

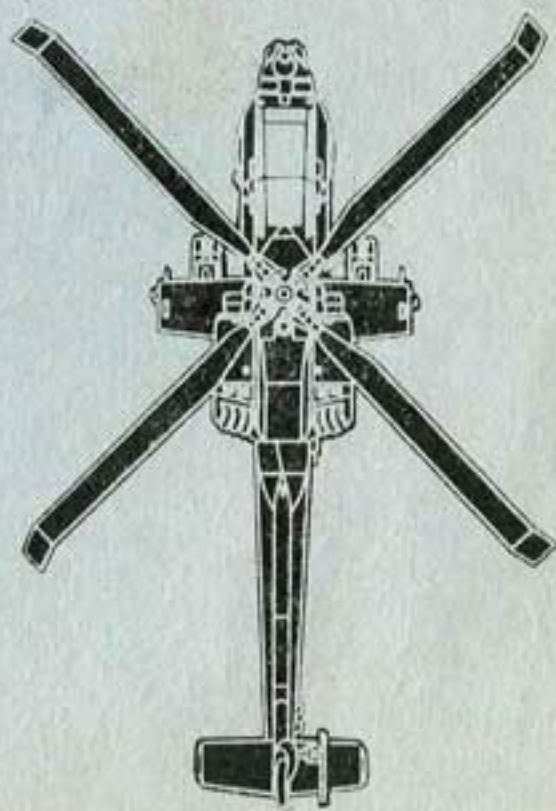
САМОЛЕТЫ
ЗАРУБЕЖНЫХ
СТРАН

ОБОРОНЫ СССР
МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ
ВООРУЖЕННЫЕ СИЛЫ

Для служебного
пользования

Экз. № 610

**БОЕВОЙ ВЕРТОЛЕТ
ОГНЕВОЙ ПОДДЕРЖКИ
НАЗЕМНЫХ ВОЙСК
АН-64 А «АПАЧ»
(США)**



В ПОМОЩЬ
СТРОВОМ
ЧАСТЯМ
ВВС

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

*Для служебного
пользования*

**БОЕВОЙ ВЕРТОЛЕТ
ОГНЕВОЙ ПОДДЕРЖКИ
НАЗЕМНЫХ ВОЙСК
АН-64А «АПАЧ»**

(США)

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

**МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1986**

А. Н. Пономарев (научный руководитель), В. А. Апросин, А. И. Гаркуша, А. А. Губчик, А. В. Дубнюк, Г. В. Запорожец, Р. Д. Иванов, Н. В. Кузьменко, И. Н. Макаров, С. П. Монтвила, Ю. И. Нефидов, А. И. Обухов, А. В. Лисовец, Е. Г. Рощин, И. М. Суханов, Э. К. Шамрай, В. А. Чудненко

Настоящее пособие содержит основные технические характеристики и данные вертолета АН-64А «Апач», его силовой установки, вооружения и оборудования, а также данные о боевых возможностях этого вертолета. Оно подготовлено по материалам отечественной и зарубежной литературы и результатам анализа характеристик зарубежных вертолетов.

1. НАЗНАЧЕНИЕ, ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ

Вертолет огневой поддержки АН-64А (рис. 1.1, 1.2) предназначен для борьбы с бронированными подвижными и неподвижными целями, а также для штурмовых действий по живой силе и боевой



Рис. 1.1. Вертолет АН-64А «Апач»

технике противника. Кроме того, он может использоваться для сопровождения транспортно-десантных вертолетов. Для поражения наиболее важных подвижных бронированных целей (танков) на вертолете установлены противотанковые управляемые ракеты.

Энерговооруженность вертолета выбиралась для обеспечения висения вертолета с нормальной взлетной массой вне зоны влияния земли над площадками, расположенными на высоте 1220 м над уровнем моря и при температуре наружного воздуха 35° С. Поэтому его статический потолок с взлетной массой 6650 кг в стандартных условиях составляет 3100 м, что позволяет вертолету вести успешные боевые действия в высокогорной местности и условиях жаркого климата.

Главной тактической особенностью боевого применения вертолета является выполнение боевых полетов на малых и предельно малых высотах. Типичный профиль такого полета показан на рис. 1.3.

Вертолет обладает способностью маневрировать, используя особенности рельефа местности, и совершать противозенитные ма-

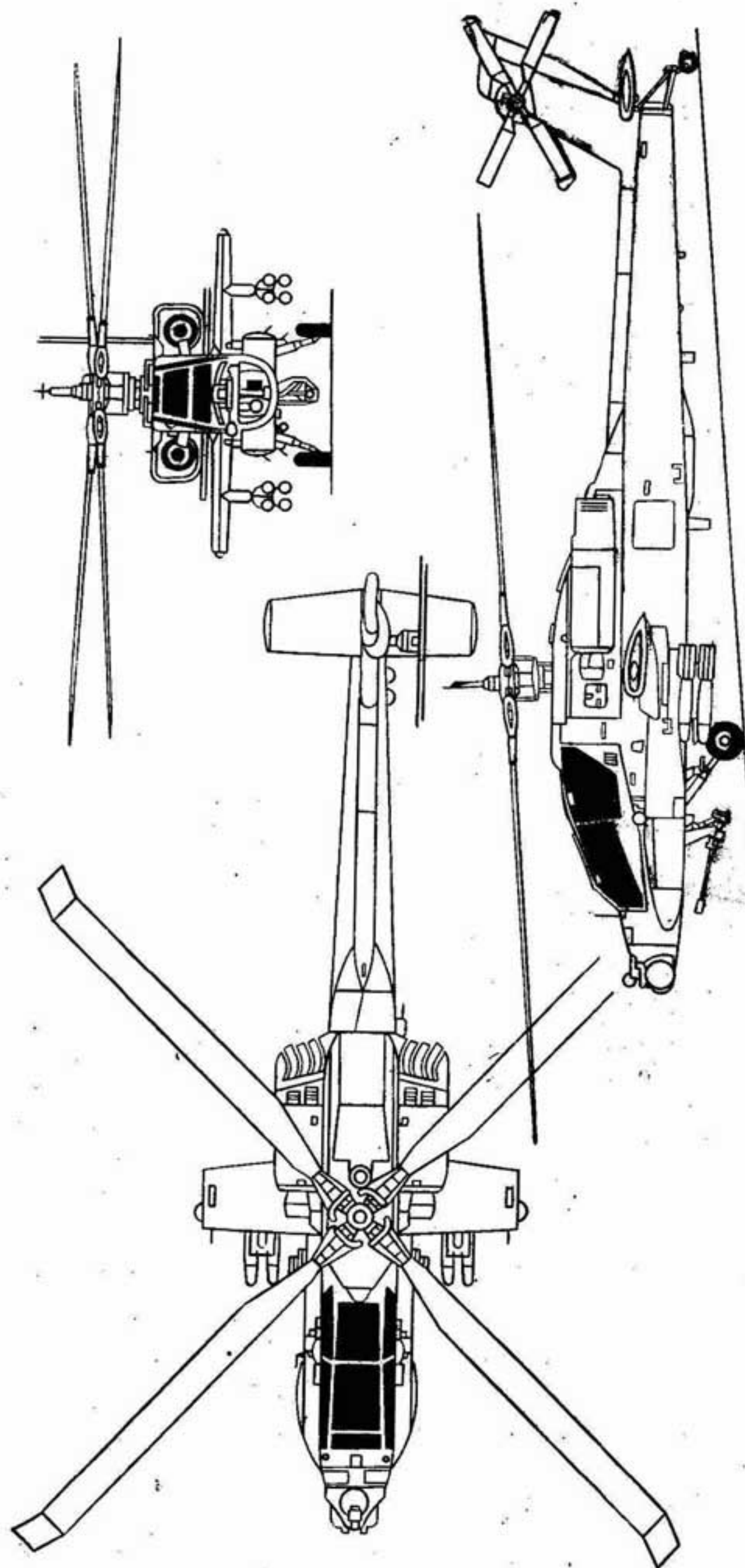


Рис. 1.2. Схема вертолета

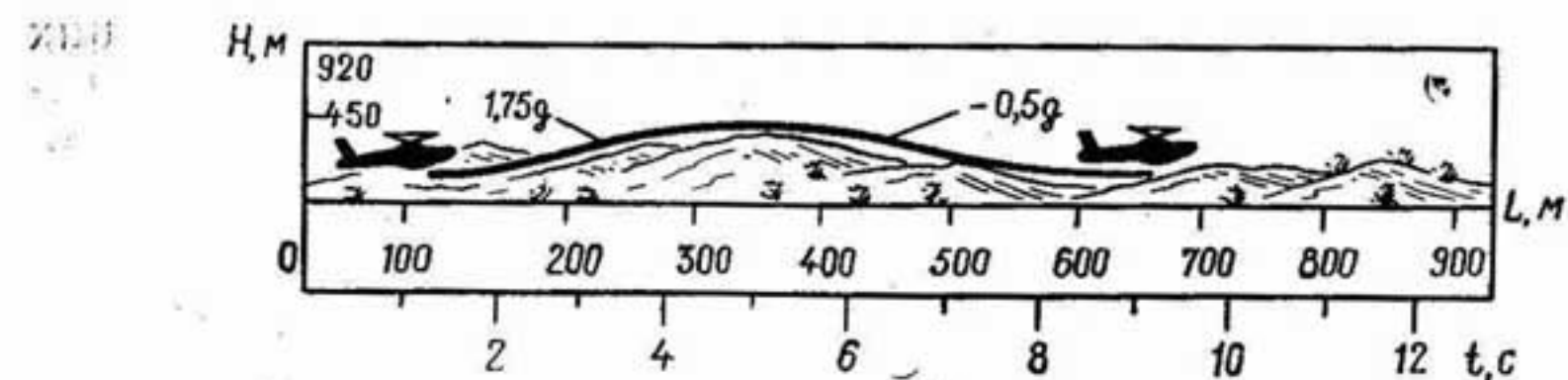


Рис. 1.3. Типичный профиль боевого полета вертолета

невры. Несущий винт и конструкция вертолета рассчитаны на выполнение полетов:

- с положительными кратковременными перегрузками до 3,5 на переходных режимах;
- с положительными перегрузками до 1,7 на установившихся режимах;
- с отрицательными перегрузками до $-1,0$ на переходных режимах.

Для сокращения времени огневого воздействия противника атакующий вертолет после пуска ракет и наведения их на цель должен иметь возможность быстро уйти за ближайшее укрытие. В связи с этим он может совершать полет хвостом назад или боком.

Конструктивно вертолет выполнен по одновинтовой схеме с четырехлопастным несущим и рулевым винтами, крылом небольшого удлинения и трехпорным неубирающимся колесным шасси с хвостовым колесом. Его цельнометаллический фюзеляж изготовлен из алюминиевых сплавов с использованием материалов повышенной прочности и вязкости и с относительно малым поперечным сечением, что обеспечивает снижение эффективной площади рассеяния. Кабина экипажа двухместная, с тандемным расположением сидений. На переднем размещается стрелок, на заднем, приподнятом на 0,48 м для улучшения обзора, — летчик. Легкая броня на основе бора, защищающая кабину экипажа снизу и с боков, выдерживает попадание пуль и снарядов калибром соответственно 12,7 и 23 мм. Между двумя кабинами установлена перегородка из бронестекла, предохраняющая одного из членов экипажа от осколков снаряда калибром 23 мм, попавшего в часть кабины, занимаемую другим членом экипажа. Кроме того, по бокам обоих сидений расположены передвижные бронированные плечевые панели. При выходе из строя одного из членов экипажа второй имеет возможность привести летательный аппарат на аэродром. В кабине стрелка размещены все необходимые приборы и органы управления для самостоятельного выполнения полета и посадки. Там же находится панель выбора оружия и управления им.

