносе теплоты.

Переход возможен только для l_0^- с энергией, большей барьера. Электроны из внешней цепи не могут скомпенсировать убыли энергии, так как средняя энергия l_0^- в полупроводнике много больше, чем в металле. Нарушается тепловое равновесие электронов и решеткой: металл в контакте А охлаждается. Соответственно, контакт В нагревается.

Основные соотношения:

1) холодильный коэффициент $\sum = Q_0/W$ – отношение холодопроизводительности к затрачиваемой мощности;

2) термоэлектрическая эффективность (добротность)

$$Z = l^2 / Rk, \quad (14.3)$$

где l – коэффициент термоэдс термоэлемента; R – омическое сопротивление полупроводника; k – коэффициент теплопроводности полупроводника. Для изготовления термоэлементов используются твердые растворы халькогенидов сурьмы в халькогенидах висмута и теллура.

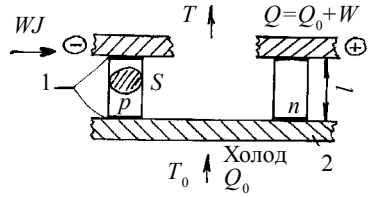


Рис. 14.2

Термоэлемент представлен на (рис. 14.2), где 1 – спай; 2 – коммутационные пластины.

Однокаскадный ТЭО представлен на рис. 14.3.

Наиболее известны ТЭМО-7 и ТЭМО-5; габарита 10×12; 12×14 и т. д.; $J = 2,5-3$ А; $U = 3-4$ В; $P = 7-12$ Вт.

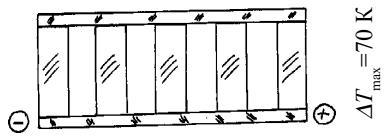


Рис. 14.3

Лучшие термобатареи имеют параметры: $\approx 1,0$ А; $U \approx 3-5$ Вт; $P = 3-5$ Вт;

$$\Delta T_{\max} = 95-100 \text{ К}; Q_0 = \frac{I}{2}P \text{ при } \Delta T = \frac{\Delta T_{\max}}{2}.$$

14.1. Многокаскадные ТЭО

Холодильный коэффициент при каскадировании на единичный каскад растет примерно на 10 % с увеличением на $i + 1$ каскад.

На рис. 14.4 представлена зависимость ΔT от потребляемой мощности. Схема трехкаскадной ТЭБ представлена на рис. 14.5.

Двухкаскадные ТЭБ имеют параметры: ТЭБ-023; $\Delta T_{\max} = 90$ К при $P = 7$ Вт; "Кама-Т1", "Кама-Т2", "Мальта-2": $J = 1,0$ А; $P = 3-4$ Вт; $\Delta T_{\max} = 80$ К при $Q \approx 0,35$ Вт.

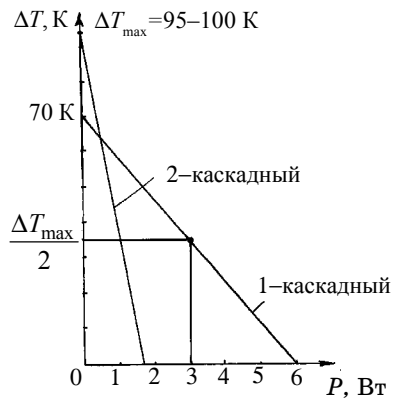


Рис. 14.4

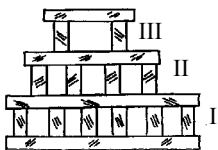


Рис. 14.5

Рассмотрим конструкцию термостатированного ПЗС с двухкаскадной ТЭБ.

Иногда, если $\Delta Q \rightarrow 0,5$ Вт, а $\Delta T = 30-40$ К, то однокаскадный ТЭО энергетически выгоднее.

