

САМОЛЕТЫ
ЗАРУБЕЖНЫХ
СТРАН

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

*Для служебного
пользования*

Экз. №

**САМОЛЕТ
НЕПОСРЕДСТВЕННОЙ ПОДДЕРЖКИ
СУХОПУТНЫХ ВОЙСК А-10
(ВВС США)**

В ПОМОЩЬ
СТРОИВЫМ
ЧАСТЯМ
ВВС



МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

*Для служебного
пользования*

Экз. №

**САМОЛЕТ
НЕПОСРЕДСТВЕННОЙ ПОДДЕРЖКИ
СУХОПУТНЫХ ВОЙСК А-10**

(ВВС США)

*Утверждено
заместителем главнокомандующего ВВС
по боевой подготовке
в качестве учебного пособия
для строевых частей ВВС*

**МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1984**

Авторский коллектив: А.Н. Пономарев (научный руководитель), В.А. Алтухов, Н.Н. Андреев, В.А. Апарин, Н.А. Балашов, Г.С. Берзин, Г.Г. Волков, А.Г. Глущенко, В.И. Давыдов, С.Г. Дедух, П.И. Дудник, А.А. Дядюнов, Г.В. Запорожец, Р.Д. Иванов, А.М. Иванушкин, Л.Н. Каманин, А.К. Коломейцев, Б.М. Коротин, О.У. Семенов, А.К. Симагин.

Настоящее пособие содержит основные технические характеристики и данные самолета непосредственной поддержки сухопутных войск А-10, его силовой установки, вооружения и оборудования, а также данные о боевых возможностях этого самолета. Оно подготовлено по материалам отечественной и зарубежной литературы и результатам анализа характеристик зарубежных боевых самолетов, проведенного в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского.

І. НАЗНАЧЕНИЕ, ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ · ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Самолет А-10 предназначен для обеспечения непосредственной поддержки сухопутных войск. Основная боевая задача, выполняемая этим самолетом, — нанесение ударов по наземным целям (в том числе и по бронетанковой технике на поле боя и в тактической глубине). Кроме того, самолет может использоваться для сопровождения вертолетов с целью отвлечения или подавления ПВО противника, а также для разведки наземных целей.

Так как основными объектами поражения являются малоразмерные, в том числе и подвижные, цели, боевое применение самолета осуществляется с предельно малых и малых высот, при этом высота боевого применения самолета А-10 не превышает 1500 м, а полет и маневрирование производятся на сравнительно небольших скоростях полета.

Выполняемые задачи и условия боевого применения явились определяющими при выборе схемы, особенностей конструкции и вооружения самолета (см. табл. I.2).

Самолет представляет собой моноплан с низкорасположенным трапециевидным крылом, двумя ТРДД в гондолах по сторонам хвостовой части фюзеляжа и двухкилевым оперением.

Крыло механизировано закрылками, применяемыми кроме взлета и посадки при маневрировании и в полете на малых скоростях.

Элероны состоят из двух элементов, которые могут, расщепляясь, играть роль воздушного тормоза и применяться для сокращения длины пробега. Они имеют большие размеры (9,5% поверхности крыла) и обеспечивают хорошую маневренность самолета.

Система управления – бустерная с резервной проводкой и сохранением механического управления как резервного.

На самолете применен ряд мер по повышению живучести и снижению уязвимости над полем боя. В их числе повышенная прочность конструкции, резервирование жизненно важных систем, протектирование топливных баков, бронирование кабины летчика и гондол двигателей, использование средств РЭБ, в том числе для подавления ИК головок самонаведения ракет, возможность противоракетного маневрирования, а также пуска УР "Мейврик" без захода в зону интенсивного зенитного огня.

Согласно предъявленным требованиям самолет должен быть достаточно простым в эксплуатации, обладать высокой готовностью к действию по вызову наземных войск с близлежащих временных посадочных площадок. Кроме того, он должен иметь достаточно большой запас топлива, чтобы находиться в зоне ожидания (до трех часов), в зависимости от величины боевой нагрузки и дальности до цели.

Протектированные топливные баки, расположенные в фюзеляже и частично в крыле, имеют общую вместимость 6000 л (4830 кг).

На самолете также предусмотрена подвеска под фюзеляжем и крылом трех сбрасываемых топливных баков ем-

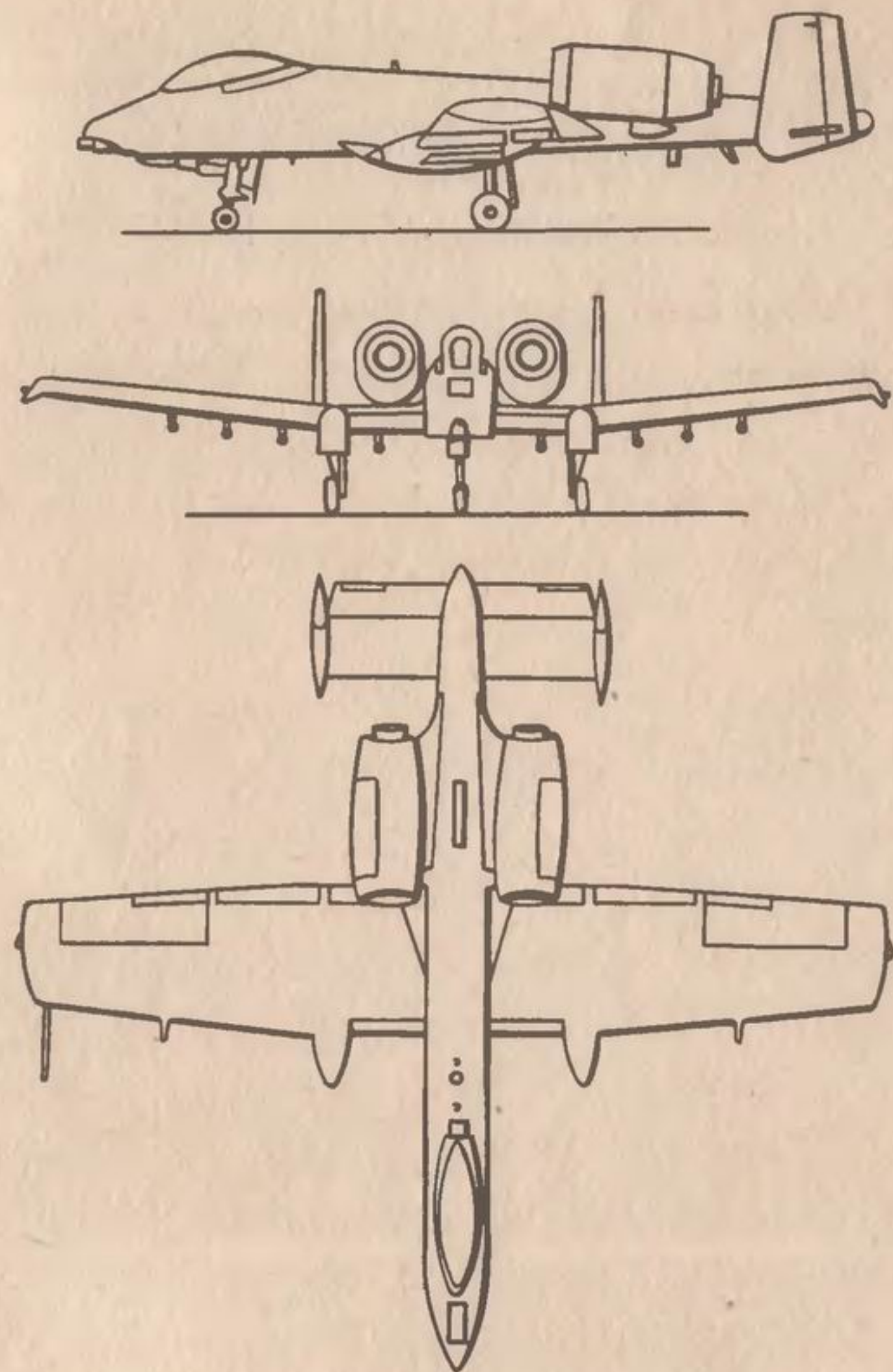


Рис. 1.1. Схема самолета А-10

костью 2270 л (1770 кгс). Имеется система заправки топливом в полете.

В табл. I. I приведены основные данные самолета А-10 с максимальной взлетной массой при боевой нагрузке в составе 18 бомб Mk.82 и боекомплекта для пушки I350 патронов и при полной заправке внутренних баков топливом. На рис. I. I дана схема самолета.

Таблица I. I

Основные данные самолета А-10

| | |
|---------------------------------------|------------------------|
| Экипаж | I чел. |
| <u>Размеры</u> | |
| Длина | 16,26 м |
| Высота | 4,47 м |
| Размах крыла | 17,53 м |
| Удлинение крыла | 6,54 |
| Площадь крыла | 47,01 м ² |
| Угол поперечного V консолей крыла | 7° |
| Размах стабилизатора | 5,74 м |
| <u>Массы и нагрузки</u> | |
| Взлетная масса (максимальная) | 21500 кг |
| Масса пустого самолета с экипажем | 11020 кг |
| Масса топлива во внутренних баках | 4830 кг |
| Масса боевой нагрузки | 5650 кг |
| Посадочная масса | 12300 кг |
| Удельная нагрузка на крыло при взлете | 457 кгс/м ² |

Силовая установка

Два двухконтурных турбореактивных двигателя (ТРДД) TF 34 - GE - 100

Стендовая тяга на максимальном режиме 2x4210 кгс

Тяговооруженность при взлете 0,363

Летные данные

Максимальная скорость полета:

на высоте 11000 м 650 км/ч

(M=0,61)

у земли 610 км/ч

(M=0,5)

Практическая дальность полета на

H крейсерской 2400 км

на H=200 м 700 км

Практический потолок 12000 м

Время разгона:

на высоте 1 км с 420км/ч до 580км/ч 74 с

на высоте 5 км с 450км/ч до 600км/ч 107 с

Максимальная энергетическая скоро-

подъемность:

на высоте 1000 м 18 м/с

на высоте 5000 м 12 м/с

Минимальные радиус и время устано-

вившегося виража:

на высоте 1000 м 418 м; 22,7 с

на высоте 5000 м 712 м; 30 с

на высоте 11000 м 1493 м; 46,7 с

| | |
|---------------------------|----------|
| Скорость отрыва на взлете | 265 км/ч |
| Длина разбега | 760 м |
| Посадочная скорость | 180 км/ч |
| Длина пробега: | |
| без тормозного парашюта | 550 м |
| с тормозным парашютом | 410 м |

Примечание к таблице I.I. Удельная нагрузка на крыло и тяговооруженность - величины переменные. Они определяются для каждого режима полета с использованием соответствующих значений массы самолета и эффективной тяги (рис.2.I). В таблице I.I приведены их значения при взлете (масса самолета 21500 кг).

В табл.I.2 приведены данные о вариантах боевого применения самолета А-10 согласно ТТТ, опубликованным в США (данных о выполнении ТТТ нет).

Программа поставок самолетов А-10 в количестве 739 штук должна быть закончена в 1983г.(примерно по 12 самолетов в месяц). Дополнительно намечается заключение контрактов на экспорт самолетов в Южную Корею, Египет, Марокко.

Фирма "Фэрчайлд Рипаблик" разработала и заканчивает испытание двухместного варианта штурмовика А-10, оснащенного дополнительным оборудованием для полетов и боевого применения на малых высотах в сложных метеоусловиях и ночью. Оборудование кабины для второго члена экипажа, дополнительная установка РЛС, ИК и низкоуровневого телевизионного датчиков, инерциальной навигационной системы должны обеспечивать выполнение полета, поиск целей и их поражение при высоте нижнего края облаков примерно 150м и видимости около 1,8 км.

Масса двухместного варианта самолета А-10 превышает массу одноместного А-10 примерно на 500 кг.

