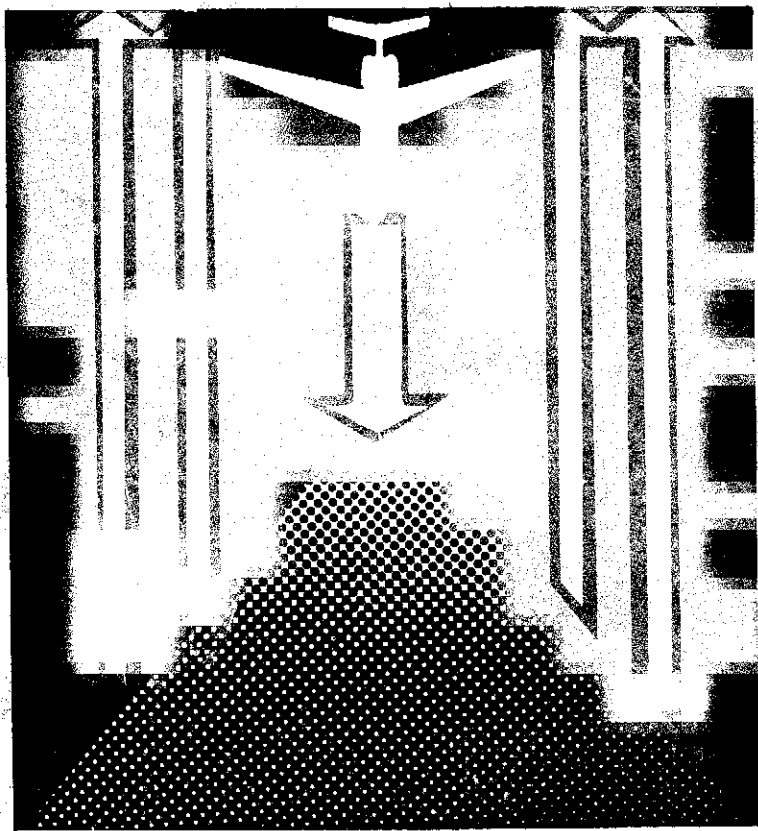


ЛАЗЕРЫ В АВИАЦИИ



ЛАЗЕРЫ В АВИАЦИИ

Под редакцией профессора,
доктора технических наук
В. М. СИДОРИНА

**Ордена Трудового Красного Знамени
Военное издательство
Министерства обороны СССР
МОСКВА 1982**

ББК 32.86

Л 17

УДК 621.375.826:629.73

Рецензент — кандидат технических наук В. П. Кукель

Авторы: И. Н. Гончаров, В. Н. Дежин, В. П. Кутахов,
А. В. Петухов В. М. Сидорин, И. М. Сухарь.

**Лазеры в авиации / Под ред. В. М. Сидорина. — М.:
Л17 Воениздат, 1982. — 160 с., ил.**

40 к.

В книге в научно-популярной форме излагаются физические основы лазерной техники. Приводятся характеристики некоторых зарубежных лазерных систем управления оружием, систем разведки и волоконно-оптических линий связи, а также зарубежных и отечественных устройств и систем навигации. Рассматриваются меры безопасности при работе с лазерными устройствами.

При написании книги были использованы материалы открытой иностранной и отечественной научно-технической литературы.

Книга рассчитана на широкий круг специалистов, интересующихся применением лазеров в авиации.

Л 30407—121 85.81. 2403000000.
068(02)—82

ББК32.86
6Ф4

© Воениздат, 1982

ПРЕДИСЛОВИЕ

Появление лазеров явилось основой для освоения оптического диапазона с точки зрения методов и средств радиоэлектроники.

Специфика оптического диапазона заключается в том, что вследствие малости длины волны при сравнительно небольших размерах антенных устройств может быть достигнута чрезвычайно высокая направленность излучения или получена высокая концентрация электромагнитного излучения в пространстве.

Оптический диапазон отличается также чрезвычайно большой шириной, т. е. позволяет разместить очень большое число частотных каналов. Высокое значение частоты излучаемых электромагнитных колебаний позволяет точно измерять доплеровские сдвиги частот даже при малых скоростях объектов.

Отмеченные особенности оптического диапазона позволяют создать радиоэлектронные устройства с характеристиками, которые не достижимы в радиодиапазоне. Потребность в таких устройствах особенно остро ощущается для решения задач в авиации. В настоящее время в области создания авиационных лазерных устройств различного назначения достигнуты весьма существенные результаты.

В Советском Союзе большое внимание уделяется использованию лазерной техники в народном хозяйстве. В США и у их союзников достижения в области лазерной техники обращены прежде всего для использования в военных целях.

На вооружении ВВС США и стран, входящих в агрессивный блок НАТО, находится значительное коли-

чество лазерных систем и устройств различного назначения. Сведения о них могут представить интерес для читателей, желающих ознакомиться с современным уровнем развития авиационной радиоэлектроники.

В предлагаемой вниманию читателя книге содержится материал по сформировавшимся направлениям применения лазерной техники в военной авиации США и западноевропейских стран. К этим направлениям относятся лазерные системы управления оружием, включающие лазерные дальномеры и лазерные системы подсвета целей; лазерные системы навигации и обеспечения безопасности полетов, куда входят лазерные гироскопы, измерители скорости, высотомеры, системы метеорологического обеспечения полетов, системы предупреждения столкновений в воздухе; системы воздушной разведки; лазерные системы информационного обмена; средства контроля.

Рассмотрена также курсоглиссадная лазерная система посадки самолетов «Глиссада», разработанная в СССР и получающая широкое признание во многих странах.

При изложении материала основное внимание уделяется качественному объяснению физических процессов, происходящих в устройствах различного назначения.

Рассмотрению конкретных систем предшествует введение, в котором кратко изложены принципы действия лазеров, получивших наибольшее распространение, и методы приема оптических сигналов.

В завершающей части рассматриваются меры безопасности при работе с лазерами.

ВВЕДЕНИЕ

Лазеры—это источники когерентного* оптического излучения, принцип действия которых основан на использовании явления индуцированного излучения. Слово «лазер» представляет собой аббревиатуру английской фразы «Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation», переводимой как усиление света в результате вынужденного излучения. Гипотеза о существовании вынужденного (индуцированного) излучения была высказана в 1917 г. А. Эйнштейном. В 1940 г. профессор Московского энергетического института В. А. Фабрикант сформулировал условия, при выполнении которых можно обнаружить индуцированное излучение, а в 1951 г. он совместно с М. М. Вудынским и Ф. А. Бутаевой получил авторское свидетельство на способ усиления электромагнитного излучения. Устройство, генерирующее электромагнитные колебания на основе использования явления индуцированного излучения в СВЧ диапазоне, было создано в 1953—1954 гг. Н. Г. Басовым и А. М. Прохоровым в СССР и группой Ч. Таунса в США.

В 1958 г. А. М. Прохоров в СССР, а в США Ч. Таунс и А. Шавлов показали возможность использования индуцированного излучения для создания генераторов когерентного оптического излучения—лазеров. В 1959 г. Н. Г. Басову и А. М. Прохорову за разработку нового принципа генерирования и усиления электромагнитных колебаний и создание на основе этого принципа СВЧ генераторов и усилителей была присуждена Ленинская премия, а в 1964 г. совместно с Ч. Таунсом—Нобелевская премия по физике за исследования в области квантовой электроники.

Открыв индуцированное излучение, А. Эйнштейн показал, что при взаимодействии электромагнитного излучения с веществом увеличение энергии поля происхо-

* Оптическое излучение когерентно, если его амплитуда, частота, фаза, направление распространения и поляризация постоянны или изменяются, но не хаотически, а упорядоченно, по определенному закону.

дит вследствие спонтанного и индуцированного излучений, а уменьшение — вследствие поглощения электромагнитного излучения. Все три явления носят случайный характер и описываются статистическими закономерностями. Вероятности индуцированного излучения и поглощения пропорциональны плотности энергии электромагнитного излучения, взаимодействующего с веществом. Индуцированное излучение возникает под воздействием электромагнитного поля при переходе частицы (атома или молекулы) с верхнего энергетического уровня на нижний. Возникшее индуцированное излучение совпадает по частоте, направлению распространения, поляризации и фазе с излучением, вызвавшим его. Именно это свойство индуцированного излучения и позволяет получить когерентное излучение с помощью лазера. При поглощении электромагнитной энергии частица (атом или молекула) переходит на энергетический уровень с большим значением энергии. Такое состояние частицы называют возбужденным. Спонтанное излучение возникает самопроизвольно при переходе частицы с верхнего уровня на нижний. Оно не зависит от внешних воздействий, а определяется только свойствами частиц.

При термодинамическом равновесии распределение частиц по энергетическим состояниям (уровням) подчиняется закону Больцмана, согласно которому вероятность пребывания атома в i -м состоянии с энергией E_i определяется выражением

$$P_i = C \exp(-E_i/kT),$$

где C — константа;
 $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К — постоянная Больцмана;
 T — абсолютная температура, К.

Из закона Больцмана следует, что чем больше значение энергии E_i , т.е. чем выше на энергетической шкале расположен энергетический уровень, тем меньше частиц в данном ансамбле* находится в состоянии с энергией E_i . Отношение же числа частиц N_m с энергией E_m к числу частиц N_n с энергией E_n :

$$N_m/N_n = \exp [-(E_m - E_n)/kT].$$

* Под ансамблем частиц понимается совокупность атомов, молекул, ионов, заключенных в заданный объем и обладающих одинаковой структурой энергетических уровней.

Отсюда следует, что

$$N_m/N_n < 1, \text{ если } E_m > E_n.$$

Рассмотрим теперь ансамбль частиц, обладающих двумя энергетическими состояниями с энергиями E_m и E_n , причем $E_m > E_n$, и общим числом частиц N_0 . Пусть на этот ансамбль частиц воздействует излучение со спектральной плотностью потока ρ_f и центральной частотой

$$f_{mn} = \frac{E_m - E_n}{h},$$

где $h = 6,625 \cdot 10^{-34}$ Дж/с — постоянная Планка.

Если до воздействия ансамбль находился в термодинамическом равновесии, то число частиц $N_m < N_n$, а их отношение можно найти из закона Больцмана. При взаимодействии поля частоты f_{mn} с ансамблем частиц будет происходить поглощение и излучение электромагнитной энергии. Энергия поля, поглощенная ансамблем частиц в единицу времени:

$$P_{\text{погл}} = N_n B_{nm} \rho_f h f_{mn},$$

а излученная

$$P_{\text{изл}} = N_m A_{mn} h f_{mn} + N_m B_{mn} \rho_f h f_{mn}.$$

В приведенных выражениях A_{mn} , B_{mn} и B_{nm} — коэффициенты Эйнштейна спонтанного и индуцированного излучения и поглощения соответственно. Указанные коэффициенты связаны следующими соотношениями:

$$B_{mn} = \frac{g_n}{g_m} B_{nm},$$

где g_n и g_m — статистические веса* уровней n и m соответственно;

$$A_{mn} = 8\pi f^2 \frac{h f B_{mn}}{c^3},$$

где c — скорость света.

Так как $A_{mn} \ll B_{mn} \rho_f$ даже при малых спектральных плотностях мощности, то $P_{\text{изл}} > P_{\text{погл}}$ только в том случае, когда

$$N_m > N_n g_m / g_n,$$

или $N_m > N_n$, если $g_m = g_n = 1$.

* Числа g_n и g_m показывают, сколько энергетических уровней атома, молекулы или иона имеют одинаковые значения энергии E_n и E_m соответственно.

Таким образом, для получения усиления электромагнитного поля, взаимодействующего с ансамблем частиц, необходимо, чтобы число частиц на верхнем энергетическом уровне было больше, чем на нижнем. Такое состояние ансамбля частиц называют инверсным или состоянием с инверсной населенностью. Обычно при рассмотрении процессов, происходящих в лазерах, оперируют не общим числом частиц в ансамбле, а их плотностью и обозначают ее n .

Количественное изменение интенсивности электромагнитного поля, прошедшего через ансамбль частиц, определяется законом Бугера:

$$I = I_0 \exp(-\alpha l),$$

где I , I_0 — интенсивность излучения на выходе из ансамбля и на входе в него соответственно;

$\alpha = (-n_m + n_n) \sigma_{mn} + \beta$ — коэффициент ослабления излучения на единице длины;

σ_{mn} — эффективное сечение взаимодействия излучения с частицей (характеризует вероятность поглощения или излучения фотона частицей);

β — коэффициент потерь излучения на неоднородностях ансамбля частиц (его часто называют коэффициентом нерезонансных потерь);

l — длина пути излучения в ансамбле частиц.

Ансамбль частиц будет усиливающим в том случае, если $(n_n - n_m) \sigma_{mn} + \beta < 0$, т. е. $\beta < (n_m - n_n) \sigma_{mn}$. Это возможно только при выполнении условия $n_m > n_n$, т. е. когда в ансамбле создана инверсная населенность.

Степень усиления электромагнитного излучения определяется величиной коэффициента резонансного поглощения $(n_n - n_m) \sigma_{mn}$, который, в свою очередь, определяется как свойствами частиц (σ_{mn}), так и величиной плотности инверсной населенности $\Delta n = n_m - n_n = \Delta$. Чем больше плотность инверсной населенности, тем больше коэффициент усиления на единицу длины.

Для получения лазерного излучения ансамбль частиц должен находиться в резонаторе, который в простейшем случае представляет собой два зеркала с коэффициентами отражения r_1 и r_2 . Если в ансамбле частиц, помещенном в резонатор, создать инверсную населенность, то в резонаторе возникнут колебания на частоте, соот-

ветствующей частоте перехода частиц из возбужденного состояния в основное. Незатухающие колебания будут в том случае, если плотность инверсной населенности такова, что потери на излучение и нерезонансные потери компенсированы индуцированным излучением, т. е. выполнено условие

$$r_1 r_2 e^{2(\Delta\sigma_{mn} - \beta)l} \geq 1.$$

Знаку равенства соответствует установившийся режим генерации. Значение же плотности инверсной населенности, при котором выполняется указанное равенство, называется пороговым:

$$\Delta_{\text{пор}} = \frac{2\beta l - \ln r_1 r_2}{2\sigma_{mn} l}.$$

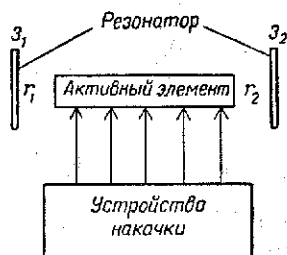


Рис. 0.1. Структурная схема лазера

Таким образом, для получения лазерного излучения необходимо иметь ансамбль частиц, в котором может быть создана инверсная населенность, резонатор и устройство, обеспечивающее получение инверсного состояния. Ансамбль частиц, в котором может быть создана инверсная населенность, называют активным веществом или активным элементом лазера. Совокупность же элементов, обеспечивающих получение инверсной населенности, называют устройством или системой накачки. Структурная схема лазера изображена на рис. 0.1.

Активные вещества лазеров

В настоящее время в качестве активных веществ лазеров используются твердые тела, полупроводники, жидкости, газы. В соответствии с этим различают твердотельные лазеры, т. е. лазеры, у которых в качестве активного вещества используются диэлектрические кристаллы или стекла с примесью активных частиц; жидкостные лазеры, у которых активное вещество находится в жидком состоянии; полупроводниковые лазеры и газовые лазеры, активными частицами которых могут быть атомы, ионы или молекулы собственно газов или пары металлов.

Активное вещество твердотельных лазеров состоит из двух основных компонентов: матрицы и активатора. Энергетические уровни атомов в кристалле отличаются от уровней свободных атомов, так как на атом в кристалле воздействуют электрические и магнитные поля окружающих атомов. Это приводит к расщеплению уровней, появлению подуровней и в конечном счете энергетических полос. Наибольшее расширение испытывают уровни внешних электронов, так как внутренние электроны экранируются от воздействия полей соседних атомов внешними электронными оболочками. В качестве матрицы используются диэлектрические кристаллы, запрещенная зона которых обычно составляет несколько электрон-вольт. Поэтому чистая кристаллическая основа является совершенно бесцветной и прозрачной средой. Введение в кристаллическую основу ионов активатора приводит к появлению в активированном кристалле областей селективного поглощения и спонтанной люминесценции (центров окраски). Ионы активатора замещают ионы основы, поэтому радиус иона активатора должен практически совпадать с радиусом иона матрицы. Чем точнее это геометрическое соответствие, тем более высокие концентрации ионов активатора в основе могут быть достигнуты без заметных оптических дефектов. Атом активатора в кристаллической основе должен иметь метастабильный уровень с большим временем жизни и узкой линией люминесценции (шириной не более нескольких см^{-1})*. Чем больше время жизни верхнего уровня лазерного перехода и чем меньше ширина его линии, тем меньше мощность накачки, при которой достигается инверсная населенность. Ширина линий люминесценции и их число должны быть минимальными также и для увеличения квантового выхода люминесценции, т. е. отношения числа фотонов, поглощенных активным веществом на частоте накачки, к числу фотонов, излучаемых данным активным веществом на частоте лазерного перехода. Квантовый выход характеризует в конечном счете эффективность преобразования поглощенного некогерентного из-

* Ширина энергетических уровней атомов часто выражается в волновых числах. Волновое число в этом случае показывает, сколько длин волн излучения, энергия фотона которого равна ширине уровня атома, укладывается в одном сантиметре. Волновое число имеет размерность см^{-1} (обратный сантиметр). Один электрон-вольт эквивалентен 8066 см^{-1} .

лучения в когерентное. Перечисленным выше требованиям отвечают актиноидные (U — уран), редкоземельные (Nd, Pr, Sm, Eu, Tb, Dy, Ho, Er, Tm, Yb) и некоторые переходные (Cr, Co, Ni) металлы. Малая ширина спектральных линий у этих атомов объясняется тем, что лазерные переходы у них соответствуют переходам электронов в глубоко лежащих слоях, хорошо экранированных от воздействия внешнего поля кристаллической решетки.

Свойства активного вещества определяются не только активатором, но и матрицей. Матрица должна быть прозрачной, т. е. не иметь ни собственного, ни примесного поглощения на частоте генерации, иметь высокую оптическую и механическую однородность, теплопроводность, твердость, термическую и химическую стойкость. В качестве матриц активных веществ широко используются:

- простые оксидные кристаллы с упорядоченной структурой (рубин $\text{Al}_2\text{O}_3:\text{Cr}^{3+}$; иттрий-алюминиевый гранат, активированный неодимом, $\text{Y}_3\text{Al}_5\text{O}_{12}:\text{Nd}^{3+}$; вольфрамат кальция, активированный неодимом, и др.);

- смешанные фторидные кристаллы с разупорядоченной структурой ($\text{CaF}_2 - \text{SrF}_2:\text{Nd}^{3+}$; $\text{BaF}_2 - \text{GdF}_3:\text{Nd}^{3+}$ и др.);

- оксидные лазерные кристаллы с разупорядоченной структурой ($\text{LrO}_2 - \text{Y}_2\text{O}_3:\text{Nd}^{3+}$; $\text{Na}_5\text{N}(\text{WO}_4):\text{Nd}^{3+}$ и др.);

- лазерные стекла.

Рабочие схемы активных веществ твердотельных лазеров подразделяются на трех- и четырехуровневые. По какой из схем работает данный активный элемент, судят по разности энергий между основным и нижним рабочими уровнями. Чем больше эта разность, тем при более высоких температурах возможна эффективная генерация. Так, например, у иона Cr^{3+} основное состояние характеризуется двумя подуровнями, расстояние между которыми составляет $0,38 \text{ см}^{-1}$. При такой разности энергий даже при температуре жидкого гелия ($\sim 4\text{K}$) населенность верхнего подуровня только на $\sim 13\%$ меньше нижнего, т. е. они заселены одинаково и, следовательно, рубин — активное вещество с трехуровневой схемой при любой температуре. У иона неодима же нижний лазерный уровень для излучения при $\lambda = 1,06 \text{ мкм}$ расположен на 2000 см^{-1} выше основного. Даже при комнатной температуре на нижнем уровне ионов неодима в $\approx 1,4 \cdot 10^4$

раз меньше, чем на основном, и активные элементы, у которых в качестве активатора используется неодим, работают по четырехуровневой схеме.

В лазерные стекла ионы активатора входят не как ионы, изоморфно замещающие катионы решетки, а как компоненты стекла. Стекла имеют несомненные преимущества перед кристаллическими основами. Они изготавливаются из дешевого сырья, просты в производстве и могут производиться массово с заданными и воспроизводимыми свойствами. Из стекол просто изготовить изделия любых размеров и формы при сохранении высокой однородности состава и изотропности свойств. Одним из самых важных их преимуществ является возможность введения активатора в практически любых концентрациях. Так, концентрация неодима в стекле достигает 3—4%, в то время как концентрация хрома в рубине не должна превышать сотых долей процента.

Полупроводниковые активные вещества отличаются тем, что в них используются оптические переходы между состояниями в электронных энергетических зонах, т. е. в оптических переходах участвуют свободные носители тока (электроны и дырки). Кроме того, в полупроводниках излучательные переходы могут возникать также за счет примесных центров и экситонов. (Экситоном называется элементарное электрически нейтральное возбуждение, имеющее характер квазичастицы в полупроводниках и диэлектриках). Если энергия возбуждения меньше ширины запрещенной зоны, то при переходе электрона из валентной зоны в зону проводимости может образоваться пара электрон — дырка. Электрон и дырка, образующие такую пару, не могут перемещаться независимо, а находятся в связанном состоянии электрически нейтральной квазичастицы — экситона. Экситоны имеют зонный энергетический спектр, целый спин. Им приписывают квантовые числа.

Наиболее простыми и наглядными являются переходы «зона — зона», когда переход из зоны проводимости в валентную зону происходит с излучением фотона, а обратный — с поглощением.

Под воздействием накачки электрон переходит из валентной зоны в зону проводимости, и образуется пара электрон — дырка. Как и любая система, электрон и дырка стремятся занять положение, соответствующее минимальной энергии, поэтому электрон стремится занять

разрешенное положение возле дна зоны проводимости, а дырка — возле потолка валентной зоны. Практически у всех полупроводников состояния у дна зоны проводимости являются метастабильными, и в этом отношении они могут считаться четырехуровневыми системами.

Для полупроводников, легированных водородоподобными атомами (например, атомом цинка в арсениде галлия), характерны переходы «зона — примесь». Атомы примеси быстро захватывают избыточные носители из близкой к ним зоны, так что скорость рекомбинации через примесь сравнима со скоростью межзонной рекомбинации, и переход осуществляется между уровнем примеси и зоной собственно полупроводника. В случае сильного легирования уровни уширяются, энергия ионизации уменьшается и в пределе уровни полностью сливаются с собственной зоной. Ширина запрещенной зоны при этом уменьшается, а длина волны генерируемого излучения увеличивается.

Излучательные переходы возможны и в донорно-акцепторных парах, т. е. возможны переходы между водородоподобными примесями у обоих краев запрещенной зоны. Такие переходы происходят с большим квантовым выходом, но они достаточно ярко выражены только в слаболегированных полупроводниках.

К полупроводниковым лазерам относят обычно и лазеры на твердых растворах родственных соединений, часто называемых лазерами на основе гетеропереходов. Эти растворы интересны прежде всего тем, что при смешивании соединений с одинаковым типом решетки можно получить непрерывный ряд твердых растворов с практически непрерывным изменением ширины запрещенной зоны, а следовательно, и длины волны лазерного излучения.

В жидкостных лазерах в качестве активного вещества используют:

- растворы дикстонатов редкоземельных элементов (европия, тербия или неодима) в органических красителях;

- растворы неорганических соединений редкоземельных элементов;

- красители — сложные органические соединения, обладающие интенсивными полосами поглощения в видимой и ультрафиолетовой областях спектра.

В жидкостных лазерах с редкоземельными элементами лазерное излучение возникает на переходах с метастабильных уровней ионов этих элементов. Возбуждение активного иона в металлоорганической жидкости происходит в результате внутримолекулярной передачи энергии от органической части комплекса к иону.

В неорганические растворители в настоящее время вводят только один активный элемент — неодим. Генерация идет по четырехуровневой схеме. Излучение накачки поглощается собственными полосами поглощения иона неодима. В качестве растворителя часто используют двухкомпонентные смеси оксихлоридов селена (SeOCl_2) и фосфора (POCl_3) с галогенидами элементов III, IV и V групп.

Наиболее эффективными лазерными материалами на органических красителях являются кумарины, фталимиды, производные окзасола и диозола, ксантеновые, полиметиновые и оксазиновые красители. Активным веществом в них выступает краситель, а матрицей — растворитель. Спектр генерации органических красителей без селекции типов колебаний обычно составляет 5—20 нм. Введением селективных элементов можно сузить спектр лазерного излучения до 0,05—1 нм без существенного уменьшения выходной мощности и осуществлять перестройку длины волны излучения в одном и том же растворе в пределах десятков нанометров. Перестройка в более широком диапазоне возможна путем изменения концентрации и состава раствора красителя.

В жидких лазерных средах может быть достигнута большая концентрация активных частиц, что позволяет получать, так же как и в лазерах на твердом теле, большие энергии и мощности излучения с единицы объема активного вещества. В жидкостях отсутствуют постоянные напряжения, структурные неоднородности и включения, вследствие чего их оптические характеристики по объему изотропны и постоянны, а это способствует получению излучения с высокой степенью пространственной когерентности и направленности. В жидкостных лазерах не возникают необратимые разрушения активного вещества при больших плотностях энергии.

К недостаткам жидких лазерных материалов следует отнести высокие значения температурных изменений коэффициента преломления, что приводит к появлению значительных оптических неоднородностей и к ухудше-

нию генерационных характеристик. При больших плотностях лазерного излучения необходимо считаться также с нелинейными эффектами.

Газовые активные среды лазеров существенно отличаются от описанных выше тем, что позволяют генерировать излучение в широком диапазоне длин волн (от вакуумной ультрафиолетовой области до инфракрасного, практически субмиллиметрового, диапазона) в импульсном и непрерывном режимах. Газообразность активной среды обуславливает ряд специфических особенностей газовых лазеров.

Им свойственна высокая монохроматичность и направленность излучения, поскольку газы имеют существенно меньшую плотность и большую однородность.

При малой плотности газа уширение линий люминесценции происходит только вследствие эффекта Доплера и существенно меньше, чем в конденсированных средах. Это позволяет получать высокомонохроматичное излучение.

Малая плотность газа не позволяет получить такую концентрацию активных частиц, как у конденсированных сред, и, следовательно, удельный энергосъем у газов существенно меньше, это утверждение справедливо для отпаянных лазеров; использование газовых лазеров высокого давления, применение прокачки газа существенно повысили мощность излучения лазеров.

Кроме того, газовые среды возбуждаются вследствие разнообразных процессов — соударений в электрическом разряде, химических реакций, фотодиссоциации, газодинамических процессов, оптической накачки.

В газовых лазерах в качестве активного вещества используются:

— нейтральные атомы газов (Н, Не, О, Не и др.), металлов (пары меди, золота, тулия, иттербия и др.);

— ионизированные атомы аргона (Ar), ксенона (Xe), азота (N), свинца (Pb) и др.;

— двухатомные — CO (угарный газ), многоатомные — CO₂ (углекислый газ), H₂O (вода) и молекулы других газов.

В активных веществах на нейтральных и ионизированных атомах для получения лазерного излучения используются переходы между электронными уровнями, а в молекулярных лазерах — между электронными, электронно-колебательными, колебательными, колебательно-

вращательными и чисто вращательными уровнями. Генерирование лазерного излучения происходит в большинстве случаев по многоуровневой схеме.

Резонаторы

В лазерной технике в качестве резонаторов используются отражатели (зеркала), между которыми располагается активное вещество. В простейшем случае открытый резонатор состоит из двух плоскопараллельных зеркал. Использовать его для получения генерации в субмиллиметровом и инфракрасном диапазонах волн предложил А. М. Прохоров [4]. Основная особенность оптического диапазона волн заключается в том, что длина волны электромагнитного излучения этого диапазона очень мала, так что практически всегда размеры резонаторов оказываются существенно больше длины волны. В сантиметровом диапазоне волн широко используются объемные резонаторы, размеры которых сравнимы с длиной волны. В таком резонаторе обычно возникает один, основной, тип колебаний, длина волны $\lambda_{кр}$ которого определяется размерами объемного резонатора и диэлектриком, заполняющим его. Колебания с большими длинами волн ($\lambda > \lambda_{кр}$) не возникают вследствие того, что не выполняются условия резонанса для них. Колебания же с $\lambda < \lambda_{кр}$ в резонаторе возникают, но потери для них в генераторе существенно больше, чем для основного колебания, и они быстро затухают. Число собственных типов колебаний объемного резонатора с идеально проводящими стенками определяется выражением

$$dN = \frac{8\pi f^2}{c^3} V df = -\frac{8\pi}{\lambda^4} V d\lambda,$$

где V — объем резонатора, а длина волны собственного типа колебаний резонатора в форме прямоугольного параллелепипеда — из соотношения

$$\frac{1}{\lambda_{mnq}} = \sqrt{\left(\frac{m}{2D}\right)^2 + \left(\frac{n}{2D}\right)^2 + \left(\frac{q}{2L}\right)^2},$$

где m, n, q — целые числа;

D и L — длины сторон параллелепипеда.

В оптическом диапазоне волн интервалы между частотами соседних типов колебаний очень малы, так что

спектр собственных колебаний объемного резонатора практически непрерывный. В результате этого возможно одновременное возбуждение большого числа собственных колебаний, что не позволяет получить высокую монохроматичность излучения. Существенное разрежение спектра собственных колебаний наблюдается в открытых резонаторах, так как в них отсутствуют боковые стенки и, следовательно, стоячие волны не могут устанавливаться перпендикулярно длине резонатора.

В открытом резонаторе потери малы только для тех волн, направление распространения которых перпендикулярно плоскостям зеркал или отклонено от него на небольшой угол. Все остальные типы колебаний имеют очень большие потери и быстро затухают. В лазерной технике часто типы колебаний обозначают $ТЕМ_{nmq}$ и называют модами. Различают поперечные и продольные моды открытых резонаторов. Поперечные моды характеризуют распределение поля на зеркалах. Порядок поперечной моды определяется числами $m=0, 1, 2, 3...$ и $n=0, 1, 2, 3, \dots$, которые показывают, сколько полуволн имеет распределение поля вдоль стороны зеркала (рис. 0.2). Продольные моды характеризуют распределение поля по длине резонатора. Порядок продольной моды определяется числом q , которое практически равно числу полуволн лазерного излучения, укладываемыхся на длине резонатора. Так как в лазерной технике обычно длина резонатора существенно больше длины волны лазерного излучения, то числа q очень большие. Изменение числа q на единицу мало меняет частоту (по сравнению с самой частотой) излучения лазера, поэтому часто одной поперечной моде (заданным числам m и n) соответствует большое число продольных мод. Режим работы лазера, при котором излучается одна или несколько поперечных мод с $m \neq 0$ или $n \neq 0$ и несколько продольных мод, называется многомодовым. Если же лазер излучает волну $ТЕМ_{00q}$, т. е. поперечную моду, характеризующуюся числами $m=0, n=0$, и несколько продольных типов колебаний, то режим работы лазера называют одномодовым. Таким образом, и в одномодовом режиме лазер излучает на нескольких частотах. Режим же работы лазера, при котором излучается только один тип поперечных и только один тип продольных колебаний, называют одномодовым и одночастотным.

Рассмотрим кратко, каким образом формируется спектр излучения лазера.

Спектр излучения лазера определяется в основном шириной линии люминесценции активного вещества и собственными частотами резонатора. Лазер излучает

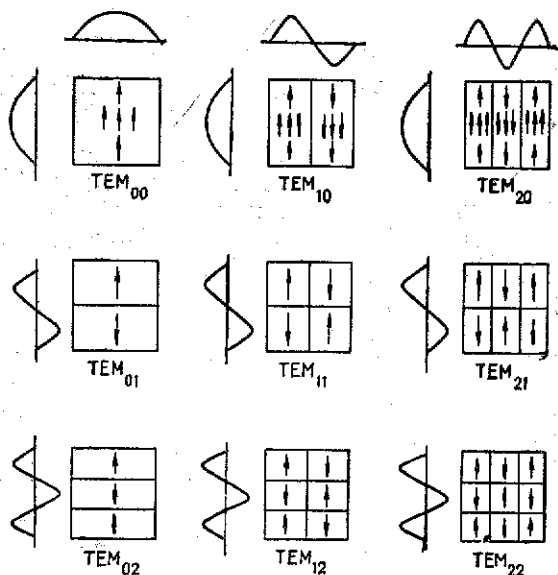


Рис. 0.2. Распределение поля для линейно-поляризованных колебаний в резонаторах с квадратными зеркалами

только на тех частотах, которые являются собственными частотами резонатора, совпадают с линией люминесценции и коэффициент усиления для которых достаточен для компенсации всех потерь в резонаторе.

Линией люминесценции называют распределение интенсивности излучения по частотам. Линия люминесценции характеризуется формой, а наиболее простой характеристикой формы линии является ее ширина $2\Delta f$, т. е. разность между частотами, интенсивность поглощения (излучения) на которых в заданное число раз меньше интенсивности, соответствующей максимуму поглощения (излучения). Ширина и форма линии зависят как от внешних условий, в которых находится данная атомная система, так и от внутренних, т. е. от природы атомной системы. Одной из причин, обуславливающих конечную

ширину линии, является время жизни частиц в возбужденном состоянии. Значение ширины линии в этом случае определяется из соотношения неопределенностей Гейзенберга:

$$\Delta f \geq \frac{\Delta E}{h}.$$

Ширина линии, обусловленная только этой причиной, является наименьшей для данной атомной системы и называется естественной шириной линии излучения (поглощения). Относительная интенсивность линии в этом случае описывается кривой Лоренца:

$$S(f) = \frac{1}{\pi} \frac{\Delta f}{(f_0 - f)^2 + \Delta f^2},$$

где f_0 — частота, соответствующая максимуму линии излучения.

Внешние условия могут существенно изменить как ширину, так и форму линии. Так, в газах уширение линии происходит вследствие разброса скоростей частиц, соударений их друг с другом и со стенками сосуда; в твердых телах — вследствие действия электростатических полей кристаллической решетки, взаимодействия атомов с кристаллической решеткой и других причин. Точное определение формы и ширины линии в этих условиях сопряжено с большими трудностями. Но в некоторых случаях и в этих условиях известны и форма, и ширина линии. Так, например, в случае доминирующего действия на уширение линии эффекта Доплера в газах ширина линии

$$\Delta f_d = 2 \frac{f}{c} \sqrt{\frac{2kT}{m} \ln 2},$$

где c — скорость света;

m — масса частиц.

а ее форма описывается кривой Гаусса:

$$S(f) = \frac{1}{\sqrt{\pi}} \frac{\sqrt{\ln 2}}{\Delta f_d} \exp \left[- \left(\frac{f - f_0}{\Delta f_d} \sqrt{\ln 2} \right)^2 \right].$$

Выражения для $S(f)$ фактически определяют зависимость поперечных сечений поглощения и излучения от частоты для рассмотренных условий. Для определения численного значения поперечного сечения поглощения или излучения на частоте f необходимо правые части указанных выражений умножить на значение

поперечного сечения поглощения или излучения, соответствующего максимуму кривой люминесценции.

Наибольшую ширину линии имеют активные вещества на конденсированных средах (твердое тело, полупроводники, жидкости). Так, например, у рубина ширина линии люминесценции с максимумом на $\lambda = 0,6943$ мкм при комнатной температуре составляет $3,3 \cdot 10^{11}$ Гц [3]. Частотные же интервалы между продольными типами колебаний составляют сотни мегагерц. Учитывая, что концентрация активных частиц в конденсированных средах большая и, следовательно, большие коэффициенты усиления на единицу длины активного вещества при достаточно большом уровне накачки (большие мощности накачки), можно сделать вывод о возможности компенсации потерь на большом числе частот. Так, в рубине это число может достигать нескольких тысяч. Следовательно, лазеры на конденсированных средах, если не предусмотрены специальные меры, работают в многомодовом режиме.

Уменьшить число типов колебаний можно правильным выбором параметров резонатора, введением в резонатор селективирующих устройств и т. д. Однако применение таких мер, как правило, ведет к снижению мощности и энергии излучения и коэффициента полезного действия (КПД) лазера, что нежелательно, особенно в авиационных системах. Селекцию типов колебаний можно осуществить и снижением уровня накачки (уменьшить коэффициент усиления на единицу длины). Однако при этом также не реализуется максимальный КПД лазера. Поэтому в тех авиационных системах, в которых не требуется высокая монохроматичность излучения, используются лазеры, работающие в многомодовом режиме, так как при этом реализуются максимальные КПД.

В газовых активных средах ширина линии люминесценции существенно меньше. В газовых лазерах существенно проще достичь одномодового и даже одномодового и одночастотного режимов, чем в лазерах на конденсированных средах. Одномодовый и одночастотный же режим характеризуется очень узким спектром. Если не принимать во внимание нестабильности параметров резонатора, то ширина спектра излучения одной моды определяется выражением [2]:

$$\Delta f = \frac{(\Delta f_{\text{рез}})^2 hf}{P_{\text{изл}}},$$

где $\Delta f_{\text{рез}} = \frac{f}{Q} = \frac{1}{2\pi} \frac{v(1-r)}{L}$ — ширина резонансной линии резонатора лазера, потери в котором определяются коэффициентом пропускания $(1-r)$;

f — собственная частота возбуждаемого типа колебаний;

Q — добротность резонатора;

v — скорость распространения излучения в резонаторе;

L — длина резонатора;

$P_{\text{изл}}$ — мощность излучения лазера.

При $\lambda = 1$ мкм, $L = 1$ м, $v \approx c = 3 \cdot 10^8$ м/с, $P_{\text{изл}} = 10^{-3}$ Вт, $r = 0,5$, $\Delta f_{\text{рез}}$ составляет $\sim 0,1$ Гц. Такой лазер, как видно, обладал бы очень высокой стабильностью. Однако нестабильность параметров резонатора существенно расширяет спектр излучения лазера. Даже специально принятые меры по стабилизации длины резонатора не всегда позволяют реализовать указанные значения ширины спектра лазера.

Устройства накачки

Инверсная населенность в активном веществе создается с помощью устройства накачки. В твердотельных лазерах устройство накачки состоит обычно из источника питания, лампы накачки и осветителя. Лампа накачки преобразует электрическую энергию постоянного или переменного тока в некогерентное оптическое излучение. С этой целью используются газонаполненные или накаливаемые лампы. В газонаполненных лампах интенсивность и форма спектра излучения зависят как от газонаполнителя, так и от подводимой энергии. Подводимая энергия определяет температуру газоразрядной плазмы и, следовательно, непрерывную составляющую спектра излучения лампы накачки. Эта составляющая по форме напоминает огибающую спектра излучения абсолютно черного тела. Максимум излучения непрерывной составляющей определяется температурой газоразрядной плазмы, т. е. подводимой энергией.

Газ-наполнитель определяет дискретные составляющие спектра излучения лампы накачки. Положение со-

ставляющих спектра зависит от типа газа-наполнителя. Интенсивность же спектральных линий зависит как от типа газа, так и от подводимой энергии U_0 (рис. 0.3).

Эффективность преобразования электрической энергии в световое излучение обычно характеризуется коэффициентом полезного действия (КПД) лампы накачки. Он определяется как отношение энергии, излученной лампой накачки, к электрической энергии, подведенной к ней. Если питание к лампе накачки подводится от конденсатора емкостью C , то КПД лампы накачки ($\eta_{\text{л}}$) определяется выражением

$$\eta_{\text{л}} = \frac{E_{\text{л}}}{CU_0^2/2},$$

где $E_{\text{л}}$ — энергия оптического излучения лампы накачки; U_0 — начальное напряжение на конденсаторе.