Несущий винт имеет четыре лопасти прямоугольной формы со стреловидными законцовками. Для обеспечения повышенной живучести лопасть состоит из пяти лонжеронов. Лонжероны выполнены из нержавеющей стали и усилены трубчатыми силовыми

прокладками из стеклопластика. При повреждении одного из них работоспособность лопасти сохраняется. Лопасть к втулке крепится посредством пакетов упругих пластин-торсионов из нержавеющей стали.

Рулевой винт вертолета — четырехлопастный, толкающего типа, установлен с левой стороны киля. Конструктивно он выполнен из двух комплектов двухлопастных винтов.

Расположение двухлопастных винтов в плоскости вращения под углом 55 и 125° относительно друг друга позволяет снизить уровень шума вследствие уменьшения взаимодействия концевых вихрей каждой пары сближенных лопастей.

Крыло — прямое, съемное, без поперечного V, малого удлинения, имеет размах 5,23 м. Помимо выполнения аэродинамических функций оно служит для подвески на четырех пилонах различного вооружения. Направляющие пусковой установки с ракетами могут изменять угол подвески.

На задней кромке крыла установлены закрылки для получения характеристик, необходимых для выполнения маневров с нормальной перегрузкой 1,7. В зависимости от положения несущего винта и воздушной скорости закрылки могут автоматически отклоняться вниз до 20°. Их можно также отклонить вверх на угол до 45°, чтобы разгрузить крыло во время аварийной посадки на авто-ротации. Благодаря этому обеспечивается загрузка несущего винта и поддерживается частота вращения, необходимая для обеспечения управления во время посадки с неработающими двигателями.

Вертикальное оперение (киль) является стреловидным, а горизонтальное (стабилизатор) — прямым цельноповоротным нижнерасположенным. Положение стабилизатора изменяется автоматически, обеспечивая путем компенсации аэродинамических нагрузок положение вертолета, близкое к горизонтальному, при наборе высоты и снижении, а также при полете на малой скорости и разгоне до крейсерской скорости. Это позволяет экипажу вести огонь практически без дополнительной коррекции оружия.

Основные опоры шасси рассчитаны на нормальную посадку с вертикальной скоростью снижения до 3 м/с, а в аварийной ситуации — до 13 м/с. Взлет и посадка вертолетов могут производиться с площадок, имеющих угол наклона до 12° в направлении его продольной оси и до 15° в поперечном направлении. Колеса основных опор оснащены гидравлическими тормозами.

Топливная система вертолета состоит из двух протектированных топливных баков (общей вместимостью 1420 л) и различных устройств, необходимых для правильного распределения топлива между вспомогательной силовой установкой и основными двигателями. Один топливный бак расположен сзади сиденья летчика, второй — за главным редуктором. На узлах подвески вооружения вертолета могут устанавливаться четыре подвесных бака вместимостью по 770 л.

В топливной системе предусмотрена система централизованной

заправки топливом. Кроме того, имеется устройство, позволяющее перекачивать топливо из бака в бак по решению экипажа.

Для обеспечения защиты топливной системы от взрыва, возгорания и чрезмерной потери топлива применяется протектирование топливных баков, использованы заполнители баков.

Гидравлическая система с рабочим давлением 21 МПа имеет две независимые подсистемы: основную подсистему и подсистему общего назначения. Основная подсистема обеспечивает питание рулевых приводов системы управления общим шагом винта, продольного и поперечного управления и управления рулевым винтом. Подсистема общего назначения предназначена для питания тормоза несущего винта, привода системы управления оружием и системы управления закрылками.

Два насоса гидравлической системы разнесены на большое расстояние в целях снижения вероятности одновременного выхода их из строя при попадании снарядов. Для аварийного питания служит гидроаккумулятор.

Для повышения надежности конструкции корпуса и систем широко используются силовые схемы, обеспечивающие передачу нагрузок несколькими путями, а также дублирование основных агрегатов.

Система управления вертолетом включает основную и резервную системы. Основная система состоит из механической части и необратимых рулевых приводов. Проводка управления общим шагом винта, поперечного и продольного управления, управления рулевым винтом выполнена с помощью жестких тяг, которые изготовлены из высокопрочной стали и защищены в критических местах дополнительной броней. Система управления рулевым винтом состоит из двух механических систем (с жесткой и тросовой проводкой), разнесенных друг от друга на максимально возможное расстояние. Резервная система управления — электродистанционная.

Особенностью системы управления является наличие цифровой аппаратуры автоматической стабилизации, что, по мнению зарубежных специалистов, продиктовано требованием облегчения пилотирования, особенно в сложных ситуациях (висение в ночное время суток между деревьями и др.).

Силовая установка имеет два турбовальных двигателя, размещенных в мотогондолах по бокам фюзеляжа за втулкой несущего винта. Такой разнос исключает поражение двух двигателей одним снарядом. Модульная конструкция двигателей облегчает их обслуживание в полевых условиях.

Наиболее ответственные узлы трансмиссии снабжены аварийными масленками, которые могут обеспечивать работу в течение 30 мин после выхода из строя системы смазки.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА

Экипаж, чел. 2

Размеры

Диаметр несущего винта	14,63 м
Диаметр рулевого винта	2,79 м
Длина вертолета с вращающимися винтами	17,76 м
Высота вертолета до втулки несущего винта	3,84 м
Размах крыла	5,23 м
Площадь, ометаемая несущим винтом	168 м ²

Массы и нагрузки

Масса пустого вертолета	4660 кг
Нормальная взлетная масса	6650 кг
Максимальная взлетная масса	8000 кг
Масса топлива в основных баках	1100 кг
Боевая нагрузка при нормальной взлетной массе и массе топлива 1100 кг	690 кг
Боевая нагрузка при максимальной взлетной массе и массе топлива 1100 кг	2040 кг
Удельная нагрузка на площадь, ометаемую несущим винтом:	
при нормальной взлетной массе	395 Н/м ²
при максимальной взлетной массе	476,8 Н/м ²

Силовая установка

Марка двигателя	T700-GE-701
Число двигателей	2
Максимальная мощность двигателей	1270 кВт
Частота вращения несущего винта	300 об/мин

Летные данные (с нормальной взлетной массой)

Скорость полета без внешних подвесок:	
максимальная	300 км/ч
крейсерская	290 км/ч
Статический потолок:	
с учетом влияния земли	4085 м
без учета	3100 м
Динамический потолок	6100 м
Максимальная скороподъемность при вертикальном наборе высоты:	
на уровне моря	12,7 м/с
на высоте 1200 м при температуре 35°С	4,22 м/с
Максимальная дальность полета (с запасом топлива во внутренних баках и без внешних подвесок)	690 км
Перегоночная дальность полета (с четырьмя подвесными топливными баками вместимостью по 770 л):	
в безветренную погоду	2020 км
при встречном ветре 36 км/ч	1480 км
Максимальная продолжительность полета (с запасом топлива во внутренних баках)	3,57 ч

2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

2.1. Основные данные двигателя

На серийных образцах вертолета устанавливаются двигатели фирмы «Дженерал Электрик» T700-GE-701.

Основные данные двигателя следующие:

$G_v = 4,7$ кг/с, $\pi^*_k = 17$, $T^*_r = 1523$ К;

ширина — 635 мм, высота — 583 мм, длина — 1180 мм;

частота вращения ротора газогенератора максимальная — 44950 об/мин;
масса — 193 кг, удельная масса — 0,152 кг/кВт.

Режим работы двигателя	Мощность		Удельный расход	
	кВт	л. с.	кг/(кВт·ч)	кг/(л. с.·ч)
Максимальный ($H=0$)	1270	1695	0,278	0,209
Номинальный ($H=0$)	958	1280	0,286	0,215
Максимальный ($H=1200$ м)	1050	1400	0,275	0,206
Номинальный ($H=1200$ м)	840	1120	0,282	0,212

Сведений об особенностях СУ нет.

2.2. Высотно-скоростные характеристики

Высотные характеристики двигателя получены на основе метода математического моделирования для взлетного режима и приведены на рис. 2.1.

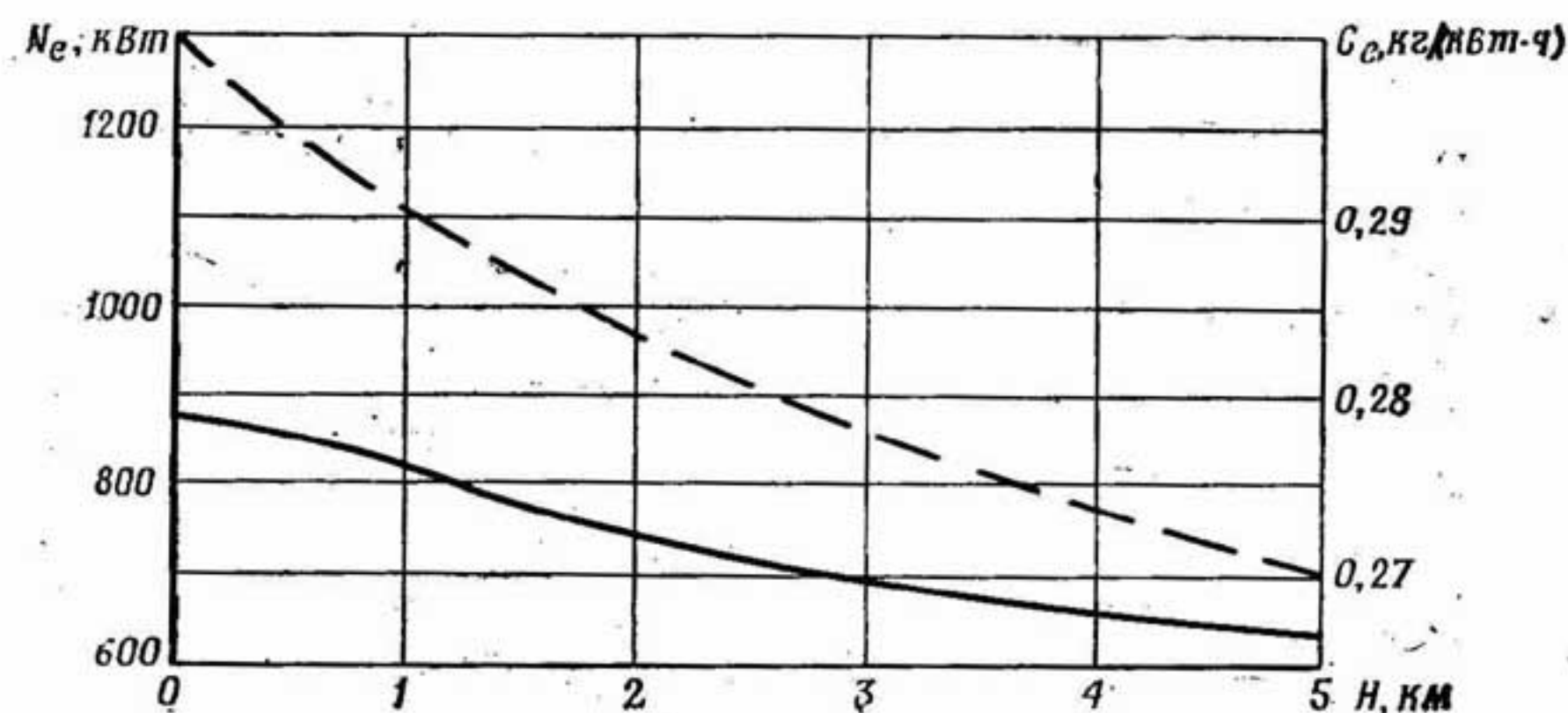


Рис. 2.1. Зависимость мощности двигателя (штриховая линия) и удельного расхода топлива (сплошная линия) от высоты полета

Из рисунка видно, что мощность N_e интенсивно снижается с увеличением высоты. Наблюдается также небольшое снижение удельного расхода топлива C_e . Основной причиной снижения мощности с увеличением высоты является уменьшение расхода воздуха G_v , происходящее из-за уменьшения давления и плотности воздуха в окружающей атмосфере. Снижение C_e с высотой связано с ростом степени повышения давления π^*_k , что в свою очередь приводит к росту внутреннего КПД двигателя.