Таблица I.2

| Боевое задание | Вооружение | Условия полета к цели | Выполнение задания | Возвращение на аэродром базирования |
|---|--|--|--|---|
| I Непосредственная авиационная под-держка (задание 1) | 2 6 бомб Mk.82; боекомплект 750 патронов | 3 Оптимальная крейсерская высота; радиус действия 650 км | 4 Нахождение в зоне ожидания на высоте 1500м - 1ч; сброо бомб и артиллерийский обстрел - 10мин | 5 Оптимальная крейсерская высота; резерв топлива на 20 мин |
| 2) Непосредственная авиационная под-держка (задание 2) | То же | Оптимальная крейсерская высота; радиус действия 278 км | Нахождение в зоне ожидания на высоте 1500м - 3ч; сброс бомб и артиллерийский обстрел - 10 мин | То же |

| Боевое задание | Вооружение | Условия полета к цели | Выполнение задания | Возвращение на аэродром базирования |
|---|---|---|---|---|
| I | 2 | 3 | 4 | 5 |
| Непосредственная авиационная поддержка (задание 3) | 18 бомб Mk.82; боекомплект 750 патронов | Оптимальная крейсерская высота; радиус действия 463км | Нахождение в зоне ожидания на высоте 1500м - 2ч; сброс бомб и артиллерийский обстрел - 10 мин | Оптимальная крейсерская высота; резерв топлива на 20 мин |
| Непосредственная авиационная поддержка (задание 4 - взлет с передового аэродрома) | 4 бомбы Mk.82; боекомплект 750 патронов; запас топлива из расчета задания | Радиус действия 93 км | Нахождение над целью - 30 мин | Возвращение на основной аэродром базирования, находящийся на расстоянии до 278 км |
| Выполнение боевого задания на малой высоте | I. 8 бомб Mk.II7; боекомплект 750 патронов; полная заправка топливом | Скорость 648 км/ч; радиус действия 619 км (8 бомб) и 267 км (18 бомб) | Сброс бомб и артиллерийский обстрел - 5 мин | Скорость 648км/ч; резерв топлива на 20 мин |

| I | 2 | 3 | 4 | 5 |
|--------------------------------------|---|--|--|---|
| | 2. 18 бомб Mk. II7; боекомплект 750 патронов; запас топлива 2828 кг | | | |
| Сопровождение самолетов и вертолетов | 8 бомб Mk. 82; боекомплект 1350 патронов | Полет на удаление 185 км на высоте 1500; патрулирование Iч; продолжение полета к цели, находящейся на удалении до 293 км от зоны патрулирования со скоростью 278 км/ч (радиус действия 478 км) | Сброс бомб и артиллерийский обстрел - 10 мин | Сопровождение на высоте 1500м на удалении 293 км от цели; полет на высоте 1500м; резерв топлива на 20 мин |

| Боевое задание | Вооружение | Условия полета к цели | Выполнение задания | Возвращение на аэродром базирования |
|-------------------------|---|--|--|---|
| I | 2 | 3 | 4 | 5 |
| Воздушная разведка боем | 18 бомб Mk.82; боекомплект 750 патронов | Крейсерский полет на высоте 1500м до цели на удалении 278 км | Сброо бомб и артиллерийский обстрел 10 мин; разведывательный полет на удалении 474км от цели на высоте 1500м со скоростью 370 км/ч (радиус действия 752 км); возможен сброс бомб и артиллерийский обстрел на участке разведывательного полета (если боеприпасы не израсходованы ранее) | Крейсерская высота 1500 м; резерв топлива на 20 мин |

2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Силовая установка самолета А-10 состоит из двух ТРДД TF 34-GE-100, расположенных в отдельных гондолах по бокам хвостовой части фюзеляжа.

Основные параметры и данные двигателя TF 34-GE-100 в стендовых условиях:

| | |
|--|------------------|
| - тяга на максимальном режиме | 4210 кгс; |
| - удельный расход топлива на максимальном режиме | 0,37 кг/(кгс.ч); |
| - степень двухконтурности | 6,2; |
| - расход воздуха через двигатель | 153 кг/с; |
| - степень повышения давления | 21; |
| - температура газа перед турбиной | 1225°C; |
| - габаритная длина | 2565 мм; |
| - габаритный диаметр (по вентилятору) | 1270 мм; |
| - сухая масса | 660 кг; |
| - удельная масса | 0,157кг/кгс. |

На рис. 2.1-2.2 приведены эффективные высотно-скоростные характеристики двигателя TF 34-GE-100 $P_{э} = f(M, H)$ и $C_{уд.эф} = f(M, H)$ для режима "Максимал" с учетом потерь тяги во входном и выходном устройствах двигателя.

На рис. 2.3 показаны дроссельные характеристики этого двигателя $C_{уд.эф} = f(\bar{P}, M, H)$, где \bar{P} - отношение текущего значения тяги к тяге двигателя на режиме "Максимал" при тех же значениях M и H.

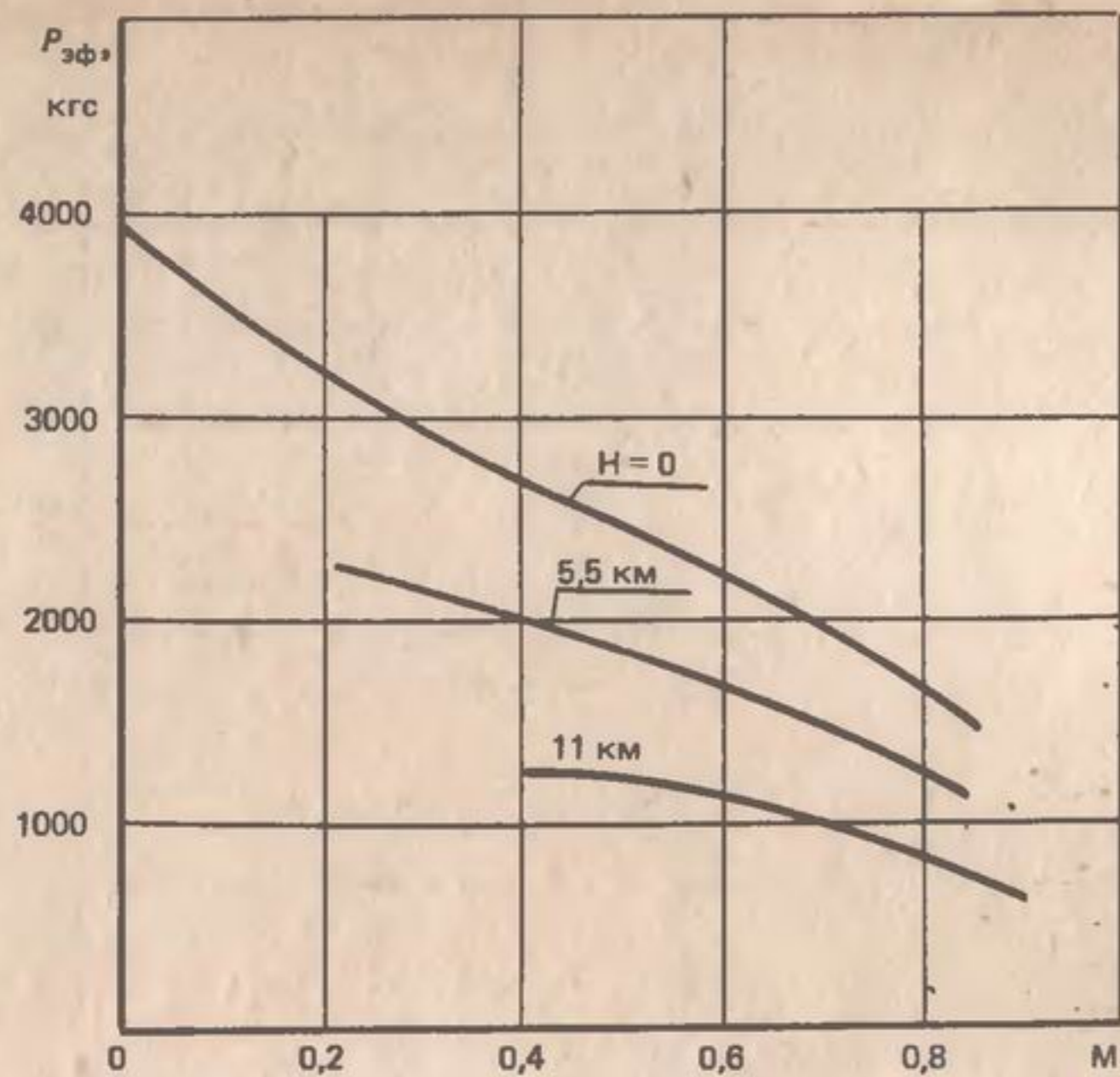


Рис. 2.1. Зависимость $P_{эф}$ от числа M и высоты полета (режим "Максимал")

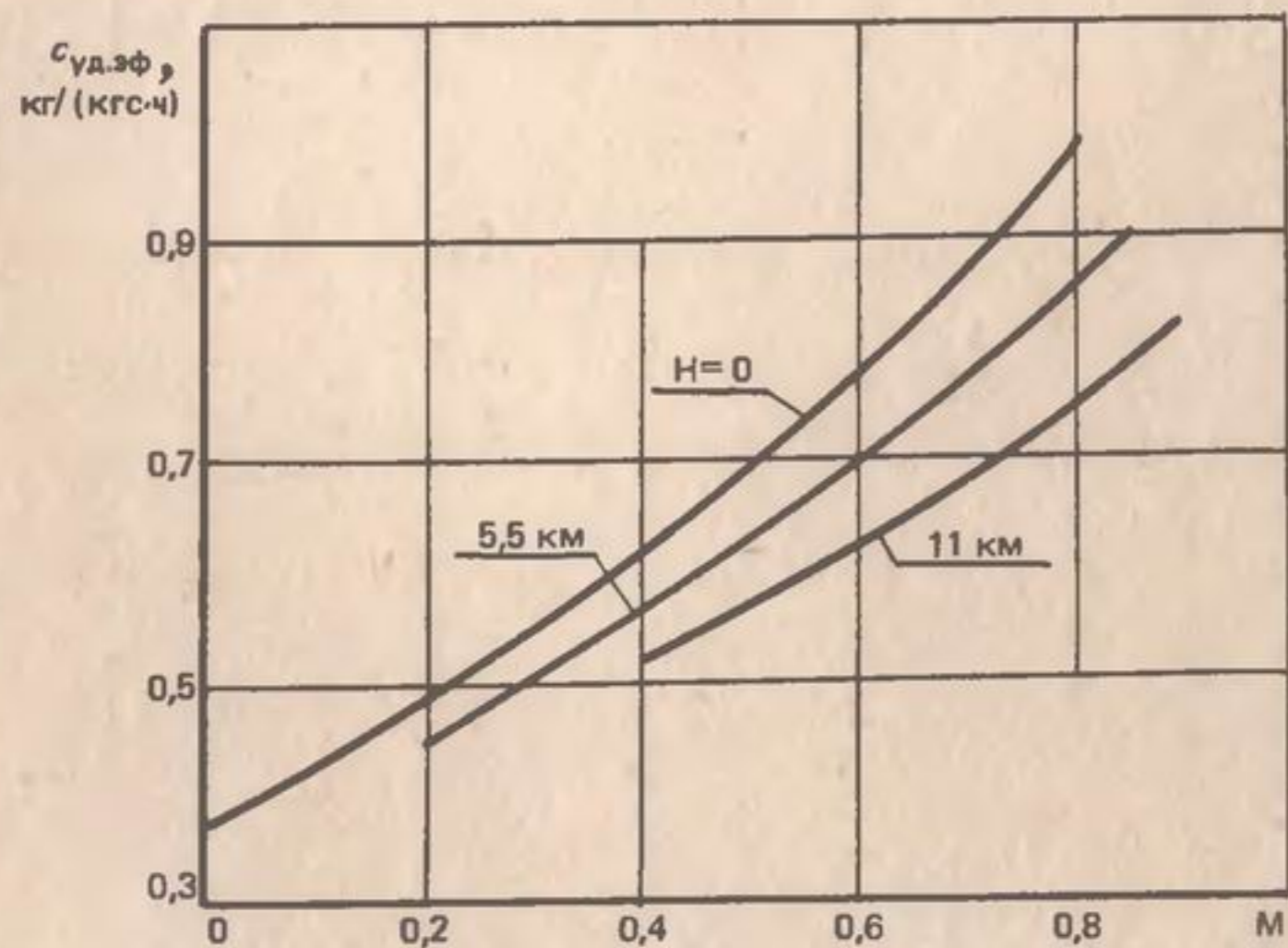


Рис. 2.2. Зависимость $c_{уд.эф}$ от числа M и высоты полета (режим "Максимал")

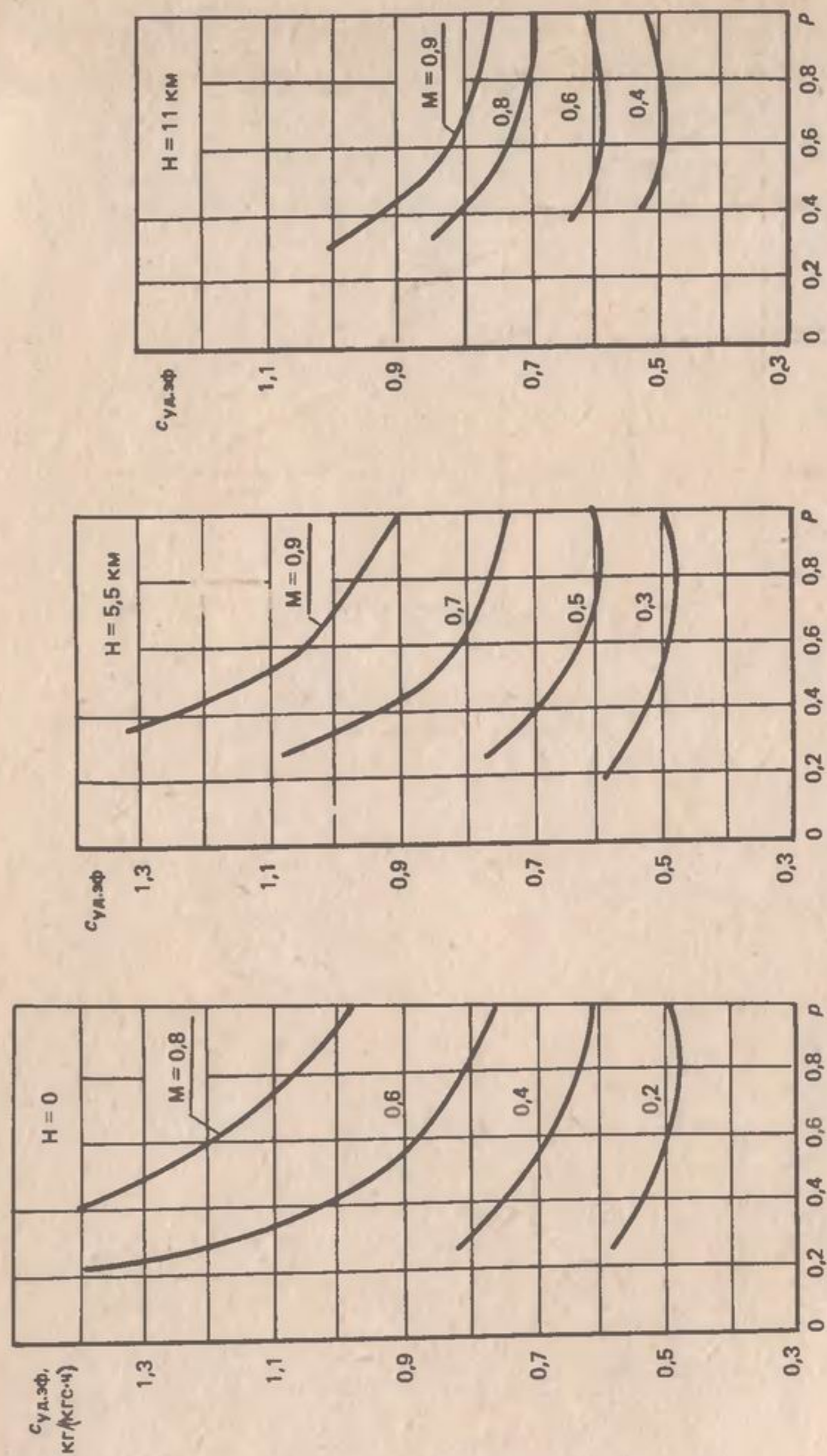


Рис. 2.3. Дроссельные характеристики двигателя

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.1. Аэродинамические характеристики