ФПУ с автокомпенсацией от коэффициентов теплового расширения (КТР) конструкционных материалов представлено на рис. 14.6. ПЗС с двухкаскадными

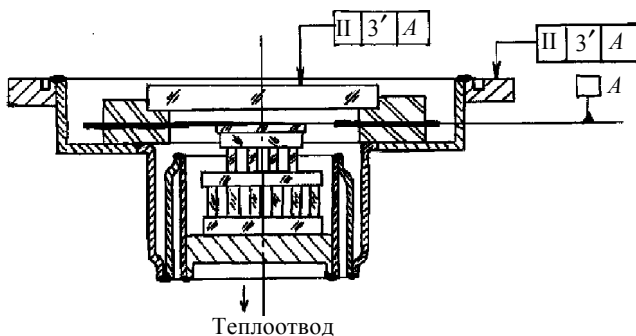


Рис. 14.6

ТЭБ широко используются на телескопах. ПЗС – астроприемные ФПУ: $T = 130-150$ К для любых ПЗС. С четырехкаскадным ТЭО достигается $T_{гг} = 20$ °С; $T_{х.г} = -90$ °С ($\Delta T \approx 110$ К). В них используются специально отобранные ПЗС со скрытым каналом.

Теплопритоки

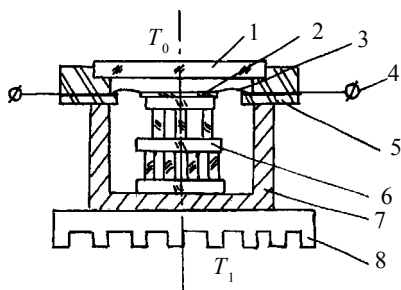


Рис. 14.7

Здесь $\epsilon = 0,15$ Вт/15 Вт $\approx 0,01$ – хороший результат;

$$\sum_i Q \approx 0,15 \text{ Вт} \text{ – как на крио-}$$

генном уровне.

На рис. 14.7 представлена конструкция термостатированного ПЗС для бортового применения.

На рис. 14.7: 1 – окно; 2 – ПЗС-матрица; 3 – микропровод; 4 – на-

ружные выводы; 5 – выводной металло-керамический держатель; 6 – двухкаскадная ТЭБ; 7 – герметичный корпус с Хе; 8 – радиатор для теплоотвода горячей грани ТЭБ.

Определим суммарный теплоприток к холодной грани ТЭБ:

$Q_0 = 0,35$ Вт; $\Delta T = 70-75$ К; $T_1 = +35$ °С; $T_0 = -(35-40)$ °С; по проводам – 40–45 шт.; $l \approx 5-6$ мм; $\varnothing 30$ мкм (Au, Al); $k \approx (1-2)$ Вт/см К;

$Q_{\text{излуч}} \approx 0,5$ Вт; $Q_{\text{конв Хе}} \approx 0,2$ Вт; $Q_{\text{пров}} \approx 0,08$ Вт; $\sum_i Q_i \approx 0,35$ Вт.

Вакуум сохранить в полости ТЭБ не удастся. Поэтому полость заполняют Хе высокой чистоты.

В космосе ТЭБ могут конкурировать с РСО на -90 °С. Для этого нужно 15 Вт бортовой электроэнергии, но эти 15 Вт необходимо отвести на уровне $+25$ °С в космос, опять же через КРТ.

В итоге система на -90 °С с ТЭБ и КРТ от горячей грани имеет значительный проигрыш по массовому эквиваленту бортовой электроэнергии перед РСО.

15. ПРИМЕНЕНИЕ ОХЛАЖДАЕМЫХ МАТРИЧНЫХ ПРИЕМНИКОВ В АСТРОНОМИИ

Большое распространение в астрономии получили криостатированные ФПУ на основе кремниевых ПЗС, чувствительных до ближнего ИК-диапазона $\leq 1,06$ мкм и позволяющие вести наблюдения в В, V, R, J-диапазонах МФС.