КПД лампы накачки зависит от целого ряда факторов: состава и давления используемого газа, режима питания, диаметра разрядной трубки, расстояния между электродами и т. д. У лучших ламп КПД достигает 50%. Наибольшим КПД обладают ксеноновые лампы [3].

Осветитель предназначен для подвода с минимальными потерями энергии, излученной лампой накачки, к активному веществу. Высокая эффективность подвода энергии достигается с помощью различного типа отражающих и фокусирующих устройств. Форма отражателя осветителя зависит от формы активного элемента, его размеров и расположения относительно лампы накачки (рис. 0.4, б, г [1]). В твердотельных лазерах широко применяются осветители, у которых лампа (лампы) расположена параллельно оси активного элемента, а отражатель имеет форму эллиптических цилиндров, в фокальных осях которого находятся активный элемент и лампа (лампы) накачки (рис. 0.4, а, в, д). Такие осветители имеют достаточно высокую эффективность. Так, осветители в виде эллиптического цилиндра с одной

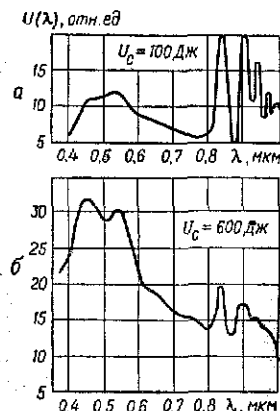


Рис. 0.3. Спектр излучения лампы накачки ИФП-800 при энергии, запасенной накопительной емкостью, равной 100 Дж (а), 600 Дж (б)

лампой накачки имеют эффективность около 75% [1]. Потери в эллиптических осветителях обусловлены тем, что лампа и активный элемент имеют конечные размеры. Кроме того, значительная часть излучения лампы накачки проходит через активный элемент, не поглощаясь. При многократном отражении от стенок свет не попадает на активный элемент, так как размеры

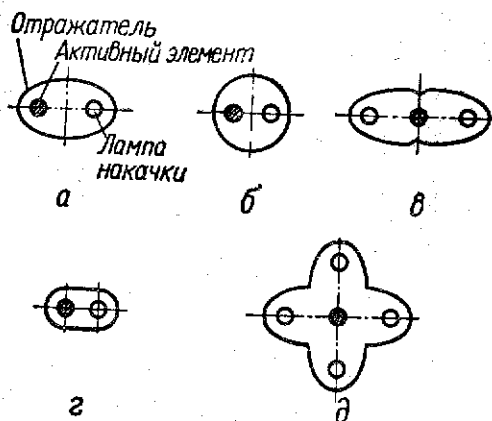


Рис. 0.4. Конструкция осветителей лазеров (а—д) с цилиндрическими активными элементами и лампами накачки, расположенными параллельно оси активного элемента.

осветителя значительно превосходят сечение активного элемента. Многократное отражение повышает эффективность цилиндрических осветителей и осветителей с плотным расположением активного элемента и лампы накачки. Размеры последних осветителей близки к размерам и лампы накачки, и активного элемента. Конфигурация осветителя в этом случае существенной роли не играет.

Твердотельные лазеры могут работать в импульсном и непрерывном режимах. Различают два импульсных режима работы твердотельных лазеров: режим свободной генерации и режим с модулированной добротностью. В режиме свободной генерации длительность импульса излучения практически равна длительности импульса накачки. В режиме же с модулированной добротностью длительность импульса существенно меньше длительности импульса накачки. Однако и в том и в другом

случае электрическая схема лазера, обеспечивающая периодическое накопление энергии, потребляемой от сети, и преобразование ее в энергию мощных световых импульсов, предназначенных для оптической накачки активного элемента, одинакова. Она включает в себя следующие основные элементы: накопитель энергии, лампы накачки, устройство управления режимом заряда накопителя и устройство формирования разрядных импульсов с необходимой периодичностью.

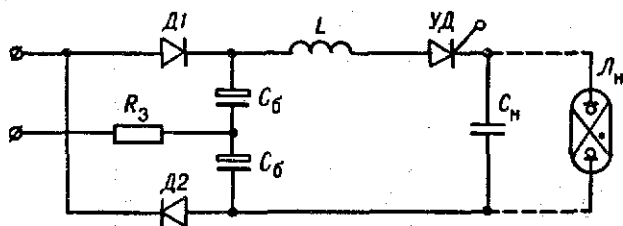


Рис. 0.5 Схема резонансного заряда накопительной емкости

В качестве накопителя обычно используется конденсатор. Его зарядный контур обеспечивает передачу энергии от сети в емкостный накопитель и включает в себя выпрямитель, коммутатор зарядной цепи и ограничитель тока. В простейшем случае ограничителем тока может служить активное сопротивление. Для питания лазеров с частотой следования 20—100 Гц и больше можно использовать схему колебательного заряда накопителя [1]. Для повышения напряжения до уровней, обеспечивающих рабочий режим лампы, применяются конденсаторы буферной батареи $C_б$, выпрямители $D1$ и $D2$, соединенные по схеме удвоения напряжения (рис. 0.5).

Заряд буферных емкостей происходит через балластный резистор R_3 . Заряд накопительной емкости начинается после подачи на управляющий элемент $УД$, в качестве которого может использоваться тиристор или тиратрон, запускающего импульса. Индуктивность L используется для удвоения напряжения.

Разряд накопительной емкости обычно инициируется с помощью поджигающего импульса. Форма импульса поджига часто носит характер высокочастотных (100—200 кГц) затухающих колебаний с амплитудой первой

полуволны 12—20 кВ. Длительность поджигающего импульса не превышает 100—150 мкс.

Высоковольтный импульс подают по параллельной (рис. 0.6) или последовательной (рис. 0.7) схеме. Фор-

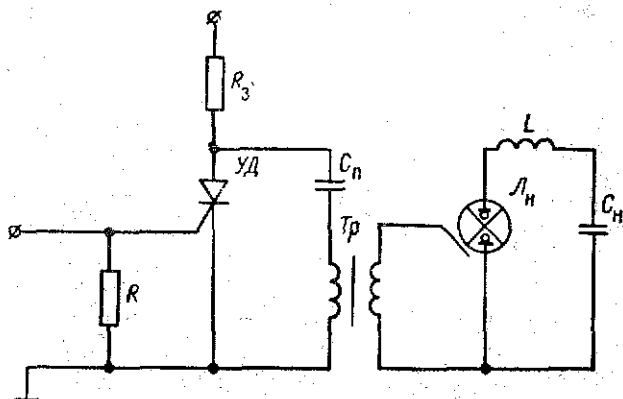


Рис. 0.6. Схема поджига импульсной лампы накачки с параллельным соединением цепей разряда накопительной емкости (C_n) и емкости поджига (C_n).

мирование импульса поджига происходит при разряде конденсатора C_n на первичную обмотку импульсного трансформатора $Тр$ через тиристор $УД$. Последовательный поджиг позволяет снизить напряжение импульса

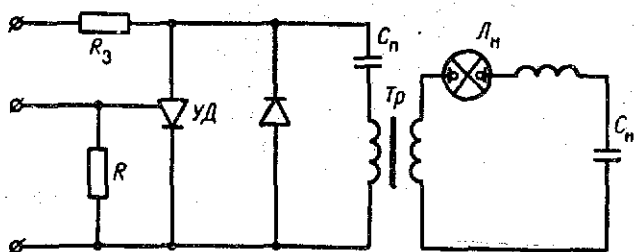


Рис. 0.7. Схема поджига импульсной лампы накачки с последовательным соединением цепи разряда накопительной емкости (C_n) и емкости поджига (C_n).

поджига. Читатель, желающий более подробно ознакомиться со схемами питания твердотельных лазеров, может обратиться к работе [1].

Одним из важнейших элементов авиационных лазерных систем является фотоприемное устройство. Для приема излучения в лазерных информационных системах и приборах контроля и проверки работоспособности их используются преобразователи оптического излучения в электрический сигнал. Устройства преобразования — фотоприемники строятся на основе использования внешнего или внутреннего фотоэффекта, т. е. явления, при котором падающие на материал приемника фотоны переводят электроны этого материала в такое возбужденное состояние, при котором может быть осуществлена их регистрация. Кроме указанных, фотонных, фотоприемников существуют также тепловые, однако они уступают фотонным по ряду параметров и в авиационной аппаратуре не используются.

Приемники на основе фотоэффекта характеризуются спектральным диапазоном работы, который определяется, с одной стороны, красной границей фотоэффекта (в области больших длин волн), а с другой, коротковолновой, — спаданием чувствительности фотоприемника по ряду других причин. Поскольку различные типы лазеров генерируют в широком диапазоне длин волн (от ультрафиолетового до дальнего инфракрасного), то для каждого вида лазеров в зависимости от диапазона генерации и режима работы (импульсного или непрерывного) наилучшим оказывается определенный вид фотоприемника. Так, для лазеров видимого диапазона наиболее чувствительными являются приемники на основе внешнего фотоэффекта — фотоэлектронные умножители (ФЭУ). Для лазеров инфракрасного диапазона невозможно создать фотоприемник с внешним фотоэффектом, и для приема их излучения используются полупроводниковые приборы с внутренним фотоэффектом — фоторезисторы и фотодиоды.

Принцип работы ФЭУ состоит в следующем. Фотоны лазерного излучения, падающие на фотокатод ФЭУ, поглощаются материалом этого фотокатода. Возбужденные при поглощении электроны в случае, когда энергия фотона hf превосходит работу выхода материала, покидают поверхность фотокатода и разгоняются приложенным электрическим полем. Секция умножения, состоящая обычно из 8—14 динодов, производит усиление фо-

тотока за счет явления вторичной электронной эмиссии. Коэффициент усиления в ФЭУ достигает 10^7 — 10^8 . Высокая чувствительность ФЭУ обуславливается тем, что на шумящие каскады усилителей поступает существенно усиленный в диодной секции сигнал.

Спектральная кривая чувствительности ФЭУ определяется используемым материалом фотокатода. Для приема излучения лазеров видимого диапазона целесообразно использовать ФЭУ с мультищелочными катодами: они имеют в этом диапазоне квантовый выход, близкий к теоретически возможному, — до 30% и более. Для лазеров ближнего ИК диапазона (полупроводниковых арсенид-галлиевых и твердотельных неодимовых) необходимо использовать ФЭУ с кислородно-цезиевым фотокатодом. При этом квантовая эффективность может составлять единицы процентов в диапазоне $\lambda = 0,7 \div 0,9$ мкм и 0,1% в области $\lambda = 1,06$ мкм. Сравнительно недавно появились фотокатоды, в которых используется арсенид галлия и цезий. Их квантовый выход может составить 1,2% в диапазоне до $\lambda \approx 1,4$ мкм.

В авиационных лазерных системах для приема излучения на длине волны $\lambda = 1,06$ мкм обычно используют кремниевые или германиевые фотодиоды. Это приборы с внутренним фотоэффектом. В этом классе фотоприемников поглощенные фотоны излучения разрывают связи между электроном и кристаллической решеткой материала. Появляющиеся свободные электроны и дырки начинают двигаться направленно под действием поля в $p-n$ -переходе фотодиодов (или приложенного внешнего поля в фоторезисторах), чем и обуславливается фототок прибора. Для улучшения временных характеристик фотодиодов между слоями p и n типов располагают слой чистого, беспримесного материала — i -го слоя. Такие фотодиоды называют PIN диодами. Для повышения чувствительности приемников применяют лавинные фотодиоды. Они работают в предпробойном режиме, и лавинное размножение фотоэлектронов используется для внутреннего усиления сигнала.

На выбор того или иного типа фотодиодов влияют технические и эксплуатационные требования. Кремниевые фотоприемники более чувствительные, однако и более инерционные приборы. Лавинные фотодиоды предъявляют высокие требования к стабильности температуры и питания.

Кремниевые и германиевые фотодиоды используются также в системах с полупроводниковыми арсенид-галлиевыми лазерами. В диапазоне работы химических лазеров хорошие характеристики могут быть получены у приемников на фоторезисторах из материалов, используемых в современной ИК технике: PbS , PbSe , InSb , InAs . При построении систем с газовыми лазерами на CO_2 используются фоторезисторы из германия с примесью золота или ртути. Однако такие фотоприемники требуют охлаждения до температур ниже азотных. Наиболее распространенными фотоприемниками диапазона $\lambda \sim 10$ мкм являются фоторезисторы и фотодиоды на соединениях PbSnTe и HgCdTe . Эти приборы хорошо работают при азотном охлаждении и имеют чувствительность, близкую к теоретически возможной.

Для сравнения фотоприемников между собой используются следующие характеристики.

Квантовая эффективность η — это отношение среднего числа фотоэлектронов, эмиттированных фотокатодом или образовавшихся в теле полупроводникового фотоприемника ($\bar{n}$), к среднему количеству упавших на прибор фотонов ($\bar{N}$):

$$\eta = \frac{\bar{n}}{\bar{N}}.$$

Спектральная чувствительность S_λ — это отношение фототока i_ϕ к мощности монохроматического излучения P_λ , падающего на фотоприбор: $S_\lambda = i_\phi / P_\lambda$. Зависимость $S_\lambda(\lambda)$ или $\eta(\lambda)$ называется спектральной характеристикой фотоприемника.

Пороговая чувствительность, или эквивалентная мощность шума $P_{\text{пор}}$, которая равна потоку излучения, необходимому для получения выходного сигнала, равного шуму приемника. Наряду с $P_{\text{пор}}$ используется также такая характеристика, как обнаружительная способность приемника $D_{\text{об}} = 1/P_{\text{пор}}$. Обнаружительная способность зависит от полосы частот приемного устройства и площади поверхности фотоприемника и является характеристикой конкретного типа фотоприемника в конкретных условиях работы. Для того чтобы характеризовать материал фотоприемника или класс фотоприемников, используется величина удельной обнаружительной способности:

$$D_{\text{об}} = D_{\text{об}} (A \Delta f)^{1/2},$$

где A — площадь поверхности фотоприемника, см^2 ;

Δf — полоса пропускания устройства, Гц.

Таким образом, $D_{\text{об}}^*$ является характеристикой эквивалентного приемника площадью 1 см^2 при полосе усиления сигнала $\Delta f = 1 \text{ Гц}$.

Для того чтобы характеризовать чувствительность приемников к излучению различных длин волн, вводится понятие **спектральной обнаружительной способности** $D_{\text{об}}^*$.

В качестве величин, характеризующих инерционность фотоприемного устройства, используется **полоса пропускания фотоприемника** Δf_{max} . Эта характеристика удобна при использовании фотоприемников в устройствах приема непрерывного модулированного излучения и в гетеродинных приемниках. В приемниках лазерных систем, работающих с редкими импульсными посылками, более удобной для использования является **постоянная времени фотоприемника** τ .

Литература к введению

1. Белостоцкий Б. Р., Любавский Ю. В., Овчинников В. М. Основы лазерной техники. М., Сов. радио, 1972.
2. Мейтлянд А., Данн М. Введение в физику лазеров. М., Наука, 1978.
3. Микаэлян А. Л., Тер-Микаэлян М. Л., Турков Б. Г. Оптические квантовые генераторы на твердом теле. М., Сов. радио, 1967.
4. Прохоров А. М. ЖЭТФ, 1958, № 7, с. 1140.

Глава 1

ЛАЗЕРНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРУЖИЕМ

1.1. ЛАЗЕРНЫЕ СИСТЕМЫ ПОДСВЕТА ЦЕЛЕЙ

Использование лазеров в полуактивных системах наведения ракет и бомб является, по данным зарубежной печати, одной из наиболее широко распространенных областей применения лазерных средств, наряду с лазерными дальномерами.

Одной из побудительных причин интенсивного внедрения лазеров в системы наведения оружия явилась низкая эффективность применения стандартных боеприпасов для поражения рассредоточенных и постоянно маневрирующих наземных объектов.

Со времени окончания второй мировой войны появление оружия с лазерными системами было одним из наиболее важных шагов в области повышения точности поражения наземных целей авиационным оружием [5].

Точность наведения лазерных бомб проверялась авиацией США в боевых действиях в Лаосе, Вьетнаме, на Ближнем Востоке. За время боевых действий в Юго-Восточной Азии сброшено более 18 000 бомб с лазерной системой наведения, 80% из них имели прямое попадание.

По заявлениям специалистов министерства обороны США, применение бомб с лазерной системой наведения позволило повысить точность бомбометания на порядок, что обеспечило резкое сокращение наряда сил для поражения наземных объектов. Утверждалось, например, что если для поражения шести отдельных целей 500-фунтовыми (227 кг) бомбами требовалось до 1000 самолето-вылетов (это обходилось примерно в 15 млн. дол.), то для поражения этих же целей бомбами с лазерной системой наведения требовалось бы около 20 са-

молето-вылетов, а стоимость расходов при этом составила бы не более 600 тыс. дол. (в 25 раз дешевле) [20].

Лазерная полуактивная система наведения состоит из лазерного целеуказателя (лазерной системы подсвета цели) и боеприпаса с лазерной головкой самонаведения.

Принцип работы лазерной полуактивной системы наведения состоит в следующем:

— цель облучается лучом лазера, работающего, как правило, в импульсном режиме;

— отраженная от цели энергия лазерного излучения воспринимается позиционно-чувствительным фотоприемником головки самонаведения боеприпаса, после соответствующего преобразования и обработки на выходе координатора вырабатывается сигнал управления, который подается на исполнительные механизмы.

В зависимости от расположения целеуказателя лазерные полуактивные системы можно разделить на два типа:

1. Полуактивные системы наведения, в которых подсвет цели осуществляется с борта ударного самолета.

2. Полуактивные системы наведения, у которых подсвет цели осуществляется либо с борта другого специального летательного аппарата, либо с наземного пункта (передового поста наблюдения).

Вариант схемы боевого применения лазерных полуактивных систем наведения первого типа изображен на рис. 1.1 [4].

В системах наведения первого типа лазерная станция подсвета цели (лазерный целеуказатель) находится на борту ударного самолета. Наведение узкого луча лазера станции подсвета и удержание его на цели осуществляются пилотированием ударного самолета по данным прицела, находящегося на самолете. Оптические оси прицела и передающей оптики лазерной станции подсвета должны быть совмещены. В качестве прицелов за рубежом используются авиационные оптические, телевизионные, радиолокационные, электронно-оптические ИК прицелы.

Порядок работы при использовании лазерных полуактивных систем наведения первого типа следующий: летчик осуществляет поиск, опознавание и выбор цели; с помощью имеющегося на борту прицела производит прицеливание, переводит станцию подсвета в режим из-

лучения энергии лазером, получает сигнал о захвате головкой самонаведения (ГСН) ракеты подсвеченной цели, производит пуск ракеты (сброс бомбы) и продолжает осуществлять прицельный полет вплоть до момента попадания ракеты (бомбы) в цель.

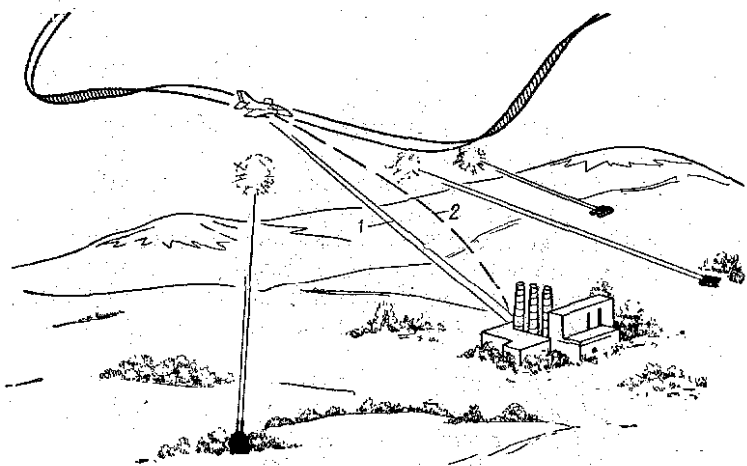


Рис. 1.1. Схема боевого применения лазерных полуактивных систем наведения при нахождении станции подсвета на борту ударного самолета:

1 — лазерный луч целеуказателя; 2 — траектория управляемой бомбы

Преимуществом систем данного типа является их автономность.

Из-за скоротечности атаки фронтовой цели летчику не всегда представляется возможность своевременно обнаружить цель, опознать ее и произвести пуск оружия. Поэтому наряду с полуактивными системами первого типа используются лазерные полуактивные системы второго типа. Вариант схемы боевого применения таких систем представлен на рис. 1.2. При применении полуактивных систем данного типа задача целеуказания возлагается на взаимодействующие с атакующим самолетом наземные посты или специальные самолеты (вертолеты), осуществляющие подсветку цели лазерным лучом. Эти самолеты (вертолеты) — целеуказатели осуществляют подсветку целей, совершая полет двумя способами: одиночный полет по кругу на высоте 5—6 км.

в радиусе 3,5—4,5 км от цели (применяется при слабой ПВО) и полет в паре с ударным самолетом (рис. 1.3). Оба способа использовались авиацией США во Вьетнаме.

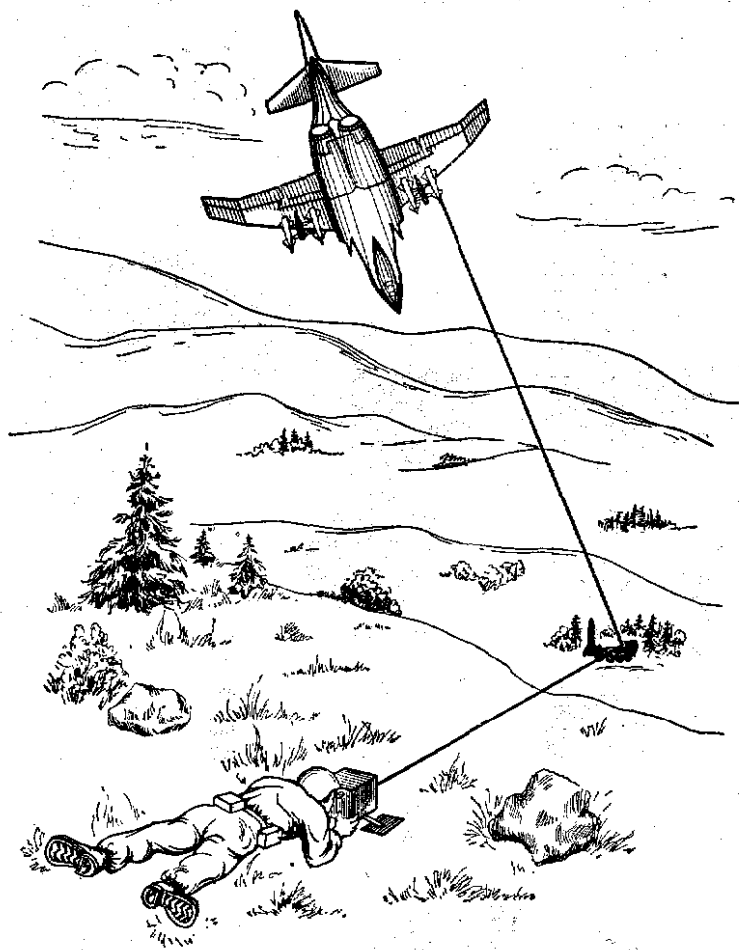


Рис. 1.2. Схема взаимодействия ударного самолета и наземного осветителя цели.

На борту ударного самолета имеется специальное устройство, обеспечивающее прицеливание, пуск оружия и попадание его в «воронку» отраженных лазерных

лучей от цели. Дело в том, что все существующие и разрабатываемые в настоящее время за рубежом лазерные станции подсвета излучают энергию на длине волны $\lambda = 1,06$ мкм, которая лежит вне области видимого диапазона ($\lambda = 0,38 \div 0,72$ мкм).

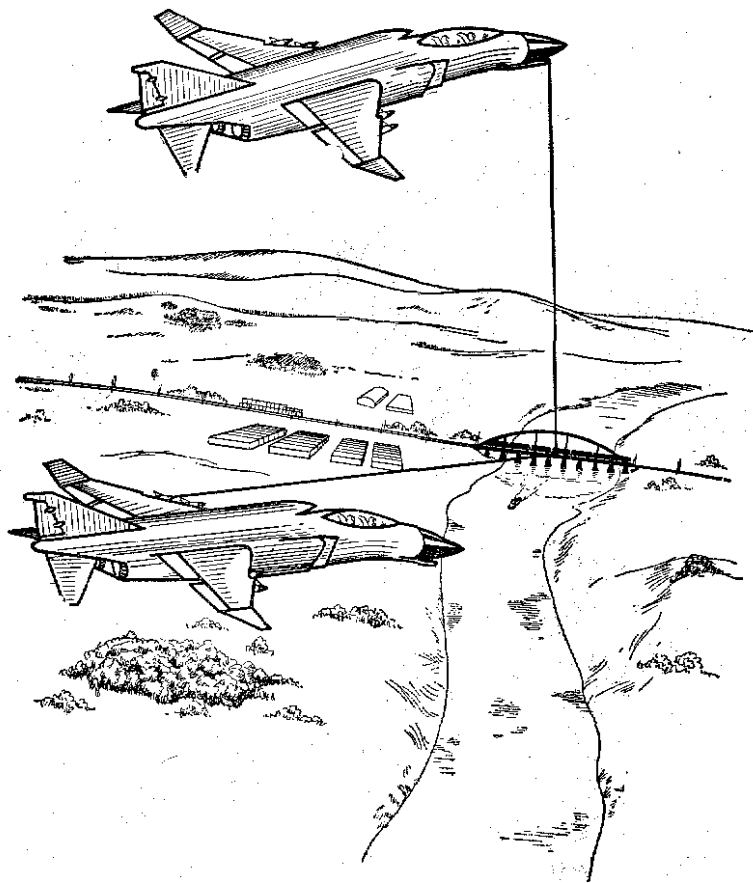


Рис 1.3. Атака цели парой самолетов
(вверху — самолет-целеуказатель, внизу — ударный самолет)

В случае использования лазерных полуактивных систем второго типа порядок работы следующий: летчик производит поиск и опознавание целей, с помощью специального устройства осуществляет выделение подсвеченной цели из некоторого числа целей и прицеливание,

получает сигнал захвата подсвеченной цели ГСН ракеты, производит пуск ракеты или сброс бомбы и выполняет отворот. Такой вид атаки получил в США своеобразие название «брось и забудь».

В этом заключается основное преимущество таких систем. Оно приводит к уменьшению времени нахождения ударного самолета на боевом курсе и снижает вероятность его поражения средствами ПВО.

К недостаткам этих систем можно отнести необходимость наличия на борту ударного самолета специального устройства обнаружения подсвеченной цели и организации четкого взаимодействия между экипажами ударного и специального летательных аппаратов или наземного наблюдательного поста. Кроме того, по-видимому, станция подсвета должна работать в этом случае более длительное время в режиме излучения энергии лазером.

Самолетная лазерная аппаратура

Самолетная лазерная аппаратура разделяется на три основных вида:

- устройства подсвета целей (целеуказатели);
- устройства поиска и определения координат цели, подсвеченной лазерным лучом;
- комбинированные устройства, обеспечивающие целеуказание и обнаружение подсвеченных лазерным лучом целей с одного и того же самолета.

1. Целеуказатели. Типовое устройство подсветки целей (целеуказатель) состоит: из лазерного передатчика, источника питания, системы охлаждения и синхронизации. В принятых и разрабатываемых за рубежом устройствах чаще всего применяются твердотельные лазерные передатчики, имеющие следующие характеристики [5]:

- | | |
|--------------------------------|---------------|
| — длина волны излучения | — 1,06 мкм; |
| — энергия излучения в импульсе | — 50—200 мДж; |
| — частота повторения импульсов | — 4—30 Гц; |
| — длительность импульса | — 10—25 нс; |
| — расходимость луча | — 1—10 мрад. |

За рубежом разработано довольно большое число систем подсвета целей, в том числе следующие.

Система AN/AVQ-9 («Pave Way») — одна из первых систем, прошедших проверку при боевом применении

лазерных бомб во Вьетнаме. Принята на вооружение в 1969 г. Предназначена для оснащения самолетов-целеуказателей F-4D, F-100, OV-10. Размещается в фюзеляже самолета. Совмещена с оптическим прицелом. Метод подсветки — «полет по кругу» в радиусе 4 км от цели при стандартных условиях полета: наклонная дальность до цели 5—6 км, угол крена самолета 40—50°, скорость полета 500—900 км/ч.

Один целеуказатель обеспечивает работу двух-трех ударных самолетов. Начало подсветки и координаты цели передаются атакующему самолету по радио.

Система «Pave Spectre» — более совершенная система, предназначенная для оснащения самолетов AC-130E. В состав системы входит комбинированный лазерный целеуказатель-дальномер на иттриево-алюминиевом гранате, работающий в сочетании с приемником ARN-92 системы «Лоран» для определения координат цели и передачи их на борт ударного самолета. Комплексируется с ИК системой переднего обзора для ночных операций.

Система AN/AVQ-18 («Pave Pronto»). Была установлена на самолетах AC-130, применявшихся во Вьетнаме, для подсветки зенитных батарей самолетам F-4. Состоит из аппаратуры поиска целей (ТВ аппаратуры ночного видения, ИК системы переднего обзора, индикатора), лазерного целеуказателя AVQ-18 и устройства освещения цели AN/AVQ-17 мощностью 2 кВт. Применялась днем и ночью.

Система «Pave Spot». Является частью системы «Pave Nail». Предназначена для установки на самолет OV-10. Размещается в подвесном контейнере под фюзеляжем самолета. В контейнере находятся лазерный осветитель, кремниевый диод дальномера, источник питания и система охлаждения. Вычислитель дальномера расположен в кабине самолета. Передняя часть контейнера с многогранным оптическим окном поворачивается относительно продольной оси для увеличения обзора по углу места. Весь контейнер поворачивается на пилоне относительно вертикальной оси подсветки, обеспечивая определение азимута цели. Координаты цели вычисляются по результатам измерения дальности и по угловому положению стабилизированного перископического визира относительно пространственного положения самолета.

Принцип действия системы состоит в следующем. Оператор, находясь на заднем сиденье самолета, наводит луч лазера на цель с помощью сопряженного с ним

бинокулярного прицела ночного видения для определения дальности до цели. Эти данные вводятся в бортовую аппаратуру радионавигационной системы «Лоран», которая вырабатывает сигнал для сброса бомб. Оператор также может подсвечивать цель лазерным целеуказателем для сброса бомб с другого самолета.

При целеуказании лазер переводится в режим работы с большей частотой повторения импульсов, чем при измерении дальности.

2. Устройства поиска и определения координат цели, подсвеченной лучом лазера. Для случая, когда цель подсвечивается самолетом-осветителем, поиск и сопровождение ее на ударном самолете производятся приемным устройством (координатором цели), реагирующим на отраженную от цели лазерную энергию. Оно предназначено для обеспечения летчика информацией о местоположении подсвеченной цели и захвата ее управляемым оружием, оснащенным лазерной головкой самонаведения. Приемное устройство включает в себя объектив с интерференционным фильтром, фотодетектор, электронные схемы, сканирующее устройство поиска и сопровождения и источники питания.

За рубежом были созданы следующие системы поиска и сопровождения подсвеченных лазерным лучом целей.

Система «Pave Arrow». Разрабатывалась по заказу ВВС США фирмой «Мартин Мариетта» с 1968 г. для самолетов F-100 и C-123. Сопряжена со стабилизированным оптическим прицелом. Координатор цели располагается в контейнере типа SUU-11. Система позволяет сопровождать цель в дневных условиях независимо от пространственной ориентации самолета и дает возможность захватывать ее вновь в случае потери. Испытания системы проводились в 1970 г. на авиабазе Эглин.

Система AN/AVQ-14 («Pave Sword»). Разработана по заказу ВВС фирмой «Мартин Мариетта» для самолетов F-4D, при незначительной модификации может применяться и на других самолетах. Система представляет собой контейнер на внешней подвеске, в котором размещаются приемник отраженных лазерных лучей, сканирующее устройство, логическая система и источники питания. В кабине летчика находится панель переключателей режимов работы системы и индикаторы пуска и сопровождения ракет.

Система просматривает пространство, лежащее впереди по курсу полета или под углом 90° с каждого борта самолета, поэтому летчик до сбрасывания бомбы должен удерживать самолет в неизменном положении. Приемник отраженных от цели сигналов установлен в гиросtabilизированном кардановом подвесе и осуществляет коническое сканирование. Мгновенное поле зрения составляет 6° .

Система функционирует в любое время суток. Находится на вооружении с 1970 г. Включает в себя основное оборудование «Pave Arrow» и рассматривается как предшествующая более совершенной комбинированной системе «Pave Knife». Сопряжена с радиолокационной системой управления оружием.

Система «Pave-x» фирмы «Мартин Мариетта». Разработана на базе системы «Pave Sword» для оснащения самолетов F-4. Рассчитана на применение днем и ночью. Размещается в подвесном контейнере, в котором находится координатор цели и электромеханическое решающее устройство, связывающее координатор с бортовой самолетной аппаратурой. Передана в эксплуатацию в 1971 г.

Система LRMTS фирмы «Ферранти» (Англия). Предназначена для установки на самолетах MRCA (Англия, ФРГ, Италия) и англо-французском самолете «Ягуар». В состав системы входят приемник излучения и лазерный дальномер, изготовленные фирмой «Эльтро» (ФРГ) по лицензии, полученной от фирмы «Хьюз» (США).

Приемник системы LRMTS автоматически захватывает подсвеченную цель и сопровождает ее в пределах угла $+18^\circ$, обеспечивая на лобовом стекле индикацию данных о координатах цели, удаленной до 10 км. Монтируется в герметическом контейнере со стеклянным обтекателем, который жестко крепится внутри носовой части самолета.

Система «Pave Penny». Разрабатывалась по заказу ВВС США фирмой «Мартин Мариетта» с 1970 г. Была впервые показана журналистам в 1977 г. Предназначена для оснащения самолетов A-7D, F-4D, F-4E, F-111D, F-111E, A-9A и A-10 при использовании переходных устройств для конкретного оборудования каждого самолета.

В систему «Pave Penny» входят съемный контейнер (масса 14,5 кг) с аппаратурой поиска и сопровождения,

органы управления и индикации, электронный блок сопряжения, который служит для комплексирования аппаратуры в контейнере с системой управления огнем и навигационным оборудованием. Контейнер оснащен аппаратурой встроенного контроля.

В качестве чувствительного элемента применяется кремниевый фотодиод PIN квадрантного типа. Используется в сочетании с телевизионной аппаратурой, работающей в условиях пониженной освещенности.

Система отслеживает цели, подсвеченные кодированным лазерным излучением, что делает ее более помехоустойчивой.

3. Комбинированные устройства, обеспечивающие целеуказание и обнаружение подсвеченных лазером целей с одного и того же самолета. Метод применения лазерного управляемого оружия при подсветке целей с другого самолета был разработан для условий слабого противодействия противника. Кроме того, для успешного выполнения штурмовых операций этот метод требует тесного взаимодействия и надежной связи между участвующими в операции самолетами (ударным и обеспечивающим подсветку цели). Тактика вывода ударного самолета на боевой курс для пуска ракет или сбрасывания бомб предусматривает также использование вспомогательных ориентиров (пуска сигнальных ракет и даже сбрасывания бомб для создания искусственного ориентира). Все это делает указанный метод малоприемлемым для поражения целей с сильной ПВО [5].

Поэтому значительное внимание за рубежом уделяется разработкам комбинированных самолетных и вертолетных систем подсветки и атаки целей с одного и того же самолета-носителя.

Система AN/AVQ-10 («Pave Knife») — первоначальное название «Люцерна». Разработана фирмой «Филко-Форд» в 1968 г. Позволяет с одного самолета одновременно осуществлять подсветку цели и ее атаку, а также подсветку целей для другого самолета-носителя [9].

Фирма «Филко-Форд» при участии фирмы «Вестингауз» изготовила и поставила ВВС США в 1971 г. шесть промышленных образцов этой системы, предназначенной для оснащения самолетов F-4D [11, 12]. В 1972 г. ВМС США подписали контракт с фирмой «Филко-Форд», предусматривающий поставку лазерной системы для оборудования самолетов A-6A, A-6E и A-7E.

Размещается система в подвесном контейнере с отклоненным вниз носком, обеспечивающим широкое поле обзора по азимуту и большие углы отклонения по вертикали. В носовой поворотной части контейнера находятся лазерный целеуказатель фирмы «Вестингауз», выполненный на иттриево-алюминиевом гранате с неодимом, и телевизионная камера фирмы «Долмо-Виктор», смонтированные на общей гиросtabilизированной платформе. Для обоих этих датчиков используется одна и та же широкоугольная оптика.

Пассивная телевизионная система, работающая при низком уровне освещенности, позволяет осуществлять визуальное наблюдение целей в ночных условиях. Система обнаруживает и захватывает лазерное излучение на расстоянии от 5 до 11 км в зависимости от угла пикирования самолета, отражательных свойств цели, метеоусловий и других факторов.

Система «Pave Lance» является развитием системы «Pave Knife». Предназначена для размещения на тактических истребителях F-4 и F-111. В системе «Pave Lance» предполагалось использовать ИК камеру с узким полем обзора вместо телевизионной аппаратуры ночного видения [11, 12].

Система AN/AVQ-23 («Pave Spike») — комбинированная система. Разрабатывалась с 1970 г. по заказу ВВС США фирмой «Вестингауз» для оснащения самолетов F-4D, F-4E [8, 16]. Предназначена для поиска, подсветки и обеспечения атаки целей днем и в условиях слабой видимости, а также для подсветки при атаке целей другим самолетом.

Преимущество системы перед ранее разработанными состоит в том, что она проще в эксплуатации, обеспечивает более высокую точность доставки оружия к цели, имеет меньшую массу и дешевле в производстве. Система размещается в подвесном стандартном контейнере (рис. 1.4), в котором размещены оптическая часть, устройство стабилизации и ориентации луча лазера, телевизионный датчик слежения, подсистемы лазерного целеуказателя и дальномера и соответствующее электронное оборудование. Контейнер, сопряженный с бортовым вычислительным устройством доставки оружия к цели и другими подсистемами бортового оборудования самолета, имеет обозначение AN/ASQ-153 [7, 18, 24].

Сопряжение телевизионного и лазерного оборудова-

ния, размещенного в подвесном контейнере, с бортовым оборудованием самолета позволяет экипажу самолета днем и в условиях слабой видимости выполнять различные боевые задачи, в том числе атаковать цель и производить подсветку целей для других ударных групп. Сообщается также, что при целеуказании система позволяет удерживать луч лазера на цели даже при осуществлении самолетом сложных маневров.



Рис. 1.4. Размещение системы AN/ASQ-153 на самолете F-4D.

В условиях сильной противовоздушной обороны систему «Pave Spike» предполагается устанавливать на дистанционно пилотируемый летательный аппарат (ДПЛА), который, помимо этого, оборудован телевизионной камерой и передатчиком телевизионных сигналов, передаваемых на наземный или воздушный командный пункт. Оператор командного пункта по телевизионному изображению определяет цель и передает команду по радио на подсветку ее лазерным лучом, предварительно скорректировав траекторию полета ДПЛА.

Система может обеспечить наведение ракет типа «Хеллфайр» и «Бульдог», запускаемых с других боевых самолетов, находящихся в районе цели, или с того же беспилотного самолета [13, 19, 22].

В 1972 г. были поставлены ВВС США первые образцы системы «Pave Spike» для войсковых испытаний. В 1973 г. разработка системы была полностью закончена [13, 18].