Аэродинамические характеристики самолета приведены на рис. 3.1-3.3. В качестве характерных параметров приняты площадь крыла $47,0 \text{ м}^2$ и средняя аэродинамическая хорда $2,7 \text{ м}$

Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки C_y^α и коэффициент A , характеризующий индуктивное сопротивление, приведены без учета и с учетом (штриховые линии) потерь на балансировку. В последнем случае координата центра тяжести $\bar{x}_T = 0,3$.

Коэффициент лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе C_{x_0} резко возрастает при $M=0,6$ (рис. 3.3). Это объясняется большой относительной толщиной профиля крыла и формой крыла в плане (местные сверхзвуковые области на крыле и связанные с ними местные скачки уплотнения возникают при относительно небольших скоростях полета).

Взлетно-посадочные значения коэффициента подъемной силы $C_{y_{отр}} = 1,37$ и $C_{y_{пос}} = 1,68$.

Допустимое значение коэффициента подъемной силы $C_{y_{доп}} = 1,0$ (с убранной механизацией крыла).

Прирост коэффициента сопротивления за счет подвесок $\Delta C_{x_0 \text{ подв}}$ постоянен в диапазоне рассмотренных чисел M и составляет для различных вариантов вооружения:

- 6 бомб Мк.82 - $\Delta C_{x_0 \text{ подв}} = 0,01$;

- 18 бомб Мк.117 - $\Delta C_{x_0 \text{ подв}} = 0,025$.

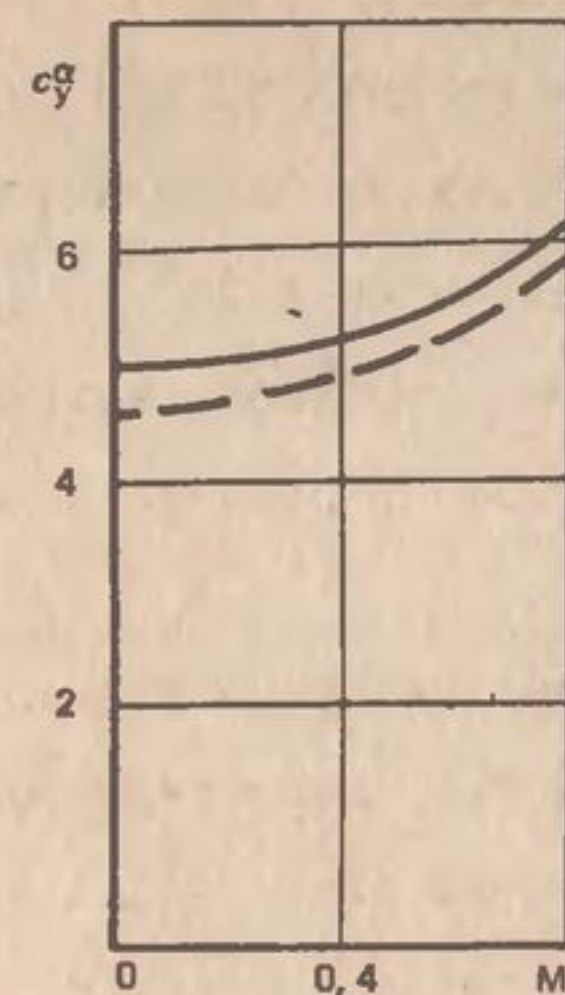


Рис. 3.1. Зависимость коэффициента c_y^α от числа M

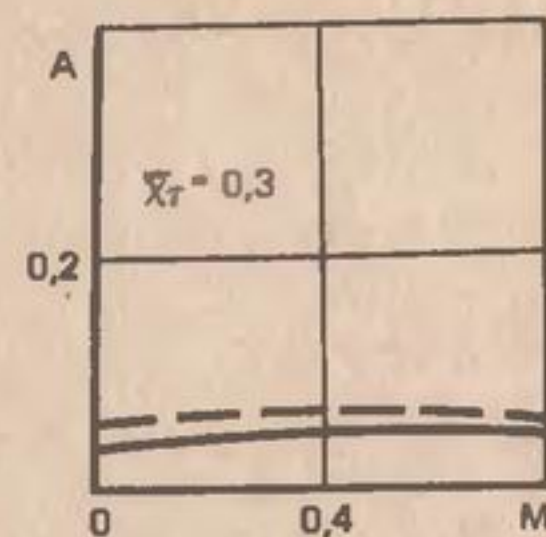


Рис. 3.2. Зависимость коэффициента A от числа M

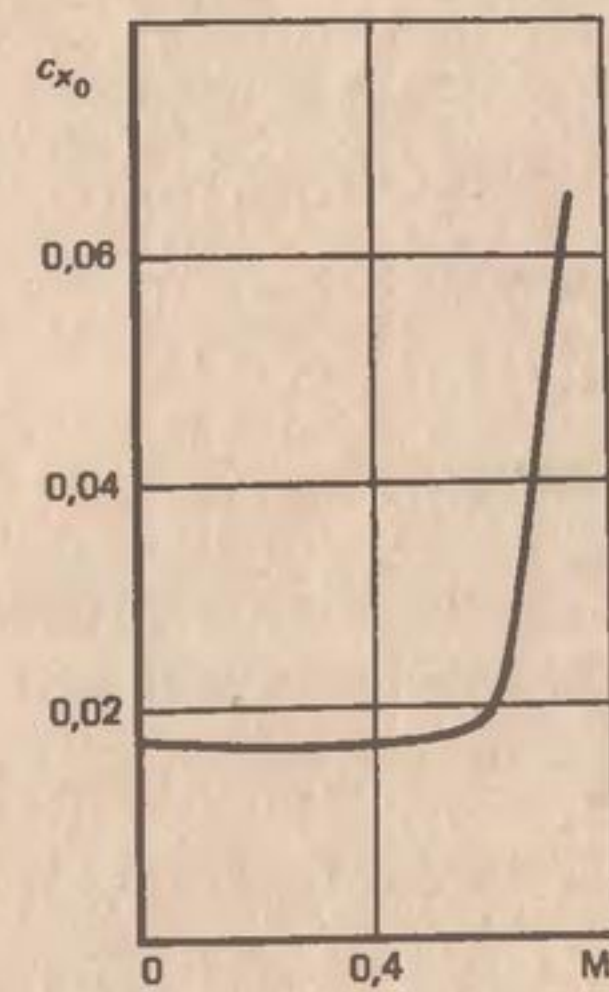


Рис. 3.3. Зависимость коэффициента C_{x_0} от числа M

3.2. Летно-технические характеристики

Диапазон высот и чисел M полета (рис. 3.4) рассчитан для средней массы самолета с 18 бомбами Мк.82:

$$m_{\text{ср}} = m_0 - \frac{m_{\text{т.бн}}}{2} = 19085 \text{ кг},$$

где $m_0 = 21500$ кг – максимальная взлетная масса самолета, $m_{\text{т.бн}} = 4830$ кг – масса топлива во внутренних баках.

Границы максимальных чисел M полета рассчитывались из условия равенства располагаемой тяги лобовому сопротивлению. Левая граница определяется минимально допустимой скоростью горизонтального полета.

Зависимости энергетической скороподъемности $V_y^* = f(M, H)$ для высот I; 5 и II км (рис. 3.5) и $V_{y_{\text{max}}}^* = f(H)$ (рис. 3.6) определены при тех же условиях, что и диапазон высот и чисел M полета.

Границы радиусов установившихся виражей приведены на рис. 3.7. Зависимость радиусов виражей от скорости полета на высотах I; 5 и II км приведена на этом рисунке с учетом ограничений по допустимому значению коэффициента подъемной силы $c_{y_{\text{доп}}}$, допустимой нормальной перегрузки $n_{y_{\text{max}}}^z$ и по располагаемой тяге.

Зависимости длин разбега и пробега от взлетной и посадочной масс соответственно приведены на рис. 3.8.