За четыре года до появления в районе земной орбиты в Чили на 4-метровом Паламарском телескопе США была зарегистрирована комета Галлея при времени накопления ≥ 20 мин на уровне 26 звездной величины. Среднеквадратичное значение шума в аппаратуре с использованием ПЗС фирмы "Texas Instruments" "TI 800×800" составило пять электронов на выборку сигнала при охлаждении до температуры 80 К и частоте выходного регистра 10 кГц. На телескопе ЗТ-6 с диаметром зеркала 2,6 м в Крымской обсерватории уже много лет используется спектральная аппаратура с охлаждаемыми до 80 К ПЗС-матрицами, переданная в дар Хельсинским университетом. ПЗС применяются в оптической астрономии с 1976 года.

Криостатированное ФПУ с ПЗС-матрицей с числом элементов 576–512 (с объемным каналом переноса зарядов и виртуальной фазой для увеличения спектральной чувствительности в синей области) при $T = 80$ К показано на рис. 15.1.

На рис. 15.1: 1 – фланец для стыковки с телескопом; 2 – входное оптическое окно (кварц КИ, КВ); 3 – кольцевая печатная плата для соединения ПЗС с разъемом 11 (РСГС-32); 4 – ПЗС-матрица, наклеенная на хладопровод; 5 – камера–хладопровод; 6 – контейнер с жидким азотом; 7 – парозаборник испаренного азота; 8 – вакуумный корпус криостата; 9 – заливной патрубков; 10 – металлопористая набивка; 11 – выходной разъем РСГС-32; 12 – вакуумный вентиль; 13 – крионасос с БАУ; 14 – патрубок для выхода паров азота из камеры–хладопровода 5; 15 – тепловой экран.

Данная конструкция предназначена для работы входным окном вниз или вбок. Но если изогнуть парозаборник 7 в положение, показанное

пунктиром, то криостатное ФПУ может работать окном вверх при заткнутом заливном потрубке 9.

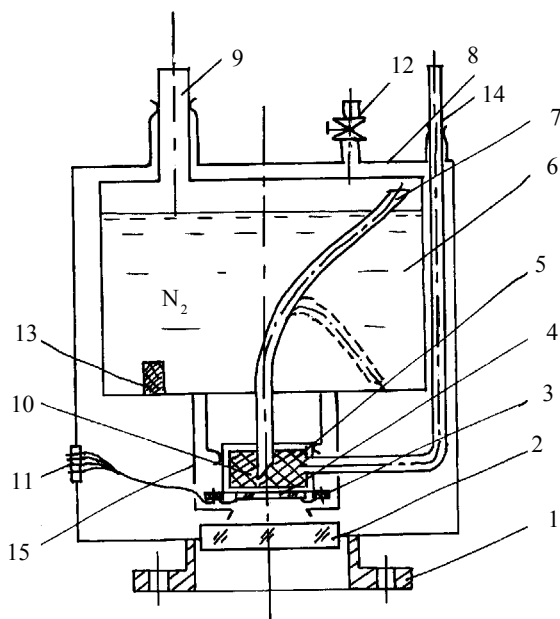


Рис. 15.1

Предварительная откачка полости криостата ведется форвакуумным механическим или цеолитовым насосом, а после закрытия вентиля 12 и заливки N_2 работает крионасос 13 на основе березового активированного угля (БАУ), поддерживая в полости вакуум не хуже $(0,5-1) \cdot 10^{-4}$ Торр.

ТТФЭП, или ИК-ПЗС

ИК-модуль, аналогичный приведенному на рис. 12.4, с числом элементов 256×256 , был установлен в лабораторный азотный криостат и охлаждался парами азота до $77,4$ К. Конструкция ФПУ с числом элементов 256×256 , чувствительного в K - и L -диапазонах МФС $\Delta\lambda = (1,7-5,0)$ мкм.

Телевизионную систему на базе этого ФПУ назвали "ТВАРК" (Телевизионный астрофизический регистрирующий комплекс). "ТВАРК" был смонтирован в фокусе Кассегрена $0,7$ -метрового телескопа АЗТ-2 ГАО АН УССР в Киеве совместно с лабораторией украинского астрофизика Л. М. Шульмана. Первые же наблюдения показали возможность регистрации ИК-звезд с достаточно высокой чувствительностью.