Система «Long Knife». Разрабатывалась фирмой «Филко-Форд» для самолетов F-4D. Система размещается в модифицированном подвесном контейнере пушки «Вулкан», в котором на стабилизированной платформе установлен лазерный целеуказатель фирмы «Интернэ-

шенл Лазер Системз», сопряженный с телевизионной камерой фирмы «Болл Бразерз» и работающий при низкой освещенности (днем или в светлую ночь). Сообщалось, что система способна обнаружить и обозначить цель для бомб с лазерной головкой самонаведения, сбрасываемых с больших высот и с большой начальной скоростью на дальностях порядка 48 км [16, 24].

Система TRAM — многофункциональная система. Разрабатывалась фирмой «Хьюз» для палубных самолетов А-6Е. Система включает ИК камеру переднего обзора «Флир», лазерный дальномер, лазерный целеуказатель, панели контроля и индикации, блоки стабилизации и питания. Система размещается в подвесном контейнере под носовой частью фюзеляжа самолета [14].

Система TRAM полностью скомплексирована с системой управления оружием самолета, в том числе с бортовой РЛС (APQ-148), которая позволяет на дальностях 15—20 км обнаружить цель, после чего с помощью системы «Флир» автоматически направить на нее лазерный луч, обеспечивая на дальностях 5—7 км лазерный подсвет, пуск ракет и сброс бомб с лазерными головками самонаведения.

В процессе подсветки самолет может производить противозенитный маневр, удерживая луч лазера на цели [21].

Первый комплект системы TRAM был поставлен фирмой «Хьюз» в 1974 г., испытан на самолете А-6Е.

Система SCANA. Разработана фирмой «Дженерал Дайнемикс» для оснащения самолетов F-111. Предназначена для поиска, обнаружения и обеспечения атаки цели на больших дальностях, подсветки ее закодированным лазерным лучом на малых высотах днем и ночью и в сложных метеоусловиях. Функционирует совместно с инфракрасной и телевизионной аппаратурой и бортовой РЛС самолета.

Система AN/AVQ-26 («Pave Task») является дальнейшим развитием системы «Pave Knife», может использоваться не только днем, но и ночью. Предназначена для установки на самолетах F-4E, F-4F, F-111 и A-10A [23].

В систему «Pave Task» входят ИК система переднего обзора и лазерный целеуказатель, расположенные на общей стабилизированной платформе. Все оборудование размещено в подвесном контейнере.

Система ALLD — бортовая лазерная система обеспечения целеуказания и атаки. Установлена на боевом вертолете АН-1 («Кобра»).

Система разработана фирмой «Филко-Форд». Предназначена для обеспечения атаки целей оружием с лазерной головкой самонаведения (ракетой «Хеллфайр») в дневное и ночное время. В систему входят стабилизированный прицел фирмы «Филко-Форд», лазерный целеуказатель и дальномер фирмы «Интернэшнл Лазер Системз», лазерное следящее устройство фирмы «Рокуэлл», ИК система переднего обзора «Флир» фирмы «Тексас Инструментс» и телевизионная камера фирмы «Лир Сиглер».

Дальность подсвета целей равна 4,8 км, дальность обнаружения целей, подсвеченных другими целеуказателями, — до 16 км [17].

Управляемые бомбы с лазерной системой самонаведения

В состав лазерной полуактивной системы наведения входит ракета или бомба с лазерной головкой самонаведения. Создание бомб с лазерной головкой самонаведения шло по пути модернизации обычных, стандартных авиационных бомб разных калибров. Модернизация заключалась в оснащении их лазерными головками самонаведения и устройствами управления аэродинамическими рулями. В частности, в США модернизация бомб проводилась по программе «Пэйв Уэй». Данная программа предусматривала оснащение обычных авиационных бомб комплектами системы наведения и управления КМУ.

Система КМУ выполнена в виде отдельного блока и является составной частью бомбы. Состав КМУ для бомбы Mk84 показан на рис. 1.5.

Комплекты наведения стандартизированы, имеют единые конструкции, массу и габариты (масса комплекта 23,4 кг, длина 1025 мм, диаметр 203 мм).

В зависимости от калибра бомбы, на которую устанавливается система КМУ, изменяется лишь размах рулей и стабилизатора.

Координатор цели представляет собой устройство поиска цели, напоминающее тепловую головку самонаведения, но отличается от нее более узким спек-

ральным диапазоном (обычно в области 1,06 мкм), т. е. работает на длине волны лазера станции подсвета цели.

Структурная схема координатора показана на рис. 1.6.

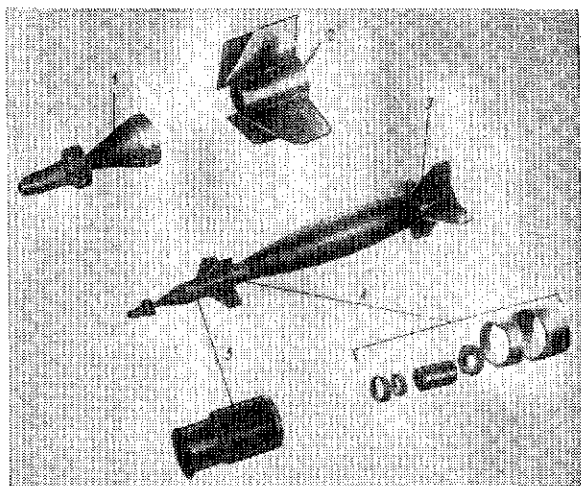


Рис. 1.5. Состав системы КМУ бомбы Mk84:

1 — головка самонаведения (координатор цели и блок электронной аппаратуры); 2 — блок управления и аэродинамические рули (приводы рулей и электронная аппаратура); 3 — хвостовое оперение; 4 — блок переднего обтекателя; 5 — вычислитель

Обтекатель и оптическая система обеспечивают пропускание и фильтрацию лазерного излучения, отраженного от цели.

Приемное устройство представляет собой четырехквadrанный фотоприемник. Принцип действия такого

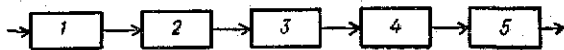


Рис. 1.6. Структурная схема координатора:

1 — обтекатель; 2 — оптическая система; 3 — приемное устройство; 4 — смеситель; 5 — предварительный усилитель

фотоприемника заключается в том, что поток излучения в зависимости от величины смещения объекта относительно оптической оси попадает на несколько фоточувствительных элементов, сигналы с которых далее срав-

ниваются между собой. Разностный сигнал в этом случае пропорционален величине смещения изображения относительно нулевого положения.

На рис. 1.7 показан квадрантный чувствительный элемент, на который спроецировано изображение излучающего объекта в виде круглого пятна [2].

Если центр изображения совпадает с центром квадрантного приемника, то потоки излучения, поступающие на каждый квадрант, равны между собой, поэтому на выходе системы будет нулевой сигнал.

Если проекция изображения смещается, то происходит перераспределение световых потоков между отдельными квадрантами и на выходе системы появляются сигналы $U_{\text{вых}}$, пропорциональные разности засвечиваемых площадей противоположных квадрантов фотоприемника:

$$U_{\text{вых}} = k(S_1 - S_2),$$

где k — коэффициент пропорциональности;

S_1, S_2 — засвечиваемые площади противоположных квадрантов.

Конструкция и схема включения такого фотоприемника показаны на рис. 1.8 [2].

Схема включения четырехквадрантного фотодиода представляет собой мосты, двумя плечами которых служат пары фотодиодов, а в два других включены нагрузочные сопротивления. В общую диагональ мостов включен источник питания E_0 для подачи обратного напряжения на фотодиоды. Позиционная характеристика такого устройства, показывающая зависимость величины выходного сигнала от перемещения лазерного пятна вдоль координатных осей, приведена на рис. 1.9 [2].

Крутизна позиционной характеристики линейно зависит от освещенности в интервале от порогового значения до 10 000 лк, поскольку фототок германиевых и

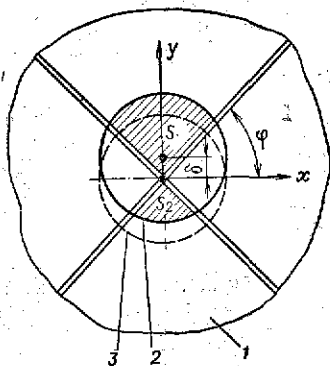


Рис. 1.7. Схема квадрантного чувствительного элемента;

1 — фоточувствительная поверхность; 2 — изображение смещенного объекта излучения; 3 — положение изображения объекта излучения, расположенного на оптической оси датчика

кремниевых образцов в этом интервале является линейной функцией освещенности.

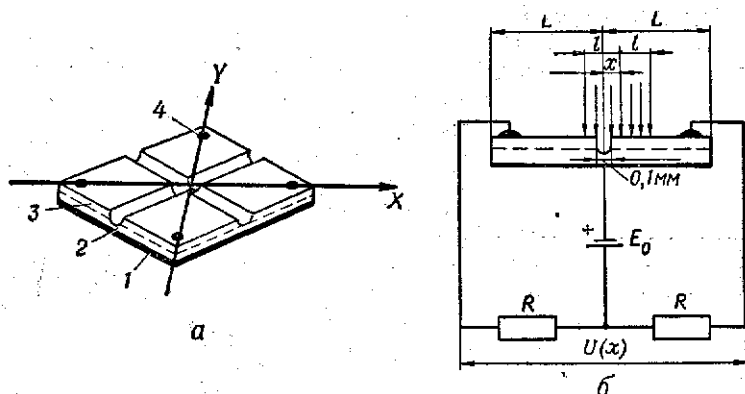


Рис. 1.8. Позиционно-чувствительный фотодиод:

a — конструкция; *b* — схема включения по одной из осей; 1 — кристаллодержатель; 2 — *n*-область; 3 — *p*-область; 4 — контакт; $2L$ — размер стороны чувствительной площадки фотодиода; $2l$ — диаметр изображения цели

Для выработки сигналов рассогласования в двух взаимно перпендикулярных плоскостях используются сигналы со всех четырех фотодиодов. Смещение этих сигналов по определенной логике происходит в смесителе.

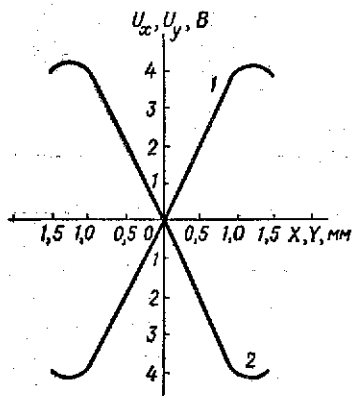


Рис. 1.9. Позиционная характеристика квадрантного фотодиода ($E = 4500$ лк; $2l = 1,6$ мм; $R = 20$ кОм; $E_0 = 5,75$ В):

1 — по оси *X*; 2 — по оси *Y*

Предварительный усилитель служит для усиления сигнала в целях уменьшения коэффициента шума системы.

Сигналы с координатора поступают на электронный блок, где они соответствующим образом преобразуются и поступают на сервоприводы бомбы.

Контур наведения после захвата отраженного от цели сигнала обеспечивает планирующий полет бомбы по флюгерному методу или по методу погони. При флюгерном методе наведения и при наведении по кривой

погони связь, накладываемая на движение бомбы, состоит в том, что в течение всего времени наведения с линией бомба — цель должен быть совмещен вектор воздушной скорости (при флюгерном наведении) или вектор истинной скорости (при наведении по кривой погоны). Оба метода совпадают, когда бомба движется в невозмущенной атмосфере.

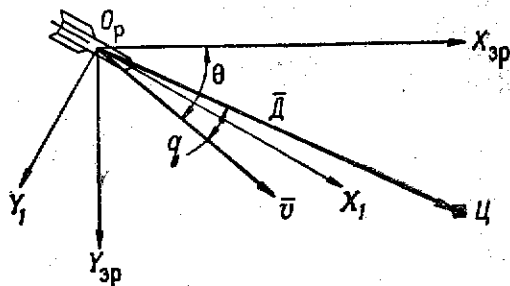


Рис. 1.10. Геометрические соотношения при флюгерном методе наведения бомбы

На рис. 1.10 показаны основные геометрические соотношения при наведении бомбы в вертикальной плоскости. Вектор скорости бомбы $\vec{v}$ расположен под углом θ к горизонтальной оси $O_p X_{zp}$ не вращающейся системы координат, начало которой совпадает с центром массы бомбы и составляет угол q с вектором дальности $\vec{D}$. Тогда по определению параметр рассогласования

$$\Delta_q = q.$$

При переходе от управления бомбой в одной плоскости к управлению ею в пространстве требуется согласование осей измерительной системы координат с плоскостями управления. Если такое согласование выполнено, то управляющие воздействия, передаваемые на руль, будут пропорциональны соответствующим составляющим параметра рассогласования Δ_{qz} и Δ_{qy} , а сам параметр рассогласования при малых углах q_z и q_y может быть записан в виде

$$\Delta_q = q_z + j q_y.$$

Конструкция бомбы позволяет производить атаку целей с горизонтального полета и пикирования. В боевых

действиях ВВС США в Юго-Восточной Азии чаще всего эти бомбы применялись с пикирования из положения «круг», при подсвечивании цели самолетом-осветителем также из положения «круг». Высота сбрасывания бомб колебалась от 1800 до 4500 м (бомбы малого калибра) и от 4500 до 6000 м (бомбы большого калибра). Оптимальная высота сбрасывания лазерных бомб Мк84 и М118 составляет 4500—5000 м.

В табл. 1.1 даны для сравнения характеристики первой лазерной бомбы Мк84 и ее прототипа — стандартной бомбы Мк84.

Таблица 1.1

Сравнительные характеристики лазерной и стандартной авиационных бомб Мк84

Основные данные	Стандартная бомба Мк84	Лазерная бомба Мк84
Масса, кг	894	930
Масса ВВ, кг	430	430
Масса отсека наведения, кг	—	23,4
Длина, мм	3825	4270
Размах рулей, мм	—	804
Размах стабилизатора, мм	643	1143

Основные характеристики авиационных бомб с лазерными головками самонаведения приведены в табл. 1.2.

Таблица 1.2

Характеристики лазерных авиационных бомб

Основные данные	Фугасные бомбы				Кассетная бомба «Рокай»
	Мк84	Мк82	М117	М118	
Масса, кг	930	270	400	1400	250
Масса отсека наведения, кг	23,4	23,4	23,4	23,4	23,4
Длина, мм	4270	2800	2900	4190	3700
Диаметр, мм	467	274	406	613	335
Размах стабилизатора, мм	1143	820	1000	1727	800

Управляемые ракеты с лазерной системой самонаведения

Разработка управляемых ракет, оснащенных полу-активной лазерной головкой самонаведения, началась в США после применения лазерных бомб во Вьетнаме.

Ниже приведены некоторые сведения об указанных ракетах и их технических характеристиках (табл. 1.3).

Ракета AGM-83A («Бульдог») разрабатывалась фирмой «Мэксон Электроникс» с 1968 г. на основе управляемой ракеты AGM-12B («Буллпап»), в которой командная система управления и наведения заменена лазерной четырехквадрантной головкой самонаведения фирмы «Тексас Инструментс».

Ракета предназначена для применения с палубного штурмовика А-4 (до трех ракет на самолет) по кораблям и с тактического истребителя F-4 (до четырех ракет) по объектам на поле боя.

Ракета «Ларс» разрабатывалась в соответствии с программой «Пэйв Мак», предусматривающей поиск эффективного способа поражения автотранспортных средств противника при атаке с воздуха. Работы по этой программе были начаты в 1968 г. лабораторией вооружения ВВС на авиабазе Эглин (штат Флорида).

Программа «Пэйв Мак» предусматривала оснащение неуправляемых авиационных ракет лазерной головкой самонаведения для применения их по целям, обозначенным лазерным подсветчиком.

Ракета «Ларс» предназначена для поражения мало-размерных тактических целей на поле боя (бронетранспортеров, танков, автомашин и другой спецтехники) с армейских вертолетов «Хью Кобра» и самолетов А-7, F-4 и F-105.

Ракета «Мейврик». В 1971 г. ВВС США предложили фирме «Хьюз» модернизировать ракету «Мейврик» с телевизионной системой наведения под лазерный вариант при минимальной конструктивной ее переделке.

Разработка лазерной головки самонаведения была поручена фирме «Мартин Орландо», которая с 1965 г. работала над универсальным устройством самонаведения CASM, пригодным, как утверждают специалисты, для оснащения ракет всех видов вооруженных сил.

В 1970 г. устройство CASM прошло испытания на самолете F-4D и к середине 1973 г. находилось в стадии окончания разработки. К началу 1974 г. фирма имела 15 готовых опытных комплектов. Головка имеет массу 7,9 кг, длину 32,7 см, диаметр 15,2 см. Размеры лазерной головки самонаведения примерно соответствуют размерам телевизионной головки, поэтому лазерный вариант

Таблица 1.3

Характеристики ракет «воздух — поверхность» с лазерными головками самонаведения

Обозначение, наименование, страна-изготовитель	Фирма-разработчик		Масса, кг	Размеры, м			Дальность пуска, км	Скорость, м/с	Диапазон высот пуска, км	Тип двигателя	
	ракеты	система наведения		стартовая	боевой части	длина					диаметр
AGM-83A «Булдог» США	«Мартин Мариетта»	«Тексас Инструментс»	275	114	3,4	0,305	0,96	7—15	750	0,1—5,0	ЖРД
«Ларс» США	«Мартин Мариетта»	«Мартин Мариетта»	17,2	3	1,65	0,07	0,21	2—3	600—700	0,05—3,0	РДТТ
«Хеллфайр» США	«Норт Америкэн-Роквелл»	«Норт Америкэн-Роквелл»	30	6,3	1,2	0,015	...	5—6	600	0,05—3,0	РДТТ
«Мейврик» США	«Хьюз»	«Мартин Мариетта»	210—225	60—90	2,5	0,3	0,72	7—15	600—700	0,1—5,0	РДТТ

ракеты мало отличается по конструкции и габаритам от своего прототипа.

Ракета «Мейврик» с лазерной головкой наведения предназначена для поражения кумулятивным боевым зарядом массой 60 кг прочных подвижных и стационарных тактических целей (танков, спецмашин, КП, самолетов на стоянках, ракетных позиций, мостов и т. п.).

В качестве самолетов-носителей намечается использовать тактические истребители F-4D, F-4E (до четырех ракет на самолете) и штурмовики A-7D, A-10 (до шести ракет на самолете: по три ракеты на специальной балочной пусковой установке под каждой консолью крыла).

Ракета «Хеллфайр». В 1970 г. командование армии США обратилось к промышленным фирмам с предложением представить свои соображения по разработке новой лазерной ракеты «Хеллфайр», предназначенной для вооружения вертолетов огневой поддержки сухопутных войск. Предполагалось, что такая ракета позволит с дальности пуска 5—6 км поражать сильно защищенные тактические цели, в том числе зенитные установки, танки, боевые машины.

Разработка ракеты началась в 1971 г. фирмой «Норт Америкэн-Рокуэлл», участвовавшей в предварительных конкурсных разработках. В 1972 г. после заключения контрактов ракета «Хеллфайр» вступила в фазу технического проектирования.

Для разработки ракеты был использован корпус ракеты «Шиллейла» фирмы «Филко-Форд» (длина 1,2 м, диаметр 152 мм, масса около 30 кг). Ракета имеет два ряда складывающихся килей, расположенных по четыре в хвостовой и средней ее частях, что позволяет транспортировать ее в пусковых трубах.

Фирма «Норт Америкэн-Рокуэлл» намерена создать для ракеты «Хеллфайр» унифицированный корпус модульной конструкции, допускающий применение различных головок самонаведения (лазерной, тепловой, пассивной радиолокационной и комбинированной головки, сочетающей в себе лазерную и тепловую системы наведения).

Ракета «Атлас». Французская фирма «Матра» в 1973 г. проводила исследования возможности создания противотанковой управляемой ракеты «Атлас» с лазер-

ной системой самонаведения, аналогичной ракете «Ларс» фирмы «Мартин Мариетта» (рис. 1.11).

Лазерный целеуказатель-дальномер разрабатывается фирмой CGE и предназначен для установки на самолетах «Милан» и «Мираж-1».

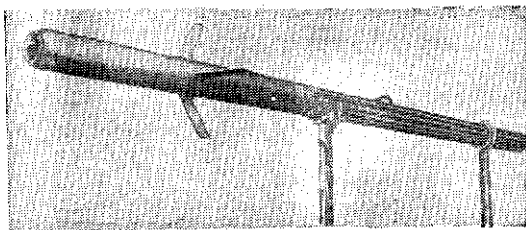


Рис. 1.11. Общий вид ракеты «Ларс» (на стенде)

1.2. АВИАЦИОННЫЕ ЛАЗЕРНЫЕ ДАЛЬНОМЕРЫ

Известно, что основную долю в суммарную ошибку стрельбы вносят ошибки в измерении координат цели, одной из которых является ошибка в измерении дальности. Поэтому увеличение точности измерения дальности до цели позволяет частично решить проблему уменьшения суммарной ошибки стрельбы и, следовательно, увеличивается вероятность поражения цели. Существенное повышение точности измерения дальности до цели с борта самолета позволяют осуществить авиационные лазерные дальномеры, действующие по принципу радиодальномеров, но отличающиеся от них высокой направленностью излучения и точностью. Высокая точность измерения дальности лазерными дальномерами и предопределила столь быстрое внедрение их за рубежом в бортовое оборудование самолетов, главным образом тактической авиации, для выполнения задач на малых высотах. К таким задачам относятся бомбометание, пуск ракет и ведение огня из бортового оружия по наземным, а также воздушным целям. Так, уже в 1965 г. авиационные лазерные высотомеры и дальномеры, предназначенные для измерения дальности до наземных и воздушных целей, были разработаны в США

настолько, что проходили испытания в полевых условиях [10].

Однако из-за малой угловой расходимости луча лазеров, используемых в дальномерах, затрудняется поиск целей. Несмотря на это, такие дальномеры применяются наряду с радиодальномерами, так как они имеют некоторые принципиальные преимущества. Одно из них — большая помехоустойчивость, получаемая вследствие высокой направленности и монохроматичности лазерного излучения. Для создания эффективных помех необходимо создавать сигнал помехи, идентичный по частоте рабочему сигналу и попадающий в поле зрения приемника лазерного дальномера.

В лазерных дальномерах, так же как и в радиодальномерах, определение дальности до цели производится измерением задержки (τ) во времени прихода отраженного сигнала относительно излучаемого. Дальность D вычисляется по формуле

$$D = \frac{c\tau}{2},$$

где c — скорость света.

В лазерной дальнометрии применяются лазеры, работающие в импульсном или непрерывном режиме; этим определяются принципиальная схема и конструктивные особенности дальномера [3].

Несмотря на то что дальномеры с непрерывным излучением позволяют получить высокие точности определения расстояния до цели, в авиационных лазерных дальномерах используется импульсный метод дальнометрирования. Это объясняется тем, что, во-первых, получаемые погрешности измерения дальности импульсными дальномерами (единицы метров) удовлетворяют требованиям к измерению дальности для решения задачи прицеливания и, во-вторых, лазерные дальномеры с непрерывным излучением невозможно использовать в плотных слоях атмосферы с большим рассеянием, так как помеха обратного рассеяния с малых дальностей, имеющая большую интенсивность, присутствует в течение всего времени приема и маскирует сигналы, поступающие с большой дальности. Вследствие этого ниже будет идти речь о дальномерах с импульсным методом измерения дальности.

Функциональная схема лазерного дальномера, работающего в импульсном режиме, показана на рис. 1.12. Лазер, состоящий из активного вещества 10, лампы накачки 7, отражателя 11, модулятора добротности (призмы) 3 и стопы 14, генерирует мощный импульс малой длительности, который через коллимирующую оптическую систему 17 и поворотное зеркало 21 излучается

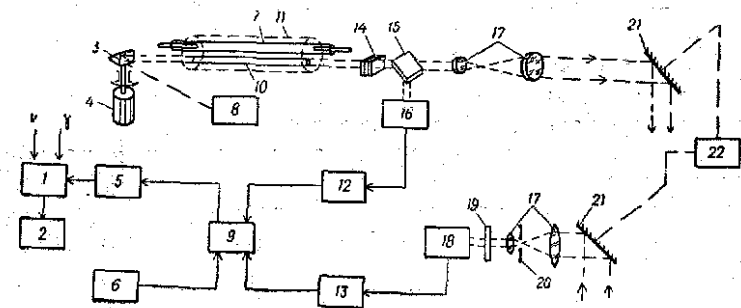


Рис. 1.12. Функциональная схема авиационного лазерного дальномера:

1 — экстраполятор; 2 — вычислитель прицельной системы; 3 — призма; 4 — двигатель; 5 — счетчик импульсов; 6 — генератор хронизирующих импульсов; 7 — лампа накачки; 8 — синхронизатор; 9 — стробирующее устройство; 10 — активное вещество (кристалл); 11 — отражатель; 12 — усилитель; 13 — усилитель; 14 — стопа (выходное зеркало); 15 — расщепитель; 16, 18 — фотодетекторы; 17 — коллимирующая оптическая система; 19 — оптический фильтр; 20 — диафрагма; 21 — поворотное зеркало; 22 — схема управления поворотными зеркалами

в сторону цели. Синхронизатор 8 предназначен для согласования времени поджига лампы накачки с моментом включения добротности резонатора. Момент получения максимальной добротности, когда вертикальная грань призмы 3 будет перпендикулярна оси кристалла 10, должен приходиться на конец импульса накачки, когда на метастабильном уровне накапливаются почти все активные атомы.

Небольшая часть энергии излучения лазера с помощью расщепителя 15 отводится на фотодетектор 16. Импульс с фотодетектора через усилитель 12 поступает на стробирующее устройство 9, включающее счетчик импульсов 5, поступающих с генератора хронизирующих импульсов 6. Таким образом начинается отсчет времени задержки прихода отраженного сигнала относительно зондирующего.

Отраженный объектом импульс лазерного излучения

воспринимается приемным устройством, состоящим из оптической системы 17, 21, фильтра 19, фотодетектора 18 и усилителя 13. Импульс с выхода усилителя 13 поступает на стробирующее устройство 9, которое запирает счетчик импульсов 5. Количество хронизирующих импульсов, прошедших через счетчик от момента излучения импульса лазером до момента приема отраженного от объекта импульса, пропорционально измеряемой дальности.

Информация об измеряемой дальности поступает после экстраполятора 1 на вычислитель прицельной системы 2 и на индикатор летчика.

Схема управления поворотными зеркалами 22 выполняет задачу сопряжения лазерного дальномера с ИК, оптическими, телевизионными и радиолокационными прицелами для наведения с их помощью луча лазера на выбранную цель.

Особенность такого дальномера заключается в том, что результат измерения дальности получается непосредственно после каждого измерения. Для получения текущей дальности до цели в интервалах времени между импульсами служит экстраполятор дальности. В зависимости от поступающей на него информации о скорости движения самолета V и угле наклона линии визирования γ на его выходе получится текущее значение дальности.

Рассмотрим уравнение, определяющее максимальную дальность действия лазерного дальномера. Предположим, что весь лучистый поток, излучаемый лазером, попадает на объект (это допущение можно сделать в связи с тем, что угол расхождения луча мал, а измеряемая дальность сравнительно невелика). Если размеры объекта малы по сравнению с расстоянием между ним и дальномером, то можно также предположить, что объект переизлучает падающую на него энергию подобно точечному источнику, а рассеяние от поверхности объекта подчиняется закону Ламберта. При таких предположениях энергия принимаемого сигнала

$$E_{\text{пр}} = P_{\text{пр}} t_{\text{н}} = \frac{P_{\text{н}} t_{\text{н}} \cos \alpha_{\text{а}}^2 S_{\text{опт}} \tau_{\text{опт}}}{\pi D^2}, \quad (1.1)$$

где $P_{\text{пр}}$ — мощность принимаемого сигнала;

$t_{\text{н}}$ — время наблюдения;

$P_{\text{н}}$ — мощность излучения лазера в импульсе;

ρ — коэффициент диффузного отражения объекта;
 α — угол между направлением на объект и нормалью к его поверхности;
 τ_a — коэффициент пропускания атмосферы при одностороннем распространении излучения лазера;
 $S_{\text{опт}}$ — апертура оптической системы;
 $\tau_{\text{опт}}$ — коэффициент пропускания оптики;
 D — расстояние до объекта.

Принимаемый сигнал попадает на фотодетектор. Среднее число фотоэлектронов на выходе фотодетектора прямо пропорционально числу фотонов, приходящих за время импульса:

$$\bar{m}_c \approx \frac{\eta E_{\text{пр}}}{h\nu}, \quad (1.2)$$

где η — квантовый выход;
 ν — центральная рабочая частота.

Кроме сигнальных фотонов на вход фотодетектора будут поступать шумовые фотоны, обусловленные излучением фона. Излучение фона является некогерентным и отличается широкополосностью, занимая видимую и ИК области спектра. Главным источником фоновое излучения днем является излучение Солнца, рассеянное атмосферой, отражаемое объектом и подстилающей поверхностью Земли. Величина энергии $E_{\text{пр.ф}}$, воспринимаемая приемной частью лазерного дальномера, зависит от его поля зрения Ω , характеристик отражающей поверхности и метеоусловий. Она может быть определена по формуле [3]:

$$E_{\text{пр.ф}} = \frac{B_{\lambda\phi} \Delta\lambda_{\phi} t_n \rho_{\phi} S_{\text{опт}} \tau_{\text{опт}} \tau_a \Omega_z F(\varphi, \psi)}{\pi}, \quad (1.3)$$

где $B_{\lambda\phi}$ — спектральная облученность визируемой поверхности фоном, Вт/м²·мкм;

$\Delta\lambda_{\phi}$ — ширина полосы пропускания оптического фильтра, мкм;

t_n — время наблюдения, равное длительности импульса, с;

ρ_{ϕ} — коэффициент отражения визируемой поверхности;

$\tau_{\text{опт}}$, τ_a — коэффициенты пропускания оптики и атмосферы соответственно;

Ω_z — телесный угол поля зрения оптики, ср;

$F(\varphi, \psi)$ — функция рассеяния;

φ — угол между осью поля зрения приемника и нормалью к этой же поверхности;

ψ — угол между направлением падающего излучения и нормалью к рассеивающей поверхности.

Среднее число фотоэлектронов, созданных излучением фона за время наблюдения t_n , определяется выражением

$$\bar{m}_\Phi = \frac{\eta E_{\text{пр.ф.}}}{h\nu}. \quad (1.4)$$

Величина энергии порогового сигнала E_n зависит от заданной надежности обнаружения (заданных значений вероятности правильного обнаружения и вероятности ложной тревоги), типа используемого приемника и рабочей длины волны.

В настоящее время в большинстве случаев (за исключением тех, когда необходимо измерять доплеровский сдвиг частот) используются энергетические приемники, которые фиксируют поступающие на их вход фотоны. При этом наблюдаемым сигналом является последовательность фотоэлектронов, которая характеризуется распределением $p_m(t_1, \dots, t_m)$ для их числа и временных положений. Вероятность появления фотоэлектрона в малом интервале времени Δt пропорциональна интенсивности излучения I , длительности интервала и квантовой эффективности η :

$$p(t + \Delta t) \cong \eta I \Delta t. \quad (1.5)$$

В случае если акты испускания фотоэлектронов статистически независимы, распределение $p_m(t_1, \dots, t_m)$ для последовательности (потока) фотоэлектронов будет пуассоновским

$$p_m(t_1, \dots, t_m) = \frac{\bar{m}^m}{m!} e^{-\bar{m}}. \quad (1.6)$$

Пуассоновское распределение для последовательности фотоэлектронов соответствует наличию либо сигнальных полей постоянной интенсивности, либо слабых полей, для которых средний интервал появления соседних фотоэлектронов велик по сравнению с временем корреляции флуктуаций интенсивности. Второй случай характерен для слабых внешних фоновых шумов, время корреляции флуктуаций интенсивности которых определяется величиной, обратно пропорциональной ширине полосы пропускания оптического фильтра. Это позволяет при приеме нефлуктуирующего сигнала на фоне слабых внешних фо-

новых шумов считать распределение потока фотоэлектронов, вызванного совместным действием сигнала и шумов, пуассоновским.

Распределение $p_m(t_1, \dots, t_m)$ для потока, вызванного флуктуирующим сигналом, может быть получено усреднением пуассоновского распределения по всем возможным реализациям сигнала.

Наиболее часто в оптическом диапазоне приходится сталкиваться с обнаружением нефлуктуирующего сигнала на фоне слабого фона или сигнала с большим числом статистических степеней свободы. Поэтому наибольший интерес представляют структура и характеристики оптимального приемника, предназначенного для обнаружения сигнала, вызывающего пуассоновский поток фотоэлектронов, на фоне шумов, также вызывающих пуассоновский поток.

Оптимальным можно считать такой приемник, который образует отношение правдоподобия, т. е. отношение вероятности получения данной реализации при наличии или отсутствии сигнала для всех возможных значений параметров сигнала, либо монотонную функцию отношения правдоподобия.

Принятие решения о наличии сигнала осуществляется путем сравнения отношения правдоподобия с выбранным порогом.

В случае пуассоновских сигнальных и шумовых потоков отношение правдоподобия может быть представлено в виде [1, 6]:

$$\Lambda_m = \left[1 + \frac{p_c(t_1)}{p_n(t_1)} \right] \dots \left[1 + \frac{p_c(t_m)}{p_n(t_m)} \right] \exp \left[- \int_0^T p_c(t) dt \right] = \\ = \exp \left\{ \int_0^T \left[y(t) \ln \left(1 + \frac{p_c(t)}{p_n(t)} \right) - p_c(t) \right] dt \right\}, \quad (1.7)$$

где

$$y(t) = \sum_{k=1}^m \delta(t - \tau_k).$$

Наблюдаемой величиной является поток приходящих фотоэлектронов, следовательно, обработка сигнала в оптимальном приемнике сводится к образованию величины

$$m = \int_0^T y(t) \ln \left[1 + \frac{p_c(t)}{p_n(t)} \right] dt,$$

т. е. к подсчету числа фотоэлектронов за время наблюдения T с весовой функцией

$$\ln \left[1 + \frac{p_c(t)}{p_n(t)} \right],$$

зависящей от формы сигнала.

В случае приема импульсных сигналов прямоугольной формы обработка сводится к подсчету числа фотоэлектронов за время длительности импульса.

Для обнаружения сигнала на максимальной дальности $D_{\max}$ необходимо, чтобы число сигнальных фотоэлектронов $\bar{m}_c$ превышало некоторый порог n . Если предположить, что основную долю в шум на выходе фотодетектора вносит внешний фон со средним числом фотоэлектронов $\bar{m}_\phi$, и принять распределение числа фотоэлектронов пуассоновским, то порог n определяется из задания вероятности ложной тревоги следующим образом:

$$P_{\text{ЛТ}}(\bar{m}_\phi) = \sum_{m=n}^{\infty} \frac{(\bar{m}_\phi)^m}{m!} e^{-\bar{m}_\phi}. \quad (1.8)$$

Теперь, зная пороговое число фотоэлектронов n и задавшись значением вероятности правильного обнаружения $P_{\text{ПО}}$, из соотношения

$$P_{\text{ПО}}(\bar{m}_c + \bar{m}_\phi) = \sum_{m=n}^{\infty} \frac{(\bar{m}_c + \bar{m}_\phi)^m}{m!} e^{-(\bar{m}_c + \bar{m}_\phi)} \quad (1.9)$$

находят минимальное значение $(\bar{m}_c)_{\min}$, при котором $P_{\text{ПО}}$ будет иметь заданное значение.

Все эти операции удобно производить, пользуясь графиками (рис. 1.13), носящими название характеристик обнаружения.

Если преобладающими на выходе фотодетектора являются внутренние шумы, что имеет место тогда, когда в качестве фотодетектора используется неохлажденный фотодиод или фоторезистор, то можно полагать распределение фотоэлектронов нормальным. В этом случае вид характеристик обнаружения будет однозначно определяться отношением сигнал/шум и процедура пользования ими ничем не отличается от процедуры, принятой в классической радиолокации.

Подставляя значение $(\bar{m}_c)_{\min}$ в формулу (1.2) и заменяя $E_{\text{пр}}$ формулой (1.1), находим

$$(\bar{m}_c)_{\min} = \frac{\eta P_{\text{пр}} t_n \cos \alpha \tau_a^2 S_{\text{опт}} \tau_{\text{опт}}}{\pi D_{\text{шах}}^2 h \nu}, \quad (1.10)$$

откуда

$$D_{\text{шах}} = \tau_a \sqrt{\frac{P_{\text{пр}} \eta t_n \cos \alpha S_{\text{опт}} \tau_{\text{опт}}}{\pi (\bar{m}_c)_{\min} h \nu}}. \quad (1.11)$$

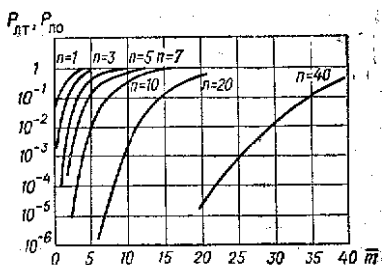
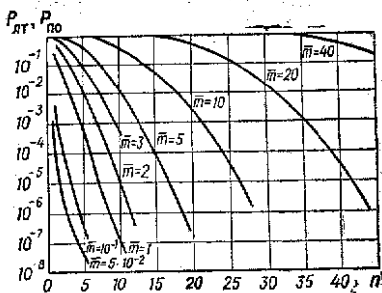


Рис. 1.13. Характеристики обнаружения при пуассоновском потоке фотонов

Как уже было отмечено, определение дальности до цели производится путем измерения задержки τ во времени прихода отраженного сигнала относительно зондирующего. Процесс измерения задержки τ носит статистический характер из-за наличия на входе приемника наряду с полезным сигналом случайных шумов. Это приводит к необходимости исследования процесса измерения дальности статистическими методами.

В соответствии с принципом максимума коэффициента правдоподобия естественно считать оценочным значением параметра τ его наиболее вероятное значение, т. е. такое, при котором коэффициент правдоподобия $\Lambda(\tau)$ максимален. Следовательно, оценка параметра $\hat{\tau}$ является решением уравнения отношения правдоподобия:

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \Lambda(\tau) = 0. \quad (1.12)$$

Решая уравнение (1.12), получаем дисперсию оценки времени задержки

$$\sigma_{\tau}^2 = \frac{1}{\int_0^T \frac{[p'_c(t, \tau_0)]^2}{p_n(t) + p_c(t, \tau_0)} dt} \quad (1.13)$$

или дальности

$$\sigma_D^2 = \frac{c^2}{T} \cdot \frac{4 \int_0^T \frac{[p'_c(t, \tau_0)]^2}{p_n(t) + p_c(t, \tau_0)} dt}{1} \quad (1.14)$$

Из анализа выражений (1.13), (1.14) следует, что ошибка в измерении дальности зависит в сильной степени от скорости поступления сигнальных фотонов, т. е. от формы зондирующих импульсов $[p'_c(t, \tau_0)]$. Следует отметить также, что ошибка в измерении дальности не стремится к нулю при уменьшении интенсивности шумов $[p_n(t)]$.

В заключение приведем основные характеристики двух лазерных самолетных дальномеров, разработанных фирмами CGE и «Эриксон». Так, на выставке в Париже демонстрировался самолет «Мираж-5» непосредственной авиационной поддержки наземных войск, оснащенный лазерным дальномером фирмы CGE, который установлен в обтекателе под носовой частью фюзеляжа самолета. Дальномер с лазером на неодимовом стекле может измерять дальность до 10 км с точностью 5 м. Длина волны излучения 1,06 мкм, частота излучения 12 импульсов в минуту, длительность импульса 25 нс. Дальномер оснащен системой отклонения луча, сопряженной с оптическим прицелом. Масса дальномера составляет приблизительно 13 кг, а вместе с источником питания ~ 26 кг. Угол поля обзора системы 20°. Дальномер не требует охлаждения [15].