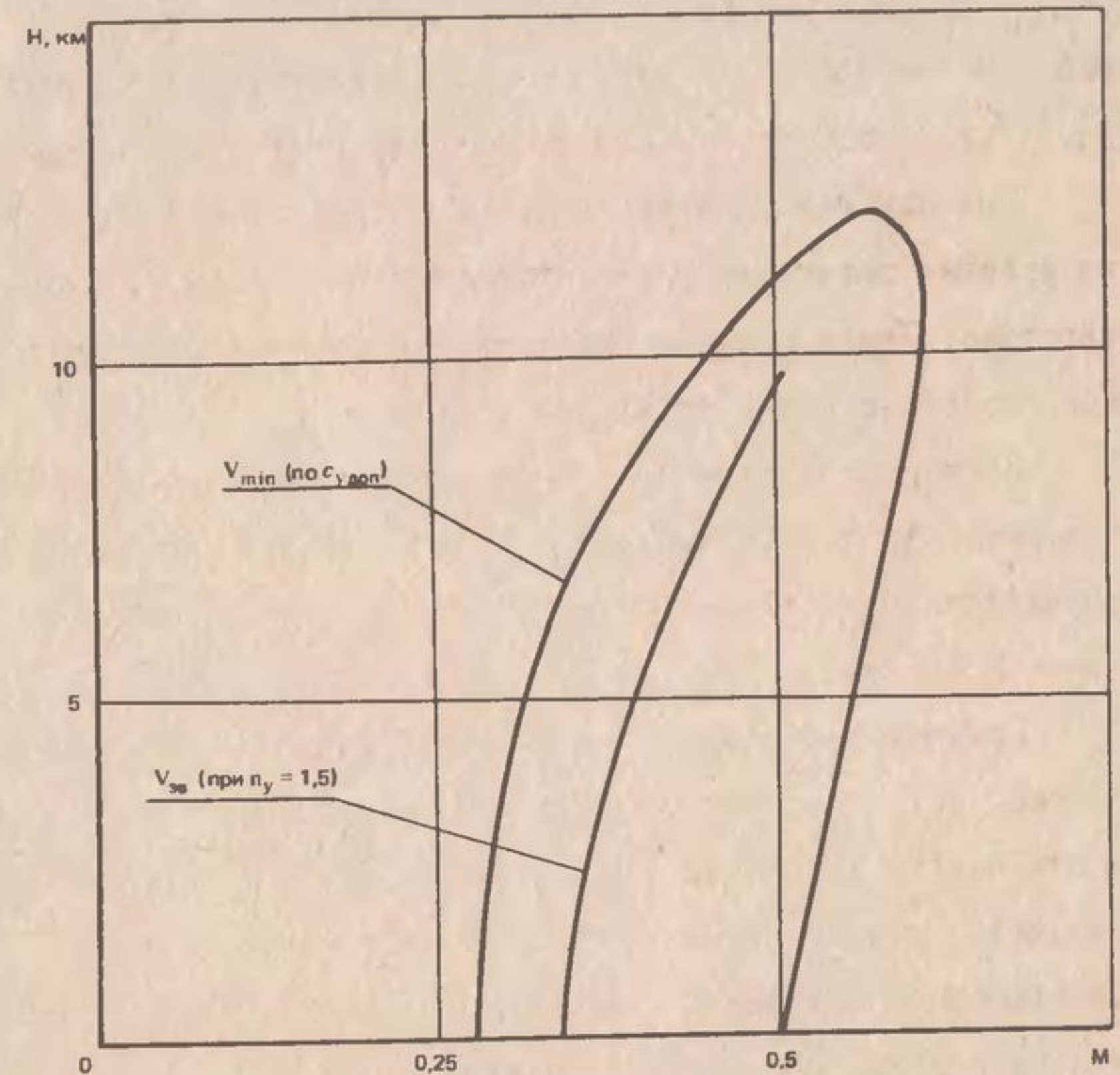


Рис. 3.4. Диапазон скоростей и высот полета самолета

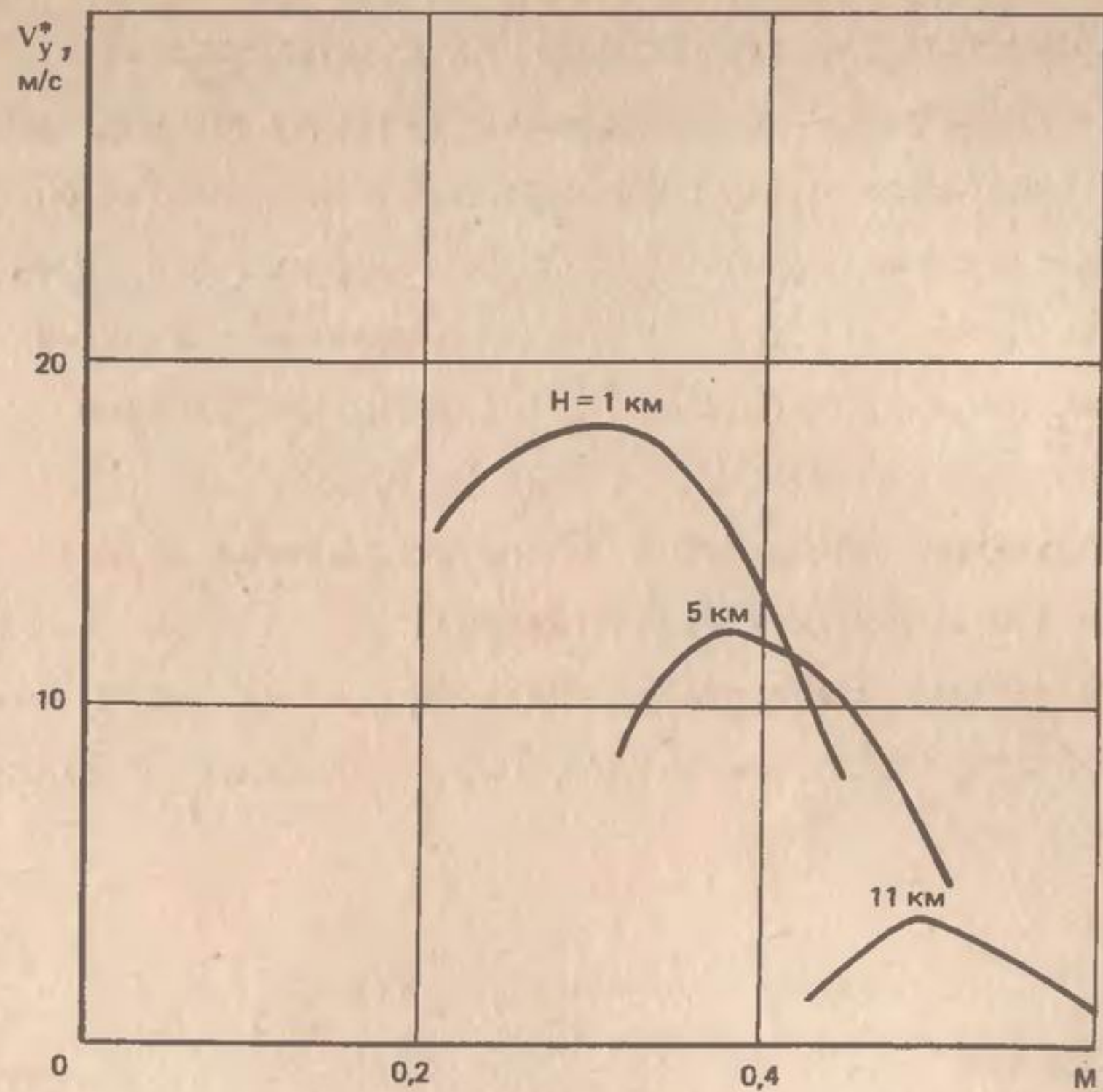


Рис. 3.5. Зависимость V_{y^*} от числа M и высоты полета

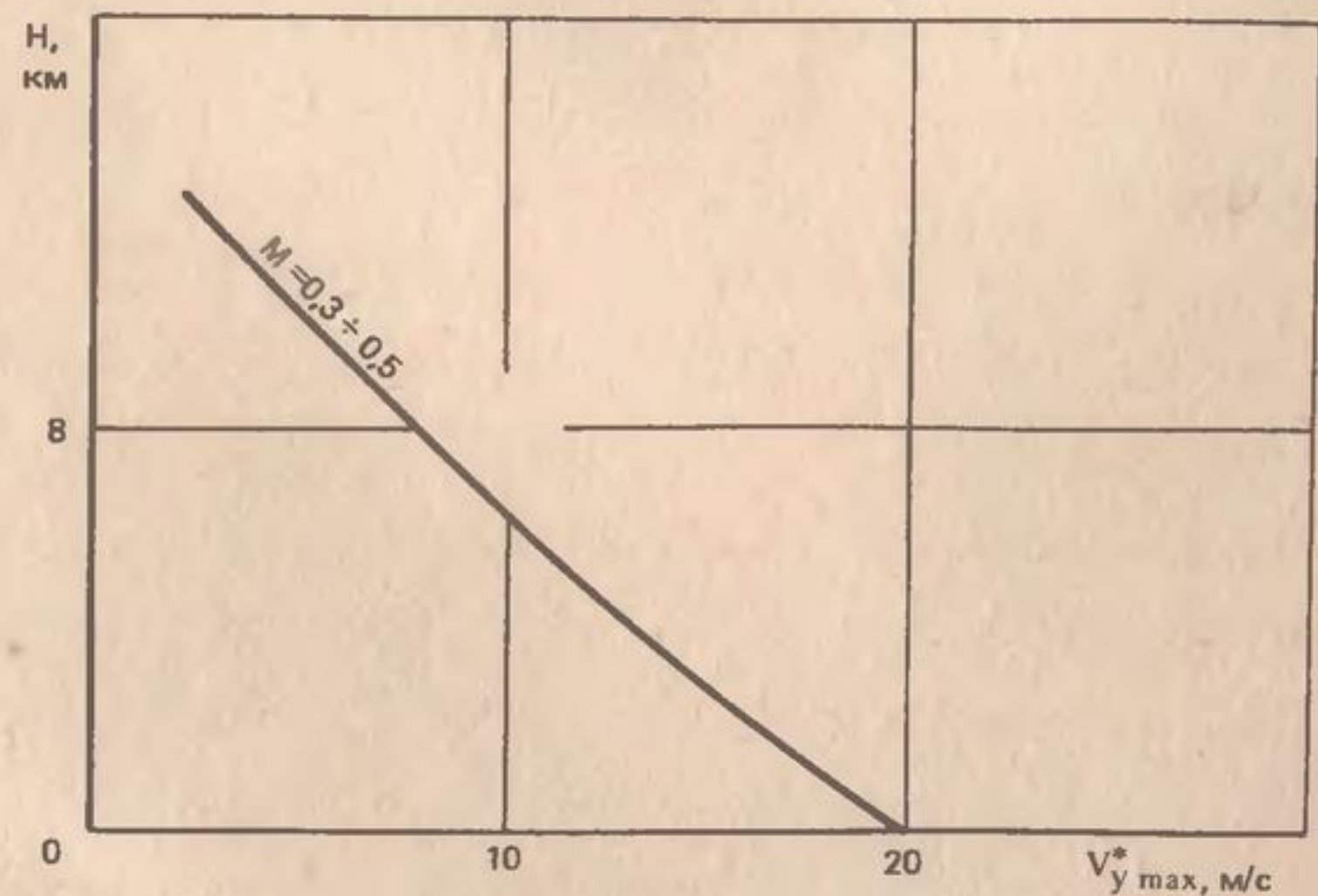


Рис. 3.6. Зависимость $V_{y^* \max}$ от высоты и числа M

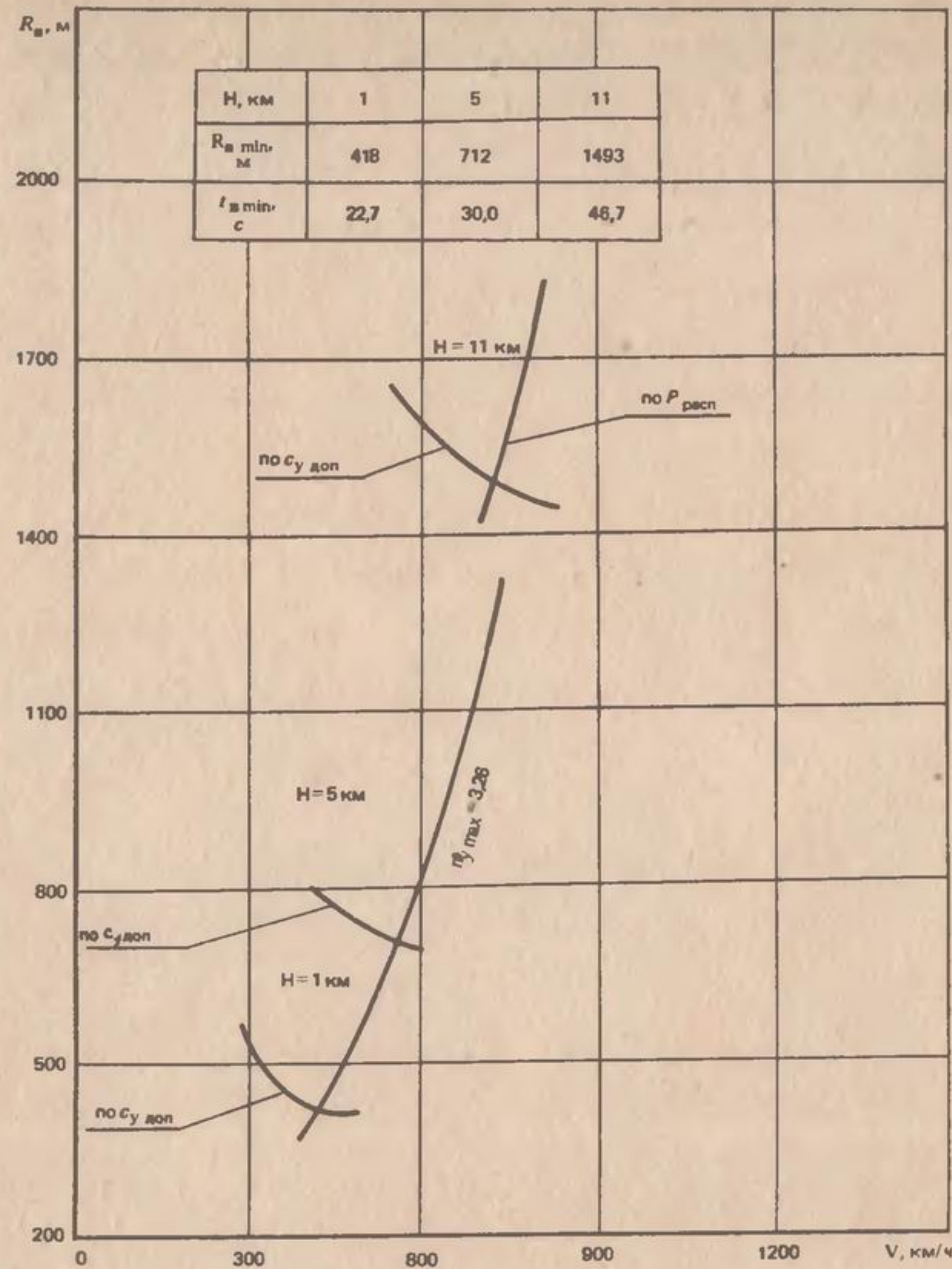


Рис. 3.7. Границы радиусов установившихся виражей

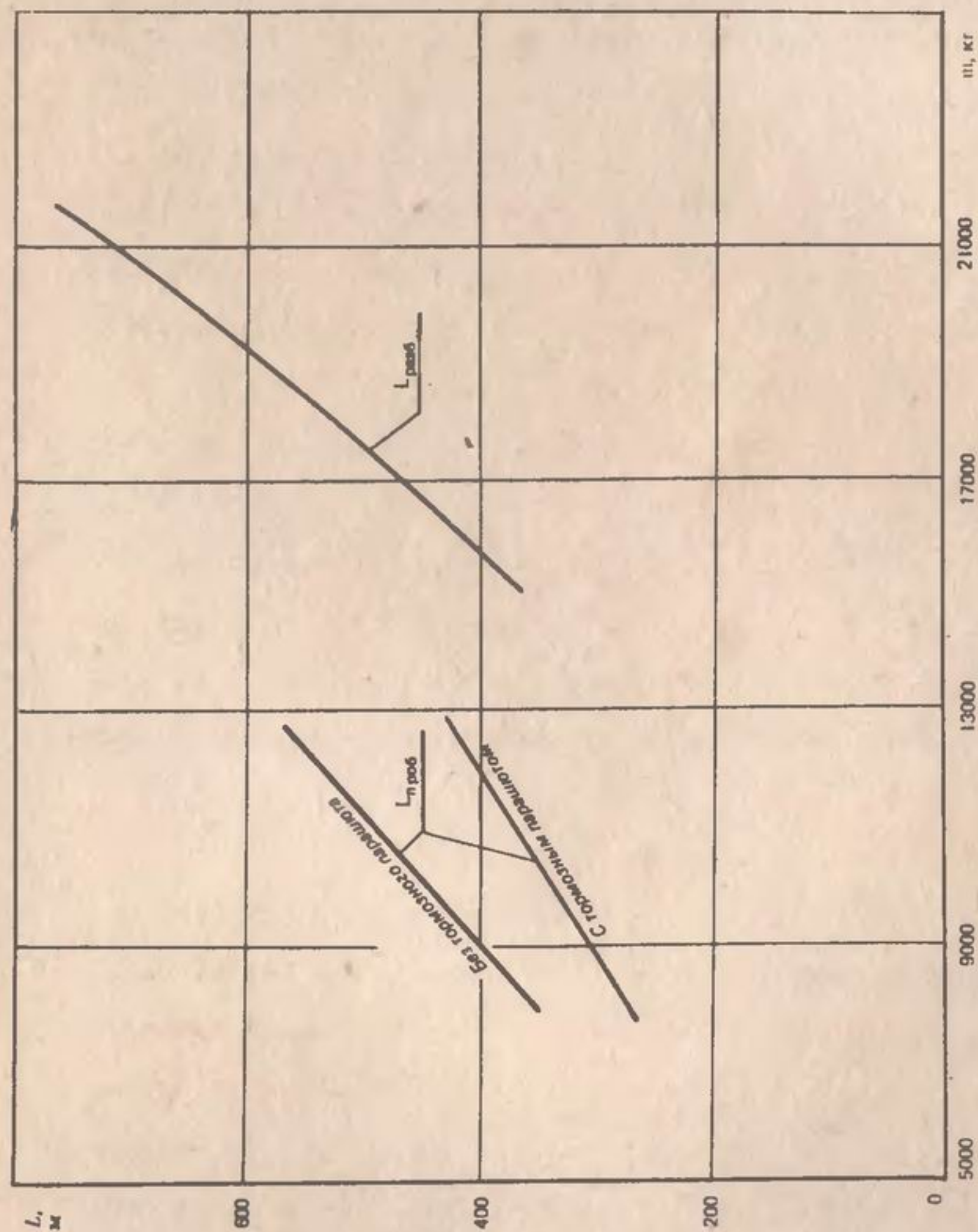


Рис. 3.8. Зависимость $L_{\text{взл}}$ и $L_{\text{проб}}$ от взлетной и посадочной масс самолета соответственно

4. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

4.1. Средства поражения и варианты их применения

С самолета А-10 возможно применение бомб общего назначения Мк.82, Мк.83, Мк.84, бомб Мк.82, Мк.84 с лазерной или телевизионной системой наведения, М117, управляемых бомб "Хобо" и "Уоллай", кассетных бомб BLU -27 и химических бомб BLU -52, неуправляемых авиационных ракет (НАР) калибра 70 мм, управляемых ракет (УР) "Мейврик" и "Сайдуиндер". На самолет могут также подвешиваться контейнеры с пушкой калибра 20 мм, с лазерной системой поиска и определения координат цели "Пэйв Пенни", с оборудованием радиоэлектронной борьбы и топливные баки. Кроме того, самолет оснащен пушкой GAU-8/A калибра 30 мм, встроенной в фюзеляж, с боекомплектом 1350 патронов.

Самолет имеет 11 узлов подвески. Три узла - под фюзеляжем и восемь - под крылом. На рис. 4.1 показано возможное размещение средств поражения, контейнеров и топливных баков на них. Ограничения по числу подвесок этих средств указаны в подрисуночной надписи.

Для конкретного боевого применения самолета из средств поражения формируются варианты вооружения. На самолете А-10 все варианты вооружения предназначены для поражения наземных целей. Однако в состав этих вариантов вооружения могут входить управляемые ракеты "Сайдуиндер", предназначенные для поражения воздушных целей при самообороне.

Ракета "Мейврик" АС М65А предназначена для поражения прочных и неподвижных малоразмерных целей: танков, бое-

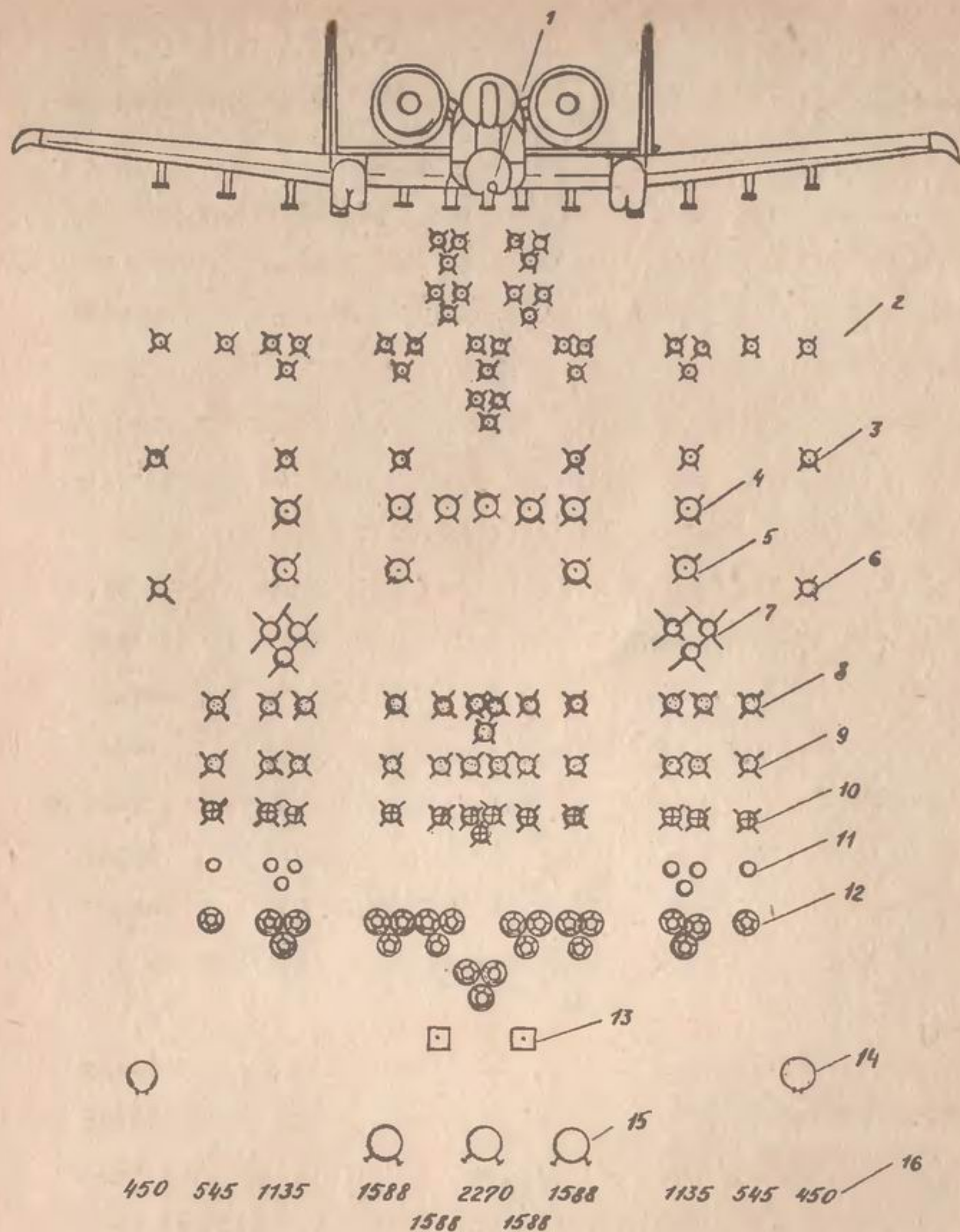


Рис. 4.1. Возможное размещение средств поражения, контейнеров и топливных баков на узлах подвески самолета А-10: 1 — встроенная пушка GAU — 8А; 2 — до 24-28 бомб Mk.82 или 20-28 контейнеров с бомбами Mk.20 ("Рокай"); 3 — до 6 бомб Mk.82 с лазерной системой наведения; 4 — до 6 бомб Mk.84; 5 — до 4 бомб Mk.84 с лазерной или телевизионной системой наведения; 6 — УР "Сайдундер"; 7 — до 6 УР AGM-65 "Мейврик"; 8 — до 8-11 зажигательных бомб BLU B/B (UF); 9 — до 8-10 зажигательных бомб BLU B/B (F); 10 — до 8-11 химических бомб BLU-52 A/B; 11 — до 4-8 контейнеров с осветительными бомбами CUU-25 C/A; 12 — до 14-20 пусковых установок НАР LAU-68 A/A; 13 — 2 контейнера SUU-23A с пушкой калибра 20 мм; 14 — контейнеры с оборудованием РЭБ; 15 — до 3 подвесных топливных баков вместимостью 2270 л; 16 — грузоподъемность узлов подвески в килограммах

вых и специальных машин, полевых командных пунктов, небольших мостов и переправ, ракетных и артиллерийских установок, складов ГСМ и др.

Ракета AGM-65A имеет дневную телевизионную систему самонаведения. Конструктивно УР "Мейврик" выполнена по нормальной аэродинамической схеме и состоит из 4 отсеков: переднего, среднего, двигательного и хвостового. В переднем отсеке размещается головка самонаведения, состоящая из координатора с телевизионной камерой, установленных на гироскопической платформе, а также оптическая система и электронная аппаратура. В среднем отсеке установлена кумулятивная боевая часть с большой бронепробиваемостью. Подрыв боевой части производится от контактного взрывателя. Силовой установкой является твердотопливный двигатель со стартовым и маршевым режимами работы. В хвостовом отсеке находится пневмоаккумулятор, гидравлический насос и гидравлические приводы рулей. Прямоугольные в плане аэродинамические рули расположены у торцевой части отсека.