Изменение скорости полета вертолета мало сказывается на высотных характеристиках его двигателя. В принципе увеличение

скоростного напора при $H = \text{const}$ вызывает повышение N_e , а C_e слегка уменьшается. Изменение N_e и C_e обычно не превышает 2—3%, чем на практике пренебрегают. Поэтому скоростные характеристики для вертолетных ГТД не рассматривают.

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Аэродинамическая компоновка вертолета имеет ряд особенностей, обеспечивающих высокий уровень его летно-технических и маневренных характеристик. Наиболее существенными являются особенности его несущей системы, состоящей из несущего винта и крыла площадью 8,4 м².

Концевые части лопастей несущего винта имеют стреловидность 20°, что обеспечивает затягивание волнового кризиса на их поверхности при полете на максимальной скорости. Поэтому сила профильного сопротивления лопасти и крутящий момент несущего винта вертолета АН-64А с увеличением скорости полета растут медленнее, чем у вертолетов с лопастями чисто прямоугольной формы.

Крепление лопастей несущего винта с использованием упругих элементов позволяет создавать на втулке несущего винта, а следовательно, и на вертолете дополнительные управляющие моменты. По сравнению с шарнирным несущим винтом, у которого управляющие моменты по крену и тангажу создаются в основном отклонением вектора тяги, несущий винт вертолета АН-64А обеспечивает большую мощность системы управления.

Поляры несущего винта, т. е. зависимости коэффициента крутящего момента m_k от коэффициента тяги C_T , приведены на рис. 3.1 — 3.3. Здесь α_n — угол атаки несущего винта, $\bar{V}$ — относительная скорость полета. $\bar{V} = V_\infty / (\omega R)$, где V_∞ — скорость горизонтального полета вертолета, ωR — окружная скорость концов лопастей несущего винта. Для данного вертолета $\omega R = 230$ м/с. На графиках приведена также разметка по углу общего шага несущего винта φ_0 .

Из графиков следует, что мощность, потребляемая несущим винтом в горизонтальном полете, зависит от угла атаки несущего винта и увеличивается с ростом скорости полета вертолета. Однако это увеличение частично компенсируется снижением потребной тяги несущего винта вследствие наличия на вертолете крыла площадью 8,4 м².

Крыло вертолета, снабженное механизацией задней кромки, разгружает несущий винт на крейсерском режиме на 25—30% и отодвигает ограничение скорости полета по срыву на лопастях несущего винта. Возможность отклонения закрылков крыла не только на положительные, но и на отрицательные (0—20°) углы уменьшает срыв потока и лобовое сопротивление крыла на режиме авторотации. Фюзеляж вертолета имеет обтекаемую форму, небольшую площадь миделева сечения, обеспеченную tandemным

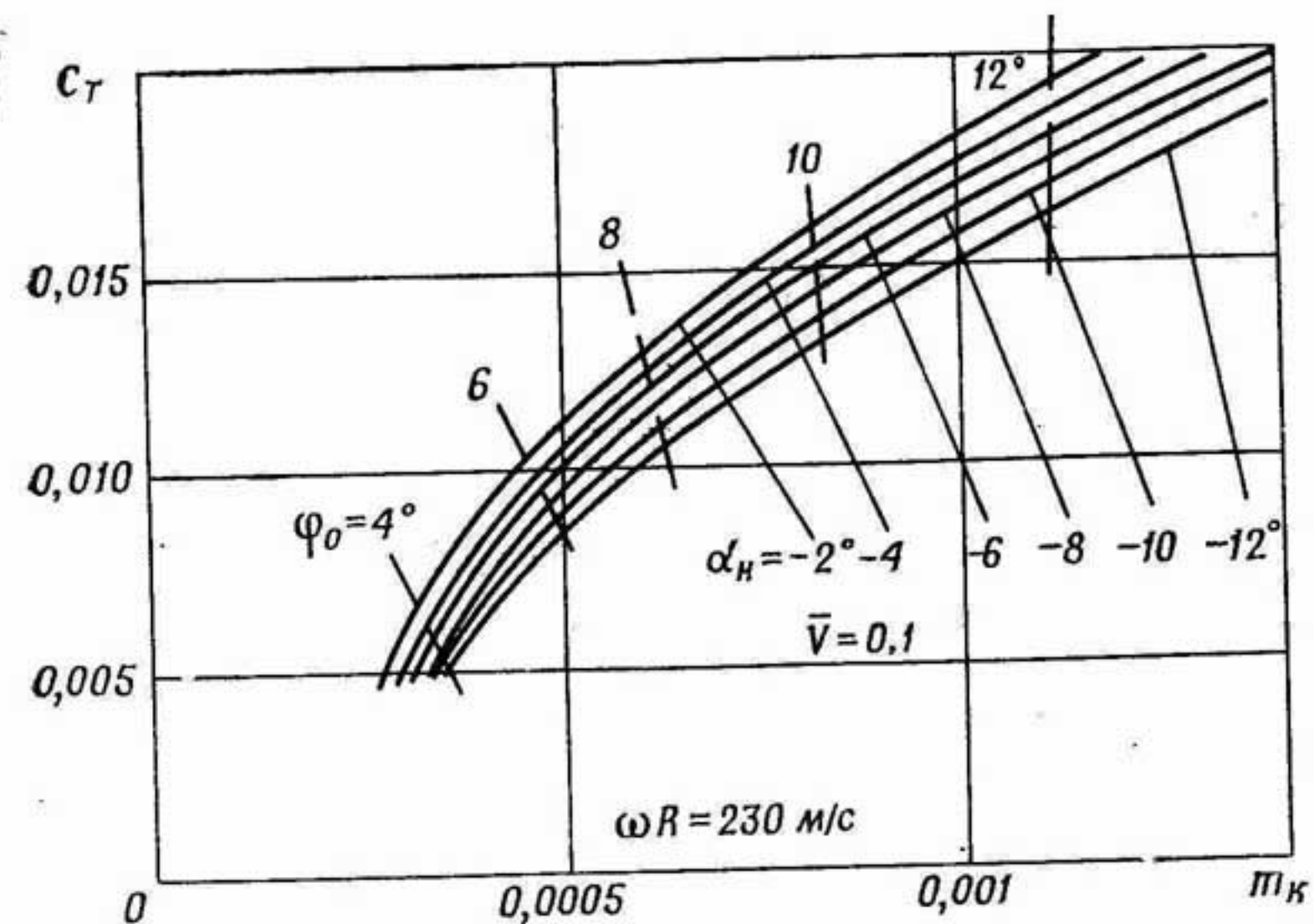


Рис. 3.1. Зависимость крутящего момента m_k от коэффициента тяги C_T при различных углах атаки несущего винта α_n и относительных скоростях полета $\bar{V}$

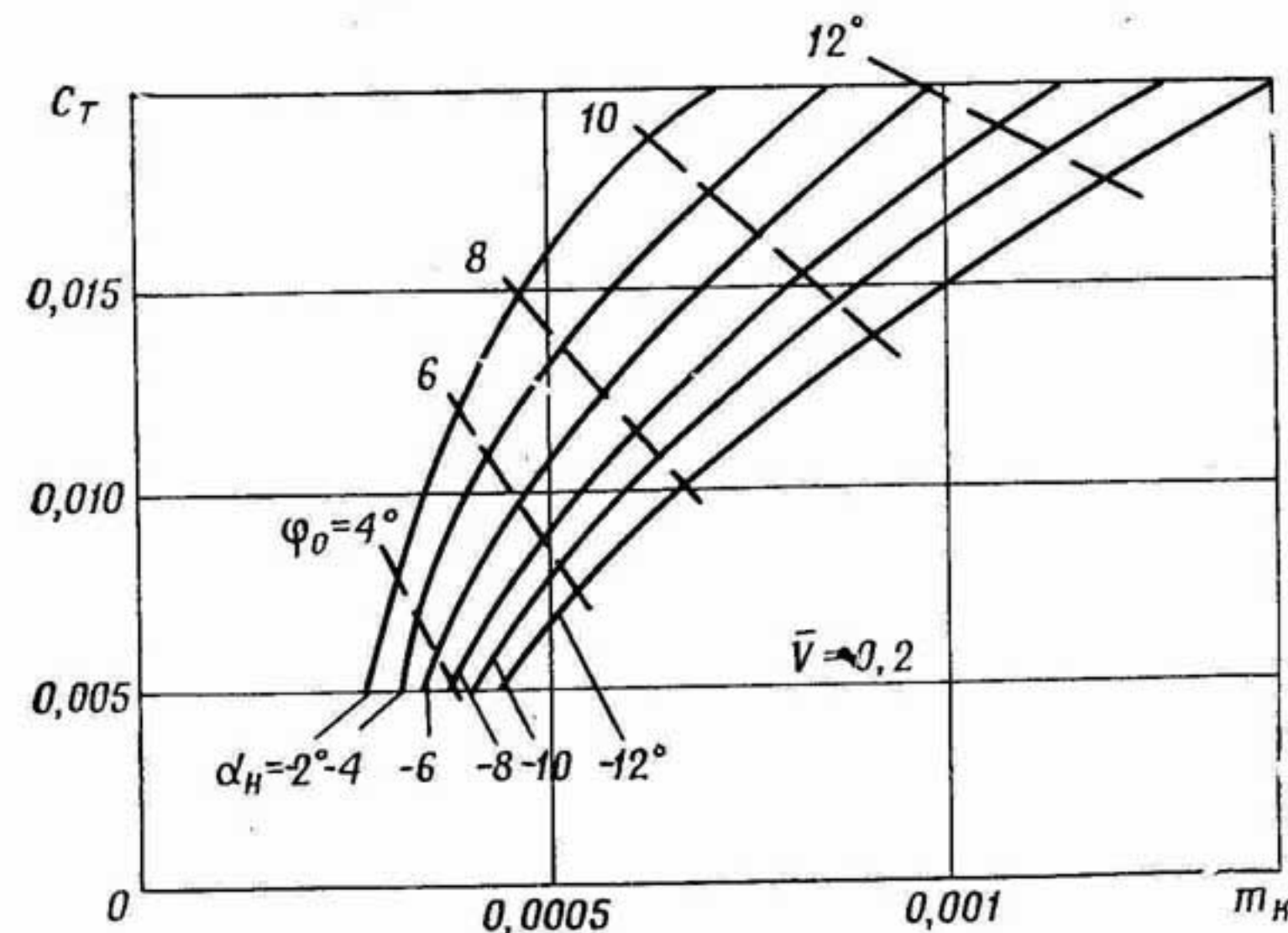


Рис. 3.2. Зависимость m_k от C_T при различных α_n и $\bar{V}$

расположением сидений летчика и стрелка. Все эти факторы обеспечивают низкий уровень лобового сопротивления корпуса вертолета на режимах горизонтального полета. Подвеска вооружения на подкрыльевых пилонах существенно увеличивает лобовое (вредное) сопротивление вертолета, что сказывается на макси-