На выставке также демонстрировался штурмовик шведских ВВС «Saab 105G» с опытным образцом лазерного дальномера в носовой части фирмы «Эриксон». Информация о дальности, измеренной лазерным дальномером, автоматически подается в бомбардировочный прицел. Дальномер с лазером на неодимовом стекле измеряет наклонную дальность в пределах 600—6000 м с точностью до 10 м. Он излучает импульсы с частотой повторения 1 импульс в 3 с. Общая масса приемопередающего блока и отдельных электронных блоков, расположенных вместе в носовой части самолета «Saab 105G», составляет 11 кг. Максимальная потребляемая мощность 80 Вт [15].

Литература к главе 1

1. Волохатюк В. А., Кочетков В. М., Красовский Р. Р. Вопросы оптической локации. М., Сов. радио, 1971.
2. Катус Г. П. Оптико-электронная обработка информации. М., Машиностроение, 1973.
3. Криксунов Л. З. Системы информации с ОКГ. Киев., Техника, 1970.
4. Орлов В. А. Лазеры в военной технике. М., Воениздат, 1976.
5. Сидорин Ю. Я., Дьякова Ю. Г. Лазерные системы наведения с подсветкой цели. — Зарубежная электронная техника, 1972, № 20.
6. Справочник по радиоэлектронике/Под ред. А. А. Куликовского. М., Энергия, 1970.
7. Aerospace Daily, 1972, N 16.
8. Aerospace Daily, 1973, v. 62, N 8, p. 61.
9. Aerospace Daily, 1973, v. 63, N 4, p. 204.
10. Aviation Week, 1965, v. 82, N 22, p. 39, 49, 50, 55.
11. Aviation Week, 1971, v. 94, N 18, p. 48.
12. Aviation Week, 1971, v. 94, N 19, p. 75.
13. Aviation Week, 1972, v. 97, N 13, p. 91.
14. Aviation Week, 1972, v. 97, N 20, p. 14.
15. Aviation Week, 1973, v. 98, N 23, p. 24, 25.
16. Aviation Week, 1973, v. 99, N 2, p. 41.
17. Aviation Week, 1974, v. 101, N 4.
18. Aviation Week, 1974, v. 101, N 18, p. 40.
19. Electronic News, 1971, v. 16, N 816.
20. Flight, 1973, v. 104, N 3371, p. 756.
21. Flight, 1974, v. 105, N 3399.
22. Interavia Air Letter, 1971, N 7216, p. 6.
23. Interavia Air Letter, 1974, N 8080.
24. Paris Air Show Daily News, 1973.

Глава 2

ЛАЗЕРНЫЕ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

2.1. ЛАЗЕРНЫЕ ГИРОСКОПЫ

Одним из основных элементов инерциальных систем навигации, широко используемых в авиации, являются гироскопы, которые в основном и определяют точность каждой системы в целом. Большие дальности полета, характерные для современной авиации, при сохранении жестких требований к точности выхода в заданную точку маршрута требуют существенного улучшения точностных характеристик инерциальных систем навигации и, следовательно, гироскопов. Трудности существенного улучшения характеристик гироскопических приборов, использующих традиционные способы, а именно сохранение быстровращающимся телом своего пространственного положения, заставили обратиться к новым физическим принципам, таким, как гироскопические свойства частиц, которые могут быть использованы как чувствительный элемент прибора. В качестве таких частиц могут служить атомные ядра, электроны, обладающие спиновыми или орбитальными моментами. Можно использовать приборы, в которых носителями механического момента могут быть когерентные потоки фотонов. Применение таких приборов стало практически возможным с появлением лазеров.

В данном параграфе мы хотим познакомить читателя лишь с основами лазерной гиromетрии, способами реализации и источниками ошибок лазерных гироскопов. Для более глубокого изучения можно порекомендовать работу [2], в которой кроме достаточно строгого изложения вопроса, связанного с теорией и практикой лазерных гироскопов, приводится и обширная библиография.

В основу работы лазерного гироскопа положен эффект, который состоит в том, что во вращающейся системе координат время прохождения электромагнитной волны по замкнутому контуру отличается от времени его прохождения по такому же контуру в покоящейся системе координат. Предположим, что по периметру замкнутого контура распространяются во встречных направлениях

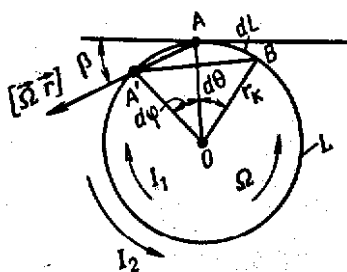


Рис. 2.1. К пояснению принципа действия лазерного гироскопа

две электромагнитные волны I_1 и I_2 (рис. 2.1). При неподвижном контуре длиной L время обхода его периметра волнами I_1 и I_2 одинаково и $t = L/c$. Если контур вращается вокруг точки O с угловой скоростью Ω , кажущееся расстояние между точками A и B , лежащими на его периметре, для встречных волн различно. Действительно, для волны I_2 за время $dt = dL/c$ точка A успевает переместиться на угол

$$d\varphi = \Omega dL/c. \quad (2.1)$$

Тогда длина

$$BA' = dL + r_k d\varphi \cos \beta, \quad (2.2)$$

где r_k — радиус контура;

β — угол между касательной к контуру и направлением тангенциальной составляющей скорости Ωr_k .

В свою очередь:

$$dL = r_k d\theta / \cos \beta, \quad (2.3)$$

тогда

$$BA' = r_k d\theta / \cos \beta + r_k^2 \Omega d\theta / c. \quad (2.4)$$

Для волны I_1 будет иметь место кажущееся сокращение расстояния:

$$AB' = r_k d\theta / \cos \beta - r_k^2 \Omega d\theta / c,$$

следовательно, на участке dL встречные волны приобретают разность хода, которая определяется выражением

$$BA' - AB' = 2r_k^2 \Omega d\theta / c,$$

а при обходе всего периметра

$$\Delta l = \frac{4\Omega S}{c}, \quad (2.5)$$

где S — площадь контура.

Изменение длины периметра при вращении замкнутого контура приведет к относительному запаздыванию встречных волн на величину

$$\tau = \Delta l/c = 4\Omega S/c^2. \quad (2.6)$$

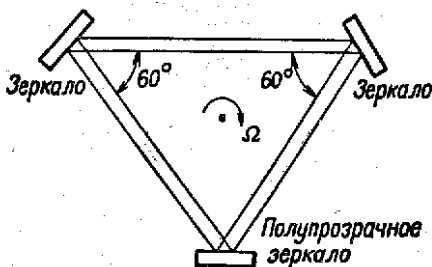


Рис. 2.2. Схема резонатора лазерного гироскопа

Этот временной сдвиг можно выразить через разность фаз встречных волн, которая возникает при вращении:

$$\Delta\varphi = 4\Omega S f/c^2. \quad (2.7)$$

В случае если замкнутый контур образуется резонатором лазера, то изменение его периметра при вращении приведет к изменению частот электромагнитных волн, распространяющихся во встречных направлениях. Разность этих частот

$$\Delta f = 8\pi\Omega S/\lambda L, \quad (2.8)$$

где λ — средняя длина волны, которая определяется как

$$\lambda = 4\pi c/(f_1 + f_2).$$

Так, например, для кольцевого лазера, работающего на длине волны $\lambda = 0,63$ мкм в резонаторе в виде равностороннего треугольника (рис. 2.2) с длиной стороны 13,2 см, разность частот Δf составит 30 Гц при скорости вращения 10^3 /ч. Такую разность частот легко измерить путем гетеродинирования встречных волн [12]. Однако для того чтобы получить информацию о параметрах вра-

щения методом гетеродинамирования, необходимо, чтобы встречные волны имели угол между направлениями распространения, обеспечивающий пространственные условия гетеродинамирования [12]. Для длины волны лазера $\lambda = 0,63$ мкм и при диаметре поверхности фотодетектора около 1 см этот угол должен составлять $10^{-4} - 10^{-5}$ рад, а в кольцевом лазере с треугольным резонатором этот угол равен 60° .

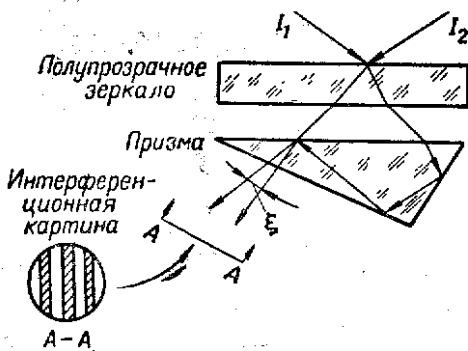


Рис. 2.3. Устройство, обеспечивающее пространственные условия гетеродинамирования

Для выполнения требований пространственных условий гетеродинамирования может применяться прямоугольная призма (рис. 2.3) [8].

Положение интерференционной картины зависит от мгновенной разности фаз встречных волн. Если интенсивности лучей равны и угол расхождения лучей ξ таков, что выполняются пространственные условия гетеродинамирования, то распределение интенсивности в сечении $A - A$ может быть описано как

$$I = I_0 [1 + \cos(2\pi \xi x / \lambda + 2\pi \Delta f t + \varphi_\Phi)], \quad (2.9)$$

где φ_Φ — некоторый постоянный сдвиг фаз.

В случае неподвижного резонатора, т. е. $\Delta f = 0$, интерференционная картина стационарна. При вращении кольцевого лазера светлые и темные полосы интерференционной картины меняются местами со скоростью, определяемой частотой биений. Расстояние между полосами равно λ / ξ , а $\xi = 2n\vartheta$ (n — показатель преломления материала призмы, а ϑ — отклонение угла при вершине призмы от 90°). Так, для призмы с $\vartheta \approx 15''$ и $\lambda = 0,63$ мкм расстояние между полосами интерференционной картины

составит 3 мм. Следовательно, фотодетектор с фоточувствительной площадкой, меньшей, чем расстояние между полосами, будет регистрировать число проходящих полос при вращении кольцевого лазера, тем самым можно получать информацию о скорости вращения. Если при использовании одного детектора невозможно определить направление вращения, этот недостаток легко преодолеть, используя два фотодетектора, расположенных на расстоянии, равном $1/4$ интерференционной полосы относительно друг друга. Такое расположение фотодетекторов позволяет получить электрические сигналы с фазой, сдвинутой на 90° относительно друг друга. Логическая обработка пары таких сигналов позволяет легко определить направление вращения. Если время обработки сигналов Δt , то, интегрируя по времени выражение (2.8), получаем

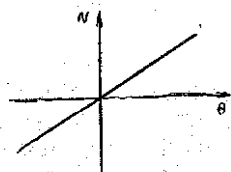


Рис. 2.4. Характеристика лазерного гироскопа

$$N_n = (4S/\lambda L) \theta. \quad (2.10)$$

Следовательно, подсчет разностного количества импульсов, соответствующих повороту в ту или другую сторону, зависит только от конечного угла поворота и не зависит от флуктуаций скорости вращения, а это говорит о том, что лазерный гироскоп в отличие от механического практически нечувствителен к ускорениям. Если предположить, что схема обработки может зафиксировать одиночный импульс, то, используя выражение (2.10), можно определить потенциальную точность гироскопа с известными геометрическими размерами. Так, для гироскопа с треугольным равносторонним кольцевым резонатором со стороной 13 см и длиной волны $\lambda = 0,63$ мкм точность составит $\approx 2''$ за интервал наблюдения. Однако такая точность может быть реализована лишь в идеальном лазерном гироскопе, характеристика которого приведена на рис. 2.4.

Любое отклонение от приведенной зависимости приводит к погрешностям. Сейчас известны три основных источника погрешностей: сдвиг нуля, захватывание частоты и многомодовый характер излучения.

Сдвиг нуля характеристики лазерного гироскопа обусловлен невзаимным изменением коэффициента пре-

ломления среды в кольцевом резонаторе для противоположно направленных лучей, которое вызывается любыми причинами, кроме вращения и если у идеального лазерного гироскопа мгновенная разность фаз двух противоположно направленных волн может быть записана как

$$\varphi_{\Phi} = \Omega,$$

то в случае сдвига нуля

$$\varphi_{\Phi} = \Omega + \Omega',$$

а это значит, что даже без вращения будет присутствовать выходной сигнал. Появление такого сигнала определяется физическими явлениями, приводящими к невязности показателя преломления, в результате которого скорость света c' , распространяющегося в движущейся среде с коэффициентом преломления n , определится выражением

$$c' = c/n \pm V_0(1 - 1/n^2),$$

где знаки «плюс» и «минус» соответствуют распространению света по направлению и против направления движения среды, движущейся со скоростью V_0 .

Для кольцевого лазера, содержащего оптическую среду с коэффициентом преломления n , движущуюся по контуру резонатора со скоростью V_0 , сдвиг нуля

$$\Delta f = 2(n^2 - 1) V_0/\lambda.$$

Так как в лазерных гироскопах, как правило, используются лазеры, возбуждаемые электрическим разрядом, то существует и другая причина, приводящая к сдвигу нуля. Сдвиг нуля возникает в результате таких явлений, как направленный дрейф носителей тока, а также более сложных явлений (например, ленгмюровский дрейф), приводящих к возникновению направленного движения носителей в газоразрядной трубке лазера.

Проявление второго вида погрешности — явления захвата частот — заключается в том, что при вращении гироскопа со скоростью, меньшей некоторого критического значения (называемого порогом захвата), частоты противоположно направленных волн синхронизируются, а частота биений становится равной нулю — лазерный гироскоп перестает работать. Это явление объясняется взаимной связью между двумя противопо-

ложными волнами, а источником этой связи является взаимное рассеяние энергии каждого луча в направлении распространения другого. Это явление подобно явлению захвата частоты в обычных электронных генераторах.

Введем обозначения (рис. 2.5):

E_1, E_2 — амплитуды двух встречных волн;

ψ' — мгновенный сдвиг фаз между ними;

β — постоянный фазовый угол, зависящий от характеристик рассеяния;

r — амплитудный коэффициент рассеяния.

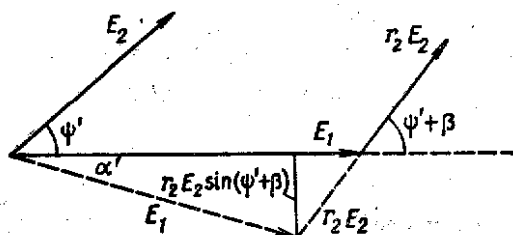


Рис. 2.5. К пояснению явления захвата частоты в лазерном гироскопе

Величина и направление вектора поля $r_2 E_2$, обусловленного обратным рассеянием, определяют дополнительно сдвиг фазы волны E_1 за один проход в кольцевом резонаторе. Благодаря дополнительному сдвигу фазы частота генерируемого излучения будет уменьшаться до тех пор, пока суммарный набег фазы за проход $\Delta\varphi_\Phi$ не станет кратным 2π . Дополнительный набег фазы может быть выражен соотношением

$$\alpha' = \Delta\varphi_\Phi = \Delta\omega_1 T,$$

где T — время прохода луча в резонаторе.

Для случая $r_2 \ll 1$ и в соответствии с рис. 2.5

$$\alpha' = r_2 (E_2/E_1) \sin(\psi' + \beta).$$

Используя приведенные соотношения, легко получить выражение для определения величины изменения частоты волны E_1 из-за связи ее с волной E_2 вследствие обратного рассеяния:

$$\Delta f = -r_2 (E_2/E_1) (c/L) \sin(\psi' + \beta).$$

В кольцевом лазере, вращающемся с угловой скоростью Ω , значительно превышающей порог захвата Ω_n , влияние связи волн через обратное рассеяние мало и ψ' (мгновенная разность фаз) определяется как

$$\psi' = \Omega t.$$

Таким образом, как видно, из приведенной диаграммы, вектор E_2 вращается вокруг вектора E_1 с частотой биений. Кроме того, волна промодулирована по частоте, частота модуляции равна частоте биений. Глубина модуляции прямо пропорциональна отношению амплитуды обратного рассеяния и обратно пропорциональна длине резонатора.

С учетом эффекта обратного рассеяния

$$\dot{\psi}' = \Omega - \Omega_n \sin(\psi' + \beta),$$

где

$$\Omega_n = r_2 (E_2/E_1) (rc/2\pi L).$$

С помощью последнего выражения можно оценить порог захвата: $rc/2\pi L$.

В случае многомодового режима генерации процесс выделения сигнала биений может существенно измениться. В случае распространения в каждом направлении более одного продольного вида колебаний суммарное поле встречных волн может быть представлено [2] как

$$e_2 = \sum_{i'}^m (e_{1i} + e_{2i'}),$$

где

$$e_{1i} = E_{1i} \cos \left[\omega_{1i} \left(t - \frac{x \sin \alpha_1 - z \cos \alpha_1}{c} \right) + \varphi_{1i} \right],$$

$$e_{2i'} = E_{2i'} \cos \left[\omega_{2i'} \left(t - \frac{x \sin \alpha_2 + z \cos \alpha_2}{c} \right) + \varphi_{2i'} \right].$$

Индексы i, i' характеризуют номера продольных видов колебаний, величины x, z, α_1, α_2 показаны на рис. 2.6. Мгновенная интенсивность суммарного поля будет выражаться соотношением

$$I(t) = \left(\sum_i^m e_i \right)^2 + \left(\sum_{i'}^m e_{i'} \right)^2 + 2 \sum_i^m \sum_{i'}^m e_i e_{i'}.$$

Сигнал биений встречных волн, содержащий информацию об угловой скорости вращения, может быть получен из составляющих вида $\sum_i^m \sum_{i'}^m e_i e_{i'}$, когда $i = i'$.

При $i = i'$ наблюдаются составляющие с частотой, кратной разности частот между продольными модами $(2\pi c/L)$, которые в принципе могут быть отфильтрованы после фотодетектора, однако наличие постоянной составляющей фототока приводит к увеличению собственных шумов, что, в свою очередь, снижает точностные характеристики лазерного гироскопа.

Переменная составляющая тока разностной частоты фотоприемника запишется как

$$i = \mu \sum_i^m E_{1i} E_{2i} \sin \omega \cos [(\omega_{1i} - \omega_{2i}) t + \varphi_{1i} + \varphi_{2i}],$$

где μ — коэффициент, учитывающий квантовую эффективность фотоприемника и площадь фоточувствительной поверхности.

Так как начальные фазы колебаний $\varphi_{1, 2i}$ могут не совпадать, а разность частот $\omega_{1i} - \omega_{2i}$ зависит от номера осевой моды, то суммарный сигнал определяется результатом интерференции с близкими, но не равными значениями частот. Это может привести к существенному ухудшению характеристик лазерного гироскопа и вот почему. Для разности частот $\omega_{1i} - \omega_{2i}$ можно записать

$$\omega_{1i} - \omega_{2i} = \frac{4\Omega S}{cL} \omega_i.$$

Если обозначить наименьшую частоту осевого типа колебаний через ω_0 , то для любого осевого вида колебаний справедливо выражение $\omega_i \approx \omega_0 + i2\pi c/L$, а тогда для разностных частот:

$$\Delta\omega_0 = \frac{4\Omega S}{cL} \omega_0;$$

$$\Delta\omega_1 = \frac{4\Omega S}{cL} \left(\omega_0 + \frac{2\pi c}{L} \right);$$

• • • • •

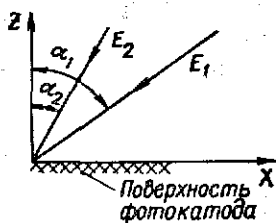


Рис. 2.6. Выделение сигнала при многомодовом режиме генерации

$$\Delta\omega_l = \frac{4\Omega S}{cL} \left(\omega_0 + i \frac{2\pi c}{L} \right).$$

Если принять $\alpha_1 = \alpha_2 = 0$, $\varphi_{1l} - \varphi_{2l} = 0$ и $E_{1l} \approx E_{2l} = E$, то выражение для переменной составляющей тока разностной частоты запишется как

$$i = \mu E^2 \sum_{l=0}^m \cos \frac{4\Omega S}{cL} \left(\omega_0 + i \frac{2\pi c}{L} t \right).$$

Таким образом, при многомодовом режиме генерации в любой момент времени t результирующее колебание представляет собой сигнал, модулированный по амплитуде, что может затруднить четкое выделение сигнала разностной частоты и оценку угловой скорости вращения.

Каким же образом уменьшить влияние рассмотренных явлений, приводящих к ухудшению характеристик лазерного гироскопа? Наиболее распространенный метод борьбы со сдвигом нуля — это использование в кольцевых лазерах разрядных трубок с двумя анодами и одним катодом, т. е. создание симметричной конструкции, позволяющей осуществить балансировку потоков газа внутри разрядной трубки.

Явление захвата частот, присущее всем лазерным гироскопам, невозможно исключить полностью, так как невозможно полностью исключить все источники связи между встречными волнами. Прежде всего причиной такой связи является рассеяние волн на плазме активного разряда и зеркалах активного резонатора, и так как эти явления остаются практически неустраняемыми, то для устранения связи между двумя волнами необходимы косвенные методы.

В свое время был предложен ряд методов, в которых связь между лучами уменьшается путем их пространственного разведения, но все эти методы приводили к существенному ухудшению характеристик лазерного гироскопа. Другое направление в снижении влияния захвата частоты заключалось в использовании кольцевого лазера с ортогональной поляризацией встречных волн и режима с так называемой синхронизацией мод методом модуляции потерь внутри резонатора [8]. Внедрение этих методов в практику построения лазерных гироскопов достаточно сложно, а выигрыш оказался недостаточным.

Наиболее распространенным оказался метод постоянного смещения из области захвата, который заклю-

чается в смещении рабочей точки на характеристике лазерного гироскопа из зоны захвата введением такого дополнительного вращения, при котором суммарная скорость вращения значительно превосходит пороговую скорость захвата. Вывод лазерного гироскопа из зоны захвата можно осуществить любым способом, в котором реализуется невзаимность показателя преломления для противоположных волн.

Невзаимность показателя преломления в кольцевом резонаторе реализуется движением оптической среды, т. е. введением вращающихся пластинок, прокачкой газа, введением магнитооптических элементов и дополнительным вращением кольцевого лазера с постоянной скоростью. Более подробно с методом компенсации явления захватывания частот можно познакомиться в книге [2].

Естественным методом борьбы с ошибками в измерении угловой скорости, вызванными многомодовым режимом генерации, является метод создания кольцевых лазеров, работающих в одномодовом режиме.

Помимо рассмотренных источников погрешностей следует иметь в виду и такой параметр, как постоянство длины периметра L , изменение которого весьма существенно сказывается как на точности лазерного гироскопа, так и на воспроизводимости измерений. Наиболее простой способ поддержания стабильности размеров резонатора кольцевого лазера — это изготовление его из материалов с малыми температурными коэффициентами расширения и термостатирование. Однако в ряде случаев этого оказывается недостаточно. Тогда применяют активные методы поддержания постоянства величины L . Сейчас хорошо известны две схемы стабилизации периметра [2]: схема стабилизации по опорному стабильному лазеру (рис. 2.7) и схема автоподстройки периметра (рис. 2.8).

Принцип действия устройства автоподстройки периметра заключается в следующем. В первом случае стабилизация длины резонатора кольцевого лазера осуществляется по сигналу рассогласования, получаемого в результате совмещения излучения кольцевого лазера с излучением высокостабильного опорного лазера. Хорошо известно, что длина волны излучения лазера зависит от длины резонатора, значит, всегда можно сделать так, что при какой-то фиксированной длине кольцевого ре-

зонатора сигнал с выхода фотодетектора будет равен нулю. В случае изменения длины резонатора появляется сигнал биения, частота которого пропорциональна изменению длины резонатора кольцевого лазера. Этот сигнал усиливается и подается на дискриминатор, с выхода которого постоянное напряжение, пропорциональ-

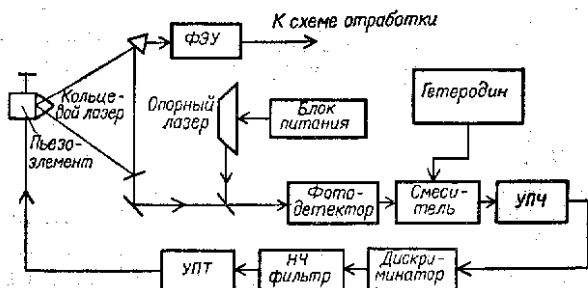


Рис. 2.7. Схема стабилизации по опорному лазеру

ное частоте сигнала, а следовательно, и изменению длины резонатора кольцевого лазера, через фильтр и УПТ поступает на пьезокерамическую подложку одного из зеркал, компенсируя изменение длины резонатора. Такой тип стабилизации позволил получить более высокую точность измерения угловой скорости,

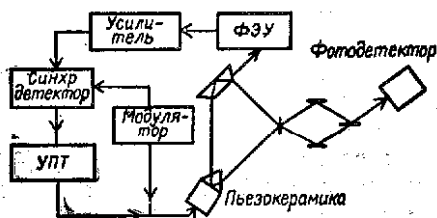


Рис. 2.8. Схема автоподстройки периметра кольцевого лазера

На рис. 2.8 приведена схема подстройки длины резонатора с использованием петли обратной связи, в которой периодическое изменение длины резонатора под воздействием напряжения модулятора позволило выделить сигнал ошибки, вызванный изменением длины ре-

зонатора под воздействием внешних факторов, и подачей постоянного напряжения на пьезокерамический элемент компенсировать его.

Какими же техническими характеристиками могут обладать лазерные гироскопы?

Прежде всего к таким характеристикам относится потенциальная точность [2], которая может быть определена из выражения

$$\sigma_{\Omega} = \frac{\sqrt{3}}{4\pi} \frac{\lambda L}{S t} \frac{1}{(c/\lambda)^{1/2}},$$

где t — время наблюдения;

c/λ — отношение мощности сигнала к мощности шума.

Увеличение точности лазерного гироскопа может быть достигнуто путем увеличения отношения площади, занимаемой кольцевым резонатором, к его периметру, перехода к более коротким волнам. В некоторых случаях ограничение точностных характеристик может наступить из-за невозможности улучшения отношения сигнал/шум. Это определяется тем, что за пределы резонатора не может быть выведена значительная часть энергии, запасенная в его электромагнитном поле. Сейчас получены точности порядка $0,1—0,01^\circ/\text{с}$.

Другой важной характеристикой является область однозначного отсчета, которая определяется как диапазон измеряемых угловых скоростей, внутри которого каждому значению угловой скорости соответствует единственное значение разностной частоты. Эта область определяется по частотному сдвигу между соседними продольными модами кольцевого резонатора. Если в кольцевом резонаторе разность частот продольных мод составляет Δf_L , то принципиально возможно однозначное изменение угловых скоростей вращения, для которых частота биений удовлетворяет условию $f \leq 0,5\Delta f_L$ (где $f = 4\Omega S/\lambda$, λ — оптическая длина периметра кольцевого резонатора). Тогда максимальная величина измеряемой угловой скорости $\Omega_{\text{max}} \leq c\lambda/8S$.

Нелинейность характеристики — техническая характеристика, определяющая величину отклонения характеристики лазерного гироскопа от линейной при изменениях измеряемой угловой скорости. Непосредственно коэффициент, связывающего частоту биений с измеряемой угловой скоростью, количественно при-

нято характеризовать углом φ отклонения реальной характеристики лазерного гироскопа от идеальной:

$$\varphi = \arctg k - \arctg [\Omega k^2 (\Omega^2 k^2 - \eta_c^2)^{-1/2}],$$

где $k = 4S/\lambda L$ — коэффициент, который принято называть масштабным коэффициентом кольцевого лазера;

η_c — коэффициент связи встречных волн [2].

Величина угла φ в первую очередь определяется степенью связи встречных волн. Кроме того, при значительных угловых скоростях (т. е. при больших частотах биений) нелинейность может определяться недостаточной полосой пропускания фотоприемников и усилителей. Сейчас известны лазерные гироскопы, нелинейность характеристик которых составляет $\leq 10^{-4}$ при измерении угловых скоростей от нескольких сот градусов в час до $10^{7^\circ}/\text{ч}$.

Нестабильность лазерного гироскопа — это степень изменения частоты сигнала биений лазерного гироскопа в течение определенного интервала времени при фиксированном значении измеряемой угловой скорости. Когда говорят о нестабильности, обязательно указывают интервал времени. Существуют кратковременная и долговременная нестабильности. Причинами кратковременной нестабильности, как правило, являются флуктуации питающих напряжений, тепловые шумы резонатора, нестабильности невзаимных элементов. Долговременная нестабильность лазерных гироскопов, выполненных в виде моноблочной конструкции, в основном определяется температурными изменениями длины резонатора и потерями свойств активного вещества в результате старения. Для уровня современных разработок характерны следующие величины: нестабильность в течение часа после включения $\approx 0,4^\circ/\text{ч}$; нестабильность за последующие четыре часа работы $\approx 0,05^\circ/\text{ч}$.

Таким образом, если сравнить технические характеристики лазерного гироскопа с характеристиками гироскопов, наиболее распространенных в настоящее время [14], то по некоторым параметрам они существенно их превосходят. К таким параметрам прежде всего относятся: достаточно высокая точность, большой диапазон измерения угловых скоростей, малый собственный дрейф, малое время, необходимое для приведения их в го-

товность (что особенно важно в авиации), принципиальная невосприимчивость к линейным перегрузкам.

Однако неправильно было бы думать, что лазерные гироскопы лишены недостатков и в состоянии заменить все существующие. К наиболее существенным недостаткам их относятся: необходимость оснащения прибора целым рядом подсистем, трудности калибровки прибора и оценки временных изменений его параметров, сложность технологических процессов при изготовлении.

И тем не менее интерес к лазерным гироскопам остается очень высоким, а последние испытания показали весьма обнадеживающие результаты [17]. Так, система LINS (Laser Inertial Navigation System) фирмы «Хоннуэлл» работала без перерыва более 1300 ч, из них 65 ч на борту самолета С-141, при работе на борту круговое вероятное отклонение всей системы составило 1,2 км/ч, за все время работы в системе не было ни одного отказа. Стендовые испытания лазерных гироскопов, применяющихся в такой системе, дали результат — 20 000 ч наработки на отказ. В настоящее время эта фирма разрабатывает образцы лазерной инерциальной навигационной системы $3/4$ -LTR с точностью не хуже 1,25 км/ч для самолетов F-14 и F-4.

2.2. ЛАЗЕРНЫЕ ИЗМЕРИТЕЛИ СКОРОСТИ

Измерение скорости летательного аппарата является одной из важнейших проблем при решении задачи навигации. Успешное решение этой задачи во многом определяется теми возможностями, которые имеют бортовые измерители скорости. В настоящее время на борту летательного аппарата, как правило, устанавливаются датчики воздушной и путевой скоростей. Для измерителей путевой скорости характерным является использование радиочастотного диапазона электромагнитного излучения, а для датчиков воздушной скорости обычно используются измерители давления. В принципе обе эти задачи могут быть решены с помощью лазерных датчиков [11].

Сообщения о работах в области лазерных доплеровских измерителей скорости (ЛДИС) начали появляться буквально вместе с рождением первых лазеров. Интерес к ЛДИС был обусловлен возможностями увеличения точности доплеровских измерителей, прежде всего за

счет сужения диаграммы направленности, а следовательно, и сужения спектра отражающего сигнала. Особое внимание ЛДИС обращают на себя как устройства, позволяющие с высокой точностью измерять малое значение скоростей и способные работать над спокойными водными и другими, хорошо отражающими электромагнитные колебания СВЧ диапазона поверхностями. Это достоинство определяется высокой частотой излучения лазеров.

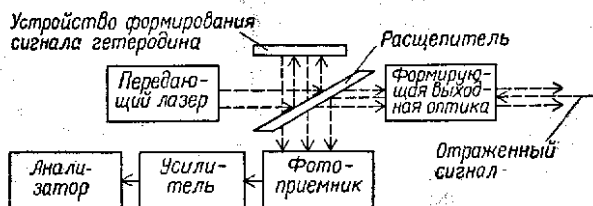


Рис. 2.9. Основная схема ЛДИС

Принцип работы ЛДИС, по существу, ничем не отличается от принципа работы ДИС радиодиапазона, т. е. в ЛДИС также используется метод когерентной обработки отраженного от подстилающей поверхности сигнала (используется метод оптического гетеродинирования) [12].

Метод оптического гетеродинирования определяет облик ЛДИС. Какие бы особенности конструкции ни использовались (однолучевой, многолучевой, с отдельным гетеродином и с частичным отбором мощности от передатчика и т. д.), в основе всегда лежит схема, изображенная на рис. 2.9, принцип действия которой заключается в следующем. Пучок излучения лазера через расщепитель попадает на выходную формирующую оптику и направляется на подстилающую поверхность. Отраженная энергия, собираемая этой же оптикой, с помощью расщепителя направляется на фотодетектор, туда же направляется часть энергии излучения лазерного передатчика, которая используется в качестве гетеродинной. Если частота отраженных от подстилающей поверхности колебаний не равна частоте колебаний гетеродина, на входе фотодетектора возникают биения, которые затем с его помощью преобразуются в электрический сигнал. Этот сигнал усиливается и поступает на

анализатор, в качестве которого, как правило, используют следящие за частотой (а значит, и за скоростью) фильтры.

Сравним точностные характеристики ЛДИС и ДИС СВЧ диапазона. Как в первом, так и во втором случае точностные характеристики измерителей скорости определяются многими параметрами, среди которых не последнее место занимает ширина диаграммы направленности антенного устройства измерителей. Предположим,

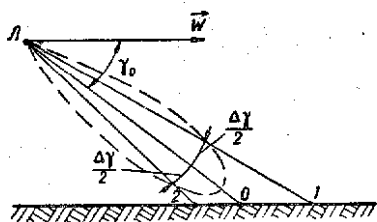


Рис. 2.10. К определению точностных характеристик ЛДИС

что все остальные параметры, влияющие на точностные характеристики ДИС, одинаковы (на самом деле это не так, и есть, конечно, особенности в определении точностных характеристик ЛДИС). Но именно то, о чем мы будем сейчас говорить, и привлекло внимание специалистов.

Представим, что летательный аппарат с ЛДИС (ДИС) на борту находится в точке L (рис. 2.10), имеет путевую скорость W (горизонтальный полет), угол между осью диаграммы направленности антенной системы и вектором путевой скорости составляет γ_0 . Тогда величина доплеровского сдвига частоты для сигнала, отраженного от точки O :

$$F_d = \frac{2W}{\lambda} \cos \gamma_0,$$

а для точек 1 и 2 $F_{d1,2} = \frac{2W}{\lambda} \cos \left(\gamma_0 \pm \frac{\Delta\gamma}{2} \right)$ соответственно.

Если мощность сигнала, принимаемого с направлений $L1$ и $L2$, в заданное число раз меньше, чем мощность сигнала, принимаемого с направления LO , то ширина доплеровского спектра

$$\Delta F'_d = F_{d1} - F_{d2} = \frac{4W}{\lambda} \sin \gamma_0 \sin \frac{\Delta\gamma}{2}.$$

В случае малости угла $\Delta\gamma$, что имеет место на практике:

$$\Delta F'_d \cong \frac{2W}{\lambda} \sin \gamma_0 \Delta\gamma = F'_d \operatorname{tg} \gamma_0 \Delta\gamma.$$

Но для того чтобы точно измерить значение W , необходимо точное определение F'_d (т. е. центральной частоты спектра). Задача точного определения центральной частоты спектра очень сложна, так как в принципе F'_d есть величина случайная (разброс значений F'_d обусловлен большим числом факторов: флуктуациями частоты передатчика и гетеродина, изменением характеристик отражающей поверхности и т. д.). Если считать, что закон распределения мгновенных значений F'_d близок к нормальному, то среднеквадратичная ошибка $\sigma_{F'}$ единичного измерителя частоты доплеровского сигнала:

$$\sigma_{F'} = \frac{\Delta F'_d}{2}.$$

Если же в течение некоторого времени T произведено N независимых измерений, то среднее значение доплеровской частоты, измеренной за время T , будет определяться уже со среднеквадратичной ошибкой

$$\sigma_0 = \frac{\sigma_{F'}}{\sqrt{N}}.$$

Число измерений N за время T может быть определено как

$$N = \frac{T}{\tau_F},$$

где

$$\tau_F = \frac{1}{2\Delta F'_d}.$$

Тогда

$$N = 2\Delta F'_d T.$$

Учитывая все вышеприведенные выражения, можно получить

$$\frac{\sigma_0}{F'_d} = \frac{\sqrt{\lambda \sin \gamma_0 \Delta\gamma}}{4 \cos \gamma_0 \sqrt{WT}}.$$

Умножив числитель и знаменатель левой части этого равенства на $\lambda/2 \cos \gamma_0$, получаем

$$\frac{\sigma_0 \lambda / 2 \cos \gamma_0}{F_{\lambda/2 \cos \gamma_0}} \equiv \frac{\sigma_W}{W},$$

где σ_W — среднеквадратичная ошибка измерения скорости самолета. Два последних выражения легко объединить, тогда

$$\frac{\sigma_W}{W} = \frac{\sqrt{\lambda \sin \gamma_0 \Delta \gamma}}{4 \cos \gamma_0 \sqrt{WT}}.$$

Это выражение позволяет сравнить потенциальные точности ЛДИС и ДИС. И если задаться, например, для ДИС следующими значениями величин: $\lambda = 3,2$ см; $\Delta \gamma \cong \cong 3,5^\circ$; $\gamma_0 \cong 70^\circ$; $W = 1000$ км/ч; $T = 1$ с, а для ЛДИС: $\lambda = 10^{-3}$ см; $\Delta \gamma = 1'$ (остальные величины имеют те же значения), то точность ЛДИС на 2—3 порядка выше точности ДИС.

Произведенная сравнительная оценка точностных характеристик говорит лишь о высоких потенциальных способностях ЛДИС как прибора, измеряющего путевую скорость. Однако существует целый ряд специфических особенностей, определяющих как возможности создания ЛДИС, так и его характеристики. К таким особенностям можно отнести выбор рабочей длины волны. И эта задача оказывается далеко не простой. Выбранная длина волны должна обладать способностью хорошего распространения в атмосфере (т. е. лежать в области окна прозрачности), давать возможность создания лазера, способного излучать такую длину волны, обеспечивать приемлемый КПД, достаточную мощность излучения и, что крайне необходимо, высокую стабильность частоты.

Сейчас уже можно сказать, что наиболее подходящими являются CO_2 -лазеры с $\lambda = 10,6$ мкм. Однако даже эти лазеры требуют применения специальных способов, повышающих стабильность частоты излучения.

Достаточно часто эту проблему решают, используя [19] активную стабилизацию частоты лазера. Один из возможных вариантов такой схемы приведен на рис. 2.11 (т. е. тот же самый, что и в схеме стабилизации частоты лазерного гироскопа. Различие только в самом лазере, так как он не кольцевой).

Хорошо выполненные схемы позволяют получить стабильность частоты CO_2 -лазера до 10^{-9} — 10^{-10} .