Наведение ракеты на цель осуществляется с помощью телевизионной головки самонаведения. После визуального обнаружения цели летчик включает в работу головку самонаведения, которая передает изображение местности на телевизионный экран в кабине самолета. При прицеливании, когда центр перекрестия телевизионного экрана совпадает с изображением цели, летчик дает команду на захват цели головкой самонаведения и ее автосопровождение. В диапазоне разрешенных дальностей стрельбы производится пуск.

С этого момента ракета осуществляет автономное самонаведение.

Данная ракета применяется в условиях хорошей видимости днем.

С целью расширения боевых возможностей ракеты "Мейврик" ведется разработка тепловизионного и лазерного полуактивного координаторов. Оснащенные ими ракеты будут иметь обозначения АГ М-65В и АГ М-65С соответственно.

Основные характеристики УР "Мейврик": длина 2500 мм, диаметр корпуса 305 мм, размах крыла 720 мм, стартовая масса 210 кг, масса боевой части 60 кг, максимальная дальность 20 км, минимальная дальность 0,9 км, круговое вероятное отклонение 2,5 м.

Управляемая авиационная планирующая бомба средней дальности действия "Уоллай"-I предназначена для поражения мостов, зданий, подземных сооружений, военных кораблей и т.п. Она состоит из трех основных секций: головной с телевизионной аппаратурой захвата и сопровождения цели; центральной с боевой частью осколочно-фугасного действия; хвостовой с аппаратурой управления рулями и блоком электропитания. Крыло бомбы крепится к центральной секции.

Бомбометание осуществляется в следующем порядке. При подходе к цели летчик включает телевизионную аппаратуру бомбы. Текущее изображение местности, принятое телевизионной камерой бомбы, передается на экран индикатора в кабине самолета. После визуального обнаружения цели производится маневр самолета таким образом,

чтобы изображение цели появилось на экране индикатора самолета и совпало с его перекрестием, затем аппаратура бомбы включается в режим автоматического захвата и сопровождения цели. После сбрасывания бомба осуществляет самонаведение.

Наведение бомбы обеспечивается только в условиях хорошей видимости.

Основные характеристики бомбы: длина 3440 мм, диаметр корпуса 380 мм, размах крыла 1140 мм, масса 500 кг, масса боевой части 385 кг, максимальная дальность (в зависимости от высоты бомбометания) при телевизионном самонаведении 10 км, при телевизионном командном — до 20 км, круговое вероятное отклонение 3-5 м.

Управляемая планирующая бомба "Уоллай"-2 предназначена для уничтожения прочных укрепленных малоразмерных целей.

Конструктивно УАБ "Уоллай"-2 аналогична УАБ "Уоллай"-I и выполнена на основе обычной неуправляемой бомбы Мк84. Особенностью конструкции является большая площадь крыла, чем у "Уоллай"-I. За счет этого предполагается увеличить дальность планирования до 25-30 км в зависимости от высоты сбрасывания. Некоторому изменению подвергалась и система управления. Наряду с телевизионной аппаратурой наведения на бомбе установлена радиоканальная система. В полете с бомбы передается изображение местности на самолет-носитель. По этому изображению на экране индикатора передачей команд по радио корректируется траектория полета бомбы. После появления на экране изображения цели подачей летчиком соответствующих команд управления

на бомбу совмещается изображение цели с перекрестием экрана, передается на бомбу команда на включение авто-сопровождения цели и на автономное самонаведение. В случае если цель видна на экране недостаточно контрастно, наведение бомбы на цель до конца полета осуществляется по радиокомандной линии.