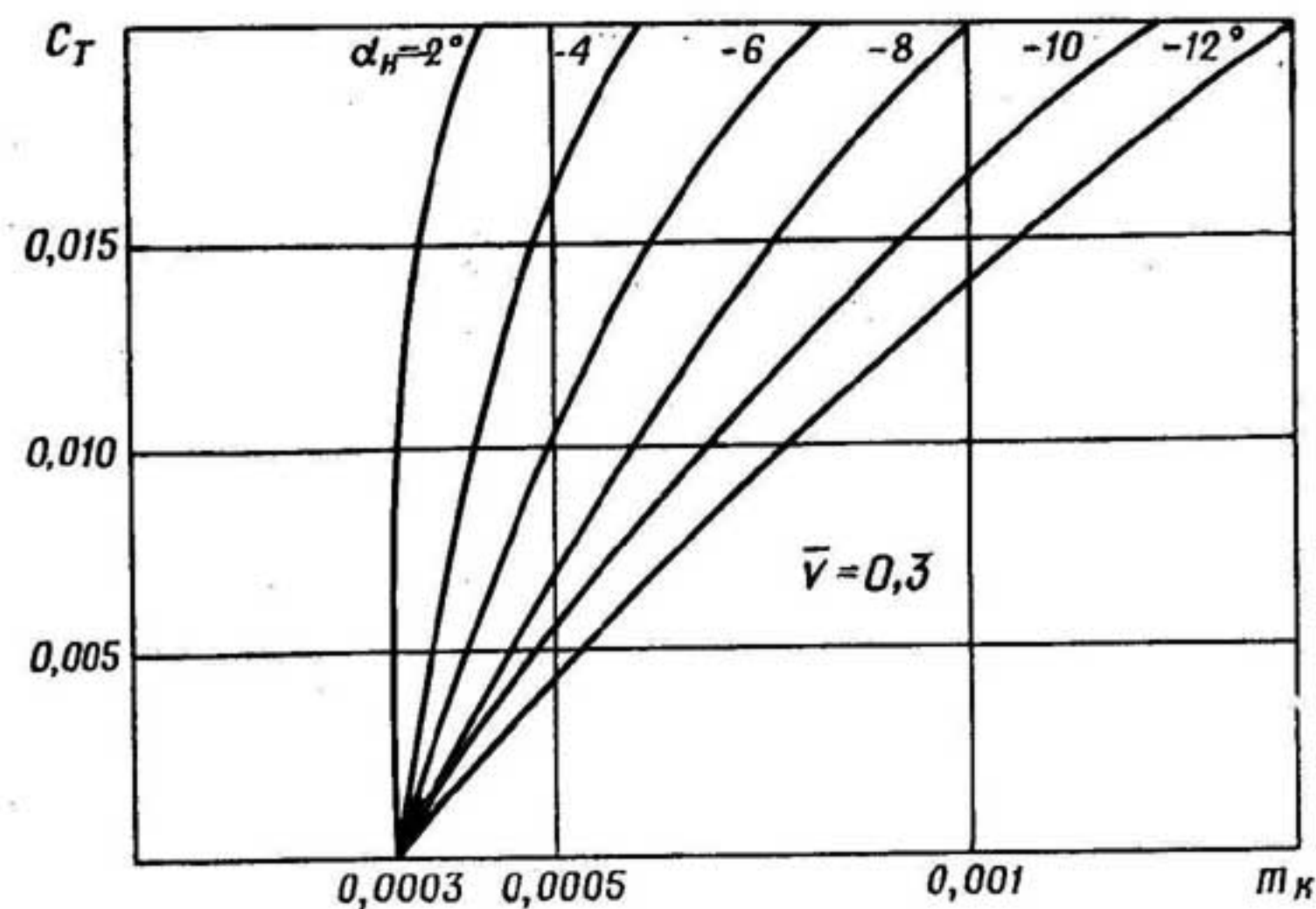


Рис. 3.3. Зависимость m_k от C_T при различных α_H и V

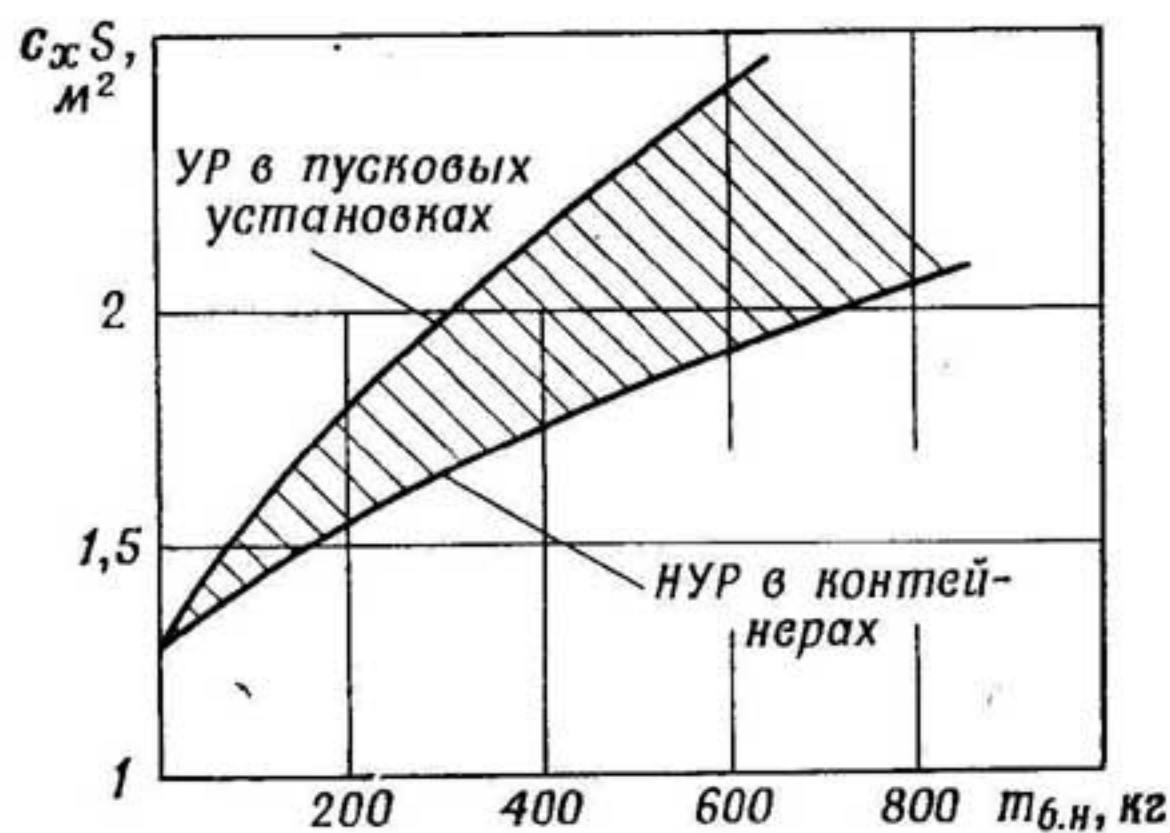


Рис. 3.4. Зависимость $c_x S$ от $m_{б.н}$

мальной скорости полета. На рис. 3.4 приведены значения коэффициента лобового сопротивления вертолета c_x , умноженного на площадь эквивалентной пластины S для различных вариантов вооружения. Из графика следует, что основные варианты вооружения увеличивают лобовое сопротивление вертолета на 40—70%.

Диапазон высот и скоростей полета вертолета для различных взлетных масс в стандартных атмосферных условиях приведен на рис. 3.5. Расчеты показали, что максимальная скорость полета заметно убывает с высотой вследствие ограничения по срыву потока с лопастей несущего винта.

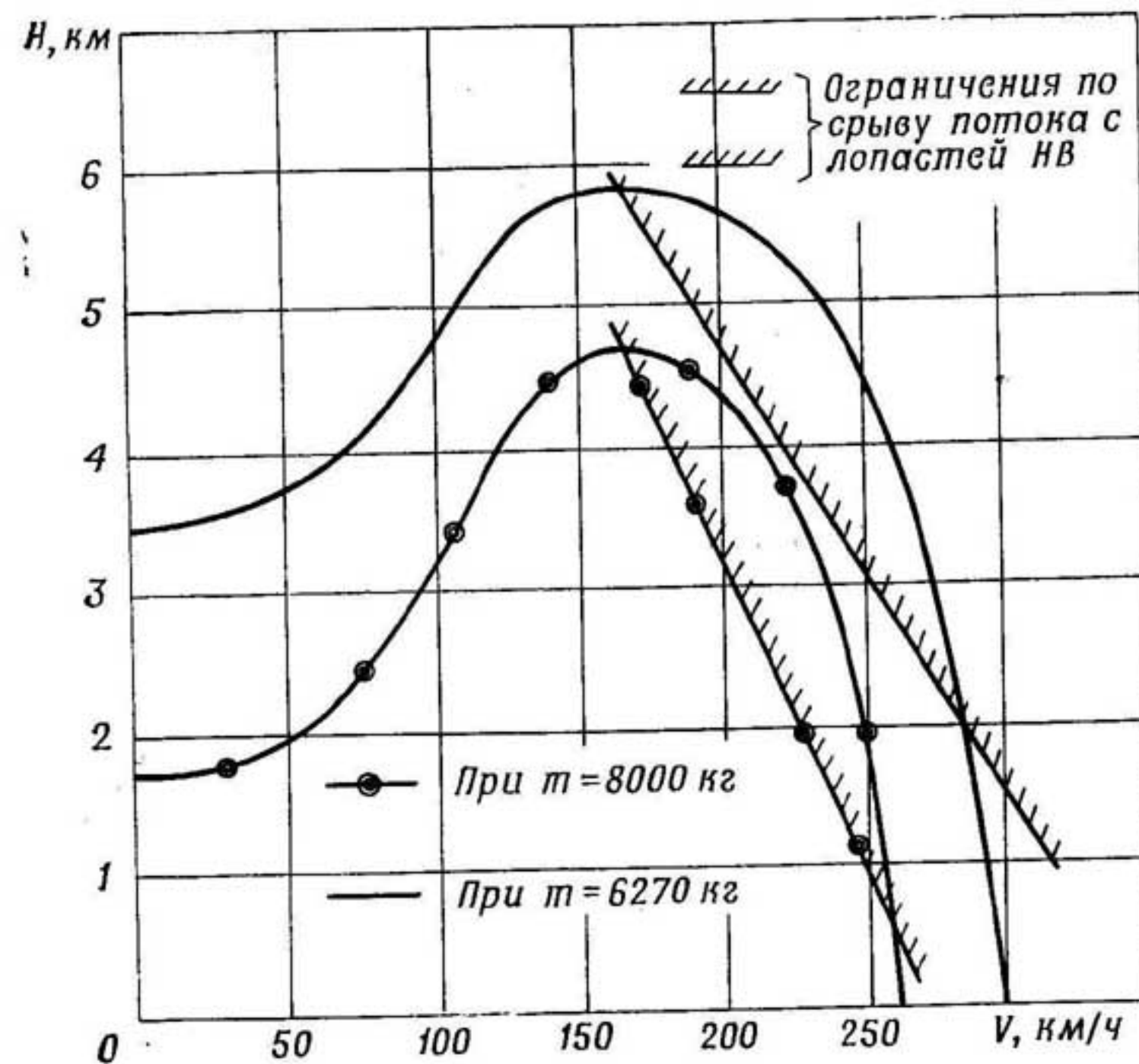


Рис. 3.5. Диапазон высот и скоростей полета вертолета

4. ВООРУЖЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА

4.1. Средства поражения, варианты и способы применения

Вертолет располагает следующими средствами поражения: противотанковыми управляемыми ракетами «Хелфайр» класса «воздух — поверхность», неуправляемыми авиационными ракетами калибра 70 мм типа FFAR и патронами со снарядами калибра 30 мм к пушке М-230 с боекомплект до 1200 штук.