Однако на характеристики ЛДИС влияет не только стабильность частоты лазера, но и метеоусловия, и

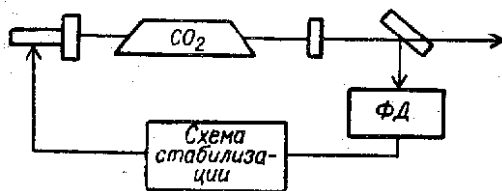


Рис. 2.11. Схема стабилизации частоты излучения лазера

прежде всего гидрометеоры (туман, дождь, снег и т. д.), что приводит к уменьшению мощности принимаемого сигнала. Это можно проиллюстрировать графиками (рис. 2.12, 2.13), взятыми из работы [20]. Помимо ослабления сигнала, вызванного дождем, туманом и т. д.,

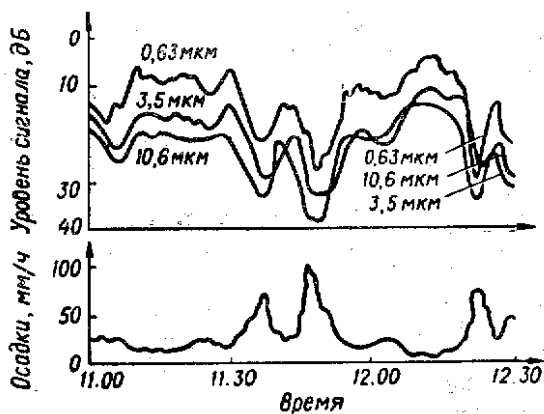


Рис. 2.12. Временная зависимость ослабления лазерного излучения в условиях атмосферных осадков

атмосфера воздействует на сигнал еще и в результате наличия в ней турбулентности. Турбулентность приводит к появлению градиентов коэффициента преломления среды по трассе распространения, что, в свою очередь, приводит к искажению волнового фронта проходящей

волны и ухудшает условия фотосмещения. Влияние турбулентности особенно сильно при горизонтальных трассах распространения вблизи поверхности Земли и при больших протяженностях трасс, так что применение ЛДИС будет в первую очередь ограничиваться не турбулентностью атмосферы, а наличием в ней гидрометеоров. Итак, к недостаткам ЛДИС можно отнести достаточно сильную зависимость работоспособности от метеоусловий, что практически отсутствует у ДИС СВЧ диапазона.

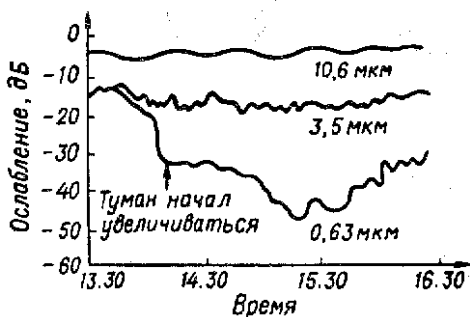


Рис. 2.13. Временная зависимость ослабления лазерного излучения в тумане

В то же самое время, кроме перечисленных ранее достоинств ЛДИС, следует отметить незначительные размеры выходной оптики, что требует меньших вырезов в обшивке самолета. Кроме того, ЛДИС могут решать задачу, совершенно не свойственную радиотехническим системам, — это определять, и притом с большой точностью, значение воздушной скорости самолета. О таком устройстве можно найти сообщение в работе [16], а более подробную информацию о принципе работы, предпочтительности той или иной оптической схемы и т. д. — в книге [11]. Принципиальная схема одноконтурного измерителя скорости приведена на рис. 2.14.

Принцип работы такого измерителя заключается в следующем: лазерный луч через расщепитель, разделяющий его на два луча, подается на приемопередающую оптику, причем длина оптического пути для первого и второго лучей неодинакова и обеспечивает такой сдвиг фаз, чтобы на заданном расстоянии от приемопередающей оптики, в месте пересечения первого и второго лу-

чей, смогла образоваться интерференционная картина (рис. 2.15) с расстоянием q между максимумами интенсивности. Если в область пересечения первого и второго лучей попадает какая-нибудь аэрозольная частица

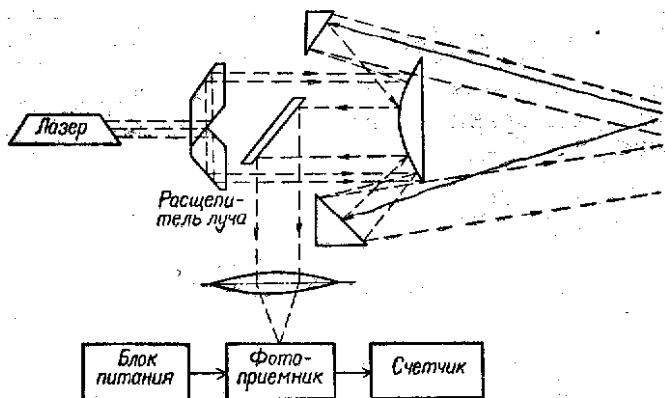


Рис. 2.14. Схема однокомпонентного лазерного измерителя воздушной скорости

(всегда имеющаяся в атмосфере), отражающая часть энергии лазерного излучения в сторону приемной оптики, то с выхода фотоприемника будет наблюдаться сигнал, частота которого пропорциональна относительной скорости частицы (рис. 2.16).

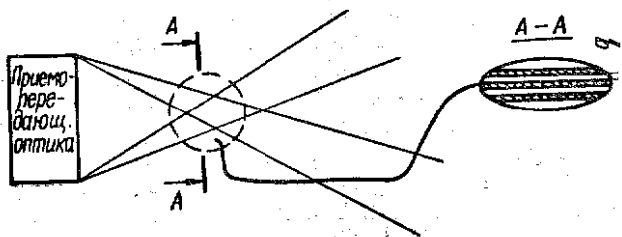


Рис. 2.15. Вид интерференционной картины в области пересечения лучей лазера

Оптические системы позволяют создавать область пересечения лучей с качественной интерференционной картиной на удалениях в несколько метров от приемно-передающей оптики, т. е. вне зоны возмущения потока носителем, на котором установлен такой измеритель.

Незначительные изменения схемы дают возможность измерить три компоненты скорости. В настоящее время существуют лабораторные образцы таких измерителей [11], позволяющих измерять абсолютные значения скоростей от 10^{-2} до 10^3 м/с с погрешностями, не превышающими 0,1%. Такие системы в силу незначительных расстояний, на которых проводятся измерения, работоспособны практически в любых погодных условиях.

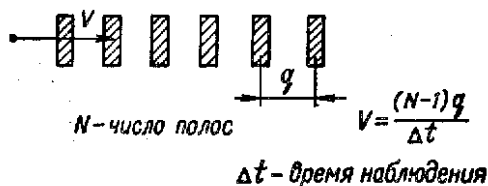


Рис. 2.16. К пояснению принципа выделения информации о воздушной скорости

2.3. ЛАЗЕРНЫЕ ВЫСОТОМЕРЫ

Лазерные высотомеры находят применение в авиационных системах благодаря их высокой точности. Так, в середине шестидесятых годов в США разработан и прошел летные испытания лазерный высотомер малых высот, позволяющий измерить высоту полета летательного аппарата относительно земной поверхности с точностью до 10 см [9]. Такой высотомер при условии прямолинейного горизонтального полета самолета является, по существу, измерителем профиля местности.

На работу лазерных высотомеров и выбор спектрального диапазона их работы оказывает влияние характер отражения лазерного излучения от подстилающей поверхности. Закономерности рассеяния оптического излучения от различных типов поверхностей и исследование влияния атмосферы на распространение излучения представлены в монографии [5].

Спектральный ход коэффициента отражения для различных природных образований исследован в настоящее время преимущественно в области спектра до 2,5 мкм. Результаты измерений спектральных коэффициентов отражения различных типов подстилающей поверхности представлены на рис. 2.17, 2.18.

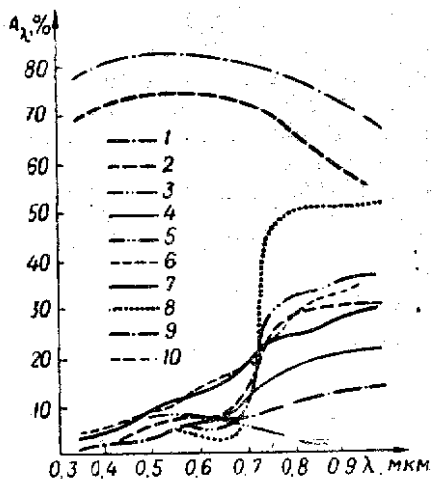


Рис. 2.17. Спектральные коэффициенты отражения различных естественных подстилающих поверхностей (в скобках указаны зенитные углы Солнца при измерениях):

1 — снег с ледяной коркой (38°); 2 — снег крупнозернистый, влажный (37°); 3 — водная поверхность озера (56°); 4 — почва после талого снега (24°); 5 — силосная кукуруза (54°); 6 — высокая зеленая кукуруза (56°); 7 — кукуруза желтая (46°); 8 — суданка (52°); 9 — чернозем (40°); 10 — стерня злаков (35°)

Представление о спектральных коэффициентах отражения в широком диапазоне длин волн (до 100 мкм) дают данные измерений, приведенные в работе [7].

В табл. 2.1 представлены результаты измерений коэффициентов отражения некоторых типов поверхностей для трех длин волн: 2,2; 2,4 и 3,7 мкм [1], полученные на основании анализа спектров рассеянного солнечного излучения. По данным таблиц ясно видна зависимость спектрального коэффициента отражения от влажности подстилающей поверхности. Коэффициент отражения увлажненной поверхности меньше, чем сухой. Это объясняется тем, что коэффициент отражения водных пленок мал.

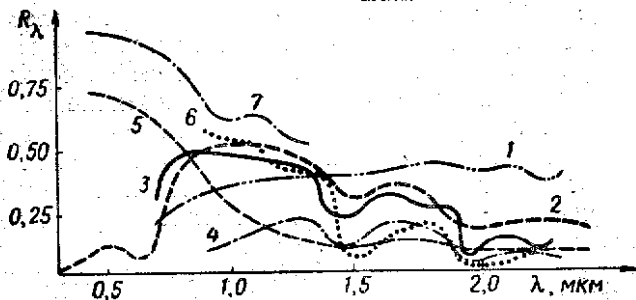


Рис. 2.18. Спектральные коэффициенты отражения различных поверхностей в области до 2,5 мкм:

1 — песок мелкий; 2 — листья растений; 3 — лист березы (свежесорванный); 4 — торф (черный); 5 — снег (старый); 6 — снег (свежевыпавший); 7 — расчетная кривая для снега

Таблица 2.1

Спектральные коэффициенты яркости
отраженного солнечного излучения для некоторых типов поверхностей

Поверхность	λ , мкм		
	2,2	2,4	3,7
Каменный уголь:			
сухой	0,12	0,08	0,09
влажный	0,06	0,03	0,02
Кирпич силикатный:			
сухой	0,46	0,32	0,27
влажный	0,21	0,10	0,09
Кирпич красный:			
сухой	0,71	0,61	0,53
влажный	0,43	0,18	0,18
Брезент:			
сухой	0,37	0,23	0,18
влажный	0,15	0,05	0,05
Шифер волнистый	0,33	0,18	0,14
Фанера	0,44	0,30	0,31
Галька речная	0,14	0,13	0,10
Глина влажная	0,12	0,11	0,09
Песок:			
сухой	...	0,42	0,35
влажный	...	0,10	0,08
Сено недельной сушки	...	0,23	0,23
Трава	0,07	0,06	0,06
Ветки:			
березы	0,22	0,12	0,11
тополя	0,13	0,05	0,09
желтой акации	0,18	0,07	0,09

Подстилающей поверхностью для авиационных высотометров может служить также слой тумана или низкой облачности. Спектральный ход коэффициента отражения облачных образований имеет такую особенность — наблюдается появление полос поглощения в жидкокапельной фазе метеообразований. Эта особенность в большей степени характерна для инфракрасной области спектра.

Из анализа рис. 2.18 следует, что наилучшие характеристики отражения подстилающих поверхностей лежат в области $\lambda \approx 1$ мкм. В этом же диапазоне работают наиболее распространенные и изученные лазеры — твердотельные с $\lambda = 1,06$ мкм и полупроводниковые с $\lambda = 0,8 \div 0,9$ мкм. Результаты исследований коэффициентов отражения излучения с $\lambda = 1,06$ мкм представлены в табл. 2.2.

Таблица 2.2

Коэффициенты отражения различных типов поверхности
для излучения с $\lambda = 1,06$ мкм [5]

Поверхность	Коэффициент отражения	Поверхность	Коэффициент отражения
Песок мелкий	0,35	Снег (старый)	0,3
Грунт	0,17	Снег (свежевывавший)	0,53
Глина сухая	0,22	Лес смешанный	0,5
Глина влажная	0,1	Листья растений	0,53
Чернозем	0,12	Кора сосны	0,26
Трава сухая	0,4	Трава	0,7
Дорога грунтовая	0,26	Сталь	0,68
Асфальт	0,29	Серый шифер	0,18
Бетон	0,33	Зеленая краска толщиной 0,05 мм	0,13
Кирпич	0,5	Темно-зеленая краска толщиной 0,05 мм	0,09
Вода (без волнений)	0,019	Черная матовая краска толщиной 0,1 мм	0,05
Латунь	0,78		
Медь	0,87		

В авиационных лазерных высотомерах больших высот целесообразно использовать твердотельные импульсные лазеры, а в высотомерах малых высот с успехом могут быть использованы полупроводниковые лазеры.

Предельная высота использования высотомера H может быть определена из соотношения

$$H = \left(\frac{P_{\text{изл}}}{P_{\text{прм}}} \cdot \frac{\rho_z A}{\pi q} \cos \Theta \right)^{1/2},$$

где $P_{\text{изл}}$ — мощность излучения лазера;

ρ_z — коэффициент отражения земной поверхности;

A — апертура приемной оптики;

Θ — отклонение луча подсвета от вертикали;

$P_{\text{прм}}$ — пороговая чувствительность приемника;

q — требуемое для заданной достоверности измерения соотношение сигнал/шум.

В этой формуле не учитывается ослабление излучения в атмосфере. Это допущение вполне справедливо для высотомеров малых высот, работающих при простых метеоусловиях полета.

Из формулы видно, что при полете над пересеченной местностью, где ρ_z изменяется достаточно быстро и в широких пределах, уровень сигнала, приходящего на приемник высотомера, флуктуирует с относительно большой частотой и в широких пределах.

Для оценки высоты применения высотомера с полупроводниковым лазером предположим, что $P_{\text{изл}} = 100$ Вт, $P_{\text{прм}} = 10^{-7}$ Вт, $\rho_z = 0,1$, $A = 10$ см² (что вполне приемлемо для малогабаритных высотомеров), $q = 10$, луч высотомера направлен нормально к поверхности — $\cos \Theta = 1$. При этих предположениях $H_{\text{max}} = 55$ м. При полете над травянистой поверхностью или снегом H_{max} будет в 2—2,5 раза больше.

Максимальную измеряемую высоту можно увеличить повышением мощности излучения лазера, увеличением размеров апертуры приемника, что приведет к увеличению массы и габаритов высотомера, и применением более чувствительных и, следовательно, более дорогих фотоприемников. При использовании полупроводниковых лазеров для повышения максимальной измеряемой высоты или снижения энергетики излучения можно использовать накопление сигнала.

В теории обнаружения радиосигналов [15] показывается, что некогерентное накопление сигнала приводит к снижению требуемой энергии в $\sqrt{N}$ раз, где N — число накопленных импульсов. Это объясняется тем, что одновременно с энергией сигнала, которая накапливается пропорционально N , накапливается и энергия шумовых флуктуаций, которая для гауссового закона распределения пропорциональна $\sqrt{N}$. Соотношение сигнал/шум при накоплении, таким образом, возрастает в $\sqrt{N}$ раз.

Предположим для примера, что высота полета самолета в данных условиях полета за некоторое время Δt не меняется существенным образом по сравнению с заданной точностью измерения. Тогда это время Δt целесообразно принять за интервал времени накопления, а частоту $F = \frac{1}{\Delta t}$ — за частоту съема данных высотомера.

При радиусе корреляции профиля земной поверхности больше 20 м и скорости полета самолета $V = 200$ м/с Δt можно принять равным 0,1 с, а F соответственно равной 10 Гц. Полупроводниковый излучатель может работать с частотой излучения импульсов до 5 кГц. При $\Delta t = 0,1$ с и $N = 500$ выигрыш в соотношении сигнал/шум составит $\sqrt{500} \approx 22$ раза, т. е. при использовании режима накопления при приведенных выше условиях высота применения высотомера может быть повышена примерно в 4,6 раза.

Высокая точность определения высоты лазерными высотомерами по сравнению с радиотехническими объясняется двумя причинами. Во-первых, лазерные источники генерируют импульсы с меньшей длительностью, до $\tau = 10^{-8}$ с, что обуславливает более высокую точность определения времени прихода отраженного импульса в импульсных высотомерах, а в фазовых высотомерах излучение непрерывных лазерных источников

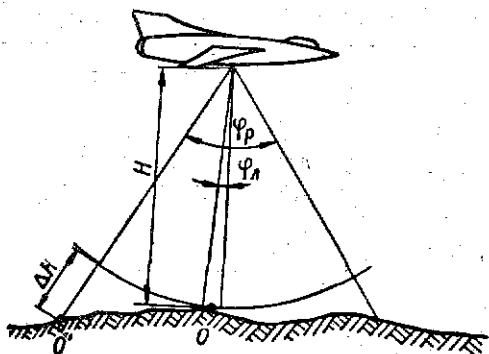


Рис. 2.19. К пояснению точности измерения высоты:

$\varphi_{\text{л}}$, $\varphi_{\text{р}}$ — ширина диаграммы направленности лазерного и радиовысотомеров; H — высота над точкой O ; ΔH — составляющая погрешности измерения высоты, вызванная отражением от точки O'

модулируется более высокочастотным сигналом. Во-вторых, высокая направленность излучения лазера определяет и более высокую точность измерения высоты. Это утверждение поясняется на рис. 2.19. Из рисунка видно, что лазерный высотомер измеряет высоту относительно точки O и ее ближайших окрестностей в пределах угла $\varphi_{\text{л}}$, а показания радиовысотомера вырабатываются по измерениям удаления от летательного аппарата всех точек земной поверхности в пределах угла $\varphi_{\text{р}}$. Высокая направленность лазерного луча приводит вместе с тем к ошибкам в измерении высоты полета при кренах самолета.

Высокая направленность излучения лазеров и точность измерения высоты могут привести к тому, что

появится дополнительная шумовая составляющая в данных измерений высотомера, вызванная мелкомасштабными неровностями профиля земной поверхности, несущественными для управления самолетом. Лазерный высотомер измеряет высоту не только относительно поверхности земли, но и относительно крон деревьев, кустарника, верхней кромки слоя снега или тумана. При построении систем обеспечения низковысотного полета или посадки необходимо учитывать эту особенность лазерных высотомеров.

Так, например, лазерный высотомер совместно с радиовысотомером большой точности используется для определения толщины льда на поверхности воды. Использование лазерных высотомеров различных диапазонов длин волн, а также лазерных высотомеров совместно с радиовысотомерами позволит определить также высоту лесного покрова или толщину слоя тумана над некоторой точкой.

Рассмотрим основные принципы построения лазерных высотомеров. Импульсные высотомеры основаны на определении времени распространения импульса излучения лазера до поверхности Земли и обратно. Такие высотомеры не получили широкого распространения в качестве высотомеров сверхмалых высот из-за того, что они имеют довольно большую мертвую зону, вызванную необходимостью стробирования приемника от лазерного излучения передатчика, рассеянного ближайшим слоем атмосферы. При длительности импульса полупроводниковых лазеров $\tau \approx 100$ нс приемник должен быть закрыт на время, не меньшее τ , и тогда мертвая зона

$$H_{мз} \geq \frac{c\tau}{2} = 15 \text{ м.}$$

Точность импульсного лазерного высотомера определяется нестабильностью переднего фронта импульса и в основном возможностями современной техники счета коротких интервалов времени.

Возможно также построение лазерных высотомеров по принципу оптических базовых дальномеров. Принцип работы такого высотомера поясняется на рис. 2.20. В разнесенных точках прибора или даже летательного аппарата размещаются лазерный источник и приемник излучения. В приемной части есть угломерное устройство, определяющее направление на пятно лазера на

земной поверхности. Высота полета рассчитывается по формуле

$$H = d \operatorname{tg} \varphi,$$

где d — база высотомера.

Погрешность высотомера определяется расходимостью лазера и ошибками в измерении угла φ , при неизмен-

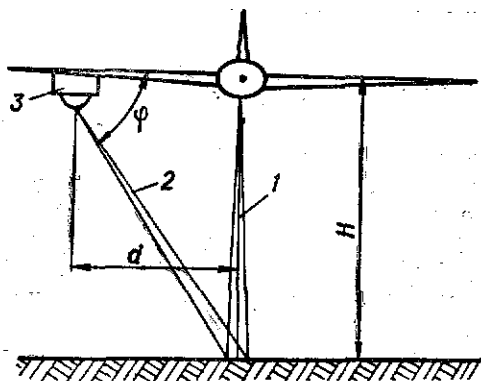


Рис. 2.20. К пояснению принципа работы базового высотомера:

1 — луч лазера; 2 — поле зрения приемника; 3 — угломерное устройство

ных ошибках погрешность возрастает с увеличением высоты в соответствии с формулой

$$\sigma_H = \sigma_\varphi \sqrt{d \frac{1 + \sin^4 \varphi}{\cos^4 \varphi}},$$

где σ_H — среднеквадратичная ошибка в измерении высоты;

d — база дальномера;

σ_φ — среднеквадратичная ошибка в измерении угла φ .

На рис. 2.21 представлена зависимость СКО определения высоты от ошибки угломера для высот полета $H = 300$ м и $H = 600$ м при базе дальномера $d = 3$ м.

Измеритель угла φ может быть построен либо по принципу следящего устройства, либо с использованием линеек фотоприемников. Пример построения угломера с использованием линейки фотоприемников приведен на рис. 2.22.

Если в линейке задействовать не все фотоприемники или построить высотомер так, чтобы отдельные фото-

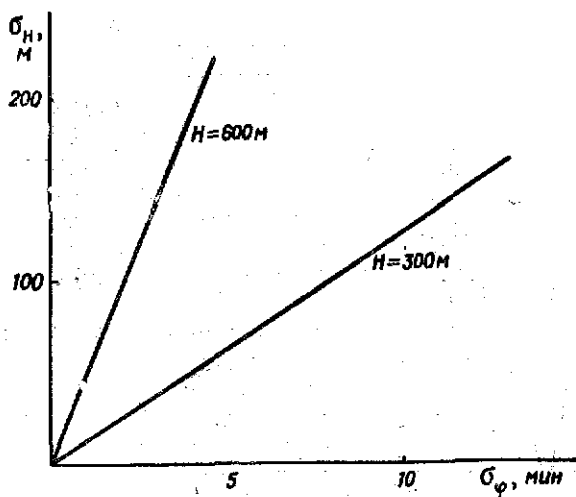


Рис. 2.21. Зависимость ошибки в измерении высоты от ошибки угломерного устройства высотомера

приемники фиксировали наличие рассеянного излучения от определенных зон поля зрения оптики, то лазерный высотомер становится датчиком фиксированных высот. Такой датчик выдает сигналы в моменты достижения самолетом определенных значений высоты [12].

Лазерный датчик высоты, определяющий момент прохождения фиксированного значения высоты, может быть построен по схеме, представленной на рис. 2.23. Датчик высоты, построенный по такому принципу, для одной из систем посадки летательного аппарата имеет диапазон настройки

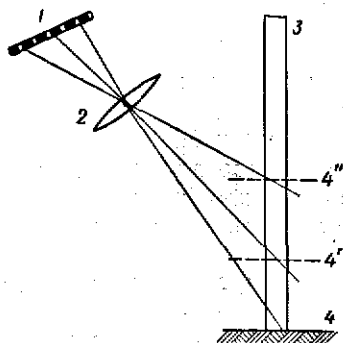


Рис. 2.22. Пример построения высотомера с линейкой фотоприемников:

1 — линейка фотоприемников; 2 — объектив; 3 — луч лазера; 4 — поверхность земли

фиксированной высоты от 1 до 10 м и точность индикации высоты 1—5 см в зависимости от выбранного значения высоты.

Лазерные высотомеры могут строиться также на основе фазовых дальномеров с синусоидальной и импульсной модуляцией излучаемого сигнала.

Фазовый метод основан на измерении разности фаз

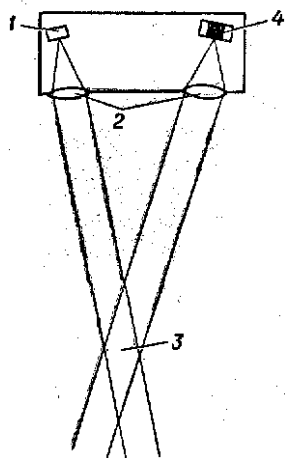


Рис. 2.23. Лазерный датчик фиксированной высоты:

1 — фотоприемник; 2 — линзы;
3 — зона пересечения диаграммы
направленности лазера и поля
зрения приемника; 4 — лазер

жит целую и дробную части. Целая часть определяет неоднозначность отсчета, устранить которую можно, используя набор частот F_m .

В ряде дальномеров используется импульсная модуляция излучения лазера. Точность фазовых дальномеров достигает единиц сантиметров и менее [13].

2.4. ЛАЗЕРНЫЕ КУРСО-ГЛИССАДНЫЕ СИСТЕМЫ

Одной из важнейших задач обеспечения безопасности полетов является задача, связанная с увеличением точности систем посадки, снижением ограничений по метеоусловиям, обеспечением больших удобств работы экипажа при выполнении такого ответственного участка полета, как посадка. Поэтому уже первые сообщения об

между опорным сигналом и сигналом, прошедшим измеряемое расстояние. В таких высотомерах излучение модулируется по интенсивности синусоидальным сигналом. Отраженное излучение принимается приемником, который выделяет синусоидальную огибающую. Расстояние до поверхности определяется по разности фаз огибающих в излучаемом и принимаемом сигналах по формуле

$$R = \frac{c}{2F_m} \frac{\varphi}{2\pi},$$

где c — скорость света;

φ — фазовое запаздывание;

F_m — частота модуляции.

При дальностях, больших длины волны модулирующего сигнала, величина $\varphi/2\pi$ содержит

целую и дробную части. Целая часть определяет неоднозначность отсчета, устранить которую можно, используя набор частот F_m .

В ряде дальномеров используется импульсная модуляция излучения лазера. Точность фазовых дальномеров достигает единиц сантиметров и менее [13].

2.4. ЛАЗЕРНЫЕ КУРСО-ГЛИССАДНЫЕ СИСТЕМЫ

Одной из важнейших задач обеспечения безопасности полетов является задача, связанная с увеличением точности систем посадки, снижением ограничений по метеоусловиям, обеспечением больших удобств работы экипажа при выполнении такого ответственного участка полета, как посадка. Поэтому уже первые сообщения об

успешных испытаниях лазерной системы посадки привлекли внимание специалистов.

В основу лазерной системы посадки «Глиссада» положен принцип навигации по линейным ориентирам. Такими ориентирами служат лучи лазеров, установленных вблизи ВПП и создающих в пространстве определенную геометрическую картину. По положению картины,

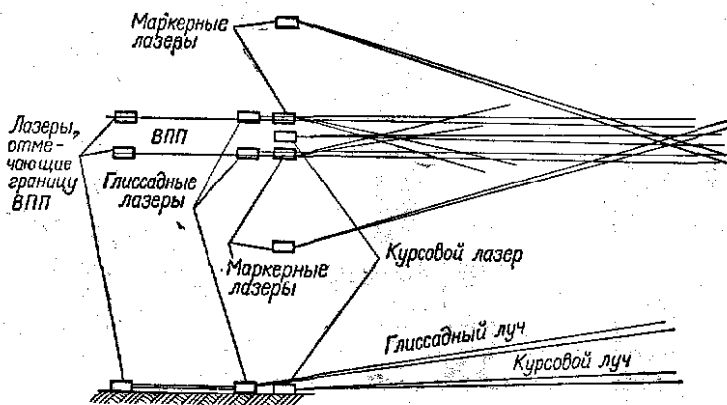


Рис. 2.24. Схема размещения лазеров системы «Глиссада» на аэродроме

образованной лазерными лучами в пространстве, экипаж может судить о правильности выдерживания траектории по курсу, снижения по глиссаде, о расстоянии до ВПП, высоте пролета над дальним и ближним приводами, крене самолета и т. д. При этом на борту самолета не требуется никакой дополнительной аппаратуры.

Наземное оборудование состоит из разного числа лазеров в зависимости от задач, решаемых на конкретном аэродроме, и включает:

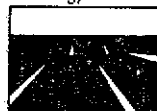
- курсовой лазер;
- глиссадные лазеры;
- маркерные лазеры;
- лазеры, отмечающие боковые границы ВПП.

На рис. 2.24 приведена схема размещения лазеров системы «Глиссада» при заходе на посадку с одного направления [13].

На рис. 2.25 приведены изображения лазерных лучей, видимых летчиком в зависимости от пространственного положения самолета относительно глиссады

Индикация положения самолета

Левее необходимого курса



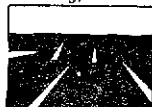
Выше

Точно по курсу



глизсады

Правее необходимого курса



Точно по



глизсаде



Ниже



глизсады



Индикация приводов

Положение относительно оси ВПП

До привода



Справа

Над приводом



Точно

После привода



Слева

Крен самолета



Правый



Без крена



Левый

Рис. 2.25. Изображение лазерных лучей системы «Глиссада», видимых экипажем с борта самолета.

снижения, курса и центральной линии ВПП. Приведенные рисунки иллюстрируют наглядность и простоту восприятия системы линейных ориентиров, обозначающих пространственное положение снижающегося самолета.

Очевидно, что в лазерной системе посадки должны использоваться лазеры с излучением, лежащим в видимой области спектра. Однако принцип работы системы позволяет избежать нежелательного действия лазерного излучения на органы зрения экипажа, так как во

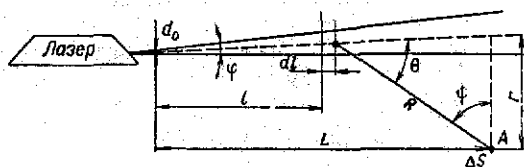


Рис. 2.26. Лазерный луч системы «Глиссада»

время пилотирования лазерные лучи располагаются ниже и в стороне от самолета, летчик не ведет самолет в лазерном луче, что является бесспорным достоинством системы. Вместе с тем требуется, чтобы использующиеся в качестве направленных протяженных ориентиров лазерные лучи уверенно наблюдались летчиком как в условиях чистой атмосферы, так и в условиях дымки, тумана и т. д.

Предположим, что при входе в мутную среду лазерный луч имеет начальную интенсивность I_0 , расходимость φ и диаметр луча d_0 (рис. 2.26). Точка наблюдения A перемещается параллельно оси луча с боковым отклонением r . Расстояние от точки входа излучения в мутную среду до проекции точки наблюдения на ось луча обозначено буквой L .

Значение интенсивности рассеянного излучения I_p может быть записано в виде

$$\frac{I_p}{I_0} = \frac{\Delta\Omega_0 f(90^\circ - \psi) \alpha_{\text{рас}} S_0 \exp \left[-\alpha_{\text{осл}} \left(L + r \frac{2 \sin^2 (45^\circ - \psi/2)}{\cos \psi} \right) \right]}{d_0 \left[1 + \frac{L - r \sin \psi}{d_0} \varphi \right] \cos \psi},$$

где $\Delta\Omega_0$ — телесный угол, в котором распространяется прямое лазерное излучение;
 $f(90^\circ - \psi)$ — нормированная индикатриса рассеяния;

$\alpha_{\text{рас}}$ — коэффициент рассеяния излучения мутной средой;

S_0 — площадь сечения луча на входе в мутную среду;

$\alpha_{\text{осл}}$ — коэффициент ослабления излучения мутной средой.

Суммарный поток рассеянного излучения, падающий на площадку ΔS , может быть определен из следующего выражения:

$$\Delta F' = \frac{I_0 \Delta S_0 S_0 \Delta S \alpha_{\text{рас}} \exp(-\alpha_{\text{осл}} L)}{r} \times \\ \times \int_0^{\psi_{\text{max}}} f(90^\circ - \psi) \sin \psi \exp \left[-\frac{\alpha_{\text{осл}} r^2 \sin^2(45^\circ - \psi/2)}{\cos \psi} \right] d\psi.$$

Если знать, как изменяется величина $\Delta F'$ в зависимости от величин r и L , и пороговую чувствительность зрения летчика, то можно определить (при заданных характеристиках среды распространения) необходимую точность вывода самолета в точку, из которой дальнейшее снижение может осуществляться по лазерной системе:

$$\frac{\Delta F'_{r_1 L_1}}{\Delta F'_{r_2 L_2}} = \frac{\exp(-\alpha_{\text{осл}} L_1) r_2}{r_1 \exp(-\alpha_{\text{осл}} L_2)} \times \\ \times \frac{\int_0^{\psi_{1\text{max}}} f(90^\circ - \psi_1) \sin \psi_1 \exp \left[-\frac{\alpha_{\text{осл}} 2 \sin^2(45^\circ - \psi_1/2)}{\cos \psi_1} \right] d\psi_1}{\int_0^{\psi_{2\text{max}}} f(90^\circ - \psi_2) \sin \psi_2 \exp \left[-\frac{\alpha_{\text{осл}} 2 \sin^2(45^\circ - \psi_2/2)}{\cos \psi_2} \right] d\psi_2}.$$

Так как при $\psi \approx 90^\circ$ доля лазерного излучения, падающего на площадку ΔS , весьма мала (см. гл. I), то величина $\sin \psi_1 \approx \sin \psi_2$. Кроме того, $L \gg r$, а это значит, что $\psi_{1\text{max}} \approx \psi_{2\text{max}}$. Тогда

$$\frac{\Delta F'_{r_1 L_1}}{\Delta F'_{r_2 L_2}} \approx \frac{\exp(-\alpha_{\text{осл}} L_1) r_2}{\exp(-\alpha_{\text{осл}} L_2) r_1}.$$

Если же движение происходит только в направлении r (т. е. $L = \text{const}$) и характеристики среды распространения лазерного излучения постоянны, то

$$\frac{\Delta F'_{r_1}}{\Delta F'_{r_2}} = \frac{r_2}{r_1}.$$

а при движении вдоль луча (т. е. $r = \text{const}$):

$$\frac{\Delta F'_{L_1}}{\Delta F'_{L_2}} = \frac{\exp(-\alpha_{\text{осл}} L_1)}{\exp(-\alpha_{\text{осл}} L_2)}.$$

Эти выражения говорят о том, что при движении в перпендикулярном лучу лазера направлении энергия рассеянного лазерного излучения, падающего на площадку ΔS , изменяется обратно пропорционально расстоянию до оси луча, а при движении вдоль луча — по экспоненте. Таким образом, при подлете к лучу летчик будет видеть начальные участки лучей, которые постепенно увеличиваются при приближении к лазерному лучу, после разворота самолета летчик будет видеть весь луч. При хороших метеоусловиях (дальность видимости 5—10 км) боковая видимость составляет 100—150 м. В условиях выпадения осадков боковая видимость луча может увеличиться до 200—250 м. Кроме того, малость угла φ (для реальных лазеров $\approx 10^{-3}$ рад) позволяет летчику выдерживать параметры полета при посадке с высокой точностью. По изменению пространственного положения лучей лазеров летчик легко замечает линейные отклонения от посадочного курса и глиссады в пределах 0,5—1 м.

Лазерная система посадки «Глиссада» является очень простой, легко разворачиваемой на неподготовленных аэродромах, достаточно дешевой и просто комплексируемой с любыми уже стоящими на аэродроме системами. Отметим лишь основные качества этой системы:

- лазерная система является системой высокой точности, обеспечивает пилотирование самолета, а также его приземление с точностью, превосходящей точность существующих инструментальных систем посадки;

- пространственные ориентиры, образованные лазерными лучами системы, за счет эффекта рассеяния обнаруживаются визуально ночью и в сумерках с удалений, превышающих дальность метеовидимости в 2,5—3 раза;

- система пространственных ориентиров позволяет устанавливать уверенный контакт с Землей существенно раньше, чем летчик начнет различать ориентиры на поверхности аэродрома, и раньше, чем летчик установит контакт с огнями малой интенсивности; кроме того,

следует отметить, что применение лазерной системы в комплексе со штатными системами посадки позволяет понизить погодный минимум аэродрома.

2.5. ЛАЗЕРНЫЕ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОСАДКИ

Объективная оценка метеоусловий в районах аэродромов является одним из важных факторов обеспечения безопасности полетов. В решении этого вопроса лазерные системы могут стать надежными помощниками метеорологов. Уже в семидесятых годах сообщалось [18]



Рис. 2.27. Структурная схема лазерного измерителя высоты облачности

о появлении первых лазерных систем определения высоты облачности в районе аэродромов, диапазон измерения которой составлял 50—1000 м. В основу таких систем положены принцип импульсной локации и явление рассеяния лазерного излучения на аэрозольных образованиях. Структурная схема такого лазерного измерителя высоты облачности (рис. 2.27) довольно проста. Как правило, в такой системе используется лазер, работающий в видимой области спектра, так как рассеяние волн этой области спектра на атмосферных аэрозолях достаточно для уверенного обнаружения рассеянного сигнала фотоприемниками. Так как разрешающая способность по дальности систем дальнометрирования с использованием импульсных лазеров велика (см. гл. 1), то и точность определения высоты облачности гораздо выше, чем точность определения традиционными триангуляционными методами. Однако и при использовании лазерных систем возможны ошибки в определении высоты облачности в 50—100 м (при однократном измерении), что может определяться размытостью границы облачности и недостаточно высокой мощностью лазерного излучателя. Ошибка существенно может быть уменьшена проведением неоднократных измерений, т. е.

необходимо, чтобы лазерный излучатель работал в импульсно-периодическом режиме.

Одной из особенностей такой системы является ее потенциальная способность определять дальность видимости вдоль глissады. В настоящее время, как правило, производят измерение видимости по горизонтали на уровне Земли, а уже затем рассчитывается дальность видимости вдоль глissады, но такой пересчет нередко дает ошибочные значения дальности видимости вдоль глissады. Одной из фирм США разработан прибор DFVLR System IV [4], позволяющий определять дальность видимости вдоль глissады. Логика работы такого прибора основывается на том, что амплитуда сигнала с выхода прибора $U(R)$ связана с коэффициентом аэрозольного рассеяния $\alpha_{\text{рас}}$ соотношением

$$\alpha_{\text{рас}} \approx KU(R),$$

где K — коэффициент передачи приемной части системы.

Зная $\alpha_{\text{рас}}$, можно определить и коэффициент поглощения: $\alpha_{\text{рас}} \approx (0,43/4\pi) \alpha_{\text{полг}}$, а затем можно рассчитать и дальность видимости: $U(R) = 3,912/\alpha_{\text{полг}}$. Однако использование в качестве излучателя в такой системе лазера с фиксированной длиной волны излучения может привести к значительным ошибкам в определении дальности видимости. Это объясняется зависимостью $U(R)$ от соотношения длин волн и размеров аэрозольных частиц, а не только от их концентрации и трудностью учета добавки за счет комбинационного рассеяния [4]. Эти погрешности можно съесть к минимуму, если использовать в качестве излучателя либо перестраиваемый по длине волн лазер, либо лазер, работающий на нескольких длинах волн одновременно. Кроме того, необходимо и обработку сигнала вести на каждой длине волны отдельно.

Об одном из таких лазерных локаторов сообщалось в журнале [6]. Локатор состоит из двух блоков: приемопередатчика и блока обработки и регистрации. Приемопередатчик содержит лазер, излучающий на $\lambda = 0,69$ мкм, оптику и предусилитель. Расходимость излучения 0,5 мрад. Поле зрения приемного телескопа 0,9 мрад. Рассеянное излучение поступает на катод ФЭУ через интерференционный фильтр. Мощность на выходе приемника $P_n(R)$ определяется в соответствии с выражением

$$P_n(R) R^2 = \frac{P_{\text{прд}} K_1 K_2}{8\pi} \exp\left(-\frac{7,824}{R_n}\right) R,$$

где $P_{\text{прд}}$ — мощность излучения передатчика;

K_1 — коэффициент передачи системы;

K_2 — коэффициент обратного рассеяния для однородной атмосферы;

R_m — дальность видимости.