Сброс бомбы возможен вне зоны прямой видимости цели. Имеются сведения о возможной установке на бомбы типа "Уоллай" ИК-головок самонаведения.

Основные характеристики бомбы: длина 4050 мм, диаметр бомбы 450 мм, размах крыла 1730 мм, масса бомбы 1100 кг, масса боевой части 907 кг, дальность действия 25-30 км, вероятное круговое отклонение 3-5 м.

Управляемая авиационная бомба "Хобо" является первой бомбой модульной конструкции. Она создана на базе стандартных авиабомб Мк84 (калибр 2000 ф) или М 118 (калибр 3000 ф) и предназначена для поражения мостов, тоннелей, промышленных сооружений, складов и т.п.

Конструктивно бомба "Хобо" выполнена из трех отсеков. В переднем отсеке располагается телевизионная головка самонаведения, включающая координатор цели и электронную аппаратуру. Координатор цели представляет собой оптическую систему с чувствительным элементом, смонтированную на гиросtabilизированной платформе.

В состав электронной аппаратуры входят: телевизионная камера, платформа, блок питания и электронный блок слежения за целью. Сигналы из отсека самонаведения передаются в хвостовой отсек управления по проводам, скрытым в четырех пластинах, расположенных на поверхности

средней части бомбы. Средний отсек представляет собой корпус стандартной бомбы. В хвостовом отсеке располагается крестообразное крыло, на задних кромках которого установлены аэродинамические рули.

Способ применения бомбы "Хобо" аналогичен применению УАБ "Уоллай".

Основные характеристики бомбы: длина 3780 мм, диаметр 460 мм, размах крыла 1100 мм, масса 1100 кг, масса боевой части 907 кг, дальность действия 8-10 км, вероятное круговое отклонение 3-5 м.

Бомбы с лазерной системой наведения созданы на основе стандартных фугасных бомб Мк82, Мк84 и М118, боевой кассеты "Рокай". Они предназначены для поражения прочных малоразмерных целей (мосты, бункеры и др.).

Такие бомбы конструктивно состоят из трех основных частей. В головной части на кольцевом фюзеляже находится полуактивная лазерная головка самонаведения. В средней части располагаются блок электронной аппаратуры и блок управления. Эти две части монтируются на стандартной бомбе с увеличенным хвостовым оперением (стабилизатором). Подсвет цели может осуществляться с самолета-носителя, с другого - самолета целеуказателя или с земли специальными системами - системами подсвета (целеуказания). Целеуказатель обычно размещается в контейнере, расположенном под фюзеляжем самолета, в котором находятся блоки лазерного передатчика, приемника дальномера, источника питания и системы охлаждения.

Целеуказание обеспечивается днем и ночью в простых метеоусловиях на дальностях 5-10 км от цели.

Основные характеристики бомбы Mk84 с лазерной системой наведения: длина 4275 мм, диаметр 460 мм, размах крыла 1140 мм, масса 930 кг, масса боевой части 907 кг, дальность действия 6-9 км, вероятное круговое отклонение 3-6 м.

В табл. 4.1 приведены характеристики авиабомб общего назначения.

Таблица 4.1

| Тип авиабомбы | Калибр, фунты | Масса, кг | Масса ВВ, кг | Длина, мм | Диаметр, мм |
|---------------|---------------|-----------|--------------|-----------|-------------|
| Mk. 82 | 500 | 241 | 87 | 2210 | 273 |
| Mk. 83 | 1000 | 447 | 202 | 3000 | 356 |
| Mk. 84 | 2000 | 895 | 428 | 3850 | 457 |

Артиллерийское вооружение самолета А-10 состоит из встроенной и подвесных установок.

Установка с семиствольной пушкой GAU-8A встроена в нижней части фюзеляжа. Калибр пушки 30 мм, масса - около 280 кг. Ее темп стрельбы 2100 и 4200 выстрелов в минуту. Соответственно этому продолжительность стрельбы 20 и 10 секунд. Начальная скорость снаряда 1050-1070 метров в секунду. Применяются бронебойно-зажигательные и осколочно-фугасно-зажигательные снаряды. Масса снаряда, в зависимости от его типа, 370-430 г. Масса патрона 690-750 г. Ресурс пушки 21000 выстрелов. Баллистические данные пушки таковы, что она может быть использована для борьбы против бронированных целей, в том числе - танков. Стволы пушки объединены во вращающийся блок. Она размещается на установке так, что стреляющий ствол располагается почти вдоль продольной оси самолета под углом

2° вниз. Это дает возможность не применять компенсации силы отдачи пушки, так как направление ее действия проходит через центр тяжести самолета.

Подвесные установки размещаются в контейнерах. В них используется 20-мм шестиствольная пушка GAU-4/A, являющаяся модификацией пушки "Вулкан" M61A1. Темп стрельбы пушки 6000 выстрелов в минуту. Масса снаряда 102 г, его начальная скорость 1030 метров в секунду. Масса патрона 250 г. Боекомплект 1200 патронов на одну пушку.

4.2. Прицельно-навигационная система

Прицельно-навигационная система (ПНС) самолета А-10 обеспечивает выполнение навигационных расчетов и расчетов, связанных с прицеливанием при боевом применении средств поражения.

ПНС самолета А-10 отличается относительной простотой, что определило сокращение объема технического обслуживания и времени, затрачиваемого на подготовку к полету, а также и снижение стоимости самолета. ПНС самолета не имеет таких, ставших уже традиционными устройств, как РЛС и БЦВМ.

А-10, как самолет непосредственной авиационной поддержки сухопутных войск, предназначается к действиям в таких условиях, когда граница соприкосновения между войсками нечетко выражена. Поэтому летчик имеет право применять оружие только тогда, когда может наблюдать цель визуально. Для боевого применения самолета А-10 установлен следующий метеоминимум: высота нижней кромки облачности 300 м.

В состав ПНС самолета А-Ю входят:

- оптический прицел с проекцией изображения на лобовое стекло;
- телевизионная система для применения ракет "Мейврик" и "Сайдуиндер";
- лазерная система поиска и определения координат цели "Пэйв Пенни" для применения средств поражения с лазерными системами наведения.

ПНС обеспечивается данными ближней навигации ТАКАН и дальней навигации ЛОРАН-С и D.

Прицеливание при бомбометании, стрельбе из пушек и пуске неуправляемых ракет производится с помощью оптического прицела. При этом на лобовом стекле отражаются воздушная скорость, угол пикирования, угол крена, высота и информация о цели. Система индикации на лобовом стекле имеет также неподвижную прицельную сетку, которая устанавливается вручную. Угол наклона сетки индицируется на лобовом стекле.

Телевизионный прицел представляет собой телевизионный экран, на который передается изображение местности, просматриваемое головкой самонаведения ракеты "Мейврик". При прицеливании летчик совмещает изображение цели с перекрестием телевизионного экрана, после чего дает команду на захват цели головкой самонаведения ракеты и ее дальнейшее автосопровождение. В диапазоне разрешенных дальностей производится пуск ракеты. С момента пуска ракета осуществляет автономное самонаведение на цель.

Система "Пэйв Пенни" монтируется в подвесном контейнере под передней частью фюзеляжа. В контейнере размещена оптическая система на карданном подвесе, оси которого параллельны осям крена и тангажа. Оптическая система фокусирует принятое излучение. Система "Пэйв Пенни" позволяет осуществить сопровождение целей в диапазоне углов -90° до $+15^{\circ}$ по тангажу и $\pm 90^{\circ}$ по азимуту. Электронная аппаратура управления размещена внутри контейнера.

Летчик, пользуясь пультом управления, выбирает узкую или широкую диаграмму сканирования, а также боевые режимы работы: с пикирования, с горизонтального полета, поиск навигационно-заданной цели, бомбометание вручную с горизонтального полета. Система может работать в независимых режимах бомбометания с горизонтального полета или с пикирования. При независимом поиске с горизонтального полета с помощью пульта управления летчик вводит данные о высоте над целью и наклонной дальности видимости, соответствующей требуемой дальности поиска. На базе этих двух параметров автоматически вычисляется и реализуется координатным подвесом угол наклона диаграммы сканирования к горизонту.

Если система "Пэйв Пенни" захватила назначенную, то есть подсвеченную для атаки цель, то на лобовом стекле появляется перекрестие с отметкой подсвеченной лазером цели вместе с сигналом о наличии сопровождения. Отметка цели индицируется до тех пор, пока цель находится в по-

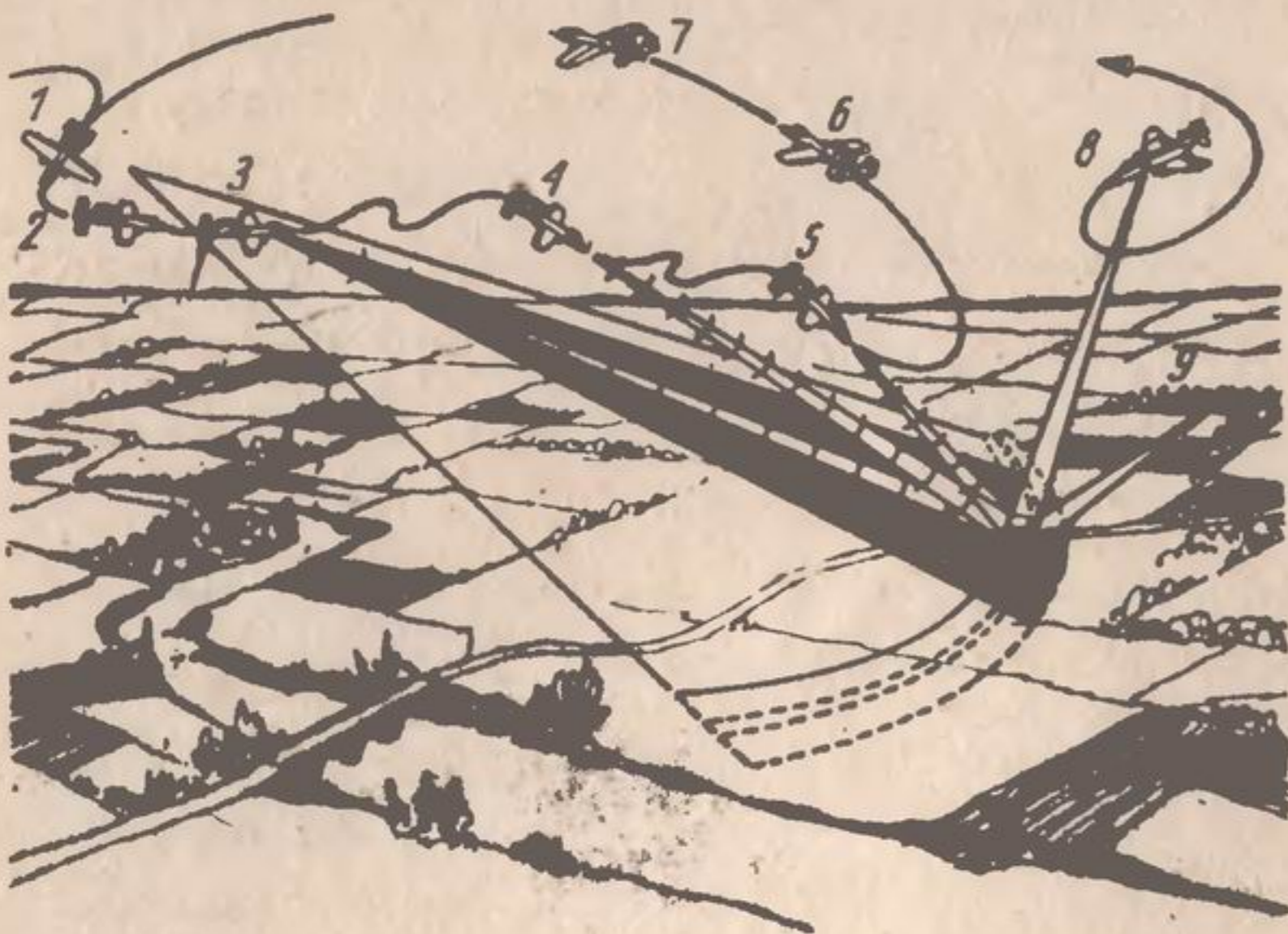


Рис. 4.2. Схема атаки цели с использованием лазерной системы поиска и определения координат цели "Пэйв-Пенни": 1 — исходный пункт маршрута; 2 — выход в зону поиска цели; 3 — захват цели; 4 — противозенитный маневр; 5 — сбрасывание оружия; 6 — уход в безопасную зону; 7 — уход в зону ожидания (для последующего выполнения повторной атаки); 8 — подсвет цели лазером с самолета; 9 — подсвет цели с наземной лазерной установки

ле обзора прицела. Углы линии визирования воспроизводятся также на индикаторах пространственного положения самолета и его курса, обеспечивая приближенные данные о направлении на цель, когда они находятся за пределами поля обзора оптического прицела.

После захвата цели самолет может осуществлять маневр для прицеливания или производить противозенитный маневр. Лазерный координатор при этом будет продолжать сопровождение цели и выдавать информацию управления для летчика при условии, если цель остается в пределах поля сопровождения лазерного координатора.

Система "Пэйв Пенни" позволяет обнаруживать цель за пределами визуальной видимости или же в условиях ограниченной видимости. Летчик может вести самолет в соответствии с меткой цели на индикаторе, осуществляя либо ручную, либо автоматическую доставку средств поражения.