Пушка встроенная, установлена на артиллерийской турельной установке некругового вращения. Снаряды к пушке располагаются в плоском магазине установки. Остальные средства поражения закрепляются на четырех точках подвески, попарно расположенных на консолях крыла.

Для решения конкретных боевых задач на вертолете формируются варианты вооружения, определяемые главным образом грузоподъемностью вертолета и количеством точек подвески (табл. 4.1).

Соответствующие этим вариантам размещения средств поражения на вертолете показаны на рис. 4.1. В расчетах принималась масса 30-мм патрона со звеном, равная 0,6 кг.

ОСНОВНЫЕ ВАРИАНТЫ ОРУЖИЯ ВЕРТОЛЕТА (БЕЗ СЛИВА ТОПЛИВА ИЗ ОСНОВНЫХ БАКОВ)

Вариант (взлетная масса, кг)	ПТУР		НАР		Боекомплект к пушке		Суммар- ный бое- запас, кг	Радиус действия, км
	Число	Масса, кг	Число	Масса, кг	Число	Масса, кг		
I (основ- ной) (6650)	2×4	366,4	—	—	540	323,6	690	310
II (7200)	4×4	732,8	—	—	846	507,5	1240	290
III (7594)	2×4	366,4	2×19	548	1200	720	1086,4	270
IV (7780)	—	—	4×19	1096	1200	720	1816	260

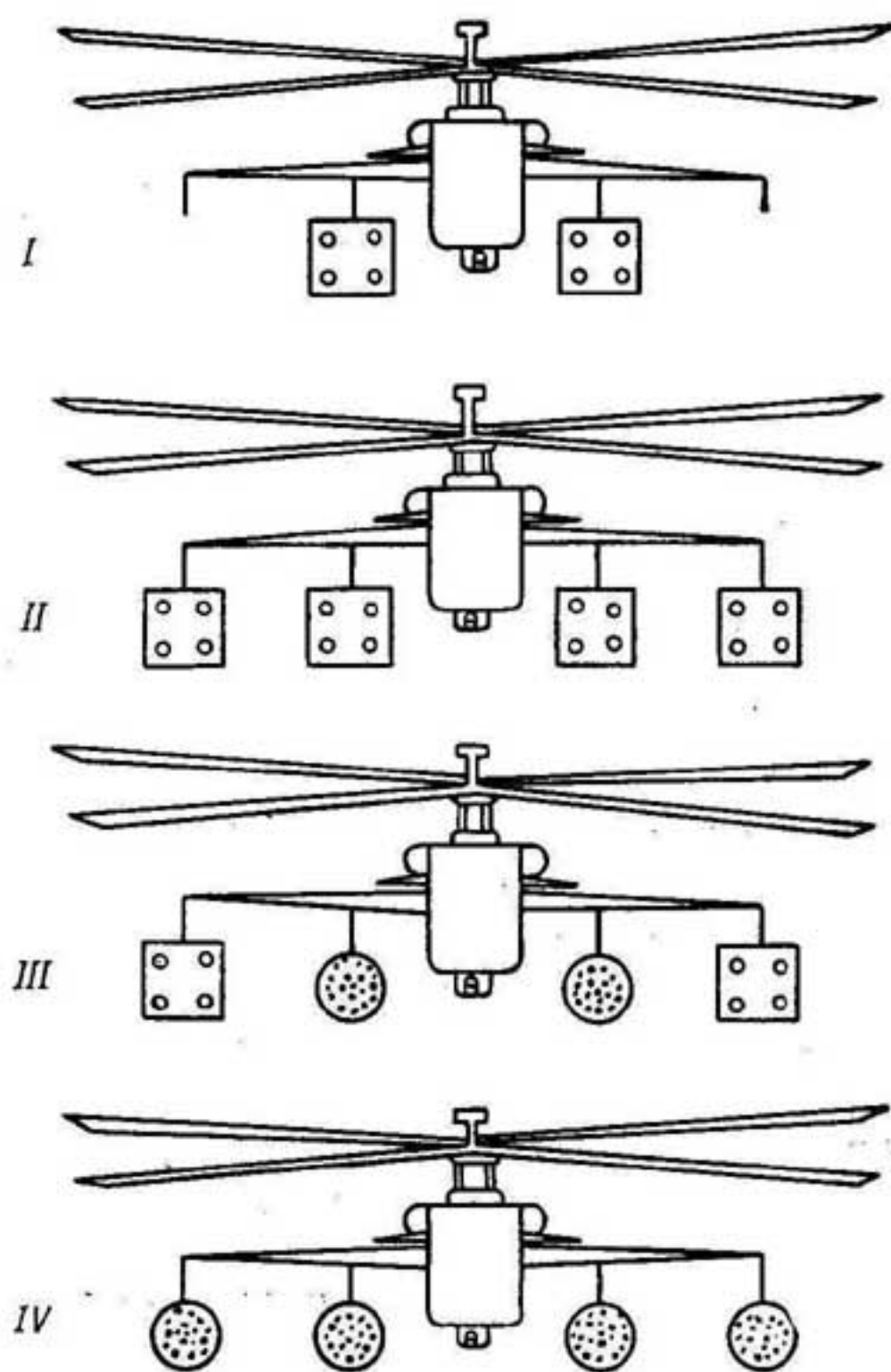


Рис. 4.1. Размещение средств поражения на вертолете

Ракета «Хелфайр» (рис. 4.2) имеет полуактивную лазерную систему самонаведения.

Конструктивно ракета выполнена по нормальной аэродинамической схеме и состоит из пяти отсеков. В передней части ракеты

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ «ХЕЛФАЙР»

Стартовая масса	45,8 кг
Общая длина	1626 мм
Диаметр корпуса	178 мм
Размах крыла	330 мм
Масса боевой части	11,3 кг
Максимальная дальность стрельбы:	
при подсветке цели с носителя	5 км
при подсветке цели с разведывательного вертолета или наземным целеуказателем	8 км
Максимальная скорость ракеты	300 м/с
Бронепробиваемость (гомогенной катаной брони)	1090 мм
Вероятность поражения танка в полигонных условиях	0,9

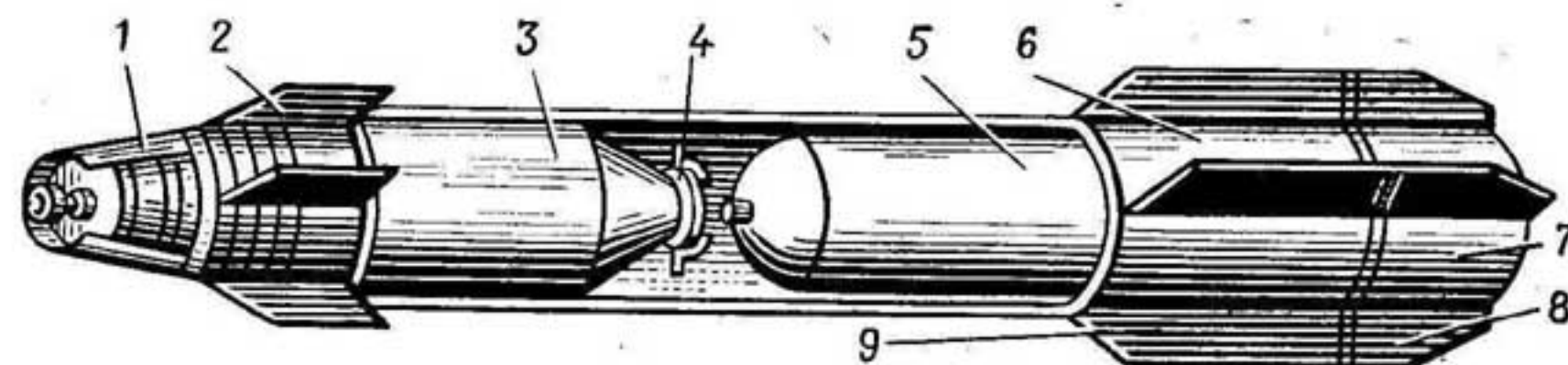


Рис. 4.2. Устройство противотанковой ракеты «Хелфайр»:

1 — лазерная головка самонаведения; 2 — дестабилизаторы; 3 — боевая часть; 4 — взрыватель; 5 — отсек с гироскопами, термической батареей и пневмоаккумулятором; 6 — ракетный двигатель твердого топлива; 7 — привод рулей управления; 8 — рули; 9 — крестообразное крыло

размещается отсек лазерной головки самонаведения (ГСН) 1 с расположенным на нем дестабилизатором 2, во втором отсеке находится боевая часть 3 со взрывателем 4.

Боевая часть выполнена по классической схеме с медной двухконусной кумулятивной воронкой, покрытой серебром, линзой оптимального распределения детонационной волны и прецизионным узлом инициирования.

В третьем отсеке 5 размещаются гироскоп тангажа, крена и курса, термическая батарея и пневмоаккумулятор. Ракетный двигатель 6 твердого топлива — является четвертым отсеком, в пятом отсеке находятся приводы 7 рулей управления. На корпусе четвертого и пятого отсека расположены, соответственно, крестообразные крыло 9 и рули 8.

Такое конструктивное исполнение ПТУР — ракеты третьего поколения — расширило ее боевые возможности по сравнению с ПТУР второго поколения. Увеличились маневренность, дальность полета до цели и бронепробиваемость.

Применение лазерной полуактивной системы самонаведения на ракете «Хелфайр» с целеуказанием не только от бортовой прицельно-навигационной системы (ПНС), но и от внешнего дистанционного целеуказателя, находящегося на другом ЛА или на земле, а также обеспечение возможности захвата на траектории отраженного от цели лазерного излучения (захвата цели) позволило реализовать новые способы боевого применения вертолета. Стало

возможным атаковать не только наблюдаемые, но и ненаблюдаемые цели.