Измеряя мощность рассеянного на участке ΔR излучения, можно определить дальность видимости:

$$R_m = -7,824 \frac{\Delta R}{\Delta (\ln P_n(R) R^2)}.$$

Длина участка ΔR пропорциональна длительности каждого измерения. Преобразователь аналог — код в блоке обработки информации производит выборку через каждые 100 нс, что соответствует $\Delta R = 15$ м. На выходе системы автоматически строится график функции $\ln(P_n(R) R^2) = \psi(R)$. Если эта зависимость может аппроксимироваться прямой линией, то считается, что атмосфера в течение времени измерений однородна. Отклонение от прямой свидетельствует о неоднородном распределении аэрозолей по трассе измерений. В этом случае методом наименьших квадратов определяется величина $\hat{\beta}$:

$$\hat{\beta} = \frac{n \sum_{i=1}^n x_i y_i - \sum_{i=1}^n y_i \sum_{i=1}^n x_i}{n \sum_{i=1}^n x_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n x_i \right)^2},$$

где n — число интервалов;

x_i — дальность;

y_i — значение функции $\ln(P_n(R) R^2)$ на i -м интервале.

После вычисления величины $\hat{\beta}$ определяется дальность видимости:

$$R_m = -\frac{7,824}{\hat{\beta}}.$$

Следует также остановиться на возможностях лазеров при их использовании в системах обнаружения спутного следа. Интерес к проблеме обнаружения спутного следа возрастает в связи с необходимостью обеспечения безопасности полетов, и особенно в следующих случаях [18, 19]:

— при взлете и посадке с малыми временными интервалами;

— при организации воздушного движения вблизи больших аэропортов;

— при дозаправке самолетов в воздухе.

Характерным для возникновения аварийных ситуаций является то, что спутный след невидим и вхождение в него самолета всегда внезапно для экипажа. В результате экипаж не всегда успевает принять необходимые меры по ликвидации неожиданного резкого изменения режима полета. Поэтому одним из направлений повышения безопасности полетов является выдача летчику предварительной информации о пространственном

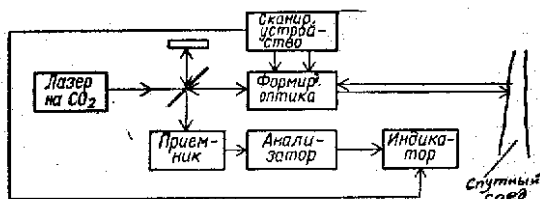


Рис. 2.28. Схема лазерного локатора, предназначенного для определения параметров турбулентности

положении спутных следов в районе его полета. В связи с этим на первый план выдвигается задача обнаружения фактического положения следа. Делаются попытки и созданы первые экспериментальные образцы систем с использованием лазеров для обнаружения спутных следов за тяжелыми самолетами. В первых [21] системах использовался гетеродинный метод измерения параметров турбулентности, которая в области спутного следа существенно превосходит турбулентность свободной атмосферы. Структурная схема такого устройства приведена на рис. 2.28.

Часть энергии лазерного излучения рассеивается на атмосферных аэрозолях, вовлеченных в движение воздуха в спутном следе, и принимается гетеродинным оптическим приемником. Принцип действия такого приемника оптического гетеродинирования был уже описан в разделе лазерных гироскопов. Такая система позволила определять параметры спутного следа на дальностях в несколько километров.

Еще об одной системе обнаружения спутного следа сообщалось в журнале Design News, 1971, № 14. Система обеспечивала обнаружение спутного следа, созда-

ваемого большими самолетами при взлете и посадке, определение его скорости и продолжительности существования. Система была смонтирована на грузовом автомобиле на основе аргонового лазера, работающего в импульсном режиме, использовался разнесенный метод приема. Структурная схема такой системы представлена на рис. 2.29. Принимаемый сигнал нес информацию о степени турбулентности. Дальность действия такой системы составляла сотни метров.

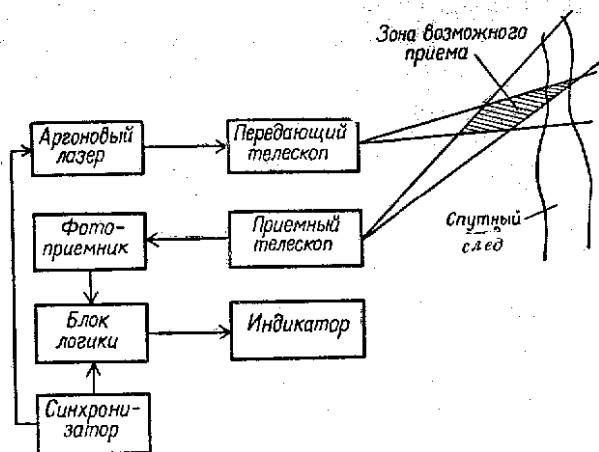


Рис. 2.29. Схема лазерного локатора, предназначенного для обнаружения спутных следов самолетов в районе аэропортов

2.6. ЛАЗЕРНЫЕ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ В ВОЗДУХЕ

Все возрастающая интенсивность воздушного движения, рост скоростей и разнообразие функциональных возможностей летательных аппаратов приводят к увеличению вероятности столкновения самолетов в полете [3]. Поэтому во многих странах мира ведутся интенсивные работы по созданию специализированной аппаратуры, использующей различные принципы и различные области диапазона электромагнитных волн, предназначенной для предупреждения возникновения опасных ситуаций, грозящих столкновением. Определенное место среди этих систем занимают и лазерные системы. Уже

в 1969 г [10] сообщалось о создании лазерной системы предупреждения столкновений, которая представляет собой оптический локатор на полупроводниковом лазере. Оптический локатор устанавливается на «собственном» самолете и работает совместно с оборудованием самолетов, находящихся поблизости в воздушном пространстве. Оборудование «угрожающих» самолетов представляет собой оптические отражатели, увеличивающие эффективную площадь рассеяния и тем самым увеличи-

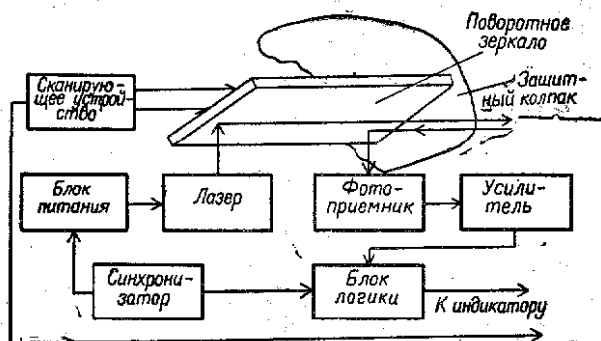


Рис. 2.30. Схема лазерного локатора предупреждения столкновений

вающих дальность действия системы. Схема оптического локатора предупреждения летчика о возможности столкновения в воздухе с другими летательными аппаратами приведена на рис. 2.30. Кроме того, как уже говорилось, в систему входит отражатель, установленный на другом самолете.

Оптический локатор имеет круговой обзор в горизонтальной плоскости с периодом обзора 3 с и диаграммой направленности в виде двух пучков излучения. Ширина каждого пучка в горизонтальной плоскости $0,5^\circ$, а в вертикальной — 20° . Угол между пучками составляет 30° (рис. 2.31).

Частота повторения лазерных импульсов ≈ 1 кГц. При сканировании угрожающий самолет освещается сначала первым пучком излучения, а через 0,25 с — вторым. Приемник локатора принимает сигналы, отраженные от угрожающего самолета. По временному запаздыванию сигналов, принимаемых по второму каналу (относитель-

но первого), можно судить о скорости сближения самолетов. В блоке фотоприемника предусмотрено такое размещение каналов, что в зависимости от того, на какой из них попадает отраженный сигнал, определяется угломестное положение угрожающего самолета по принципу «выше — ниже», которое отображается на индикаторе пилота. Дальность до угрожающего самолета определяется традиционным для импульсной локации методом.

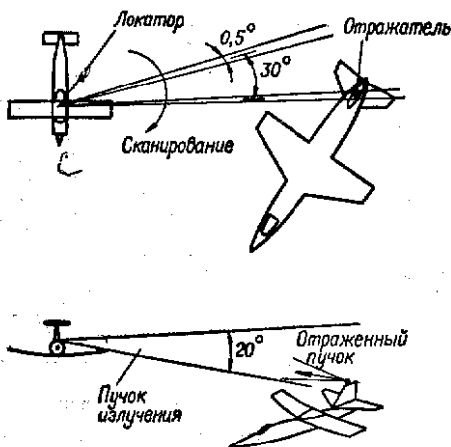


Рис. 2.31. К пояснению принципа действия лазерной системы предупреждения столкновения

В случае если один из контролируемых параметров (скорость сближения или дальность) оказывается не в норме, в кабине экипажа раздается сигнал тревоги. Дальность действия локатора ≈ 10 км при метеовидимости 5 км. Такой оптический локатор является простым, дешевым устройством. Применение более мощных лазеров позволяет увеличить дальность действия системы. Кроме того, использование оптического диапазона позволяет разгрузить радиодиапазон. Недостаток этой системы, как и любой оптической системы, заключается в зависимости их характеристик от метеоусловий.

В печати сообщалось [22] о разработке лазерного локатора для вертолетов. Основой лазерного локатора являлся лазер на CO_2 , работающий в импульсном режиме. Использование оптического диапазона позволило бо-

лее уверенно в отличие от локаторов СВЧ диапазона обнаруживать такие объекты, как провода линии электропередач, деревья. Кроме того, лазерный локатор обнаруживает и выдает информацию летчику о положении препятствий и их размерах относительно вертолета, а использование длины волны излучения 10,6 мкм позволяет применять его в более сложных метеоусловиях.

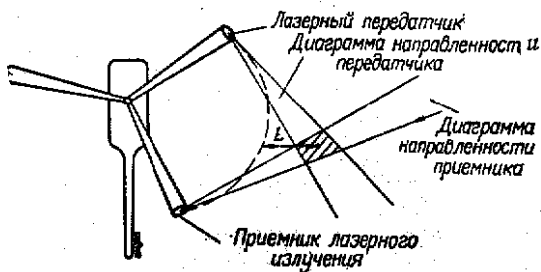


Рис. 2.32. Размещение и принцип действия вертолетной лазерной системы сигнализации о препятствиях.

Еще одной из систем, прошедших испытания на вертолетах, является система сигнализации о препятствиях при выполнении посадки по-вертолетному и при выполнении такого режима полета, как висение.

Система состоит из полупроводникового лазера и фотоприемного устройства и размещается на концах несущего винта (рис. 2.32). Диаграммы направленности лазерного передатчика и приемника пересекаются в пространстве на расстоянии L от окружности, описываемой несущим винтом вертолета. Расстояние L выбирается из соображения безопасности выполнения посадки или режима висения [20].

Принцип работы заключается в следующем. Если в область пересечения диаграмм направленности попадает какой-либо предмет, то отраженное от него лазерное излучение попадает в приемник и выдается сигнал предупреждения экипажа.

Литература к главе 2

1. Борисов Б. Д. Спектральная отражательная способность некоторых природных объектов и материалов в интервале 2,2—3,7 мкм. — Известия вузов СССР. Физика, 1975, № 10.
2. Бычков С. И. Лазерный гироскоп. М., Сов. радио, 1975.

3. Зарубежная радиоэлектроника, 1976, № 6.
4. Зарубежная радиоэлектроника, 1977, № 8.
5. Зуев В. Е., Кабанов М. В. Перенос оптических сигналов в земной атмосфере (в условиях помех). М., Сов. радио, 1977.
6. Квантовая радиотехника, 1977, № 1.
7. Кропоткин М. А., Козырев Б. П. Исследование спектров отражения природных и искусственных материалов в области длин волн 0,7—100 мкм.—Оптика и спектроскопия, 1964, т. 17, вып. 2.
8. Применение лазеров /Под ред. В. П. Тychинского. М., Мир, 1974.
9. Применение лазеров в военном деле: Сб. ст. М., Воениздат, 1966.
10. Радиоэлектроника за рубежом, 1971, № 17.
11. Ренкявичус Б. С. Лазерные доплеровские измерители скорости /Под ред. Ю. Е. Нестерихина. М., Наука, 1975.
12. Росс М. Лазерные приемники. М., Мир, 1969.
13. Федоров Б. Ф. Лазерные приборы и системы летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1979.
14. Федоров Б. Ф., Шереметьев А. Г., Ушаков В. Н. Оптический квантовый гироскоп. М., Машиностроение, 1979.
15. Фолькович С. Е. Оценка параметров сигнала. М., Сов. радио, 1970.
16. Applied Optic, 1972, N 4.
17. Aviation week and space technology. 1977, v. 107, N 14.
18. Interavia air letter, 1970, 26, № 7.
19. IEEE Spectrum, 1968, VX, N 10.
20. IEEE journal of Quantum Electronics, 1969, N 6.
21. New scientists, 1972, v. 54, 802.
22. Laser Focus, 1976, N 9.

Глава 3

ЛАЗЕРНЫЕ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНОЙ РАЗВЕДКИ И ОПТИЧЕСКИЕ ЛИНИИ СВЯЗИ

3.1. ЛАЗЕРНЫЕ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНОЙ РАЗВЕДКИ

Для ведения воздушной разведки за рубежом в настоящее время используются визуально-оптические, фотографические, телевизионные, пассивные инфракрасные, радиолокационные, радиотеплолокационные, радиотехнические, радиационные и лазерные средства разведки.

Одними из основных средств воздушной разведки, позволяющими получить наибольшую информацию о разведываемой местности и объектах на ней с любых высот и при любых скоростях полета, являются фотографические средства. Однако им присущи некоторые недостатки, в том числе:

- невозможность ведения скрытной разведки в ночных условиях;

- сравнительно длительные сроки обработки, передачи и представления материалов, несущих информацию.

Оперативно передавать разведываемую информацию на командный пункт позволяют телевизионные системы воздушной разведки, однако и с их помощью невозможно работать ночью и в сложных метеоусловиях.

Основные достоинства указанных систем объединяют лазерные системы разведки. С помощью лазерной системы возможно также ведение разведки ночью.

Принцип действия лазерной системы воздушной разведки заключается в следующем. Разведываемая местность вместе с объектами разведки освещается лазерным излучением (рис. 3.1). Отраженное от поверхности Земли (подстилающей поверхности и объектов разведки) лазерное излучение собирается приемной оптикой и направляется на фоточувствительный слой приемника. Фотоприемник преобразует отраженное от поверхности

Земли излучение в электрический сигнал, промодулированный по амплитуде с учетом распределения яркости. В лазерных системах используется линейное сканирование. По принципу действия такие системы близки к односторонним телевизионным системам [14,4].

Узконаправленный луч лазера специальным устройством развертывается перпендикулярно направлению полета самолета (рис. 3.2).

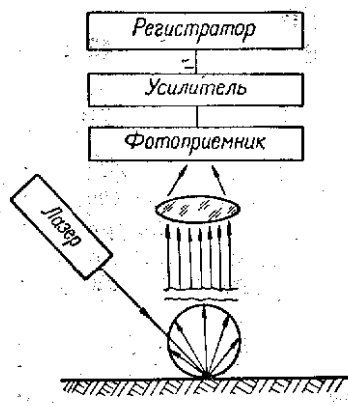


Рис. 3.1. К пояснению принципа действия лазерной системы воздушной разведки

Одновременно с лучом лазера сканирует и диаграмма направленности приемника. Благодаря этому формируется строка изображения. Развертка по кадру осуществляется за счет движения летательного аппарата. Изображение местности в лазерных системах разведки может регистрироваться на фотопленку, информация при этом будет представляться с запаздыванием, но может воспроизводиться и на экране электронно-лучевой трубки в реальном масштабе времени.

Для регистрации изображения разведываемой местности на фотопленку в лазерную систему входят [25]: лазер, работающий в режиме непрерывного излучения, сканирующее устройство, объектив, фотоприемник, усилитель, устройство регистрации информации, состоящее из модулятора, фотографической пленки и лентопротяжного механизма. Взаимодействие и назначение указанных элементов ясно из упрощенной функциональной схемы (рис. 3.2).

Лазер предназначен для облучения разведываемой местности и объектов разведки. Для систем разведки с линейным сканированием необходимы лазеры со средней мощностью не менее 100 Вт [18]. В Лаборатории авиационной электроники ВВС США для систем разведки разработаны два лазера: лазер на CO_2 (с рабочей длиной волны $\lambda = 10,6$ мкм, мощностью 200 Вт в непрерывном режиме при КПД 6%, массой лазера

45,3 кг и объемом 57 дм³) и лазер на СО (со средней мощностью 500 Вт, $\lambda=5$ мкм, КПД 10%). Ведутся работы над созданием лазерных устройств с перестраиваемой рабочей длиной волны в широком диапазоне, что облегчит обнаружение различных целей и работу в условиях противодействия. Для работы в видимом участке спектра (0,4—0,7 мкм) наиболее пригодными считаются лазеры на красителях и парах металлов (меди,

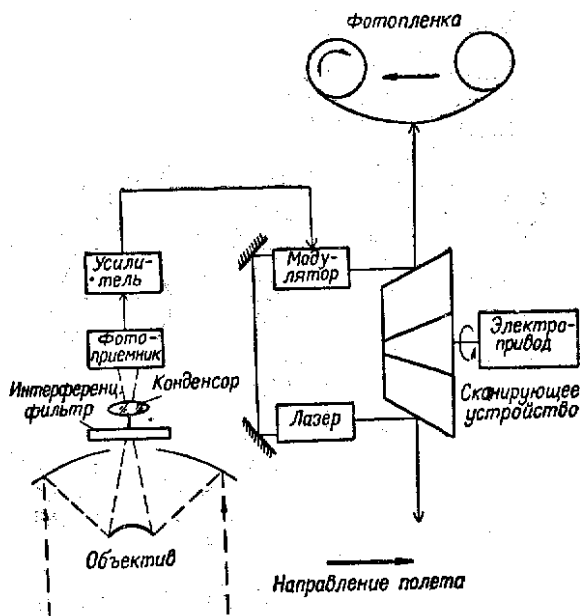


Рис. 3.2. Упрощенная функциональная схема лазерной системы воздушной разведки с записью изображения на фотопленку

золота, цинка), в ИК участке спектра — волноводные лазеры типа ТЕА, так как они могут обеспечить большие импульсные мощности при малых размерах устройства. Благодаря способности работать на различных газах и химических веществах они могут в потенциале перекрывать спектр 2—5 мкм.

Длина волны излучения лазера должна совпадать с окном прозрачности атмосферы и лежать в области максимальной контрастности объектов разведки и фонов. Поскольку характеристики отражения целей и фонов зависят от длины волны, то ведутся разработки

многоспектральных лазерных систем воздушной разведки. Так, фирма «Хегох» [26] разрабатывала систему, в которую входят лазеры на аргоне ($\lambda=0,488$ мкм), гелий-неоне ($\lambda=0,63$ мкм), углекислом газе ($\lambda=10,6$ мкм), иттрий-алюминиевом гранате с неодимом ($\lambda=1,06$ мкм). Фирма «Laser Sciences» испытывала систему с лазером «белого цвета». Опытный образец этого лазера показал высокую эффективность. Лазер из-

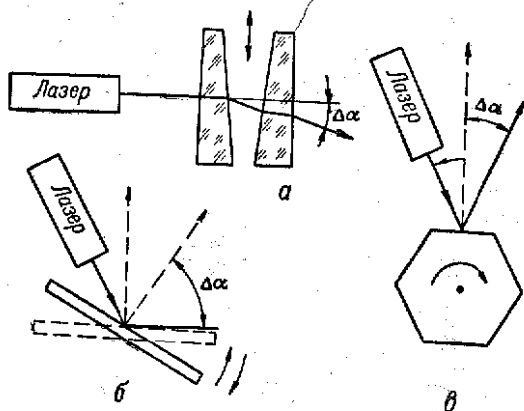


Рис. 3.3. Схематическое изображение систем сканирования, использующих: преломляющие клинья (а), отражающее зеркало (б), зеркальный барабан (в). $\Delta\alpha$ — угол отклонения луча лазера

лучает одновременно в красной, голубой и зеленой частях спектра, возбуждается поперечным разрядом и генерирует мощность 4 мВт [27].

Сканирующее устройство предназначено для пространственного перемещения перпендикулярно направлению полета узконаправленного луча лазера по разведываемой местности. Сканирующее устройство определяет поперечный захват и размеры площади разведываемой местности. Сканирование может осуществляться с помощью механического перемещения оптических систем в пространстве: призм, линз и зеркал. Принцип работы некоторых из таких устройств ясен из рис. 3.3.

Приемная оптика системы предназначена для формирования диаграммы направленности приемника. Она производит пространственную и спектральную фильтра-

цию отраженного от разведываемой местности излучения и направляет его на фотоприемник.

Приемная оптика обычно состоит как из отражающих, так и из пропускающих элементов и должна иметь наименьший коэффициент потерь излучения на рабочих длинах волн.

Выбор фотоприемника для конкретной системы разведки необходимо производить по минимальной пороговой чувствительности для данного спектрального диапазона. Постоянная времени и частотная характеристика выбираются такими, чтобы фотоприемник вместе с усилителем не ухудшал разрешающую способность лазерной системы, определяемую характеристиками передающей и приемной оптики.

Модулятор служит для управления по амплитуде интенсивностью светового потока, использующегося для регистрации развединформации на фотопленке. Источником светового потока может служить как основной лазер, так и лазер, предназначенный только для записи развединформации. Модулятор может быть внутренним, т. е. располагаться внутри резонатора лазера и изменять интенсивность генерируемого излучения, и внешним. Внешний модулятор устанавливается вне резонатора лазера и воздействует на уже сформированное лазерное излучение. Принцип работы модулятора может быть основан на любом из известных способов управления параметрами лазерного излучения.

Наиболее широко применяются модуляторы, принцип работы которых основан на линейном электрооптическом эффекте в кристаллах, т. е. эффекте Поккельса. Модулятор состоит из поляризатора, кристалла, в котором проявляется эффект Поккельса, и анализатора (рис. 3.4). В модуляторах могут использоваться кристаллы дигидрофосфата калия (КДР), дидейтерофосфата калия (ДКДР), ниобата лития, танталата лития, ниобата натрия и др. В этих кристаллах пропорционально приложенному к ним электрическому полю изменяется показатель преломления, разность фаз волн с перпендикулярной поляризацией зависит от приложенного напряжения и длины кристалла. Поляризатор необходим в том случае, если используемое излучение линейно поляризовано.

Линейно поляризованное излучение, прошедшее через кристалл, к которому приложено напряжение,

изменит поляризацию. Вследствие этого интенсивность излучения на выходе анализатора, который представляет собой поляризатор, также изменится. Если напряжение, прикладываемое к кристаллу, будет промодулировано по амплитуде, то и интенсивность излучения на выходе анализатора будет меняться. В зависимости от ориентации оптических осей анализатора и поляризатора максимальное пропускание может соответствовать отсут-

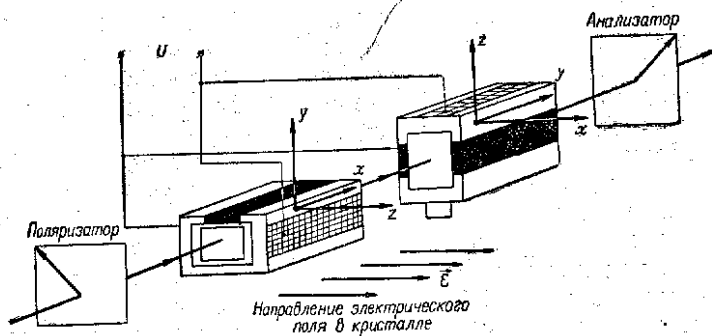


Рис. 3.4. Схема электрооптического модулятора

вию напряжения (анализатор и поляризатор соосны) и максимальному значению напряжения (оптические оси анализатора и поляризатора перпендикулярны).

Устройство регистрации информации состоит из оптической системы, фокусирующей промодулированное по интенсивности лазерное излучение и разворачивающей его по строке, фотопленки и лентопротяжного механизма. Лентопротяжный механизм перемещает пленку со скоростью, пропорциональной отношению скорости самолета-разведчика к высоте его полета (W/H). Сканирующая система обеспечивает построчную запись картины разведываемой местности на фотопленку. Движение же пленки со скоростью, пропорциональной W/H , позволяет разворачивать изображение по кадру.

Изображение разведываемой местности может производиться и на электронно-лучевой трубке (рис. 3.5) [10]. Кроме того, изображение может индицироваться на индикаторе и через смеситель подаваться на вход передатчика, обеспечивающего передачу развединформации на командный пункт. В сигнал, несущий информа-

цию о разведываемой местности, замешиваются в смесителе синхрои импульсы, позволяющие определять на командном пункте начало развертки строки.

Основными тактико-техническими параметрами, определяющими возможности применения и эксплуатации

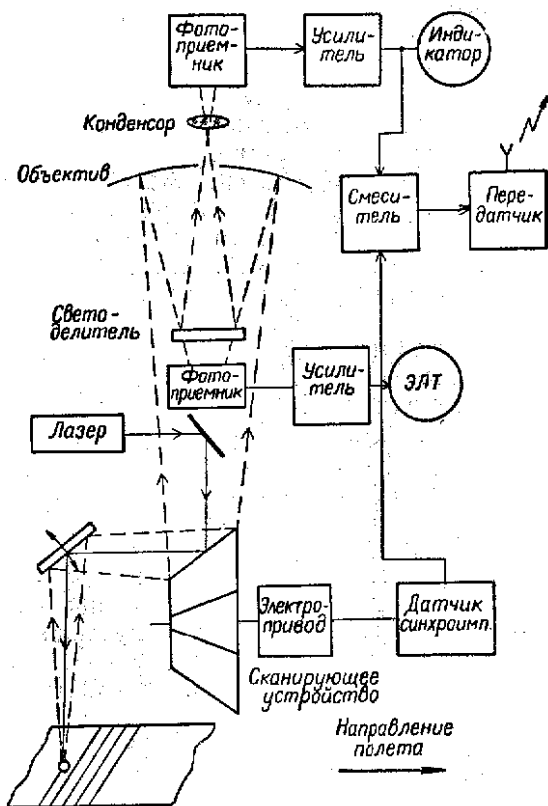


Рис. 3.5. Упрощенная функциональная схема лазерной системы воздушной разведки с воспроизведением изображения на экране ЭЛТ

онные характеристики лазерной системы воздушной разведки и отдельных ее частей, являются высота применения, угол сканирования, или поперечный захват местности в долях H , разрешающая способность системы (угловая или линейная), допустимый диапазон

изменения W/H , рабочие длины волн и ограничения по метеорологическим условиям.

Высота применения зависит от многих факторов и является функцией мощности лазера, чувствительности фотоприемника, коэффициента ослабления лазерного излучения в атмосфере, угловой разрешающей способности системы и других параметров. Жестко с ней связан и диапазон отношения W/H . Угол обзора системы зависит от типа сканирующего устройства, угла поля зрения приемника, мощности лазера. Разрешающая способность лазерной системы определяется шириной диаграммы направленности приемной и передающей частей системы. В рассматриваемых системах с линейным сканированием при фиксированной ширине диаграммы направленности как приемной, так и передающей части линейная разрешающая способность является функцией высоты, угла сканирования, ширины диаграммы направленности.

В США разработано несколько вариантов лазерных систем разведки. Так, еще в 1965 г. центр тактической воздушной разведки ВВС США испытал размещенную на самолете «Дуглас RB-66» лазерную систему разведки AN/AVD-1 фирмы «Percin-Elmer» [25]. С помощью этой системы в ночных условиях была получена разрешающая способность изображений разведываемой местности, равная разрешающей способности фотографий дневной аэрофотосъемки. Основные характеристики AN/AVD-1: ширина диаграммы направленности (регулируемая) — 0,5—2 мрад; мощность излучения лазера — 20 мВт; длина волны — 0,6328 мкм.

Летные испытания проводились на высотах от 75 до 900 м со скоростями 180—550 км/ч.

Эта же фирма разработала лазерную систему разведки AN/AVD-2 (табл.3.1), в которой использовался аргоновый лазер, имеющий большую мощность, чем гелий-неоновый лазер AN/AVD-1, и излучающий в сине-зеленой области спектра. Системой AN/AVD-2 были оборудованы несколько самолетов RF-4C. Система оценивалась в боевых условиях во Вьетнаме. Фирма «Сивис» проводила модификацию аппаратуры для передачи данных разведки почти в реальном масштабе времени с борта самолета RF-4C. ВМФ США заказал фирме «Percin-Elmer» лазерную систему воздушной разведки для самолета-разведчика RA-5C [8]. Разрабатывались

Основные характеристики некоторых лазерных авиационных систем разведки США

Тип аппаратуры, фирма	Назначение	Высота применения, м	Разрешающая способность, мрад	Мощность излучения лазера, Вт	Рабочая длина волны, мкм
AN/AVD-2, «Percin-Elmer»	Сканирующая система разведки с малых высот	100—1000	0,3—0,5	5	0,48
AN/AVD-3, «Hughes»	Система разведки с малых высот при линейном панорамном сканировании	100—1000	0,3—0,5	5	0,48
AN/AVD-4, «Laser Seienes»	Сканирующая система разведки (лазер с воздушным охлаждением)	100—1000	0,3—0,5	5	0,48
ASQ-127, «Texas Instruments»	Система воздушной разведки и поддержки боевых действий	Малые	0,5—1	...	0,84
Аппаратура фирмы «Хекох»	Многоспектральная система для разведки замаскированных объектов	Малые	0,3	...	0,48 0,63 1,06 10,6 10,6
Аппаратура фирмы «Honeywell»	Сканирующая система разведки в ИК диапазоне	Малые	0,3	100	

также лазерные системы ALERTC для установки на вертолет Bell UH-1D армии США [23] и AN/AVD-3 — на самолет RF-4C [18].

3.2. ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИЕ ЛИНИИ СВЯЗИ

Одним из важнейших достижений лазерной техники является создание волоконно-оптических линий передачи информации. При использовании волоконно-оптической техники открываются значительные перспективы для передачи информации между взаимно неподвижными и ограниченно подвижными объектами. Разработка и испытания волоконно-оптических линий связи (ВОЛС) применительно к авиационным задачам занимают большое место в исследовательских программах организаций и ведомств США и стран НАТО.

Интерес к волоконно-оптическим линиям связи возник в начале 70-х годов, когда появились сообщения о создании стеклянных световодов с потерями порядка 20 дБ/км.

Первоначально ВОЛС предполагалось использовать для передачи широкополосной информации на большие расстояния [2]. Были проведены исследования по оценке экономической эффективности таких систем. Однако разработка конкретной аппаратуры, испытания лабораторных и экспериментальных систем выявили ряд существенных достоинств ВОЛС по сравнению с проводными и коаксиальными системами, которые предопределили целесообразность внедрения волоконной техники в аппаратуру, предназначенную для информационного обмена на малых и сверхмалых дальностях (от единиц до сотен метров).

В настоящее время большие исследования за рубежом ведутся по разработке ВОЛС малой протяженности для использования во внутриобъектовых системах информационного обмена (в наземных вычислительных комплексах, на кораблях, самолетах и др.).

Сравнение ВОЛС с другими современными системами коммуникаций показывает их существенные потенциальные преимущества во всех случаях, кроме связи между движущимися объектами. Результаты, полученные на лабораторных макетах, экспериментальных системах и в испытательных полетах, демонстрируют следующие свойства ВОЛС [15, 16, 22]:

— высокую помехозащищенность и устойчивость к воздействию сигналов перекрестных наводок;

— устойчивость к воздействию электромагнитного импульса ядерного взрыва и других мощных источников внешних электромагнитных помех;

— широкую полосу пропускания при сравнимых массах и габаритах;

— значительное снижение размеров и массы оборудования;

— относительно низкую стоимость;

— высокую степень гальванической развязки блоков аппаратуры по постоянному и переменному току;

— отсутствие потребности в электрическом заземлении и опасности коротких замыканий;

— большой диапазон рабочих температур;

— безопасность при прокладке в пожаро- и взрывоопасных местах, поскольку в разъемах и при разрыве кабеля не возникает искра;

— возможность снижения общей потребляемой мощности в системе;

— абсолютную скрытность передаваемой информации.

Перечисленные достоинства ВОЛС определили быстрый рост заинтересованности военных ведомств иностранных государств к разработке и внедрению таких систем.

Одной из первых программ в этой области была программа ALOFT, начатая по заказу ВМС США в августе 1974 г. В рамках этой программы заменена сеть связи блоков РЭА на самолете А-7. Проведены испытательные полеты. Схема размещения блоков аппаратуры на самолете представлена на рис. 3.6. Оборудование размещается в нескольких отсеках и в кабине, кабель проходит через три герметизированных разъема. Применение волоконно-оптических устройств позволило получить реальный выигрыш в массе и стоимости оборудования. Масса кабеля уменьшилась в 12 раз, стоимость упала в полтора раза. Все связи между блоками аппаратуры самолета А-7 выполнены на базе 13 волоконно-оптических кабелей, каждый из которых соединяет только две точки и работает в режиме уплотнения по времени. Каждая такая линия связи имеет ширину полосы частот не менее 10 МГц.

Программа ALOFT однозначно продемонстрировала все преимущества ВОЛС в качестве средства, обеспе-

чивающего снижение массы бортовой РЭА и повышение ее стойкости к воздействию помех в виде сигналов высокой частоты, и низкочастотных электромагнитных наводок. В ходе летных испытаний самолет выполнял обычное маневрирование, в том числе бомбометание и пуск ракеты по наземной цели. Результаты испытаний признаны положительными.

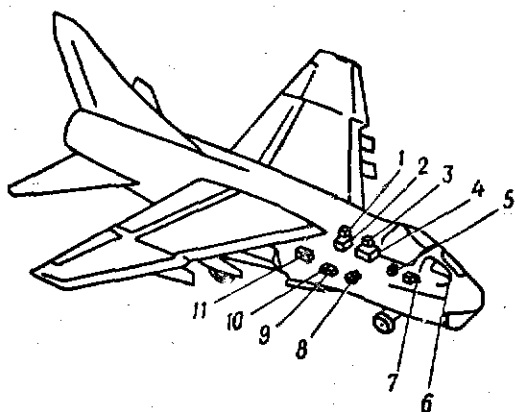


Рис. 3.6. Размещение на самолете А-7 блоков радиоэлектронной аппаратуры, связанных волоконно-оптическими линиями:

1 — блок управления оружием; 2 — БЦВМ; 3 — электронный блок индикатора на лобовом стекле (ИЛС); 4 — инерциальный измерительный блок; 5 — приборная панель инерциальной системы; 6 — ИЛС; 7 — приборная панель ДИСС; 8 — антенна ДИСС; 9 — аппаратура индикатора с подвижной картой; 10 — вычислитель аэродинамических параметров полета; 11 — электронный блок ДИСС

Сравнительный анализ стоимости элементов бортовой самолетной аппаратуры передачи информации, проведенный в рамках программы, показал, что уже в начале 80-х годов волоконно-оптическая техника связи станет экономически более выгодной, чем проводная [21].

ВВС США в рамках программы FOCAR проводит исследования по анализу и сопоставлению стоимости трех типов бортовых систем передачи информации: на ВОЛС, коаксиальных кабелях и парных витых проводах. При этом учитываются масса, влияние помех, надежность и затраты на разработку, изготовление и обслуживание [19].

Проводятся исследования по использованию ВОЛС в различных системах на многих типах военных и гражданских самолетов: А-7, F-15, F-16, YC-14, В-1, L-1011, «Комета» и др. Фирма ВАС использует ВОЛС вместо обычных проводных линий на опытном самолете «Торнадо». Сведения о некоторых программах исследований по построению и использованию ВОЛС на самолетах даны в табл. 3.2.

Таблица 3.2

Применение волоконно-оптической техники в зарубежной авиационной военной технике

Наименование системы	Назначение и краткая характеристика	Основные преимущества
Световодная линия связи палубного штурмовика А-7 [11, 19]	Программа ALOFT: обмен информацией в прицельно-навигационной системе между центральной БЦВМ и 27 отдельными блоками РЭО	Масса светокабелей в 21 раз меньше массы ранее применявшихся электрических кабелей. Масса системы уменьшилась в 12 раз
Линия передачи данных для самолета А-7С [31]	Для передачи сигналов между бортовыми системами	Нечувствительность к средствам РПД в условиях воздушного боя
ВОЛС в системе навигации и управления оружием (NWDS) самолета А-7Е [20]	Для соединения системы отображения информации с бортовой ЭВМ	Уменьшение числа сигнальных кабелей, существенное снижение уровня помех и увеличение скорости передачи данных. Масса кабеля уменьшилась с 16 кг до 1,6 кг
Бортовая ВОЛС для передачи данных на бомбардировщике В-1 и самолетах ПЛО [28, 24]	Для передачи сигналов между бортовыми системами	Невосприимчивость к электромагнитным помехам, создаваемым бортовыми системами. Расширение полосы частот тракта
Самолетная распределительная система «Sostel» [7]	Для обеспечения электрической развязки между сигнальными и мощными электрическими цепями и устранения паразитных связей между самолетными системами и наземными контрольно-измерительными комплексами	Улучшение помехозащищенности, уменьшение массы и объема, наличие гальванической развязки между входными и выходными цепями РЭА

Наименование системы	Назначение и краткая характеристика	Основные преимущества
Линия передачи данных на истребителе F-15 [9]	Для обеспечения электромагнитной совместимости РЭА	Обеспечение электромагнитной совместимости, улучшение помехозащищенности и развязки каналов, уменьшение массы и объема кабельной сети
Бортовая система дистанционного управления (СДУ) самолетом С-131 [3]	Для передачи сигналов управления самолетом из кабины летчика к органам управления. В системе используются радиальный ответвитель и 7 волоконно-оптических жгутов	Увеличение скорости передачи сигналов, повышение помехоустойчивости СДУ, уменьшение объема и массы кабельной сети
Линия передачи данных на самолете УС-14 [29, 30]	Для соединения БЦВМ в дистанционной системе управления полетом самолета	Предотвращение взаимного влияния каналов, улучшение помехозащищенности СДУ
Линия передачи данных на самолете «Комета» [16, 12]	Для связи двух БЦВМ в системе вычисления и отображения навигационных данных	Возможность замены электрических кабелей волоконно-оптическими
ВОЛС для передачи данных на самолете РС-135 [11, 22]	В рамках программы ГОСАР. Для связи бортовой ЭВМ с исполнительными устройствами	Сокращение массы и объема по сравнению с проводными и кабельными линиями, повышение защищенности от электромагнитных помех и наводок

В США анализируется применение ВОЛС на противолодочном самолете Р-3 («Орион»). Ожидается уменьшение массы бортовых линий связи на 135-235 кг. Обычную металлическую проводку предполагается заменить волоконно-оптической на самолетах Е-3А системы дальнего радиолокационного обнаружения и управления АВАКС.

Анализ свойств волоконно-оптических устройств и характеристик образцов аппаратуры ВОЛС позволяет, по мнению зарубежных специалистов, определить следующие целесообразные направления использования волоконной техники в авиации:

а) в системе передачи изображений по волоконным жгутам;

б) в наземной технике связи, в том числе во внутриаэродромной сети передачи речевых, телеграфных и радиолокационных сигналов, а также для информационного обмена в наземных пунктах управления;

в) в самолетных бортовых системах с низкими информационными потоками;

г) в самолетных каналах информационного обмена большой емкости;

д) в системе передачи команд в авиационных ракетах.

Волоконно-оптические жгуты различного диаметра могут использоваться для передачи визуального изображения как в бортовой, так и наземной технике.