На рис. 4.2 показана схема атаки цели с использованием этой системы.

4.3. Система управления вооружением

Система управления вооружением (СУВ) самолета А-10 предназначена для управления автоматикой средств поражения и их отделением от самолета.

Ограниченность функций СУВ самолета А-10 по сравнению с функциями СУВ таких самолетов, как F-14, F-15 и других определяется, с одной стороны, простотой конструкции самого самолета А-10, а с другой — стремлением получить простую саму по себе систему управления вооружением.

В соответствии с указанными функциями в состав СУВ самолета А-10 входят системы управления автоматикой управляемых ракет "воздух-воздух", "воздух-поверхность" и управляемых бомб и управления отделением средств поражения от самолета.

СУВ обеспечивает сигнализацию наличия и типа средств поражения на всех точках подвески, выбор типа и количества средств поражения для боевого применения и отделение средств поражения в заданной временной последовательности.

Управление и выбор режимов работы вооружением осуществляется с помощью специального пульта вооружения, расположенного слева на приборной панели кабины летчика.

На этот пульт вынесена сигнализация наличия средств поражения, а также счетчики расхода и остатка патронов авиационных пушек.

В аварийных ситуациях система управления вооружением самолета обеспечивает аварийное отделение средств поражения.

5. СРЕДСТВА РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ (РЭБ)

5.1. Общая характеристика средств радиоэлектронной борьбы

На самолете А-10 применяются следующие средства РЭБ: станция активных радиопомех AN / ALQ -II9, станция активных помех ИК-диапазона AN / ALQ -I32, устройство выброса средств РЭБ AR / ALE -40, системы непосредственной радиоэлектронной разведки AN / ALR -46.

Кроме того, на части самолетов устанавливается система детальной радиоэлектронной разведки AN / ALQ -I33 ЭЛИНТ, информация от которой передается на наземные КП, либо на самолеты ударных групп и используется в интересах РЭБ. Предполагается, что индивидуальными станциями активных помех, размещаемыми в подвесных контейнерах, будут оснащаться около 20% самолетов А-10.

Управление аппаратурой РЭБ осуществляется автоматически или летчиком в ручном режиме.

На двухместном варианте самолета N / AW А-10 задачи РЭБ будут решаться оператором, находящимся в задней кабине.

5.2. Станции активных помех (САП)

Самолет оснащается одним либо двумя подвесными контейнерами станции активных помех радиодиапазона AN / ALQ -II9(V), которая может быть заменена более современной AN / ALQ -I3I, а также САП ИК-диапазона - AN / ALQ -I32.

В настоящее время используются I0-я и I2-я модификации станции - AN / ALQ -II9(V)I0 и AN / ALQ -II9(V)I2. Основное назначение станции AN / ALQ -II9 - подавление наземных радиоэлектронных средств (РЭС) управления оружием (станций наведения ракет, сопровождения цели, орудийной наводки) и радиолокационных головок самонаведения ракет.

В контейнере модульной конструкции размещаются 3 передатчика помех, работающих в диапазонах I550-5200, 3900-6200 и 6200-10900 МГц. Указанные цифры характеризуют

границы диапазонов, а не точные значения частот перестройки передатчиков помех.

Одновременно излучаются маскирующие и имитирующие помехи в одном или двух (из трех) частотных диапазонов. Спектральная плотность мощности шумовой маскирующей помехи может достигать 20+30 Вт/МГц.

В зависимости от обстановки можно менять направление излучения "вперед-назад" за счет подключения соответствующих антенн. В станции применяется ограниченное управление мощностью помехи в зависимости от степени угрозы, которую представляет подавляемое РЭС.

Назначением САП ИК-диапазона AN / ALQ -I32 - является защита самолета от ракет класса "воздух-воздух" и "земля-воздух" с ИК-головкой самонаведения.

Источником ИК-излучения контейнера является мембрана, нагреваемая за счет сжигания в камере авиационного топлива. После модуляции вращающимся obtюратором система излучает последовательность ИК-импульсов, интенсивность которых превосходит интенсивность излучения двух двигателей самолета А-10.

5.3. Устройства выброса средств РЭБ

Основным устройством выброса средств РЭБ самолета А-10 является система AN / ALE -40. Кроме того, в одном из расчетных вариантов боевой нагрузки используется подвеска бомбовых кассет со средствами РЭБ: 16 CBU -70 или 10 CBU-38.

Для самолета А-10 разработан специальный вариант устройства выброса AN / ALE -40(V)10, имеющий наибольшую емкость среди всех устройств данного типа 480 патронов.

В варианте AN / ALE -40(V)10 используется внутрифюзеляжное размещение кассет, которые расположены на концах крыла и в нишах шасси. Общее число кассет - 16. Емкость каждой из них 30 патронов с дипольными отражателями (Д0) либо 30 ИК-патронов.

При снаряжении устройства выброса возможны различные сочетания патронов обоих типов.

Управление отстрелом патронов с Д0 и ИК-патронов - независимое. Интервалы отстрела патронов с Д0 - 0,1; 0,2; 0,3; 0,4 с; ИК-патронов - 3; 4; 6; 8; 10 секунд. Возможен также залповый отстрел патронов с дипольными отражателями с постоянным или переменным интервалом отстрела.

5.4. Средства непосредственной радиоэлектронной разведки

На самолете используются 2 типа средств непосредственной радиоэлектронной разведки (НРЭР): система предупреждения об облучении и управления работой САП, а также система детальной радиоэлектронной разведки.

Первая из них (в настоящее время AN / ALR -46, в последующем - AN / ALR -69) устанавливается на каждом самолете, вторая (AN / ALQ -I33) - на одном самолете из ударной группы. AN / ALR -46 - цифровая система, способная проводить

анализ радиоэлектронной обстановки, определять тип облучающего РЭС и оценивать степень угрозы защищаемому самолету.

Система имеет следующие характеристики:

- диапазон разведываемых частот 2-18 ГГц;
- скорость обработки принимаемых сигналов - свыше 80000 импульсов в секунду;
- число РЭС, оцениваемых одновременно - 16;
- общее число РЭС, характеристики которых находятся в памяти системы, - до 150.

Наряду с определением параметров облучающего сигнала и типа РЭС система осуществляет пеленгацию источника излучения.

Данные с процессора системы поступают для управления САП, устройством выброса, а также летчику в звуковой и визуальной форме с целью предупреждения его об открытии огня, направлении атаки и т.д. Возможна также передача данных для захвата сигнала РЭС головкой самонаведения ракеты класса "воздух-РЛС".

Основное назначение системы - определение характеристик импульсных РЛС, однако модификации позволяют работать и с непрерывными сигналами, а также с сигналами более низких частот (до 500 МГц).

5.5. Система детальной радиоэлектронной разведки AN/ALQ-133 (ЭЛИНТ)

Система ЭЛИНТ предназначена для разведки радиолокационных и навигационных систем, командных линий связи, средств управления и наведения оружия (радио, ИК, лазерных) и других систем противника. Самолеты А-10, ос-

нащенные системой ЭЛИНТ, определяют местонахождение РЛС и средств ПВО, режимы их работы и степень опасности, а также используются для поражения обнаруженных системой РЭС.

Разведанная информация поступает на наземный пункт сбора данных и на другие самолеты, не имеющие такой системы, для целеуказания ракетам "воздух-РЛС". Данные передаются по системе телекодированной связи со скоростью 6000-12000 сообщений в секунду.

Прием сигналов осуществляется как в диапазоне 2-18 ГГц, так и в области более высоких частот (до субмиллиметрового диапазона волн).

Метод разведки частоты - поисковый. Период перестройки по частоте 0,01 с (возможна перестройка и за 0,005 с).

Точность определения длительности импульса 0,1 мкс, а определения периода следования импульсов по пачке импульсов 0,1 мкс, по паре - 1 мкс. Точность пеленгации 0,5° в секторе ±45°. Возможна пеленгация и в секторе ±60° с меньшей точностью.

Система размещается в трех контейнерах общей массой 540 кг, размещаемых на самолете А-10 под фюзеляжем (один) и на концах крыла (два).

6. ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

6.1. Состав бортового оборудования

На самолете А-10 устанавливается:

- навигационное оборудование;

- пилотажные приборы (см.рис.6.1);
- аппаратура опознавания;
- оборудование для выполнения боевых задач (его описание приведено в разделе 4);
- средства радиоэлектронной борьбы (см.раздел 5);
- радиосвязное оборудование;
- система электроснабжения.

Размещение оборудования в кабине самолета показано на рис.6.1.

6.2. Радионавигационное оборудование

Навигационное оборудование включает приемники системы ближней (ТАКАН) и дальней (ЛОРАН-СД) навигации, радиокompас, указатель курса и пространственного положения самолета, аппаратуру системы посадки самолета по приборам VOR / ILS.

Задача навигации в ближней зоне в районе аэродрома при обеспечении полетов самолета А-10 решаются с помощью системы ТАКАН, работающей в диапазоне 960+1215 МГц. В состав бортовой аппаратуры этой системы входит запросчик дальномерного канала, к которому дополнительно подключается аппаратура определения пеленга по системе ТАКАН.

Бортовое оборудование системы ТАКАН самолета А-10 имеет 2 практически идентичных канала грубого и точного определения азимута, каждый из которых построен по компенсационному принципу.

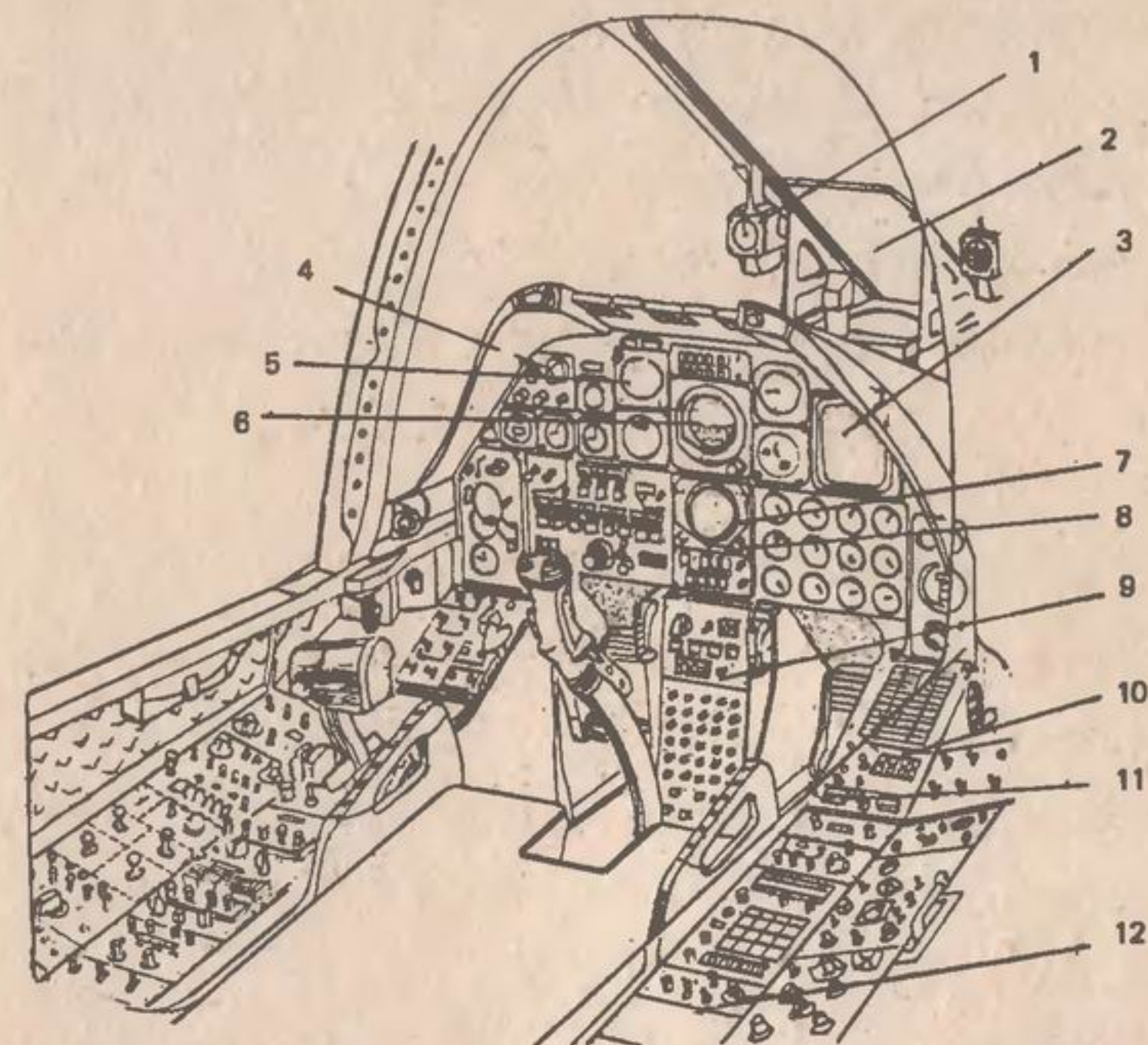


Рис. 6.1. Размещение оборудования в кабине самолета А-10: 1 — акселерометр; 2 — прицельный индикатор на лобовом стекле; 3 — ТВ индикатор для наведения ракеты "Мейврик"; 4 — пульт управления прицельным индикатором; 5 — индикатор системы предупреждения об облучении РЛС противника; 6 — авиагоризонт; 7 — курсовой прибор; 8 — пульт управления оружием; 9 — пульт управления устройства поиска лазерного пятна; 10 — пульт системы РЭБ; 11 — пульт устройства противодействия в ИК-диапазоне; 12 — пульт системы стабилизации

Основные характеристики системы ТАКАН приведены в таблице 6.1.