Различают три метода атаки вертолета с применением ПТУР «Хелфайр».

1. При методе прямой атаки по наблюдаемой цели обнаружение и изменение координат цели производится экипажем с помощью визирных устройств ПНС носителя, а ГСН захватывает цель до или после пуска ракеты. При пуске ракеты с последующим захватом цели на траектории полета увеличивается максимальная дальность стрельбы, но при этом из-за возможного срыва захвата цели вероятность попадания уменьшается. При захвате цели ГСН до пуска ракеты обеспечивается наибольшая ширина зоны пуска и вероятность попадания в цель, но уменьшается дальность пуска. Методу прямой атаки по сравнению с другими методами присущи большая автономность действия экипажа, но в то же время наибольшая опасность поражения вертолета, вызванная длительным нахождением вертолета на линии визирования средств прицеливания ПВО противника.

2. Метод атаки ненаблюдаемой цели с подсветкой ее от дистанционного целеуказателя исключает главный недостаток первого метода — длительное время нахождения вертолета в зоне ПВО цели. Лазерная подсветка цели осуществляется с другого вертолета, беспилотного ЛА или авианаводчиком с земли. Перед пуском ракеты экипаж должен установить связь с дистанционным целеуказателем для определения местонахождения цели и согласования совместных действий. После пуска ракеты ГСН захватывает подсвеченную цель, поэтому сопровождение цели боевым вертолетом не требуется. Таким образом, данный метод обеспечивает наименьшую опасность поражения вертолета от ПВО противника, но не может быть осуществлен без дистанционного целеуказателя.

3. Метод атаки ненаблюдаемой цели с последующей подсветкой ее бортовым лазерным целеуказателем обеспечивает большую скрытность атаки, чем при первом методе, при сохранении автономности действий вертолета. При этом методе пуск ракеты на баллистическую траекторию производится из укрытия. Затем вертолет быстро маневрирует для выхода в область визирования цели. Стрелок с помощью ПНС обнаруживает цель и облучает ее лазером-целеуказателем. Головка самонаведения ракеты захватывает цель, и ракета переходит на режим самонаведения. Этот метод по сравнению с первым методом сокращает время пребывания вертолета в зоне ПВО, но требует наличия точных данных о цели и тесного взаимодействия летчика и стрелка.

Эффективность поражения бронированных целей повышается при пуске с вертолета нескольких ракет очередью. Для обеспечения такого пуска целеуказателем последовательно подсвечиваются цели: сначала одна, затем, после попадания в нее ракеты, — другая и т. д. Интервалы в ракетной очереди определяются быстротой изменения целеуказания.

Неуправляемая ракета FFAR менее эффективна, чем ракета

«Хелфайр», как по точности попадания, так и бронепробиваемости. Однако она более дешевая, на вертолете их подвешивают в большем количестве, чем ПТУР. Ракета применяется, в основном, для поражения наземных площадных, а также малоразмерных целей на дальностях менее 3000 м.

Конструктивно ракета FFAR состоит из трех скрепленных резьбовым соединением частей: боевой части со взрывателем, цилиндрической части двигателя и хвостовой части, включающей сопловой блок и оперение. В зависимости от назначения ракета оснащается боевыми частями (БЧ) фугасного, осколочно-фугасного и кумулятивного действия, а также БЧ со стреловидными поражающими элементами, снаряжением для обозначения целей и постановки дымовых завес, для учебных целей — с БЧ инертного снаряжения. Подрыв БЧ осуществляется головными взрывателями (для кумулятивной и осколочно-фугасной БЧ — ударного, а для остальных — неконтактного действия). Кумулятивная БЧ обеспечивает пробивание брони толщиной до 290 мм.

Внутри цилиндрической части корпуса двигателя ракеты располагается баллистический порох, обеспечивающий суммарный импульс двигателя 6639 Н·с, а также воспламенитель и электрозапал. Электрическое питание к электрозапалу подводится от бортового источника ЛА через контактный диск фиксатора оперения.

Сопловой блок состоит из корпуса и четырех сопел. На корпусе соплового блока уложены перья, закрепленные фиксатором. При вылете ракеты перья автоматически раскрываются специальным механизмом. Каждое перо и сопло установлены под определенным углом к продольной оси ракеты. Возникающие в полете составляющие аэродинамических сил оперения и силы тяги двигателя вызывают вращение ракеты, обеспечивая ей устойчивость в полете.

Основные характеристики НАР FFAR с БЧ основного назначения представлены в табл. 4.2.

Таблица 4.2
ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ FFAR

Тип БЧ	Калибр, мм	Длина, мм	Стартовая масса, кг	Масса БЧ со взрывателем, кг	Масса ВВ, кг	Масса двигателя, кг	Тяга двигателя, Н
Фугасная Осколочно-фугасная Кумулятивная	70	1220	8,1	2,9	0,63	5,2	3275
	70	1340	10,6	5,1	1,05	5,2	3275
	70	1220	8,1	2,9	0,4	5,2	3275

В состав установки ракетного вооружения входят четыре комплекта балочных держателей, а также устанавливаемые на них четыре блока ХМ152 для 19 ракет FFAR каждый или четыре пусковых устройства для двух или четырех ракет «Хелфайр» каждое.

Установка ракетного вооружения подвижная. Она может поворачиваться на угол 5° вверх или до 28° вниз. Это позволяет при горизонтальном полете вертолета расширить диапазон дальности прицельного пуска НАР, эквивалентного диапазону дальности прицельного пуска НАР для вертолета с неподвижной ракетной установкой при его маневре от угла кабрирования $2-3^\circ$ до пикирования $10-12^\circ$.

Подвижная артиллерийская установка пушки М-230 размещена в передней части фюзеляжа вертолета внизу под сиденьем стрелка. Она позволяет вести стрельбу в секторе $+110^\circ$ по азимуту и от $+10$ до -60° по углу места.

Пушка вертолета предназначена в основном для поражения наземных легкобронированных целей типа БМП, а также небронированных объектов и живой силы противника. Она может быть использована также для обороны вертолета от атак воздушного противника.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПУШКИ М-230

Калибр	30 мм
Количество стволов	1
Тип привода	Внешний электрический
Темп стрельбы	500—750 выст./мин
Начальная скорость снаряда	670 м/с
Масса	45 кг
Усилие отдачи	11571 Н
Длина ствола	1070 мм
Боеприпасы	ОФК
Живучесть	20 000 выстр.
Время достижения номинального темпа стрельбы	0,1 с
Тип боепитания	Звеньевой регулируемый
Способ устранения задержки	Повторение цикла

Для действия по бронированным целям снаряды имеюткумулятивный заряд. Калибр снаряда 30 мм, масса патрона около 450 г, масса снаряда около 240 г.

4.2. Прицельно-навигационная система

Прицельно-навигационная система вертолета предназначена для решения задач прицеливания при боевом применении средств поражения по наземным и воздушным целям, а также задач навигации днем и ночью в простых и сложных метеоусловиях.

В ее состав входят комплексная нашлаемная система прицеливания IHADSS, оптико-электронная обзорно-прицельная система TADS/PNVs, доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса AN/ANS-128, инерциальная навигационная система AN/ANS-143 и радиовысотомер.

Система IHADS (рис. 4.3) сопряжена с системой TADS/PNVs 7, 8, а также с оружием 9 и вычислителем 5 прицела 1, четырех датчиков оптических координаторов 2, электронного блока системы индикации 6, ручки управления перемещением прицельной метки 4 и панели регулировки подсвета индикации 3.

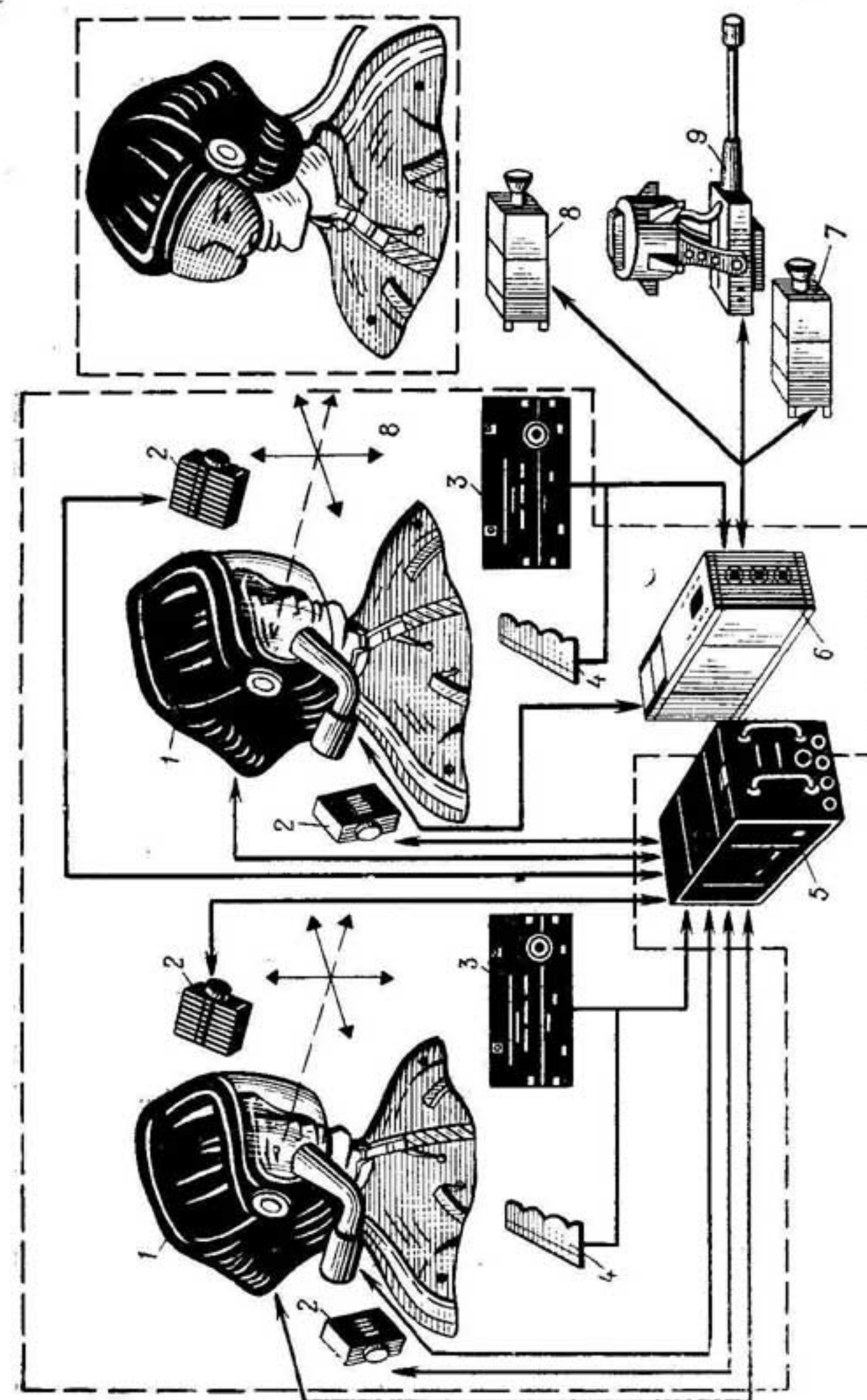


Рис. 4.3. Схема прицельно-навигационной системы вертолета:

1 — нашлаемный прицел; 2 — датчик оптического координатора; 3 — панель регулировки подсвета индикации; 4 — ручка управления перемещением прицельной метки; 5 — вычислитель прицела; 6 — блок системы индикации; 7, 8 — система TADS/PNVs; 9 — оружие

Основными функциями системы IHADSS являются:

— выдача сигналов о положении линии визирования шлема летчика и стрелка для дистанционного управления визирами системы TADS/PNVS и (или) оружием;

— индикация данных о целях (ориентирах), полученных от инфракрасных визиров системы TADS/PNVS;

— индикация пилотажных данных, таких, как курс, пространственное положение вертолета, высота, воздушная скорость и др., а также индикация прицельных меток, вырабатываемых электронным блоком навигации и вычислителем прицела.