Изображение, сфокусированное на входной торцев жгута, может передаваться с несущественными энергетическими потерями на расстояние до 10 м и более.

Разрешающая способность этих жгутов составляет 20—50 линий на миллиметр. Разработаны устройства, позволяющие повысить разрешающую способность в два раза.

Жгуты можно использовать для передачи пилоту самолета информации от датчиков изображений: электронно-оптических визиров, телевизионных и других датчиков. Они используются в устройствах наблюдения за труднодоступными элементами конструкции самолета при наземном обслуживании самолетов и т. д. [15].

В наземной технике связи волоконно-оптические системы связи показали неоспоримые преимущества и находят все более широкое применение. На рис. 3.7 представлена зависимость относительной стоимости канал-километра различных типов линий связи от числа телефонных каналов, используемых в данной линии.

В аэродромных волоконно-оптических линиях передачи речевой и неречевой информации по кабелям, эквивалентным по размерам, массе и механическим характеристикам телефонным проводам, могут передаваться как телефонные и телеграфные сигналы, так и видеосигналы от РЛС, телевизионных установок, сигналы от самолетного оборудования в процессе подготовки к полету и др. Это определяет высокую мобильность оборудования и ускоряет развертывание системы связи на аэродроме перебазирования.

Перспективность использования ВОЛС для связи между блоками ЭВМ в наземных пунктах управления обуславливается в основном такими преимуществами, как гальваническая развязка и отсутствие электрических наводок на кабель. В настоящее время активно разрабатываются и испытываются волоконные линии

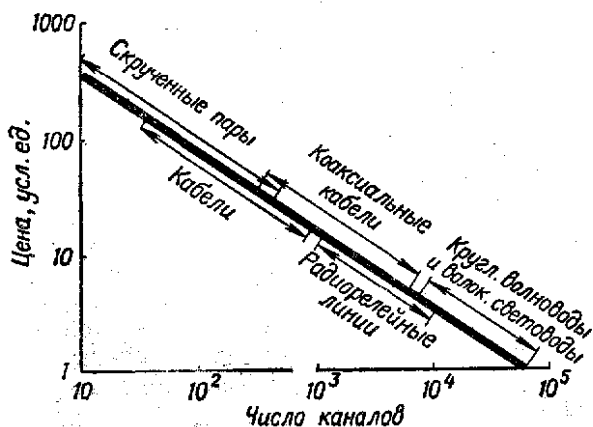


Рис. 3.7. Относительная стоимость канал-километра для различных типов кабелей как функции от числа каналов

связи внутри ЭВМ [1,6]. Однако наибольший выигрыш от применения ВОЛС ожидается в мобильных пунктах управления благодаря снижению массы и габаритов кабельной системы.

Внутрисамолетные системы связи с низкими потоками информации необходимы, например, в системе управления самолетом. В такой системе низкая потребная информационная емкость каналов связи обуславливается сравнительно медленным изменением параметров полета самолета. В системе управления самолетом не реализуется потенциальная широкополосность волоконного кабеля. Достоинствами такой системы являются в основном малая масса и устойчивость к внешним помехам. Существенными являются также и другие перечисленные выше достоинства.

В настоящее время наметился переход от систем управления самолетом посредством тяг к системам дистанционного управления с помощью проводной ли-

нии. Такие системы кроме снижения общей массы позволяют более гибко формировать сигналы управления самолетом в зависимости от условий полета. На рис. 3.8 показана примерная схема построения системы дистанционного управления современным самолетом. Данные о параметрах полета собираются на вычислительную машину с датчиков, расположенных на расстоянии от 1 до 20 м от нее. Сюда же поступают сигналы от ручки управления самолетом (РУС). Выработанный

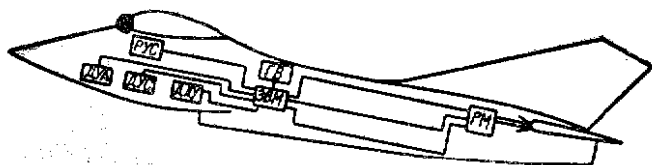


Рис. 3.8. Пример построения системы дистанционного управления самолетом-истребителем:

РУС — ручка управления самолетом; ГВ — гиравертикаль; РМ — рулевые машинки, ДУА, ДУС, ДЛУ — датчики параметров полета

сигнал управления по 2—4 параллельным каналам (для повышения живучести) подается на рулевые машинки. Волоконные кабели здесь с успехом могут заменить электрические. Волоконная сеть в СДУ самолета рассматривается в проекте перспективного английского истребителя.

В СДУ самолета УС-14 волоконно-оптические линии используются для передачи информации между ЭВМ, поскольку в этом самолете трехкратно зарезервирована вся сеть сбора данных и управления двигателем и аэродинамическими поверхностями. Электронная система управления самолетом УС-14, состоящая из тройного комплекта аналого-цифровых и электронно-оптических преобразователей и цифровых ЭВМ, разработана фирмой «Маркони-Эллиот». Функциональная схема этой системы представлена на рис. 3.9.

Аналоговые сигналы от датчиков параметров полета и датчиков обратной связи устройств управления поступают на аналого-цифровые преобразователи и далее в цифровой виде — в цифровой блок. По волоконным линиям связи в ЭВМ поступают сигналы от датчиков дублирующих систем. Цифровой блок оценивает достоверность трех поступивших сигналов и в соответствии с программой работы на данном этапе полета выраба-

тывает сигналы управления, преобразуемые далее в аналоговую форму.

Наибольший выигрыш от применения волоконно-оптических линий на самолете ожидается при построении единой мультиплексной системы обмена информацией. На борту самолета в такой системе находится несколько вычислительных машин, каждая из которых способна решать все задачи и передавать часть своих задач на другие ЭВМ в случае отказа. Датчики информации и исполнительные устройства объединяются в группы; групповые устройства связи (оконечные устройства системы связи) имеют выход на управляющие центры для использования информации или выполнения команд на уровне систем.

У оконечных устройств располагаются цифровые процессоры для первичной обработки информации. Наиболее приемлемый путь для соединения оконечных устройств (терминалов) с управляющими центрами и другими терминалами состоит в организации магистрали передачи данных. Схема организации мультиплексной системы

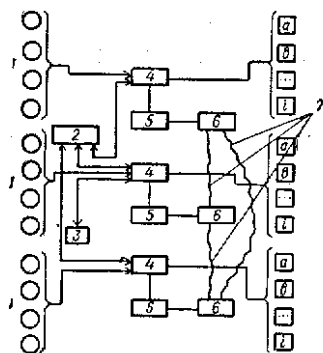


Рис. 3.9. Функциональная схема электронной системы управления полетом самолета YS-14:

1 — датчики; 2 — панель управления; 3 — панель встроенного контроля; 4 — аналого-цифровые преобразователи; 5 — цифровые блоки; 6 — электрооптические преобразователи; 7 — волоконно-оптические линии; а, б, ..., и — исполнительные устройства

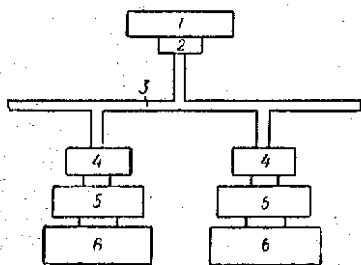


Рис. 3.10. Схема организации мультиплексной системы информационного обмена:

1 — ЭВМ; 2 — устройство ввода — вывода; 3 — мультиплексная шина; 4 — преобразователи кодов; 5 — оконечное устройство; 6 — датчики и исполнительные устройства

приведена на рис. 3.10. В такой сети каждый терминал имеет выход на магистраль данных и может быть связан с любым терминалом и любой ЭВМ. Когда один термини-

нал передает сообщение в магистраль, остальные терминалы воспринимают информацию. Используется информация в тех терминалах, которые получили команду из центра управления на ее использование. Управляет информационным обменом одна из бортовых вычислительных машин. Таким образом, мультиплексная сеть является сетью с временным уплотнением сообщений, где последовательные группы данных формируются в одних терминалах и селектируются в других (приемниках) по командам управляющей ЭВМ.

При создании на основе волоконно-оптической техники магистралей с многими оконечными устройствами возникают свои проблемы построения сети. Для организации сети используются Т-образные соединения и соединения типа «звезда», а также их комбинации — гибридные схемы. Схемы сетей с использованием различных типов соединений представлены на рис. 3.11. Соединения могут быть пассивного типа с разделением оптической мощности и активного, ретрансляционного типа.

В последовательной системе с Т-образными пассивными ответвителями оптическая мощность быстро уменьшается по мере того, как сигнал проходит через большое число ответвителей, поэтому фотоприемные устройства в такой системе должны иметь широкий динамический диапазон, чтобы обеспечить прием как сильных сигналов (от близлежащих терминалов),

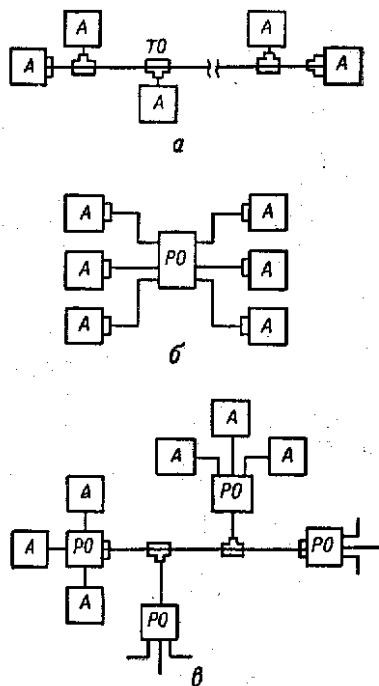


Рис. 3.11. Схемы организации волоконно-оптической магистрали: а — магистраль с Т-образными ответвителями; б — сеть типа «звезда»; в — гибридная сеть; А — абонент (оконечное устройство); ТО — Т-образный ответвитель; Р0 — радиальный ответвитель

так и слабых сигналов (от удаленных оконечных устройств).

В параллельной системе не возникает трудностей с большим диапазоном уровней сигнала, однако для этой системы требуется большее количество волоконно-

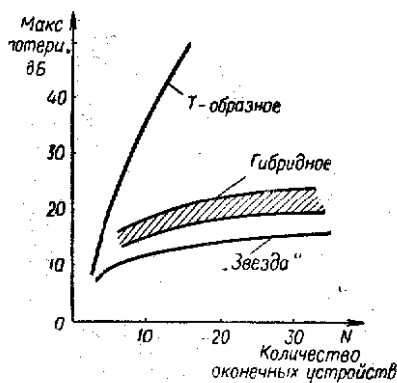


Рис. 3.12. Зависимость максимальных потерь в сети от количества оконечных устройств

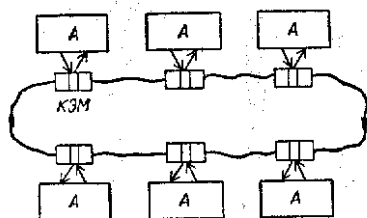


Рис. 3.13. Организация кольцевого мультимплексного канала:

А — абонент, КЭМ — квантово-электронный модуль

оптического кабеля. Примерная диаграмма максимально возможных потерь в линии между оконечными устройствами для соединений по схемам а, б, в (рис. 3.11) показана на рис. 3.12. В ряде случаев целесообразно построение систем связи с активными соединительными устройствами. Они представляют собой квантовоэлектронные модули — ретрансляторы, которые включают в себя фотоприемное устройство, усилитель и узел лазерного (светодиодного) излучателя. Электрический сигнал схемы усилителя выводится в электрические цепи абонента или других активных ретрансляторов. Ввод электрического сигнала может производиться в ту же точку схемы квантовоэлектронного модуля. Используя

различные комбинации электрических и оптических соединений, можно получить Т-образные, звездчатые и гибридные соединения абонентов в сети с активными соединителями.

Поскольку сигнал в квантовоэлектронном модуле распространяется только в одном направлении, то в ряде систем находит применение кольцевая схема соединения абонентов, организация которой показана на рис. 3.13. Недостатком кольцевого канала является не-

высокая его надежность, так как отказ одного модуля приводит к разрыву кольца.

Волоконно-оптические линии связи в системе передачи команд в авиационной ракете получают применение главным образом благодаря их высокой помехоустойчивости по отношению к электрическим наводкам. Электрические наводки возникают из-за электризации корпуса ракеты при полете на сверхзвуковых скоростях, а также в облаках. Электромагнитные помехи могут быть результатом разрядов молнии и отдельных взрывов.

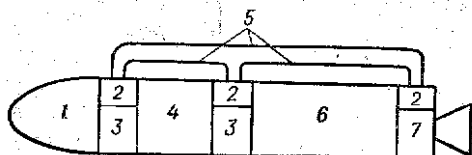


Рис. 3.14. Пример схемы волоконной кабельной сети авиационной ракеты:

- 1 — головка самонаведения; 2 — оптико-электронные блоки;
3 — электронная аппаратура; 4 — боевая часть и взрыватель;
5 — волоконные кабели; 6 — двигатель; 7 — механизм управления соплом

В существующих ракетах командные линии связи приборного отсека и исполнительных механизмов представляют собой достаточно громоздкие и тяжелые экранированные кабели. Оптическая кабельная система не нуждается в экранировке, легче и может быть удобно скомпонована вдоль корпуса ракеты без использования гаргрота [19]. Оптический кабель легко разрывается без испарений и коротких замыканий при сходе ракеты с пускового устройства. На рис. 3.14 представлена ориентировочная схема кабельной сети авиационной ракеты. Пример невыступающей компоновки волоконного кабеля на корпусе ракеты приводится на рис. 3.15. При такой компоновке оптические световоды 1 укладываются в ряд вдоль корпуса ракеты 2 и крепятся к нему с помощью титанового кожуха 3. Кожух покрывается теплозащитным материалом 4 [13].

Перечисленные области использования и примеры применения ВОЛС показывают, что, сравнительно недавно появившись, волоконно-оптические линии быстро завоевывают позиции в военной авиационной технике. Они уже продемонстрировали большие преимущества

перед другими системами, несмотря на то, что для их применения требуется в настоящее время сложный и громоздкий процесс перевода электрических сигналов в оптические и обратно.

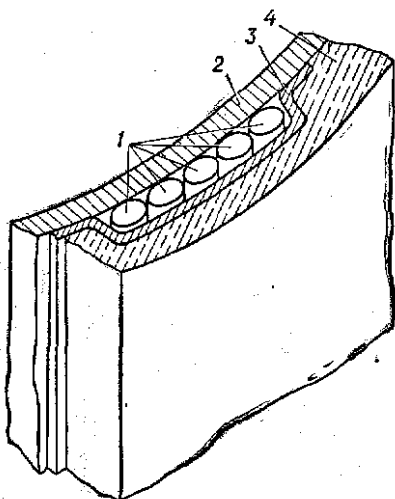


Рис. 3.15. Укладка волоконных кабелей в невыступающей компоновке: 1 — световоды; 2 — корпус ракеты; 3 — титановый кожух; 4 — теплозащитный материал

Основным элементом световодных систем является диэлектрический волоконный волновод с малыми потерями, служащий для канализации оптического излучения между передающим и приемным пунктами. В настоящее время при построении бортовых ВОЛС в подавляющем большинстве случаев используются круглые двухслойные стеклянные или полимерные световоды. Световод (рис. 3.16) состоит из жилы 1 и оболочки 2 с несколько меньшим показателем преломления. Диаметр световедущей жилы

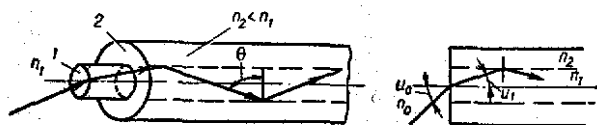


Рис. 3.16. Ход лучей в волоконном двухслойном волноводе: 1 — жила; 2 — оболочка

составляет несколько десятков или сотен микрон. Разница коэффициентов преломления жилы и оболочки ($\Delta n = n_1 - n_2$) составляет примерно 1%. Такие световоды являются многомодовыми, т. е. в них может распростра-

няться большое количество различных типов колебаний (мод).

Волновод с резкой границей между жилой и оболочкой (со ступенчатым профилем показателя преломления) называется ступенчатым волноводом. В ступенчатом волноводе световые лучи распространяются вдоль центральной световедущей жилы, претерпевая полное внутреннее отражение на границе жилы и оболочки. Максимальный угол отклонения лучей от оси световода, при котором полное внутреннее отражение еще имеет место, определяется числовой апертурой световода

$$NA = \sin u_{0m} = n_1 \sin u_{1m} = \sqrt{n_1^2 - n_2^2} \approx n_1 \sqrt{2\Delta},$$

где $\Delta = 1 - \frac{n_2}{n_1}$.

При $n_1 = 1,46$ (плавленый кварц) и $\Delta = 0,01$ числовая апертура $NA = 0,2$, а максимальный угол ввода излучения в волокно $u_{0m} = 23,1^\circ$. Столь малые значения угла u_{0m} определяют некоторые трудности ввода излучения в волокно.

Разработаны и производятся также световоды с непрерывно меняющимся по профилю показателем преломления — градиентные световоды, или световоды типа Селфок, Градан. Показатель преломления в таких световодах постепенно уменьшается от центра к периферии чаще всего по параболическому закону, поэтому оптические лучи в световоде постоянно преломляются, рефрагируют. Он является как бы протяженным аналогом линзы. Градиентные световоды обладают лучшими характеристиками по пропусканию излучения и дисперсионному размытию сигнала, однако они дороже ступенчатых и их нецелесообразно применять в коротких бортовых системах связи. Целесообразная область применения градиентных волноводов — линии связи большой протяженности с большой пропускной способностью.

При распространении по световоду часть световой энергии теряется. Основными причинами потерь света являются поглощение в материале жилы в ультрафиолетовой и инфракрасной областях, рассеяние на неоднородностях границы жилы и оболочки. Как видно из графика, приведенного на рис. 3.17, минимумы потерь в стекловолокне совпадают с областями генерации наиболее распространенных в настоящее время лазерных источни-

ков — полупроводникового лазера ($\lambda = 0,75 \div 0,91$ мкм) и твердотельного лазера на стекле с неодимом ($\lambda = 1,06$ мкм). Для кварцевых волноводов наблюдается абсолютный минимум коэффициента ослабления в более далекой ИК области ($\lambda = 1,3$ мкм). Для создания линий, использующих эту полосу прозрачности волокна, необходимы эксплуатационно

пригодные источники и приемники излучения, работающие в этой области.

Значение коэффициента ослабления в волоконных световодах может быть различным и определяется технологическими и техническими условиями их изготовления, что определяет и их стоимость. Относительно легко реализуется волновод с коэффициентом ослабления 5—10 дБ/км. Получены волноводы с коэффициентом ослабления 0,7 дБ/км [5] и меньше.

Однако на выбор оптического кабеля для бортовых ВОЛС определяющее значение имеет

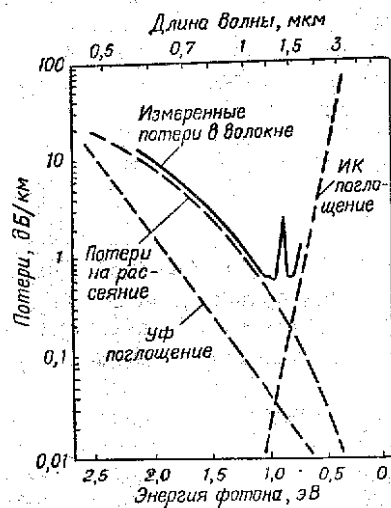


Рис. 3.17. Спектральная зависимость потерь излучения в стекловолоконном световоде от энергии фотона

его длина, которая не превышает 10—50 м. Требования, предъявляемые к световодам, в этом случае значительно снижаются. С учетом потерь на ввод и вывод излучения потери в волокне могут составлять до 100—200 дБ/км и более. Поэтому в таких ВОЛС часто применяется более простое в изготовлении и дешевое стеклянное волокно со ступенчатым профилем показателя преломления. Кроме того, для бортовых ВОЛС можно применять волокна с большой числовой апертурой NA , что существенно повышает эффективность их согласования с источником излучения.

Кроме стеклянных световодов широкие перспективы для бортовых ВОЛС имеют полимерные волокна. Хотя они обладают довольно значительным на сегодняшний

день уровнем затухания ≥ 500 дБ/км, для короткой линии эта величина вполне приемлема. Полимерные волокна обладают и существенными преимуществами: они сохраняют гибкость при больших диаметрах волокна, вплоть до 250—500 мкм, а при таких размерах световодущей жилы значительно упрощаются ввод излучения в волокно и согласование волокон в разъеме.

В качестве источника излучения в бортовых ВОЛС целесообразно использовать полупроводниковые светодиоды и лазеры.

Приведем краткие характеристики возможных типов излучателей для ВОЛС.

Светодиоды. Некогерентное излучение светодиодов обусловлено процессами спонтанной рекомбинации при инжекции неосновных носителей в область $p-n$ -перехода. В ВОЛС могут применяться светодиоды либо с активной плоской поверхностью, либо с излучением вдоль $p-n$ -перехода. Первый тип светодиодов имеет ламбертовскую диаграмму направленности:

$$I(\theta) = I_0 \cos \theta.$$

Светодиоды второго типа обладают мощностью излучения в единицы и десятки милливатт, которое сосредоточено в пучке с угловыми размерами $\approx 120^\circ \times 40^\circ$. Энергетическая яркость светодиодов достигает 100 Вт/ср·см² при площади излучающей поверхности $\sim 2 \cdot 10^{-5}$ см².

Ширина полосы излучения, генерируемого светодиодами, составляет от 25 до 40 нм. Основными преимуществами светодиодов являются возможность их модуляции аналоговыми сигналами и большой срок службы (10^4 — 10^5 ч).

В суперлюминесцентных светодиодах наряду со спонтанным излучением имеется вынужденное, что обуславливает сужение спектра излучения до 5—8 нм и повышение яркости излучателя.

Геометрия суперлюминесцентных светодиодов аналогична геометрии полосковых гетеролазеров с той лишь разницей, что для обеспечения однопроходного усиления спонтанного излучения убирается одно из зеркал лазерного резонатора. Излучение в этих приборах, как и в лазерах, выводится параллельно плоскости $p-n$ -перехода.

Инжекционные лазеры. Вынужденное излучение инжекционного лазера возникает в результате многопроходового усиления спонтанного излучения в структуре, изготовленной в виде резонатора Фабри—Перо.

Перспективные для применения в ВОЛС лазеры, обладающие низким порогом генерации, изготавливаются на основе двойной гетероструктуры вида $\text{GaAs} - \text{Ga}_{1-x}\text{Al}_x\text{As}$ и в зависимости от молярной доли алюминия (величины x) излучают в диапазоне $\lambda = 0,75 \div 0,9$ мкм. Ширина полосы излучения лазера существенно меньше, чем светодиода, и составляет $\Delta\lambda = 0,1 \div 2$ нм для различных типов лазеров.

Ширина диаграммы направленности лазеров составляет $40-60^\circ$, что позволяет удовлетворительно согласовать диаграмму излучения источника с числовой апертурой волокна и обеспечить малые потери ввода при невысоком значении NA .

Недостатком лазерных источников является малый срок службы — около 10^3 ч (на отдельных образцах достигнуто большее время работы), поэтому наиболее приемлемым и наиболее широко используемым в авиационных системах источником излучения является светодиод, значительно уступающий гетеролазеру по КПД, направленности и быстродействию, но надежнее и долговечнее [7].

В качестве приборов, преобразующих световой сигнал в электрический, в ВОЛС почти всегда применяются фотодиоды двух типов: $p-i-n$ -фотодиоды (ПФД), лавиннопролетные фотодиоды (ЛФД). ЛФД способны регистрировать очень слабые сигналы, но их рабочие характеристики сильно зависят от температуры. Для эффективной работы ЛФД требуется напряжение смещения 200—300 В, что вызывает дополнительные осложнения электронных блоков приемника и снижает его надежность.

Наиболее перспективными фотодетекторами для бортовых ВОЛС являются ПФД. Обладая меньшей чувствительностью по сравнению с ЛФД, они более стабильны и не требуют дополнительного источника напряжения смещения. Лучшие из разработанных к настоящему времени кремниевых ПФД имеют следующие характеристики:

— максимум чувствительности фотодиода при $\lambda = 0,8 \div 0,9$ мкм от 0,4 до 0,5 А/Вт;

- быстродействие < 1 нс;
- напряжение смещения 15—90 В.

На частотах до 1 МГц целесообразно применение фототранзисторов. На этих частотах они обладают коэффициентом усиления около 100, что позволяет обходиться без дополнительного усилителя.

В результате длительных исследований зарубежные специалисты пришли к выводу, что волоконно-оптические линии связи являются перспективной базой для построения систем информационного обмена как на борту самолетов, так и в наземной авиационной технике. В настоящее время ведутся интенсивные исследования как в плане создания эксплуатационно-пригодной элементной базы ВОЛС, так и по вопросам построения систем связи [2].

Литература к главе 3

1. Алябьев Б. В., Басов Н. Г. и др. Восьмиканальная волоконно-оптическая линия связи между устройствами ЭВМ.— Квантовая электроника, 1977, № 9.
2. Армстронг Л. Успехи в области световодных систем связи.— Электроника, 1975, № 6.
3. Барноски М. К. В системах с 20 и более оконечными устройствами радиальные ответвители лучше Т-образных.— Электроника, 1976, № 16.
4. Барсуков Ф. И., Величкин А. И., Сухарев А. Д. Телевизионные системы летательных аппаратов. М., Сов. радио, 1979.
5. Белов А. В., Гурьянов А. Н. и др. Стекланный волоконный световод с потерями менее 1 дБ/км.— Квантовая электроника, 1977, № 9.
6. Беловалов М. И., Бубнов М. М. и др. Исследование волоконно-оптической системы для связи блоков ЭВМ.— Квантовая электроника, 1977, № 11.
7. Вейнберг В. Б., Саттаров Д. К. Оптика световодов. М., Машиностроение, 1977.
8. Волков Л. Развитие средств тактической воздушной разведки.— Зарубежное военное обозрение, 1977, № 10, с. 55—60.
9. Другие волоконно-оптические системы связи.— Электроника, 1973, № 26.
10. Лазерная телевизионная камера.— Электроника, 1965, № 24, с. 54—55.
11. Новости зарубежной науки и техники, 1976, № 9.
12. Носов Ю. Р. Волоконно-оптические линии фотонной связи.— Зарубежная радиоэлектроника, 1975, № 11.
13. Патент США. 1975, № 3, 897.028, кн. 244—31.
14. Ребрин Ю. К. Управление оптическим лучом в пространстве. М., Сов. радио, 1977.
15. Рождественский Ю. В., Вейнберг В. Б., Саттаров Д. К. Волоконная оптика в авиации и ракетной технике. М., Машиностроение, 1977.

16. Световоды для передачи данных на борту самолета.— Электроника, 1973, № 17.
17. Совещание по проблемам передачи информации по волоконным световодам.— Квантовая электроника, 1977, № 9.
18. Armstrong L. Militarys Jaser work to be rewarded.— Electronics, 1975, N 9, p. 59—60.
19. Aviation Week and Space Technology, 1976, V. 104, N 6.
20. Geallorenzi T. G., Weller J. F. Integrated and Fiber optical devices and systems.— IEEE Transactions on nuclear Science, 1975, V. 22, N 6.
21. Greenweell R. A. Fiber Optics Cost Models for the A—7 Aircraft.— Fiber and Integrated Optics, 1977, N 2.
22. Dwarhin L., Trumbe V., Williams D. Progres towards Practical military Fiber Optic Communication Systems.— Opt. Fiber Transmission, 1977, 2.
23. Laser Focus, 1969, v. 5, N 15, p. 12.
24. Les communications optiques 'a' bord d'avions, déjà une réalité. — Inter electronique, 1976, N 222.
25. Miller B. Air Reconnaissance Aided by Linie — Sanning Laser Camera.— Aviation Week and Space Technology, 1965, v. 82, N 17, p.p. 80—81, 85.
26. Miller B. New Roles Grow for Electro-Optics.— Aviation Week and Space Technology, 1970, v. 92, p.p. 155—161, 164—167.
27. Laser Focus, 1970, v. 6, N 11, p. 32.
28. Microscopic microwaves for tomorrow.— Microwaves, 1975, v. 14, N 4.
29. Fiber optic connectors. An effective solution.— Electronic Engineering, 1975, № 55.
30. Reese Inving. Fiber optic data dus for control — a reality.— Contr. Eng, 1977, v. 24, N 7.
31. Powers P. W. Fiber optics and naval aviation. U. S. Naval Institute Proceeding, 1976, v. 102, N 10.

Глава 4

ЛАЗЕРЫ НА АЭРОДРОМЕ

4.1. ЛАЗЕРНЫЕ СРЕДСТВА КОНТРОЛЯ

Появление лазеров, излучение которых способно служить эталоном длины, открыло возможность их применения в контрольно-измерительной технике. Этому вопросу к настоящему времени посвящено большое количество работ, из которых можно рекомендовать [1] и [2].

Известные в настоящее время лазерные методы измерений существенно различаются между собой по принципу действия, техническим характеристикам, возможностям использования. В основу классификации удобно положить физический принцип действия измерительных устройств. К числу лазерных методов измерения относят:

- 1) интерференционные (с использованием интерферометров на одночастотных и двухчастотных лазерах, активных лазерных интерферометров, голографических устройств);
- 2) дифракционные;
- 3) основанные на геометрии прохождения лазерного луча;
- 4) точной фокусировки.

Принцип действия измерительной установки, использующей интерференционный метод, заключается в следующем (рис. 4.1). Лазер 8 излучает световой луч в обе стороны. Направленный свет с одной стороны отражается от поворотного зеркала 3, а затем, отражаясь от полупрозрачного зеркала 5, попадает на фотоприемник 1 в качестве эталонного луча 4. Свет лазера, направленный в другую сторону, отражается от поверхности 10 и формируется собирающей линзой 9 в параллельный пучок 7, который проходит через полупрозрачное зеркало 5, обеспечивая поступление отраженного сигнала.

ла на фотоприемник 1, последний реагирует на сумму отраженного и эталонного сигналов. Если оба сигнала совпадают по фазе, то электрический сигнал с фотоприемника достигает максимума; если отраженный и эталонный сигналы по фазе не совпадают, то сигнал с выхода фотоприемника уменьшается, достигая минимального значения при сдвиге фаз 180° . Следовательно,

выходной сигнал фотоприемника является функцией смещения по фазе между эталонным и отраженным сигналами, т. е. функцией расстояния от выходного окна лазера до контролируемой поверхности. Электрический сигнал с фотоприемника поступает на вольтметр 2 и самописец 6, который вычерчивает непрерывную диаграмму профиля поверхности. В качестве фотоприемника можно использовать ФЭУ.

Рассмотренная схема позволяет определять чистоту обработки поверхности, наличие трещин, а также частоту коле-

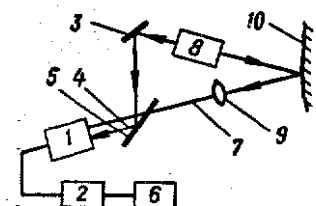


Рис. 4.1. Схема измерительной установки, использующей интерференционный метод:

1 — фотоприемник; 2 — вольтметр; 3 — поворотное зеркало; 4 — эталонный луч; 5 — полупрозрачное зеркало; 6 — самописец; 7 — параллельный пучок; 8 — лазер; 9 — собирающая линза; 10 — контролируемая поверхность

баний (вибраций) поверхности.

Известно о разработке приборов, действующих на основе голографии, которые могут применяться для измерения и оценки характера сложных поверхностей. Голография, являющаяся, по сути дела, безлинзовой фотографией, позволяет устранить факторы, которые снижают разрешающую способность измерительных установок из-за аберраций линз. Деталь сложной формы освещается лазерным пучком. Лазерное излучение, рассеянное поверхностью изделия, пропускают сквозь голограмму шаблона. Несоответствие формы изделия форме шаблона приводит к возникновению интерференционных полос, которые фиксируются соответствующими устройствами. Если голограмму рассчитать и приготовить искусственно, то отпадает необходимость в изготовлении шаблона.

Следует отметить, что при контроле деталей, которые характеризуются диффузным отражением, эталонные и контролируемые поверхности отличаются не толь-

ко формой, но и микроструктурой. Интерференция на микронеровностях поверхности снижает контраст интерференционных полос, появившихся как результат различия по форме, что в ряде случаев приводит к недопустимому уменьшению соотношения сигнал/шум. Для устранения этого недостатка используют наклонное падение лазерного излучения на контролируемую поверхность, тогда влияние микронеровностей на интерференционную картину существенно уменьшается.

Такие лазерные установки могут быть использованы для обнаружения разрушений в элементах конструкции, находящихся под обшивкой. Метод заключается в том, что если снимается голограмма участка поверхности, например, при работающем двигателе, то структура интерференционных полос определя-

ется резонансными свойствами данного участка поверхности с учетом влияния на них элементов конструкции, находящихся под обшивкой. Любое разрушение элементов конструкции приводит к изменению резонансных свойств поверхности и регистрируется голограммой.

Дифракционные методы измерения позволяют контролировать форму деталей на основе анализа и сравнения (с учетом дифракционных явлений) лазерного излучения, отраженного от эталонных и измеряемых поверхностей. Известны устройства, которые позволяют контролировать как отклонения от номинального диаметра (ширину щели), так и абсолютное значение размеров.

Схема одного из таких устройств, основанного на дифракционном методе, приведена на рис. 4.2. Щель шириной d между контролируемой и эталонной кромками облучается лазерным источником на волне λ . При этом на расстоянии $L \gg d$ получают характеристическую дифракционную картину, по которой контролируют изменения ширины щели. Точность этого контроля зави-

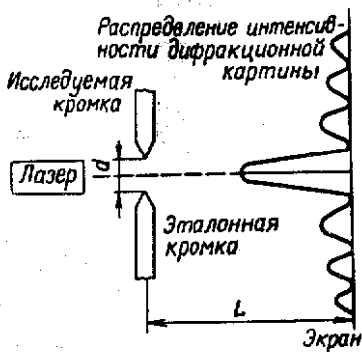


Рис. 4.2. Схема устройства контроля за поверхностью дифракционным методом

сит от точности определения расстояния L . В ряде случаев в дифракционных системах контроля между экраном дифракционной картины и деталью устанавливают линзу, что позволяет значительно сократить расстояние L . Одна из таких систем применена для контроля диаметра проволоки с точностью 0,01%. Кроме того, этот

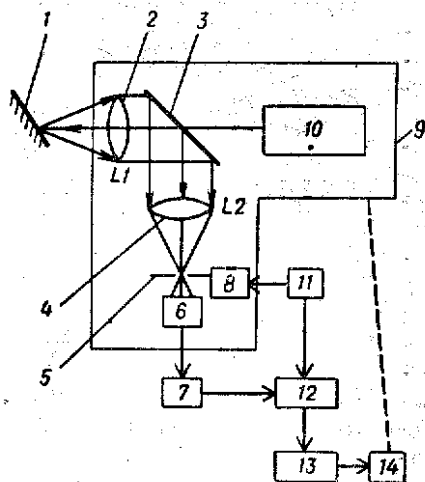


Рис. 4.3. Схема измерительной установки, использующей принцип точной фокусировки лазерного пучка:

1 — контролируемая деталь; 2, 4 — линзы; 3 — полупрозрачное зеркало; 5 — диафрагма; 6 — фотоприемник; 7 — предварительный усилитель; 8 — вибратор; 9 — датчик; 10 — лазер; 11 — генератор; 12 — фазочувствительный детектор; 13 — сервоусилитель; 14 — электродвигатель

же метод может быть использован для контроля размеров вмятин, царапин и трещин в обшивке самолета.

В периодической литературе приводится описание измерительных схем, основанных на точной фокусировке луча лазера на контролируемой поверхности и на приеме и обработке потока лазерного излучения, отраженного от нее.

Схема одной из измерительных установок приведена на рис. 4.3. Принцип ее действия заключается в следующем. Луч лазера 10 проходит через полупрозрачное зеркало 3 и фокусируется линзой объектива 2 на поверхности измеряемой де-

тали 1. Отраженный луч формируется той же линзой в параллельный пучок, который отклоняется полупрозрачным зеркалом 3 на 90° и фокусируется линзой 4. В фокусе линзы 4 помещается диафрагма 5, закрепленная на вершине вибратора 8 (обычно используется камертон), частота колебаний которого задается генератором 11. Диафрагма 5 колеблется вдоль оптической оси и модулирует отраженный луч.

Если лазерный луч сфокусирован на поверхности измеряемой детали, то размер сфокусированного пятна на диафрагме 5 минимален. При перемещении измеряемой

детали вдоль оси лазерного луча диаметр пятна на поверхности детали увеличивается, а его изображение смещается с заднего фокуса линзы 4. При колебаниях диафрагмы с частотой 400—600 Гц происходит модуляция светового потока с частотами f и $2f$. Глубина модуляции сигнала зависит от величины смещения детали относительно фокуса линзы 2, т. е. от величины расфокусировки. Фаза сигнала частоты f меняется на 180° в зависимости от знака смещения измеряемой детали относительно положения фокуса линзы объектива.

Пройдя диафрагму, световой поток поступает на фотоприемник 6. Электрический сигнал на его выходе содержит две составляющие: постоянную, пропорциональную яркости отраженного луча, и переменную, фаза которой зависит от направления смещения фокуса отраженного луча относительно диафрагмы 5, т. е. от направления отклонения измеряемой детали, а амплитуда — от величины отклонения и яркости отраженного луча. Этот сигнал подается на предварительный усилитель 7, содержащий фильтр для выделения сигнала основной частоты. Усиленный сигнал поступает на фазочувствительный детектор 12, опорным сигналом для которого служит напряжение генератора 11. Напряжение с фазочувствительного детектора подается на сервоусилитель 13, к которому подключен электродвигатель 14. Последний обрабатывает сигнал ошибки, перемещая датчик 9 в необходимом направлении до тех пор, пока измеряемая деталь не попадет в фокус линзы 2 объектива, т. е. пока фокус отраженного луча не переместится в центр диафрагмы модулятора.

Расстояние до измеряемой детали определяется по положению датчика, микрометрического винта или по сопротивлению потенциометра, соединенных с осью двигателя обработки. Если одновременно вдоль второй оси (y) перемещать с определенной скоростью датчик 9, то на ленте самописца можно получить изображение контура поверхности детали. Многократное профилографирование дает семейство профилей, представляющее собой каркасную поверхность измеряемого изделия.

Помимо перечисленных областей использования лазеров они могут широко применяться при строительстве аэродромов. Прежде всего использование лазеров может дать значительный выигрыш при нивелировании [3]. Лазерный нивелир создает в пространстве световую

плоскость путем сканирования пучка лазерного излучения. От такой плоскости можно непосредственными линейными измерениями определять отметки точек поверхности и выносить в натуру точки с заданными проектом отметками. Методика работ с применением лазерной плоскости состоит в следующем.

Перед нивелированием или планировкой площади по границам участка прокладывают нивелирный ход, закрепляя точки хода через 200—300 м. При необходимости сгущения сети прокладывают диагональные ходы. Место для установки лазерного нивелира выбирают так, чтобы с одной станции обеспечить работы на площади в радиусе 200—300 м. Плоскость сканирования лазерного пучка для нивелирования площади должна быть приведена в горизонтальное положение, а для планировки земной поверхности — в положение, параллельное проектной плоскости.

Приведение лазерной плоскости в горизонтальное положение выполняют в помощь уровней прибора. Для контроля горизонтальности лазерной плоскости и определения ее отметки берут отсчеты на оси световой полосы по нивелирным рейкам, установленным на точках нивелирного хода. Отметка лазерной плоскости ($H_{пл}$), вычисленная по отсчету, полученному в точке i :

$$H_{пл} = H_i + a_i, \quad (4.1)$$

где H_i — отметка точки, на которой установлена рейка;
 a_i — отсчет по рейке.