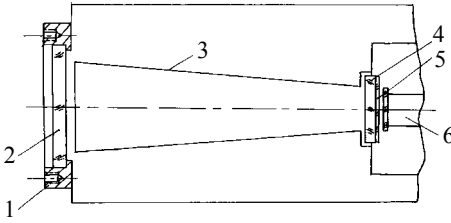


Рис. 15.2

Теоретически, если принять $\eta = 1$, то для АЗТ-2 $NEP_k = 1,5 \cdot 10^{-15}$ Вт·Гц^{-1/2}, а экспериментально измеренный пороговый поток $P_{\text{пор}} = 5 \cdot 10^{-16}$ Вт/элемент при $E_{\phi} \leq 5 \cdot 10^{-10}$ Вт·см², $\eta = 0,01$ в полосе K . Так как $F_{\text{АЗТ-2}} = 10,5$ м, то его выходной апертурный угол очень мал. Это позволило нам так заблендировать охлаждаемый фильтр, что E_{ϕ} удалось снизить на 2–3 порядка величины (рис. 15.2).

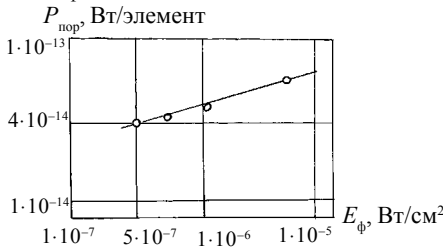


Рис. 15.3

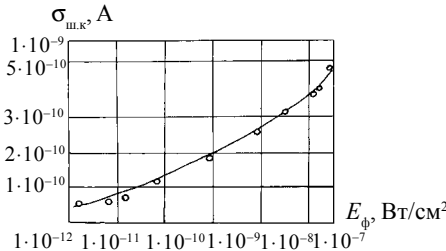


Рис. 15.4

Так как ночное небо в коротком и среднем ИК-диапазонах фона практически не создает, то основной фон создавался задним неохлаждаемым отрезком ОС телескопа.

Легко показать, что при работе в K - и L -диапазонах охлаждение ОС не обязательно.

На рис. 15.2: 1 – установочный фланец; 2 – входное окно (лейкосапфир); 3 – охлаждаемая бленда; 4 – вакуумно-плотное при $T = 77,4$ К оптическое окно (лейкосапфир); 5 – германий ГМО-1; 6 – ИК ТТФЭП. Криостат работал окном вверх.

Криостат работал окном вверх.

$$\sigma_{\text{шк}} = 0,05 \text{ нА}; \varphi_k = 5 \cdot 10^4 \text{ А/Вт.}$$

На рис. 15.3 представлена зависимость порогового потока $P_{\text{пор}}$ на элемент матрицы в зависимости от облученности фоном. Этот фон создает неохлаждаемый задний отрезок объектива и входная апертура ФПУ. При этом $P \sim \sqrt{E_{\phi}}$; $E_{\phi} = 5 \cdot 10^{-7}$ Вт/см²

При этом $P \sim \sqrt{E_{\phi}}$; $E_{\phi} = 5 \cdot 10^{-7}$ Вт/см²

$$P_{\text{пор}} = \frac{hc}{\lambda_{\text{max}}} \sqrt{\frac{N_{\phi}}{2\eta_{\text{max}}} \frac{S_{\text{эл}}}{\eta_{\text{max}} T_{\text{H}}}}, \text{ Вт/элемент.}$$

Итак, окончательно для телескопа АЗТ-2 ГАО АН УССР с $F = 10,5$ м; $D = 70$ см; $d = 20$ см: эквивалентная мощность шумов в полосе K $NEP_{2,7} \approx 3 \cdot 10^{-14}$ Вт·Гц $^{-1/2}$ при $E_{\phi} = 1 \cdot 10^{-7}$ Вт/см 2 .