Кроме того, нашлемный прицел защищает голову от травм и глаза от интенсивного облучения.

В качестве индикатора используется легкая малогабаритная электронно-лучевая трубка, укрепленная сбоку на шлеме. С нее на полупрозрачное зеркало или на козырек шлема перед глазами летчика проецируются метки положения линии визирования и прицеливания, а также метки и символы от других бортовых систем, необходимые для навигации и прицеливания. Для проецирования изображений используются устройства с коллимирующими линзами, обеспечивающие формулирование изображения в бесконечности на фоне реальных объектов. Определение положения шлема и линии визирования цели осуществляется электрооптическим способом. В связи с этим для каждого члена экипажа устанавливаются в кабине по два датчика оптических координат. Они веерными пучками ИК-излучения облучают два фотодиода, смонтированных на шлеме. Обработывая сигналы, снимаемые с фотодиодов, и синхронизирующие импульсы датчиков ИК-излучения определяют положение линии визирования. Сигналы, пропорциональные угловым координатам линии визирования, поступают на устройства наведения оружия или визирных станций системы TADS/PNVS. Вычислитель системы IHADSS по информации о положении цели, получаемой от нашлемного индикатора и системы TADS/PNVS, а также об оружии и ЛА, определяет необходимое положение прицельной метки.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ ПРИЦЕЛИВАНИЯ IHADSS

Угол поворота:	
по азимуту	+120°
по возвышению	+40 до — 70°
Точность целеуказания	0,01 рад
Угловая скорость	0,3 с ⁻¹
Поле зрения прицела	5°
Поле зрения индикатора:	
по горизонту	40°
по вертикали	30°
Размер изображения (по диагонали)	19
Развертка, телевизионные строки	525 или 875
Формат видеоизображения	4:3
Время прогрева:	
прицела	10 с
индикатора	60 с
Средняя наработка на отказ	500 ч

Система TADS предназначена для обнаружения и распознавания цели в любое время суток, в простых и ограниченно сложных метеоусловиях, измерения дальности и угловых координат цели и выдачи их для точного целеуказания ПТУР «Хелфайр» и для решения задач прицеливания.

В состав системы TADS входят семь основных подсистем, которые выполняют следующие функции.

1. Лазерный дальномер-целеуказатель LRE/D предназначен для лазерной подсветки, измерения дальности до цели.

2. Инфракрасная система ночного видения FLIR обеспечивает формирование «теплого» изображения местности у цели в любое время суток, в условиях плохой видимости и целеуказание оружию.

3. Оптическая система прямого видения DVO — телескопическое визирное устройство, обеспечивает увеличение видимого изображения наземной обстановки и цели днем и целеуказание оружию.

4. Телевизионная система отображения в дневное время DTV обеспечивает большее увеличение изображения обстановки и цели и целеуказание оружию.

5. Лазерный блок предназначен для обнаружения и захвата целей, которые облучаются внешними лазерными станциями подсветки, и для целеуказания оружию.

6. Телевизионные индикаторы летчика и стрелка осуществляют отображение данных от одной из выбранных подсистем FLIR или DTV.

7. Автоматический блок обеспечивает слежение за целью. Датчики системы TADS имеют совмещенную линию визирования и установлены на гиросtabilизированной платформе.

Система PNVS предназначена в основном для пилотирования, а также распознавания целей и целеуказания неуправляемому оружию в ночных условиях. Основой системы PNVS является шарнирно укрепленная ИК-система переднего обзора (FLIR).

Линия визирования FLIR устанавливается в зависимости от пространственного положения нашлемного прицела летчика. Данные системы FLIR воспроизводятся вместе с пилотажными данными на монокуляре комплексной нашлемной индикации и прицеливания перед правым глазом летчика.

Инфракрасные визеры систем FLIR, TADS и PNVS собраны из идентичных стандартных модулей и работают в диапазоне волн 8—14 мкм.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМ TADS и PNVS

	TADS	PNVS
Угол обзора, °:	+120	+90
по азимуту	от +30	от +20
по углу места	до —60	до —45
Поле зрения, °:		
а) телевизионного визира:		
узкое	0,9	...

широкое	4,0	...
б) оптического визира:		
узкое	4,0 (16*)	...
широкое	18,0 (3,5*)	...
в) ИК-визира:		
узкое	3,1	...
среднее	10,1	30×40
широкое	50	...
Масса без объектива, кг	11	...
Общая масса комплекта, кг	240	...

Расположение системы TADS/PNVS на вертолете и ее зона обзора показаны на рис. 4.4.

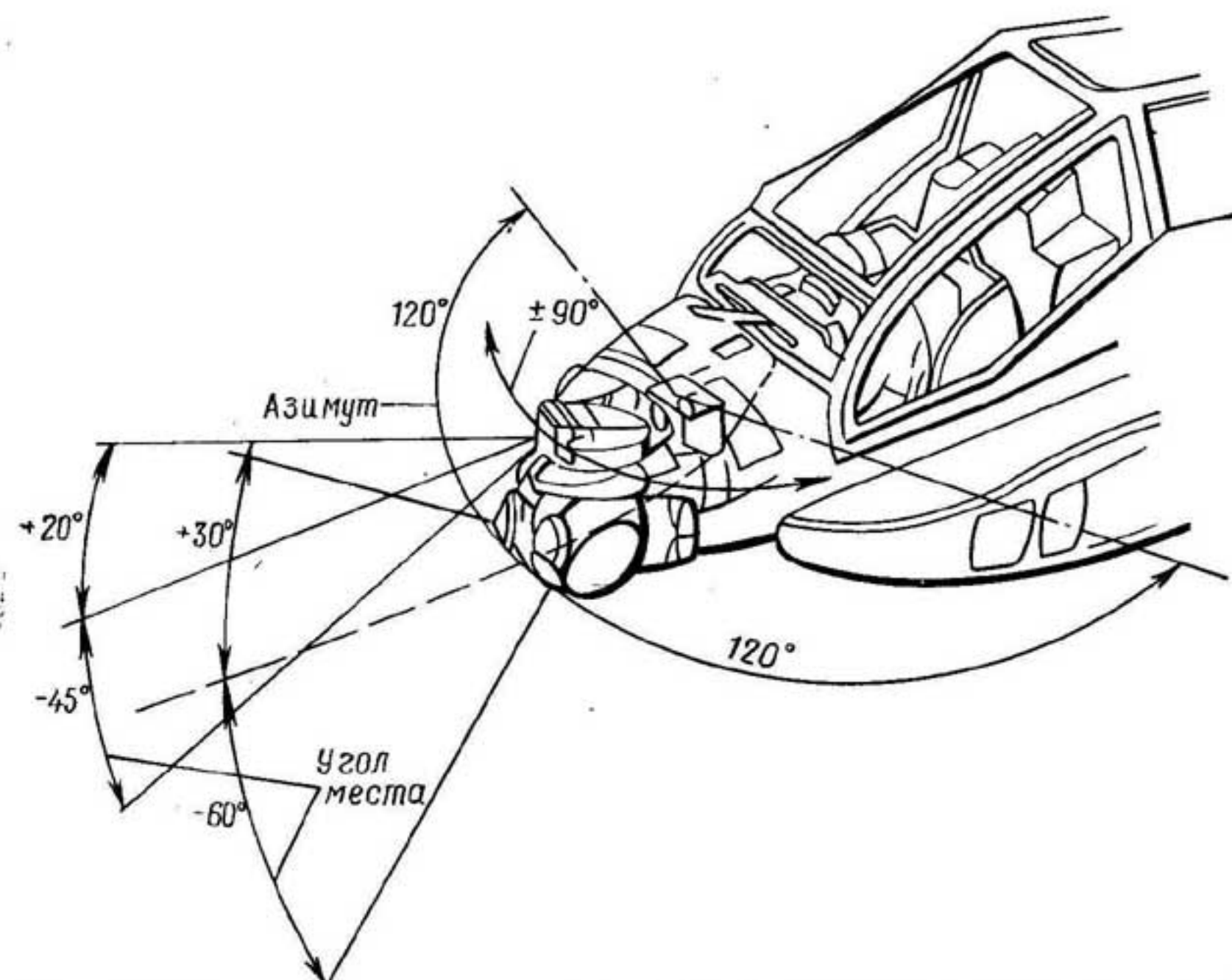


Рис. 4.4. Расположение системы TADS/PNVS на вертолете и ее зона обзора

Доплеровский измеритель AN/ANS-128 обеспечивает определение положения вертолета, его путевой скорости, угла сноса и других параметров полета. Эти данные используются для решения задач навигации и прицеливания. Особенностью такого измерителя является то, что в нем имеется запоминающее устройство, фиксирующее координаты предварительно обнаруженных на маршруте радиоизлучающих целей. Эти данные используются для прицеливания артиллерийского оружия. В результате во время «подскока» вертолета из укрытия его пушка уже наведена в заданном направлении.

Такой состав прицельно-навигационной системы вертолета

АН-64А, по взглядам зарубежных специалистов, дает ему большие преимущества перед другими боевыми вертолетами.

4.3. Система управления вооружением

Система управления вооружением (СУВ) имеет следующие основные подсистемы:

- управление автоматикой ПТУР «Хелфайр»;
- наводкой оружия (пушки М-230) и крыльевых пилонов с пусковыми устройствами;
- управление отделением средств поражения.

Подсистема управления ракетой «Хелфайр» до пуска осуществляет ее электрическое и пневматическое питание от бортовой сети вертолета, а также целеуказание лазерной ГСН от прицельно-навигационной системы.

Подсистема управления наводкой оружия обеспечивает разворот оружия в упрежденное положение: пилонов пусковых устройств — в плоскости симметрии вертолета, а пушки — и в плоскости крыла. Кроме того, подсистема обеспечивает установку оружия в фиксированное положение, согласованное со строительной осью фюзеляжа вертолета.

Подсистема управления отделением средств поражения (СП) обеспечивает сигнализацию о их наличии на агрегатах подвески и количества патронов к пушке, выбор типа и количества СП для боевого применения и определяет временные интервалы между моментами отделения СП. Она позволяет производить прицельную стрельбу летчику и стрелку. При этом точное прицеливание осуществляется стрелком с использованием системы TADS, а резервное — летчиком с использованием наשלемного прицела. Подсистема обеспечивает возможность:

- пуска ПТУР «Хелфайр» — 10 ракет в течение 1 мин;
 - пуска НАР поодиночно, парами или залпами по 4, 8 12 и 24 ракеты, а также все 76 ракет;
 - стрельбы из пушки непрерывной очередью и с отсечкой.
- Решение задачи прицеливания и управления оружием осуществляется с помощью ЭВМ системы управления огнем.