Таблица 6.1

Угломерный канал:

| | |
|------------------------|--------------|
| дальность действия, км | 370 |
| диапазон частот, МГц | 960+1215 |
| точность измерения, ° | ±2 |
| вид излучения | Импульсный с |

$F = 3000 \text{ Гц}$

Дальномерный канал:

| | |
|------------------------|---------------|
| дальность действия, км | 370 |
| диапазон частот, МГц | 960+1215 |
| точность измерения, м | ±900 |
| пропускная способность | 100 самолетов |

Чувствительность приемника, дБ

90

Длительность импульса, мкс

3,5

Частота повторения импульсов:

| | |
|-----------------------|-----|
| в режиме поиска, Гц | 150 |
| в режиме слежения, Гц | 30 |

Для обеспечения полета самолета на дальности более 400 км используется радиотехническая система дальней навигации ЛОРАН-С, работающая в диапазоне 100 кГц и обладающая большой дальностью действия (до 2000 км). Все передатчики системы работают на фиксированной частоте 100 кГц, излучая 90% мощности в полосе 90-110 кГц. Пиковая мощность передатчика 4 МВт излучается одиночной вертикальной мачтой, высота которой достигает 400 м.

Передающие станции работают группами, образующими единую систему, которая состоит из ведущей и нескольких (обычно двух-пяти) ведомых станций, излучение радиоимпульсов которыми строго синхронизировано ведущей станцией. Ведущая станция излучает импульсы группами по девять импульсов с частотой повторения от 10 до 25 групп в секунду. Имеется пять основных частот повторения, каждая из которых имеет по 8 специфических частот повторения. Расстояние между импульсами группы равно 1000 мкс.

Приемник наземной станции (который запирается на время работы передатчика этой станции) размещается на краю антенного поля и имеет отдельную антенну высотой 9 м.

В бортовом приемном устройстве для исключения влияния помех со стороны пространственной волны используются три первых колебания несущей частоты каждого импульса. Полезный сигнал может находиться в атмосферных помехах, которые при ширине полосы пропускания приемника в 20 кГц могут быть на 20 дБ больше полезного сигнала. Другие мешающие станции могут создавать помехи, на 35 дБ превышающие полезный сигнал. Сила сигналов полезных станций может различаться на 120 дБ. В этих условиях селективность достигается путем сопровождения принимаемых сигналов с помощью электромеханических следящих систем и систем, основанных на использовании дискретной схемотехники.

Приемная антенна, ввиду работы станции в диапазоне длинных волн, достаточно большая с тем, чтобы принимаемые атмосферные шумы существенно превышали внутрен-

ние шумы приемника. Достигается это при эффективной высоте антенны около 1 м.

Для навигации и управления самолетом А-10 в тактической зоне на малых высотах полета (т.е. когда системы, работающие в пределах зоны прямой видимости, не могут охватить заданный район) используется система ЛОРАН-В. Основой этой аппаратуры является система ЛОРАН-С, с которой она совместима. Основные отличия ЛОРАН-В по сравнению с ЛОРАН-С состоят в следующем: опорные линии между ведущей и ведомыми станциями уменьшены; излучаемая мощность и размеры антенных систем уменьшены; в каждой группе излучается 16 импульсов с разнесом в 500 мкс.

Бортовое оборудование этих систем полностью идентично.

6.3. Радиосвязное оборудование

Аппаратура радиосвязи работает по линиям "воздух-воздух" и "воздух-земля".

На самолете устанавливаются две радиостанции, работающие в дециметровом и ультракоротковолновом диапазонах. В качестве радиостанции ДЦВ диапазона будет, вероятно, установлена АН / АРС -144, а в качестве радиостанции КВ диапазона - АН / АРС -123. Их характеристики приведены в таблице 6.2.

В радиостанции АН / АРС -144 предусмотрены следующие возможности: работа с УКВ АРК; с оконечной аппаратурой автоматического шифрования; работа в режиме автоматической ретрансляции; работа в линии передачи

Таблица 6.2

| Тип радиостанции | Диапазон (МГц) | Число волн разное (кГц) | Мощность (Вт) | Режим работы |
|------------------|----------------|-------------------------|-----------------------------|---------------|
| АН / АРС -144 | 225-400 | $\frac{7000}{25}$ | АН-10 ЧМ-30 | АМ, ЧМ |
| АН / АРС -123 | 2-30 | 280000 0,1 | АН-125 ЧМ-200 ОБП-400 | АМ, ЧМ ОБП |

данных с частотным или временным уплотнением. Кроме того, в радиостанции имеется независимо работающий дежурный приемник.

В радиостанции AN / ARC -123 имеется система встроенного контроля.

Помимо двух радиостанций на А-10 устанавливается аппаратура автоматического шифрования КУ-18.

6.4. Система электроснабжения (СЭС)

В качестве первичной системы электроснабжения применена двухканальная система переменного тока стабильной частоты (400 Гц) напряжением 200/115 В. СЭС включает два генератора переменного тока 35-40 кВ·А напряжением 200/115 В и блок аккумуляторов и преобразователей. Для повышения уровня автоматизации управления и контроля СЭС на самолете установлена телемеханическая система СОСТЕЛ-11. В хвостовой части фюзеляжа размещен вспомогательный генератор для обеспечения электропитания на земле при выключенных двигателях.

6.5. Оборудование двухместного самолета

Двухместный самолет А-10, обозначенный А-10 N / AN, дополнительно оборудован инерциальной навигационной системой (ИНС) LN-39, радиолокационной станцией X-50, ИК системой переднего обзора "Флир" и телевизионной системой низкого уровня освещенности.

Применение этого оборудования и наличие второго члена экипажа позволяют избавиться от многих недостатков, присущих одноместным самолетам А-10, в случае применения в сложных метеоусловиях при плохой видимости.

Блок управления и индикации ИНС LN-39 расположен в задней кабине. В запоминающее устройство этого блока вводятся координаты промежуточных пунктов маршрута. Необходимые данные воспроизводятся на ИЛС в передней кабине и на индикаторах обстановки в горизонтальной плоскости, расположенных на приборных панелях в обеих кабинах.

РЛС W X-50 работает в режиме индикации движущихся наземных целей и картографирования местности. Ее установка на серийном самолете предполагается в обтекателе стойки основного шасси на левой консоли крыла. На индикаторе РЛС в задней кабине могут быть выбраны максимальные дальности: 5, 10, 15 миль (9, 18, 27 км). Ее управление осуществляется из задней кабины, но в каждой кабине установлен свой индикатор.

Система "Флир" AAR -42 допускает выбор широкого (16x12°) или узкого (4x3°) поля зрения. На серийном самолете эта система будет располагаться в переднем отсеке обтекателя отойки основного шасси на правой консоли крыла. Система управляется из задней кабины. Ее информация воспроизводится на ИЛС в передней кабине и на индикаторе на ЭЛТ, расположенном в задней кабине.

Телевизионная система, работающая на низком уровне освещенности, имеет поле зрения 30°, дополняет систему

"Флир" и в некоторых случаях может использоваться вместо нее, например в ночное время, когда имеется низкий контраст между вероятными целями и местностью. Обеспечение решения навигационных задач возлагается на оператора с использованием карт и данных инерциальной навигационной системы, РЛС, системы "Флир" или низкоуровневой телевизионной системы.

РЛС в режиме картографирования может применяться для самолетовождения над горной местностью. В режиме индикации движущихся наземных целей в опытном полете исключались помехи от земли и РЛС обеспечивала четкое воспроизведение псевдов, грузовых и легковых автомобилей.

После обнаружения РЛС контрольных ориентиров, препятствий на местности и наземных целей и их визуальной идентификации летчик может вести самолет дополнительно используя систему "Флир". Тем самым создается возможность в случае необходимости отклониться от запланированного маршрута на несколько миль.

Кроме того, оператор может указать летчику возможные цели после их обнаружения с помощью РЛС и идентификации системой "Флир", используя ручной регулятор в задней кабине. Прицельная метка отображается в передней кабине на ИЛС (а также в задней кабине на индикаторе системы "Флир"), привлекая внимание летчика к району расположения целей.

В системе "Флир" используется режим автоматического усиления контрастности, с его помощью обеспечивается

автоматическая регулировка индикатора для достижения оптимального контраста между светлыми и темными участками местности. Предусмотрена возможность перехода на ручную регулировку индикатора.

При расплывании изображений на индикаторе системы "Флир" при действиях ночью оператор может переключаться на телевизионную систему.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вооружение, бортовое оборудование и планы использования самолетов А-10. Новости зарубежной науки и техники. Научно-информационный центр, 1976, № 10.
2. Вооружение и живучесть самолета А-10. Новости зарубежной науки и техники. Научно-информационный центр, 1976, № 12.
3. Испытания всепогодного варианта штурмовика А-10. Новости зарубежной науки и техники. Научно-информационный центр, 1980, № 8.
4. Лазерный координатор цели для самолета А-10. Новости зарубежной науки и техники. Научно-информационный центр, 1976, № 4.
5. Международная авиационно-космическая выставка в Фарнборо 1976г. Техническая информация, ЦАГИ, 1977, №1-2.
6. Обзорно-прицельное оборудование штурмовика А-10А. Оперативная научно-техническая информация (по материалам иностранной печати). Научно-информационный центр, 1976, № 13.
7. О повышении боевой эффективности штурмовика А-10. Оперативная научно-техническая информация. Научно-информационный центр, 1977, № 42.
8. Применение дипольных отражателей для создания пассивных радиопомех. Новости зарубежной науки и техники.

Научно-информационный центр, 1977, № 12.

9. Оценка опытного образца - всепогодного варианта штурмовика А-10. Новости зарубежной науки и техники. Научно-информационный центр, 1979, № 15.

10. Самолет непосредственной авиационной поддержки А-10 (обзор). Военная авиация, ракетная и космическая техника. Организация п/я А-1420, 1974, № 7.

11. Серийное производство лазерной системы поиска и определения координат цели "Пэйв Пенни". Оперативная научно-техническая информация. По материалам иностранной печати. Научно-информационный центр, 1977, № 33.

12. Система радиотехнической разведки ЭЛИНТ для тактической авиации. Новости зарубежной науки и техники. Научно-информационный центр, 1975, № 2.

13. Тенденции развития аппаратуры для создания радиопомех. Новости зарубежной науки и техники. Научно-информационный центр, 1975, № 24.

14. Штурмовик "Фэрчайдл-Рипаблик" А-10А для непосредственной поддержки. Техническая информация, ЦАГИ, 1975, № 22.

15. Штурмовик "Фэрчайдл-Рипаблик" А-10 "Тандерболт" II. Техническая информация, ОНТИ ЦАГИ, 1978, № 15.

16. Зарубежные управляемые ракеты. Техническая информация. ОНТИ ЦАГИ, № 15-16, 1979.

17. Зарубежное тактическое управляемое оружие класса "воздух-поверхность" 80-90-х годов. (Обзор по материалам иностранной печати). Научно-информационный центр, 1982.

О Г Л А В Л Е Н И Е

| | |
|---|----|
| 1. НАЗНАЧЕНИЕ, ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА | 3 |
| 2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ | 13 |
| 3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ | 16 |
| 3.1. Аэродинамические характеристики | - |
| 3.2. Летно-технические характеристики | 18 |
| 4. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА | 23 |
| 4.1. Средства поражения и варианты их применения ... | - |
| 4.2. Прицельно-навигационная система | 31 |
| 4.3. Система управления вооружением | 35 |
| 5. СРЕДСТВА РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ (РЭБ) | 36 |
| 5.1. Общая характеристика средств радиоэлектронной борьбы | - |
| 5.2. Станции активных помех (САП) | 37 |
| 5.3. Устройства выброса средств РЭБ | 38 |
| 5.4. Средства непосредственной радиоэлектронной разведки | 39 |
| 5.5. Система детальной радиоэлектронной разведки АН/АЦД-133 (ЭЛИНТ)..... | 40 |
| 6. ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА | 41 |
| 6.1. Состав бортового оборудования | - |

| | |
|---|----|
| 6.2. Радионавигационное оборудование | 42 |
| 6.3. Радиосвязное оборудование | 46 |
| 6.4. Система электроснабжения (СЭС) | 48 |
| 6.5. Оборудование двухместного самолета | - |

| | |
|--|----|
| СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ | 52 |
|--|----|

Некачественная печать вызвана слабой насыщенностью оригинала

Редактор *В.М. Корягин*
Технический редактор *Л.Н. Подольяк*
Корректоры *Э.В. Коновалова, Г.П. Яковлева*

Подписано в печать 11.7.83. Формат 60x90/16. Бумага офсетная № 2.

Печать офсетная. Печ.л. 3 1/2. Усл. печ.л. 3,5 Усл.кр.-отт. 3,75.

Уч.-изд.л. 3,08. Изд. № 7/8825 дсп(6). Зак. 5151

Отпечатано в отделе полиграфии Информэлектро,
Москва, Е-123, ул. Плеханова, 3^а