Если снизить фон до $5 \cdot 10^{-10}$ Вт/см $NEP_K = 1,5 \cdot 10^{-15}$ Вт·Гц $^{-1/2}$.

При этом коэффициент фотоэлектрического усиления ТТФЭП $\phi_k = 5 \cdot 10^4$ А/Вт; $\sigma_{шк} = 0,05$ нА.

На рис. 15.4 представлена зависимость $\sigma_{шк}$, от плотности мощности фона E_{ϕ} .

Таким образом, $NEP_{\text{экспер}} = 1,5 \cdot 10^{-15}$ Вт·Гц $^{-1/2}$; $\sigma_{шк} = 5 \cdot 10^{-11}$ А.

Однако дальнейшие исследования с использованием "ТВАРК" были прекращены из-за отсутствия финансирования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Итак, читатели познакомились с общими вопросами физики инфракрасного излучения, прохождения излучения через атмосферу, принципами построения линейных и матричных приемников изображения аэрокосмического базирования как в видимом, так и в инфракрасном диапазонах спектра излучения.

Кроме того, рассмотрены вопросы экспериментальной техники низких температур при исследовании приемников излучения и основы техники их криостатирования в составе бортовой аппаратуры .

Таким образом, студенты, изучившие данный курс, могут считать себя готовыми для практической работы с аэрокосмическими приемниками изображения.

Библиографический список

1. *Мирошников М. М.* Теоретические основы оптико-электронных приборов. Л.: Машиностроение, 1977. 600 с.
2. *Хадсон Р.* Инфракрасные системы. М.: Мир, 1972. 536 с.
3. *Ллойд Дж.* Системы тепловидения. М.: Мир. 1978. 416 с.
4. *Секен К., Томпсет М.* Приборы с переносом заряда. М.: Мир, 1978. 322 с.
5. *Грезин А. К., Зиновьев В. С.* Микрокриогенная техника. М.: Машиностроение, 1978. 400 с.
6. *Шпольский Э. В.* Атомная физика. М.: Физматгид, 1963. Т. 1. 552 с.
7. *Киттель Ч.* Введение в физику твердого тела. М.: Физматгиз, 1963. 696 с.
8. *Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М.* Статистическая физика. М.: Наука, 1964. 568 с.
9. *Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М.* . Теория поля. М.: Физматгиз, 1960. 400 с.
10. *Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М.* Квантовая механика М.: Физматгиз, 1963. 704 с.
11. Фотоприемники видимого и ИК-диапазонов / Под ред. *Р. Дж. Кисса*. М.: Радио и связь, 1985. 328.
12. *Криксунов Л. З.* Справочник по основам инфракрасной техники. М.: Сов.радио 1978. 400 с.
13. Инфракрасные методы в космических исследованиях / Под ред. *В. Манно и Дж. Ринга*. М.: Мир. 1977. 384 с.
14. *Кириллин В. А., Сычев В. В., Шейнблин А. Е.* Техническая термодинамика. М.: Энергия, 1968. 472 с.
15. *Малков М. П., Данилов Н. Б., Зельдович А. Г., Фрадков А. В.* Справочник по физико-техническим основам криогеники. М.: Энергия, 1973. 392 с.
16. *Формозов Б. Н.* Экспериментальная техника в физике сверхпроводников. Киев: Выща шк., 1978. 200 с.

17. *Формозов Б. Н.* Введение в криогенную микроэлектронику. СПб.: Наука, 2001. 328 с.
18. *Аванесов Г. А., Зиман Я. Л., Тарнопольский В. И., Формозов Б. Н.* Телевизионная съемка кометы Галлея. М.: Наука, 1989. 295 с.
19. *Кузнецов Ю. А., Шилин В. А.* Микросхемотехника БИС на приборах с зарядовой связью. М.: Радио и связь, 1988. 160 с.
20. *Веркин Б. И., Гетманец В. Ф., Михальченко Р. С.* Теплофизика низкотемпературного сублимационного охлаждения. Киев: Наук. думка, 1980. 232 с.
21. *Броудай И., Мерей Дж.* Физические основы микротехнологии. М.: Мир, 1985. 496 с.
22. *Герш С. Я.* Глубокое охлаждение. М.: Госэнергоиздат, 1957. Ч. 1. 392 с.
23. *Эйнштейн А.* Собр. научн. трудов. М.: Наука, 1966. Т. 3. 632 с.