Отметку лазерной плоскости определяют как среднее по трем-четырем точкам, допуская расхождения до 5 мм.

При использовании лазерной плоскости для нивелирной съемки на площадке разбивают сетку квадратов и, устанавливая рейку в вершинах квадратов, определяют отметки точек:

$$H = H_{пл} - b,$$

где b — отсчет по рейке на оси светового штриха.

Как показали экспериментальные исследования, при расстояниях до 300 м погрешность в определении отметок точек не превышает ± 5 мм.

Используя лазерную плоскость при планировке участка, вычисляют вертикальное расстояние между лазерной плоскостью и проектной поверхностью:

$$d = H_{пл} - H_{пр}, \quad (4.2)$$

где $H_{пр}$ — проектная отметка выравниваемой поверхности.

Для закрепления на участке проектных отметок устанавливают опоры такой высоты, чтобы отсчет по рейке, поставленной на опору, был равен d . При этом верхние срезы установленных таким образом опор окажутся на проектной отметке.

Если проектная поверхность должна иметь уклон, то лазерную плоскость устанавливают с уклоном. Для этого при горизонтальном положении лазерной плоскости выносят в натуру проектные отметки разбиваемой поверхности в трех-четыре точки и закрепляют их установленными опорами нужной высоты. При этом отметка лазерной плоскости, определенная по формуле (4.1), отличается от отсчетов по рейкам, вычисленных в соответствии с формулой (4.2).

Затем, действуя подъемными винтами нивелира, придают лазерной плоскости такой наклон, чтобы по всем рейкам, установленным в названных точках в середине светового следа лазерной плоскости, был один и тот же отсчет. Этот отсчет будет равен вертикальному расстоянию d между лазерной и проектной плоскостями. При необходимости закрепить лазерную плоскость опорами поступают так же, как и в случае горизонтальной поверхности.

После закрепления точек проектной поверхности проводят земляные работы, выравнивая землю на уровне верха установленных опор.

При планировке земной поверхности механизмами на рабочем органе машины устанавливают вертикальный шток, от ножа рабочего органа откладывают вверх отрезок, равный d , и помечают найденное место на штоке краской или иным способом. По положению этой метки относительно светового следа лазерной плоскости на штоке судят о направлении и величине отклонения ножа рабочего органа от проектной поверхности.

Вместо визуальной регистрации отклонений ножа от проектного уровня применяют автоматизированные системы. На рабочем органе землеройной машины или на крышке ее кабины крепят фотоприемник, состоящий из нескольких круговых фотоэлементов, расположенных один над другим. Фотоприемник устанавливают на такой высоте, чтобы при положении ножа рабочего органа на проектной отметке лазерная плоскость, создаваемая излучателем, пересекала центральный фотоэлемент. Сигнал от фотоприемника поступает на индикатор-

ное устройство в кабине водителя. По указаниям индикаторного устройства водитель видит величину и направление отклонения ножа рабочего органа от проектной отметки.

4.2. МЕРЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ РАБОТЕ С ЛАЗЕРНЫМИ УСТРОЙСТВАМИ

Поскольку авиационные лазерные устройства, как правило, излучают высокие уровни мощности, то они представляют собой серьезную угрозу зрению человека. Задача состоит в том, чтобы определить степень этой опасности для обслуживающего персонала и определить пути для сведения этой опасности к минимуму. Обслуживающий персонал должен иметь соответствующую защиту от излучения [4,5].

Влияние лазерного излучения рассматривается в данном случае с двух различных точек зрения. С одной стороны, анализируется зависимость пиковой мощности P_1 , попадающей в глаз, и мощности P_2 в детекторе лазерного локационного устройства от дальности D до источника при условной интенсивности излучения передатчика $I_n = 10^{13}$ Вт/ср, с другой стороны, рассматривается, что происходит при изменении величины I_n . При этом исходят из двух условий: с одной стороны, I_n не должна превышать некоторой определенной величины, чтобы избежать опасности повреждения глаз, с другой — величина I_n должна превысить некоторое значение, для того чтобы получить требуемые дальности обнаружения.

Будем рассматривать три лазерные локационные установки: на рубине (0,694 мкм), на стекле, активированном неодимом, или гранате (1,06 мкм) и на CO_2 (10,6 мкм). Такие установки выбраны из-за их наиболее широкого распространения в настоящее время. Для упрощения анализа полагаем коэффициент атмосферного ослабления $\alpha_{\text{осл}}$ постоянным по дальности D , а поэтому потеря мощности при распространении описывается выражением $e^{-\alpha_{\text{осл}} D}$. Следует помнить, что коэффициент $\alpha_{\text{осл}}$ является функцией длины волны λ , так же как и пороги обнаружения для лазерной установки и пороги повреждения глаз.

Для получения количественных характеристик и определения безопасных зон зададимся некоторыми наиболее типичными величинами.

Ниже даются названия основных параметров и их численные значения:

- площадь зрачка, $A_z = 10^{-5} \text{ м}^2$ (диаметр $\sim 3,6 \text{ мм}$);
- площадь цели, $A_c = 1 \text{ м}^2$;
- площадь апертуры приемника, $A_{\text{п}} = 10^{-2} \text{ м}^2$ (диаметр $\sim 11,6 \text{ см}$);
- площадь роговицы, $A_p = 10^{-4} \text{ м}^2$ (диаметр $\sim 1,1 \text{ см}$);
- коэффициент отражения цели, $\rho = 0,63$;
- коэффициент диффузности мишени, $1/\pi$ (для ламбертовой поверхности);
- коэффициент пропускания оптики приемника, $\epsilon = 0,5$;
- $\alpha = 0$ (свободное пространство).

Эти величины позволят нам получить некоторые средние величины областей безопасности.

Для лазерного передатчика допускаем, что $I_{\text{п}}$ имеет одинаковое для всех трех типов лазеров численное значение, а именно 10^{13} Вт/ср . В табл. 4.1 перечислены все другие принятые для расчета характеристики лазеров. Значения для рубинового и неодимового лазеров наиболее типичны. Для упрощения расчетов характеристики лазера на CO_2 несколько идеализированы.

Таблица 4.1

Основные характеристики лазеров, используемые для расчетов

Наименование характеристики	Рубиновые и неодимовые лазеры ($\lambda = 0,694$ и $1,06 \text{ мкм}$ соответственно)	Лазер на CO_2 ($\lambda = 10,6 \text{ мкм}$)
Энергия передатчика в импульсе ($E_{\text{п}}$)	0,3 Дж	0,4 Дж
Длительность импульса (τ)	30 нс	4 мкс
Пиковая мощность передатчика ($P_{\text{п}} = E_{\text{п}}/\tau$)	10^7 Вт	10^5 Вт
Телесный угол луча передатчика ($\Omega_{\text{п}}$)	10^{-6} ср	10^{-8} ср
Интенсивность передатчика ($I_{\text{п}} =$ $= P_{\text{п}}/\Omega_{\text{п}}$)	10^{13} Вт/ср	10^{13} Вт/ср
Коэффициент уплотнения импульса	—	133
Ширина сжатого импульса (τ_c)	—	30 нс
Ширина полосы частот приемника (Δf)	33 МГц	33 МГц

При расчете пиковой мощности, попадающей в глаз, следует различать длины волн излучения рубина и неодима, в отношении которых глаз обладает высокой про-

ничаемостью, и длину волны излучения CO_2 , для которой глаз непроницаем.

Излучение I_c с длиной волны 10,6 мкм, попадающее в роговицу, полностью поглощается ею. Поскольку роговица перехватывает телесный угол Ω_p , пиковая мощность на роговице составляет $I_p \Omega_p$. На длинах волн видимого излучения глаз обладает пропусканием, равным почти единице, и поскольку радужная оболочка глаза действует как ограничительная апертура, то пиковая мощность, попадающая на сетчатку, составляет $I_c \Omega_s$, где Ω_s — телесный угол, перехватываемый зрачком. Поскольку $I_p = e^{-\alpha_{\text{осл}} D}$, то пиковая мощность излучения на длине волны 0,694 мкм, попадающего на сетчатку, составляет

$$P_1 = e^{-\alpha_{\text{осл}} D} I_p A_z / D^2,$$

а излучение на длине волны 10,6 мкм

$$P_1 = e^{-\alpha_{\text{осл}} D} I_p A_p / D^2.$$

Вычисления при длине волны 1,06 мкм аналогичны вычислениям при длине волны 0,694 мкм, но при этом вводится дополнительный коэффициент потерь.

Для определения величины P_2 используем хорошо известное уравнение дальности:

$$P_{\text{пр}} = G_p P_p A_{\text{пр}} e^{-2\alpha_{\text{осл}} D} \rho A_d / 4\pi^2 D^4.$$

Цель представляется в виде плоской диффузной пластины. В этом случае пиковая мощность на фотодетекторе составит $\epsilon P_{\text{пр}}$, а тогда

$$P_2 = \epsilon A_{\text{пр}} A_d e^{-2\alpha_{\text{осл}} D} I_p / \pi D^4.$$

Подставив в это выражение принятые нами величины, получим пороговые уровни для безопасности:

$$P_2 = 10^{-3} I_p e^{-2\alpha_{\text{осл}} D} / D^4.$$

В табл. 4.2 представлены безопасные уровни энергетической освещенности роговицы. При расчете приведенных величин принималось, что площадь зрачка A_z составляет 10^{-5} м^2 , что соответствует аккомодации глаза к дневному освещению.

Эта таблица пригодна для видимого излучения, но может быть использована и для оценки безопасных уровней на длинах волн 1,06 и 10,6 мкм. Величины, указанные в таблице, были использованы следующим об-

разом. В режиме 4 безопасная величина экспозиции излучения, поступающего в глаз и проходящего через зрачок, составляет 0,07 Вт. Так как было принято, что площадь зрачка равна $0,1 \text{ см}^2$, то безопасный уровень энергетической освещенности зрачка составляет $0,7 \text{ Вт/см}^2$, и поскольку проницаемость глаза в видимой области почти 100%, то уровень в $0,7 \text{ Вт/см}^2$ можно считать безопасным и для роговицы.

Таблица 4.2

Безопасные уровни энергетической освещенности роговицы
при $\lambda = 0,694 \text{ мкм}$

№ режима	Вид излучения	Безопасный уровень, Вт/см ²
1	Непрерывное излучение ($T > 0,1 \text{ с}$)	$2,7 \cdot 10^{-6}$
2	Обычный импульсный режим ($T \approx 500 \text{ мкс}$)	$5 \cdot 10^{-4}$
3	С короткими импульсами ($T \approx 4 \text{ мкс}$)	$1,9 \cdot 10^{-2}$
4	С модуляцией добротности ($T \approx 30 \text{ нс}$)	0,7

Поскольку рассматривается работа неодимового лазера с модуляцией добротности (т. е. в режиме 4), то для расчета безопасного уровня экспозиции на длине волны 1,06 мкм берется величина 0,07 Вт при длине волны 0,694 мкм. Кроме того, поскольку пятно рассеяния на сетчатке при длине волны 1,06 мкм вдвое больше (по площади), можно считать, что излучение на длине волны 1,06 мкм составляет только 1/10 опасности для сетчатки по сравнению с излучением на длине волны 0,694 мкм. Поэтому принятая безопасная величина экспозиции на длине волны 1,06 мкм составляет 7 Вт/см^2 (т. е. мощность излучения, проходящего через зрачок, составляет 0,7 Вт).

Оценка безопасного уровня экспозиции на длине волны 10,6 мкм при длительности импульса 4 мкс более трудна, поскольку в настоящее время имеются данные о повреждении глаза только от непрерывного излучения (следует отметить еще раз, что на длине волны 10,6 мкм все повреждения глаза происходят в роговице). Единственный выход в этом случае — допустить, что отношение безопасных уровней при непрерывном излучении на длинах волн 0,694 и 10,6 мкм представляет собой ту же

величину, что и при импульсном излучении длительно-
стью 4 мкс. Поэтому на длине волны 0,694 мкм следует
определить безопасные уровни энергетической освещен-
ности роговицы для режимов 1 и 3. Эти уровни для ре-
жимов 1 и 2 вычислены по тому же методу, что и для
режима 4.

Необходимо отметить, что величина 4 мкс является
средней геометрической величиной для 500 мкс и 30 нс.
Для излучения с длиной волны 0,694 мкм и длительно-
стью импульса 4 мкс безопасный уровень энергетичес-
кой освещенности составляет $1,9 \cdot 10^{-2}$ Вт/см². Теперь
можно сравнить безопасные уровни энергетической ос-
вещенности роговицы на длинах волн 0,694 и 10,6 мкм
непрерывного излучения. Безопасный уровень на длине
волны 0,694 мкм составляет $2,7 \cdot 10^{-6}$ Вт/см². При уровне
0,1 Вт/см² на длине волны 10,6 мкм происходит повреж-
дение кожи и роговицы. Поэтому при работе с непре-
рывным излучением на длине волны 10,6 мкм допуска-
ется безопасный уровень энергетической освещенности
роговицы 10^{-2} Вт/см².

Этот безопасный уровень примерно в 4000 раз боль-
ше, чем при длине волны 0,694 мкм. Пользуясь
тем же коэффициентом для режима 3, получаем
 $4000 \cdot 1,9 \cdot 10^{-2}$ Вт/см², т. е. 76 Вт/см². Поэтому пиковая
мощность, попадающая на роговицу, не должна превы-
шать 76 Вт для импульсных лазеров на СО₂ при условии,
что $\tau \approx 4$ мкс и площадь роговицы равна 1 см². Или,
другими словами, безопасные уровни пиковой мощности
для неодимовых или рубиновых лазеров с модуляцией
добротности соответственно составляют 0,7 и 0,07 Вт.
Эти значения для неодимовых лазеров и особенно для
лазеров на СО₂ являются оценочными.

Еще один факт, заслуживающий внимания, заклю-
чается в том, что распределение энергии лазерного из-
лучения в плоскости мишени неравномерно и могут воз-
никать «горячие» пятна. Эта неравномерность объясня-
ется двумя причинами: неоднородностью излучения
самого лазера и турбулентностью атмосферы. Большие
коэффициенты безопасности, взятые здесь, предусматриваются для снижения воздействия этих пятен.

В табл. 4.3 приведены лишь конечные результаты
расчета безопасных уровней.

Таблица 4.3

Безопасные уровни облучения

λ , мкм	$P_{\min}$, Вт
0,694	10^{-9}
1,66	10^{-8}
10,6	10^{-7}

Полученные выше результаты позволяют составить пороговые неравенства.

При длине волны 0,694 мкм пиковая мощность излучения P_1 , попадающего на зрачок глаза, должна быть меньше или равна 0,07 Вт. Так как

$$P_1 = I_{\pi} A_3 e^{-\alpha_{\text{осл}} D} / D^2,$$

то

$$(I_{\pi} A_3 e^{-\alpha_{\text{осл}} D}) / D^2 \leq 7 \cdot 10^{-2}.$$

Так как $A_3 = 10^{-5} \text{ м}^2$, то

$$I_{\pi} \leq 7 \cdot 10^3 D / e^{-\alpha_{\text{осл}} D}.$$

При длине волны 1,06 мкм $P_1 \leq 0,7$ Вт и, считая $A_3 = 10^{-5} \text{ м}^2$, получаем

$$I_{\pi} \leq 7 \cdot 10^4 D^2 / e^{-\alpha_{\text{осл}} D}.$$

При длине волны 10,6 мкм $P_1 \leq 76$ Вт и при $A_p = 10^{-4} \text{ м}^2$ получаем

$$I_{\pi} \leq 7,6 \cdot 10^5 D^2 / e^{-\alpha_{\text{осл}} D}.$$

Уравнение для P_2 , справедливое для всех трех длин волн, используется для определения пиковой мощности в детекторе лазерного локатора. Но пороги детектора различны.

При длине волны 0,694 мкм $P_2 \geq 10^{-9}$ Вт. Поэтому для успешного обнаружения излучения на длине волны 0,694 мкм необходимо, чтобы

$$I_{\pi} \geq 10^{-6} D^4 / e^{-2\alpha_{\text{осл}} D}.$$

При длине волны 1,06 мкм $P_2 \geq 10^{-8}$ Вт, поэтому необходимо, чтобы

$$I_{\pi} \geq 10^{-5} D^4 / e^{-2\alpha_{\text{осл}} D}.$$

При длине волны 10,6 мкм $P_2 \geq 10^{-7}$ Вт, поэтому необходимо, чтобы

$$I_n \geq 10^{-4} D^4 / e^{-2\alpha_{\text{осл}} D}.$$

В случае свободного пространства $\alpha = 0$ и $e^{-\alpha_{\text{осл}} D} = 1$. Уравнения для P_1 и P_2 упрощаются, и мы получим следующие результаты. При $I_n = 10^{13}$ Вт/см на

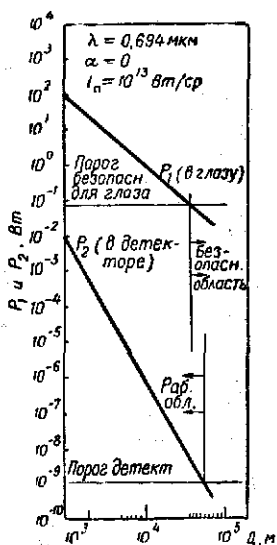


Рис. 4.4. Зависимость пиковой мощности лазерного излучения от дальности при $\lambda = 0,694$ мкм

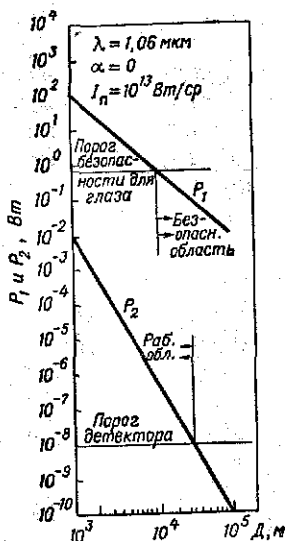


Рис. 4.5. Зависимость пиковой мощности лазерного излучения от дальности на $\lambda = 1,06$ мкм

длинах волн 0,694 и 1,06 мкм уравнение для P_1 имеет вид $P_1 = 10^8 / D^2$, а при длине волны излучения 10,6 мкм $P_2 = 10^{10} / D^4$.

Тогда можно записать:

$$I_n \leq 7 \cdot 10^3 D^2 \text{ и } I_n \geq 10^{-6} D^4 \text{ при } \lambda = 0,694 \text{ мкм};$$

$$I_n \leq 7 \cdot 10^4 D^2 \text{ и } I_n \geq 10^{-5} D^4 \text{ при } \lambda = 1,06 \text{ мкм};$$

$$I_n \leq 7,6 \cdot 10^5 D^2 \text{ и } I_n \geq 10^{-4} D^4 \text{ при } \lambda = 10,6 \text{ мкм}.$$

Графики зависимостей пиковых мощностей P_1 и P_2 от дальности при различных длинах волн излучения представлены на рис. 4.4, 4.5 и 4.6.

На рис. 4.7, 4.8, 4.9 представлены графики зависимости интенсивности излучения от дальности при различных длинах волн излучения.

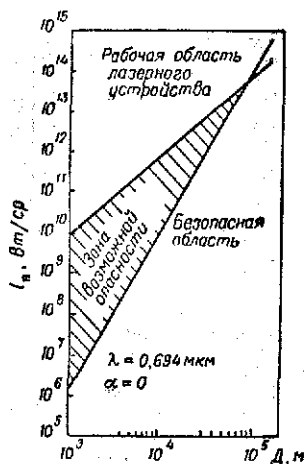
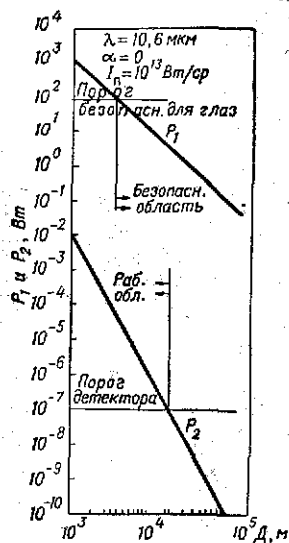


Рис. 4.6. Зависимость пиковой мощности лазерного излучения от дальности на $\lambda = 10,6 \text{ мкм}$

Рис. 4.7. Зависимость интенсивности лазерного излучения от дальности на $\lambda = 0,694 \text{ мкм}$

При распространении излучения в реальной атмосфере $\lambda_{\text{осл}} \neq 0$. Так, при горизонтальной метеовидности, равной 15 км, коэффициент приобретает значения, указанные в табл. 4.4.

Таблица 4.4
Зависимость коэффициента ослабления $\alpha_{\text{осл}}$ от длины волны излучения λ

$\lambda, \text{ мкм}$	$\alpha_{\text{осл}}, \text{ м}^{-1}$
0,694	$2 \cdot 10^{-4}$
1,06	$1,15 \cdot 10^{-4}$
10,6	$0,65 \cdot 10^{-4}$

На рис. 4.10 представлены графики уравнений для P_1 и P_2 при длине волны излучения 0,694 мкм:

$$P_1 = \frac{10^8 \exp(-2 \cdot 10^{-4} D)}{D^2};$$

$$P_2 = \frac{10^{10} \exp(-4 \cdot 10^{-4} D)}{D^4}.$$

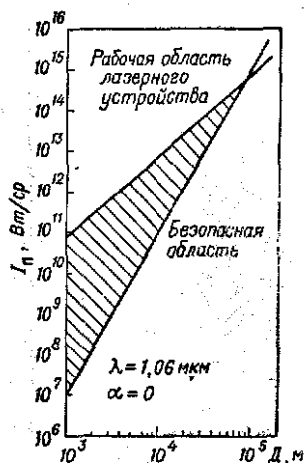


Рис. 4.8. Зависимость интенсивности лазерного излучения от дальности на $\lambda = 1,06$ мкм

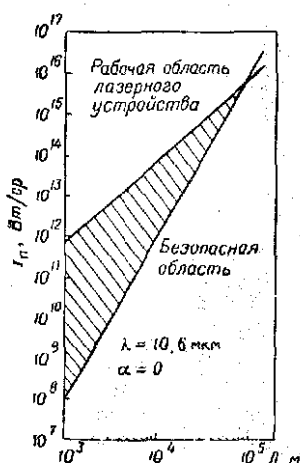


Рис. 4.9. Зависимость интенсивности лазерного излучения от дальности на $\lambda = 10,6$ мкм

На рис. 4.11 представлены графики уравнений для P_1 и P_2 при длине волны 1,06 мкм:

$$P_1 = \frac{10^8 \exp(-1,15 \cdot 10^{-4} D)}{D^2};$$

$$P_2 = \frac{10^{10} \exp(-2,3 \cdot 10^{-4} D)}{D^4}.$$

На рис. 4.12 представлены графики уравнений для P_1 и P_2 при длине волны 10,6 мкм:

$$P_1 = \frac{10^9 \exp(-0,65 \cdot 10^{-4} D)}{D^2};$$

$$P_2 = \frac{10^{10} \exp(-1,3 \cdot 10^{-4} D)}{D^4}.$$

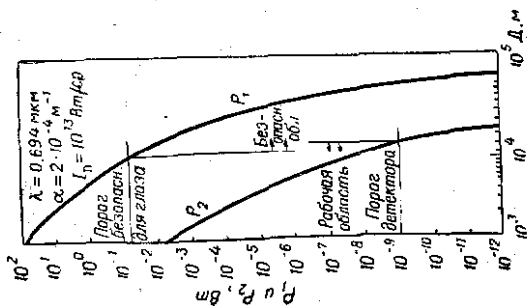


Рис. 4.10. Зависимость P_1 и P_2 от дальности для $\lambda = 0.694 \text{ мкм}$

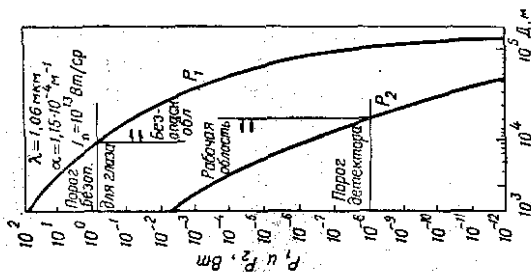


Рис. 4.11. Зависимость P_1 и P_2 от дальности для $\lambda = 1.06 \text{ мкм}$

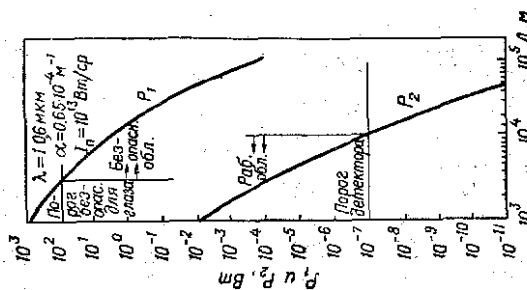


Рис. 4.12. Зависимость P_1 и P_2 от дальности для $\lambda = 10.6 \text{ мкм}$

На рис. 4.13 изображены графики неравенств $I_n \leq \leq 7 \cdot 10^3 D^2 \cdot \exp(2 \cdot 10^{-4} D)$ и $I_n \geq 10^{-6} D^4 \exp(4 \cdot 10^{-4})$ при $\lambda = 0,694$ мкм; $I_n \leq 7 \cdot 10^4 D^2 \cdot \exp(1,15 \cdot 10^{-4} D)$ и $I_n \geq 10^{-5} D^4 \exp(2,3 \cdot 10^{-4} D)$ при $\lambda = 1,06$ мкм; $I_n \leq 7,6 \times 10^5 D^2 \cdot \exp(0,65 \cdot 10^{-4} D)$ и $I_n \geq 10^{-4} D^4 \exp(1,3 \cdot 10^{-4} D)$ при $\lambda = 10,6$ мкм.

На графиках зависимостей P_1 и P_2 от D безопасная область начинается там, где кривая P_1 пересекает порог безопасности глаза на данной длине волны, а рабочая область лазерного локатора кончается там, где кривая P_2 (пиковая мощность в детекторе) пересекает порог детектора на этой длине волны. С учетом выбранных условий на всех трех длинах волн безопасная область начинается на дальности, меньшей предельной дальности обнаружения лазерного локатора. Таким образом, безопасная рабочая область существует для излучения на всех трех длинах волн.

По приведенным зависимостям $I_n = f(D)$ можно найти значение интенсивности излучения передатчика лазерного локатора, при котором не происходит повреждения глаз. Начав с малой величины I и постепенно увеличивая ее, сначала пересекаем рабочую область лазерного локатора. Эта область на графике соответствует безопасной области действия излучения. Зона, в которой рабочая и безопасная области накладываются, называется зоной возможной опасности. При дальнейшем увеличении I_n зона возможной опасности кончается и повреждение глаз становится реальной возможностью.

Кривые зависимостей P_1 и P_2 могут использоваться также для выбора лазерного излучения определенной постоянной интенсивности, что обеспечит максимальную степень надежности. В отношении безопасной дальности следует иметь в виду, что, если D увеличивается, диапазон значений для I_n сокращается до тех пор, пока при определенной критической дальности, где две кривые пересекаются, безопасная работа не станет невозможной. Поскольку $I_n = P_n / \Omega_n$, то I_n можно менять изменением любого из этих двух параметров.

Лучшим критерием для определения относительной безопасности различных лазерных локаторов является критическая дальность, или значение дальности, определяемой точкой пересечения кривых $I_n = f(D)$. Чем больше значение дальности, тем безопаснее установка. С учетом

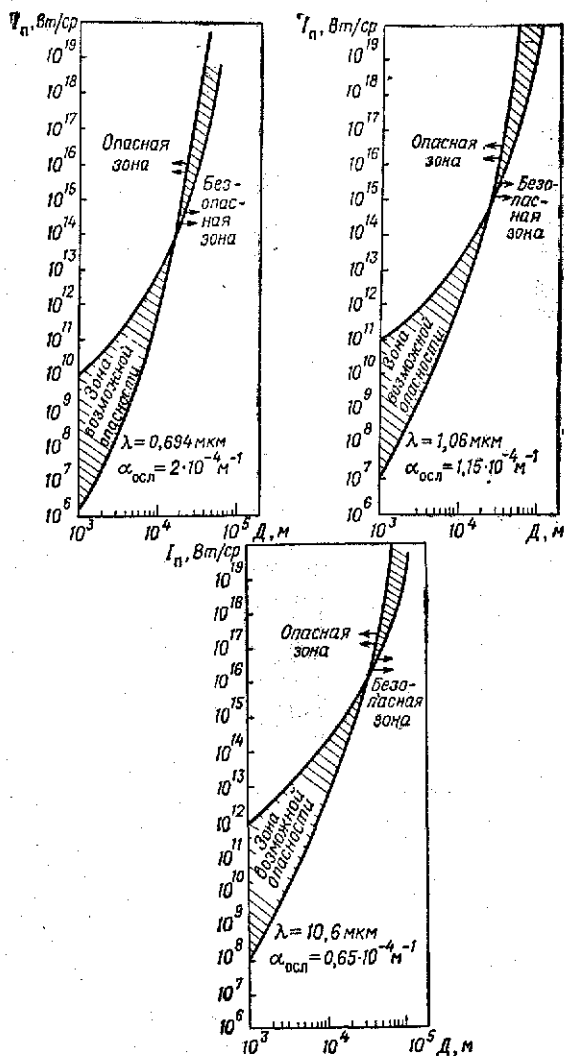


Рис. 4.13. Зоны безопасности по дальности при работе в лазерными установками

значений параметров, принятых при данном рассмотрении, излучение на всех трех длинах волн имеет примерно одну и ту же дальность в свободном пространстве ($\alpha_{\text{осл}} = 0$), а именно 90 км. При локации через атмосферу дальность уменьшается, поскольку $\alpha_{\text{осл}}$ возрастает. Поэтому с возрастанием $\alpha_{\text{осл}}$ и при изменении длины волны излучения от 10,6 до 1,06 мкм, а затем и до 0,694 мкм дальность, определяемая точкой пересечения кривых на графике, будет самой большой на длине волны 10,6 мкм, меньше — на 1,06 мкм и еще меньшей — на 0,694 мкм. Принимая во внимание дальность локации, можно сказать, что локационные установки на CO_2 являются самыми безопасными из трех рассматриваемых типов.

Применение защитных средств для глаз (защитные очки) персонала имеет своей целью повысить уровень безопасного облучения глаз, тем самым увеличить вышеуказанную дальность, определяемую точкой пересечения кривых на графике. Поскольку излучения с $\lambda = 10,6$ мкм самые прозрачные материалы сильно ослабляют, то обычные оконное стекло или очки могут служить защитой для глаз.

Проанализировав выражения для P_1 , $P_2 = f(D)$ и $I_n = f(D)$, можно найти пути решения проблемы защиты глаз, если лазерные локационные установки работают на открытом месте и персонал находится в зоне облучения. Так как не всегда можно обеспечить персонал средствами для защиты глаз и поскольку вследствие этого могут возникнуть опасные ситуации, необходимо, чтобы лазерные локационные установки выполнялись как можно более безопасными. Это можно сделать, используя длину волны 10,6 мкм и работая при минимальной интенсивности излучения, обеспечивающей выполнение задачи. Опасные ситуации могут возникнуть также, если незащищенный персонал находится вблизи от источника излучения, в зоне луча или вне луча, но подвергается рассеянному излучению высокой интенсивности.

Рассмотрев зависимость I_n от D , можно заметить, что на малых расстояниях I_n может меняться на несколько порядков, не выходя за пределы зон возможной опасности. Этим объясняются отдельные факты, когда попадание излучения прямо в глаз не вызывает ухудшения зрения. Другими словами, I_n достаточна для определения дальности до цели и в то же время ниже уровня повреждения глаз.

В заключение следует отметить, что при работе с лазерными устройствами обслуживающий персонал, как правило, должен иметь соответствующие технические средства защиты от излучения. В случаях, когда такие средства отсутствуют, необходимо принимать организационные меры, размещая незащищенный персонал в безопасных зонах, рассчитанных для каждого эксплуатируемого устройства по изложенной выше методике.

Повышенное внимание к мерам безопасности тем более необходимо, что имеется тенденция к дальнейшему расширению диапазона используемых длин волн и мощностей лазерных устройств и систем, применяемых в авиации.

Литература к главе 4

1. Вагнер Е. Г., Митрофанов А. А., Барков В. Н. Лазерные и оптические методы контроля в самолетостроении. М., Машиностроение, 1977.
2. Зарубежная радиоэлектроника, 1977, № 2.
3. Лазерные геодезические приборы в строительстве. М., Недра, 1977.
4. Applied Optics, 1968, N 7.
5. Applied Optics, 1967, N 6.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

- Активатор 10
- Активное вещество 9
- Ансамбль частиц 6
- Больцмана закон 6
- постоянная 6
- Бомбы лазерные 30
- Бугера закон 8
- Валентная зона 12
- Возбужденное состояние 6
- Волоконный волновод 130
- ВОЛС 118
- Вольфрамовый катод 11
- Время жизни атома активатора 10
- Газовые лазеры 9
- Газонаполненные лампы 21
- Гаусса кривая 19
- Гетеропереход 13
- Градиентный волновод 131
- Дальность действия дальностимера 55
- Дистанционная система управления 125
- Дифракционный метод 139
- Добротность резонатора 21
- Естественная ширина линии люминесценции 19
- Жидкостные лазеры 9
- Захват частоты 68
- Импульс поджига 24
- Инверсная населенность 8
- Инверсное состояние 8
- Индикатриса рассеяния 97
- Индуктированное излучение 5, 6
- Инжекционные лазеры 134
- Интенсивность излучения 8
- Интерференционная картина 66
- Интерференционный метод 137
- Ионизированные атомы 15
- Иттрий-алюминиевый гранат 11
- Квантовая эффективность 28
- Квантово-электронный модуль 128
- Квантовый выход 10
- Кислородно-цезиевый катод 27
- Кольцевая схема соединения 128
- Коэффициент нерезонансных потерь 8
- Коэффициент отражения 85
- Коэффициент резонансного поглощения 8
- КПД лампы накачки 22
- Красители 13
- Кристаллическая основа 10
- Лазер 5
- Лазерная головка самонаведения 31
- Лазерные оксидные кристаллы 11
- стекла 11
- Лазерный гироскоп 64
- ДИС 77
- Ламберта закон 55
- Лампа накачки 21
- Легирование 13
- Линия люминесценции 18
- Лоренца кривая 19
- Люминесценция 10
- Матрица 10
- Метастабильные уровни 10
- Метод гетеродинамирования 66
- Многомодовый режим 17, 70
- Мода 17
- Мультиплексная система 126
- Мультищелочный фотокатод 27
- Накальные лампы 21
- Накачки устройство, система 9, 21
- Накопитель 24
- Нейтральные атомы 15
- Неодим 11
- Носители тока 12
- Обнаружительная способность 28
- Обратное рассеяние 70
- Одномодовый и одночастотный режим 17
- режим 17
- Оксихлорид селена 14
- фосфора 14
- Оптимальный приемник 58
- Оптический диапазон 3
- Оптическое гетеродинамирование 78
- Осветитель 21, 22
- Ослабления коэффициент 8

- Основное состояние 9
- Открытый резонатор 16
- Отношение правдоподобия 58
- Отражатель 22
- Переход «зона — зона» 12
- «зона — примесь» 13
- Переходные металлы 11
- Плотность инверсной населенности 8
- Подстилающая поверхность 85
- Полоса пропускная фотоприемника 29
- Полупроводниковые лазеры 9
- Помеха обратного рассеяния 53
- Поперечная мода 17
- Поперечные сечения излучения (поглощения) 8, 19
- Пороговая плотность инверсной населенности 9
- Пороговая чувствительность 28
- Пороговый сигнал 57
- Постоянная времени 29
- Планка 7
- Потеря коэффициент 8
- Продольная мода 17
- Пуассона распределение 57, 58
- Разрешающая способность оптических жгутов 123
- Растворы диэкстатов 13
- Редкоземельные металлы 11
- Резонатор 8
- Режим свободной генерации 23
- с модулированной добротностью 23
- Рубин 11
- Световод градиентный 131
- Светодиоды 133
- Сдвиг нуля характеристики 67
- Селективное поглощение 10
- Селекция типов колебаний 20
- Система дистанционного управления (СДУ) 125
- мультиплексная 126
- подсвета целей 30
- Собственные типы колебаний 16, 17
- Соединения 127
- Соотношение неопределенностей 19
- Спектр излучения лазера 18
- излучения лампы накачки 21
- Спектральная обнаружительная способность 29
- плотность 7
- чувствительность 28
- Спонтанное излучение 6
- Статистический вес 7
- Схема соединения кольцевая 128
- Твердотельные лазеры 9
- Терминал 126
- Термодинамическое равновесие 6
- Трехуровневые активные вещества 11
- Установившийся режим 9
- Устройство поиска и определения координат цели 37
- Уширение линии люминесценции 19
- Фоновое излучение 56
- Форма линии люминесценции 18
- Фотодиод 27
- Фотоприемное устройство 26
- Фоторезистор 27
- Фотоэлектронный умножитель 26
- Фотоэффект 26
- Фторидные кристаллы 11
- Химическая реакция 15
- Целеуказатель 31, 35
- Центр окраски 10
- Четырехуровневые схемы 11
- Числовая апертура световода 131
- Ширина запрещенной зоны 12
- резонансной линии резонатора 21
- Эйнштейна коэффициент 7
- Эквивалентная мощность шума 28
- Экситон 12
- Экстраполятор дальности 55
- Электронные уровни 15
- Энергетическая полоса 10
- Энергетический уровень 7

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
ПРЕДИСЛОВИЕ	3
ВВЕДЕНИЕ	5
Глава 1. Лазерные системы управления оружием	30
1.1. Лазерные системы подсвета целей	—
1.2. Авиационные лазерные дальномеры	51
Глава 2. Лазерные системы навигации и обеспечения безопасности полетов	63
2.1. Лазерные гироскопы	—
2.2. Лазерные измерители скорости	77
2.3. Лазерные высотомеры	85
2.4. Лазерные курсо-глиссадные системы	94
2.5. Лазерные системы обеспечения безопасности посадки	100
2.6. Лазерные системы предупреждения столкновения в воздухе	104
Глава 3. Лазерные системы воздушной разведки и оптические линии связи	109
3.1. Лазерные системы воздушной разведки	—
3.2. Волоконно-оптические линии связи	118
Глава 4. Лазеры на аэродроме	137
4.1. Лазерные средства контроля	—
4.2. Меры безопасности при работе с лазерными устройствами	144
Предметный указатель	153

*Игорь Николаевич Гончаров,
Владислав Николаевич Дежин,
Владимир Павлович Кутахов,
Александр Васильевич Петухов,
Владимир Михайлович Сидорин,
Иван Максимович Сухарь.*

ЛАЗЕРЫ В АВИАЦИИ

Редактор *М. Н. Прусов*
Художник *В. А. Шорц*
Редактор (литературный) *Т. А. Королева*
Художественный редактор *Н. Б. Попова*
Технический редактор *Н. Я. Богданова*
Корректор *Е. Б. Жирнова*

ИБ № 1056

Сдано в набор 06.06.80. Подписано в печать 15.02.82. Г-52641. Формат 84×108/32.
Бумага тип. № 2. Литерат. гарн. Высокая печать. Печ. л. 5, Усл. печ. л. 8,40.
Усл. кр.-отт. 8,67, Уч.-изд. л. 8,3, Тираж 13 000 экз. Изд. № 7/4455. Зак. 0-347.
Цена 40 к.

Воениздат 103160. Москва К-160

Харьковская книжная фабрика «Коммунист», 310012, Харьков-12, Энгельса, 11.