Оглавление

Список условных обозначений	3
ПРЕДИСЛОВИЕ	5
1. ВИДИМОЕ И ИНФРАКРАСНОЕ ИЗЛУЧЕНИЕ. ОСНОВНЫЕ ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ	6
1.1. Тепловое излучение	8
1.2. Прохождение излучения через атмосферу	10
1.3. Входные оптические окна и фильтры изображения	12
2. ЦЕЛИ И ФОНЫ	15
3. ПРИЕМНИКИ ИЗЛУЧЕНИЯ. ОБЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	18
3.1. ПИ с внешним фотоэффектом	19
3.2. Фотопроводящие ПИ	20
3.3. Фотовольтаические приемники, или приемники с <i>p-n</i> -переходом	22
3.4. Приемники с барьером Шоттки	24
3.5. Обнаружительная способность и пороговый поток	26
4. СИГНАЛ И ШУМ	31
4.1. Составляющие шума	34
4.2. Токовая и вольтовая чувствительности. Динамический диапазон	35
5. ЛИНЕЙНЫЕ ИК-ПРИЕМНИКИ ИЗОБРАЖЕНИЯ	38
5.1. Методы сканирования	39
6. МАТРИЧНЫЕ ПРИЕМНИКИ ИЗОБРАЖЕНИЯ	42
7. ЛАБОРАТОРНАЯ ТЕХНИКА НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР ДЛЯ РАБОТЫ С ОХЛАЖДАЕМЫМИ ПИ	48
7.1. Низкотемпературная термометрия	52
7.2. Регулирование и стабилизация температуры в криостатах азотного уровня (область $T \geq 80$ К)	52
8. ОПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ПИ	55
8.1. Зеркальные ОС	56
8.2. Просветляющие покрытия	58

9. ОСНОВЫ КРИОГЕННОЙ ТЕХНИКИ ДЛЯ КРИОСТАТИРОВАНИЯ ФПУ АВИАЦИОННОГО И КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ	59
9.1. Методы получения криогенных температур	
Эффект Джоуля – Томсона	59
10. ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ФПУ ДЛЯ ТЕПЛОВЫХ ГОЛОВОК САМОНАВЕДЕНИЯ	74
11. РАДИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ НА БАЗЕ КОСМИЧЕСКИХ РАДИАЦИОННЫХ ТЕПЛООБМЕННИКОВ И СУБЛИМАЦИОННЫЕ АККУМУЛЯТОРЫ ХОЛОДА	78
12. КОСМИЧЕСКАЯ АППАРАТУРА КАК КОМПЛЕКС ОС–ФПУ–КСО	83
12.1. Космическая аппаратура для обнаружения стартов МБР в ближнем и среднем ИК-диапазонах на базе ФПУ с линейными приемниками	86
12.2. Модульные фотоприемные датчики. Проблема создания многоатричных мозаичных фокальных решеток	88
13. СТЫКОВКА ФПУ С КОМБИНИРОВАННЫМИ СИСТЕМАМИ НА БАЗЕ ДРС И ГКМ С АККУМУЛЯТОРАМИ ХОЛОДА НА ПЛАВЯЩИХСЯ ВЕЩЕСТВАХ	91
13.1. Международный проект Венера – Галлей	94
13.2. Международный проект "Фобос"	99
14. ФПУ НА ОСНОВЕ ПЗС С ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИМ ОХЛАЖДЕНИЕМ	108
14.1. Многокаскадные ТЭО	109
15. ПРИМЕНЕНИЕ ОХЛАЖДАЕМЫХ МАТРИЧНЫХ ПРИЕМНИКОВ В АСТРОНОМИИ	112
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	116
Библиографический список	117