5. СРЕДСТВА РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ

Вертолет оснащен разнообразными средствами РЭБ, существенно повышающими его выживаемость на поле боя. В их состав входят станции активных помех (САП), устройство выброса средств РЭБ и средства непосредственной радиоэлектронной разведки (НРЭР). Назначение средств и их типы указаны в табл. 5.1.

Средства РЭБ вертолета не объединены в единый комплекс РЭБ и применяются отдельно. Предусматривается лишь включение САП и устройства выброса от сигнала системы НРЭР.

Эффективность имеющихся на борту средств РЭБ возрастает вследствие принятия мер по снижению заметности вертолета.

СРЕДСТВА РЭБ

Наименование средств	Диапазон работы	Тип
САП	Радио	AN/ALQ-136
	Инфракрасный (ИК)	AN/ALQ-144
Устройство выброса	Радио, ИК	M-130
Средства НРЭР	Радио	AN/APR-39
	Лазерного излучения	AN/AVR-2
		(предположительно)

5.1. Станции активных помех

На вертолете размещены две САП:

AN/ALQ-136 — для создания помех в радиодиапазоне;

AN/ALQ-144 — для создания помех в инфракрасном диапазоне.

Обе станции расположены внутри фюзеляжа.

Станция AN/ALQ-136 предназначена для срыва автоматического сопровождения вертолета станциями орудийной наводки и станциями подсвета целей ЗРК. Она создает также помехи взрывателям ЗУР.

В состав станции входят: приемно-передающий блок, две спиральные антенны (приемная и передающая), блок управления.

При облучении вертолета РЭС противника в приемно-передающем блоке, управляемом микропроцессором, производится анализ принятых импульсов и автоматический выбор одного из режимов создания помех. Известно, что в САП используются следующие виды помех: уводящая по дальности, прицельная по частоте сканирования (с инверсией фазы огибающей), скользящая по частоте сканирования, многократная ответная (со случайным законом задержки импульсов), уводящая по скорости.

Станция работает в диапазоне 8—20 ГГц. Чувствительность станции — 35 дБ относительно 1 мВт.

Станция AN/ALQ-144 предназначена для создания помех в ИК-диапазоне шести различным типам ракет с тепловыми головками самонаведения (ТГСН) класса «поверхность — воздух» и «воздух — воздух» в целях защиты вертолета от атакующих его ракет.

Станция состоит из излучателя, блока управления и соединительных кабелей.

Блок управления располагается в кабине вертолета. Контейнер с излучателем размещен за выхлопной трубой, что обеспечивает эффективное использование станции в секторе около 360° по азимуту.

Излучение керамической пластины, нагреваемой от бортовой сети, модулируется вращающимся механическим модулятором. Максимум теплового излучения станции соответствует максимуму излучения двигателя вертолета в ИК-диапазоне.

5.2. Устройство выброса средств РЭБ

Устройство выброса. На вертолете установлено стандартное устройство выброса M-130, используемое на самолетах и вертолетах армейской авиации США. В нем используются патроны двух типов: противорадиолокационные и инфракрасные (тепловые ловушки).

Противорадиолокационные патроны (ПРЛП) обеспечивают подавление станций орудийной наводки зенитной артиллерии, станций подсвета целей зенитных и авиационных ракетных комплексов, радиолокационных ГСН ракет «земля — воздух» и «воздух — воздух».

Тепловыми ловушками (ТЛ) осуществляется подавление ТГСН ракет «земля — воздух». Патроны отстреливаются в ручном либо автоматизированном (по сигналу от станции НРЭР) режимах.

В состав устройства выброса входят пульт управления, электронный модуль, один или несколько блоков выброса.

Пульт управления размещается в кабине и позволяет осуществлять: включение устройства выброса, контроль его работоспособности, отдельное управление отстрелом ПРЛП и ТЛ. Благодаря двум цифровым индикаторам оператор имеет возможность контролировать число расходуемых средств РЭБ (отдельно ПРЛП и ТЛ).

Электронный модуль обеспечивает сопряжение устройства выброса со средствами НРЭР вертолета. Кроме того, с его помощью изменяются параметры программы выброса расходуемых средств. Установка программы осуществляется на земле и не может корректироваться в полете.

Возможные параметры программ при отстреле ПРЛП приведены в табл. 5.2.

Таблица 5.2

ПАРАМЕТРЫ ПРОГРАММ ВЫБРОСА ПРИ ОБСТРЕЛЕ ПРЛП

Очередь		Серия	
Число патронов	Интервал между выстрелами, с	Число очередей	Интервал между очередями, с
1, 2, 3, 4, 6, 8	0,1; 0,2; 0,3; 0,4	1, 2, 4, 8, непрерывно	1, 2, 3, 4, 5, а также переменный интервал

Блок выброса содержит одну либо две кассеты по 30 патронов. Каждая кассета заполняется однотипными патронами (либо ПРЛП, либо ТЛ). В основном варианте устройства блок выброса имеет 60 патронов.

При этом возможны 3 варианта снаряжения:

60 ПРЛП;
30 ПРЛП+30 ТЛ;
60 ТЛ.

Устройство питается от бортовой сети постоянного тока напряжением 28 В. Потребляемая мощность — менее 200 Вт.

Выбрасываемые средства РЭБ. Оба типа патронов имеют форму параллелепипеда с квадратным поперечным сечением.

Основным противорадиолокационным патроном является патрон М-1. Во внутреннем пространстве его гильзы размещены 14 галет дипольных отражателей. Они предназначены для подавления РЭС трех частотных поддиапазонов:

8 галет — в поддиапазоне 1,5—3,0 см;

4 галеты — в поддиапазоне 3—3,75 см;

2 галеты — в поддиапазоне 3,75—5 см.

При необходимости могут быть использованы и ПРЛП других типов (в частности, RR-170).

В качестве тепловой ловушки используется патрон М-206. Время горения ловушки — не менее 3 с. Сообщалось, что применение данной ловушки обеспечивает эффективное подавление ТГСН ракет, использующих методы помехозащиты.

5.3. Средства непосредственной радиоэлектронной разведки

На вертолете размещено два устройства непосредственной радиоэлектронной разведки: станция предупреждения об облучении AN/APR-39(V) 2, работающая в радиодиапазоне; приемник предупреждения о лазерном облучении (предположительно AN/AVR-2).

Станция предназначена для предупреждения экипажа об облучении вертолета радиоэлектронными средствами (РЭС) управления оружием системы ПВО противника. Полный диапазон работы системы 0,5—20 ГГц.

Станция позволяет в сложной радиоэлектронной обстановке опознать тип РЭС противника, облучающих вертолет, и определить режим работы (обзор или сопровождение).

В состав станции входят два двоянных приемника прямого усиления, четыре спиральных антенны, одна штыревая антенна, цифровой процессор СМ-480, индикаторный блок, блок управления и контроля.

Станция работает следующим образом. Сигналы облучающего РЭС принимаются одной либо двумя антеннами (что необходимо для определения пеленга облучающего РЭС), детектируются и анализируются по амплитуде, длительности импульсов и периоду их повторения. Процессор сравнивает измеренные значения параметров с записанными в памяти системы и принимает решение о типе облучающего РЭС, его режиме работы. (Объем памяти 19 килобайт, программа анализатора может быть изменена путем смены кассет.)

Информация о всех или некоторых облучающих РЭС отобра-

жается в буквенно-цифровом виде на электронно-лучевой трубке индикаторного блока. Световые и звуковые сигналы тревоги оповещают экипаж вертолета о возможном применении по нему оружия противника.

Сообщается, что станция предупреждения эффективна на высотах свыше 15 м.

5.4. Меры по снижению заметности вертолета

Малая заметность вертолета при ведении им боевых действий обеспечивается благодаря ряду специальных мер по ее снижению в радио-, инфракрасном, оптическом и акустическом диапазонах волн, принятых на этапе разработки вертолета, а также вследствие особенностей его боевого применения.

В радиодиапазоне малый уровень отраженного вертолетом сигнала объясняется применением фюзеляжа с относительно небольшим поперечным сечением, а также использованием в конструкции вертолета композиционных материалов (КМ) вместо металлических. В частности, из КМ изготовлена броня, защищающая кабину снизу и с боков.

В ИК-диапазоне требования по снижению заметности вертолета, предъявленные армией США, были особенно жесткими. Для срыва наведения ракет с ТГСН по излучению нагретых элементов силовой установки температура выхлопных труб двигателей не должна была превышать 60°С. Для срыва наведения ракет по излучению выхлопных газов температура газов в центре струи на срезе сопла не должна была превышать 160°С.

Сообщалось, что на вертолете эти требования выполнены с помощью специальной системы подавления ИК-излучения двигателей «Блэк хоул» («Черная дыра»). В настоящее время вследствие больших энергозатрат отказались от применяемых первоначально вентиляторов обдува сопел холодным воздухом и установили на выхлопные трубы специальные патрубки.

В оптическом диапазоне для снижения заметности применяют камуфляжную окраску, а также используют неотражающие матовые краски, чтобы не было бликов при освещении вертолета. Плоские стекла кабины экипажа дают блики в одной плоскости, что способствует сужению угла наблюдения вертолета.

В акустическом диапазоне обнаружение вертолета затруднено вследствие снижения уровня создаваемого им шума по сравнению с другими вертолетами таких же размеров. Это достигнуто использованием скошенных стреловидных законцовок лопастей несущего винта и применением малозумного рулевого винта, состоящего из двух двухлопастных винтов. Их ориентация под углами 55 и 125° относительно друг друга в плоскости вращения позволила уменьшить взаимодействие концевых вихрей, создаваемых каждой парой лопастей. Кроме того, уменьшение шума вертолета будет достигнуто за счет разрабатываемой в настоящее время системы снижения уровня вибрации.

Особенности боевого применения вертолета способствуют уменьшению его различимости и снижению времени его наблюдения средствами системы ПВО.

Уменьшение различимости вертолета обеспечивается:

— возможностью полета его с заданной ориентацией (в том числе вперед хвостом или боком) для исключения обнаружения и последующего обстрела противником со стороны бортов, имеющих достаточно большую поверхность;

— полетом при выдвижении на рубеж атаки на предельно малых высотах от 3 до 15 м с использованием естественных укрытий (деревьев, возвышенностей), что затрудняет визуальное обнаружение вертолета, ослабляет уровень производимого шума и создает мешающие отражения от местных предметов при радиолокационном обнаружении.

Снижение времени наблюдения вертолета достигается:

— возможностью действия его из засад методом подскока с последующим подсветом целей и пуском ракет;

— возможностью пусков ракет с вертолета, находящегося на закрытой позиции и осуществляющего набор высоты в расчетное время для подсвета целей на завершающем участке наведения ракет;

— возможностью обстрела целей без выхода из укрытия при подсвете их с других летательных аппаратов либо наводчиками, находящимися на поле боя (метод пуска ракет по наблюдаемым целям);

— особенностями пилотирования вертолета, позволяющими после пуска ракет сразу же без разворота (хвостом вперед) уходить в укрытие.

6. ОБОРУДОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА

6.1. Состав оборудования

В состав оборудования вертолета входят:

- оборудование для выполнения боевых задач (см. разд. 4);
- оборудование средств радиоэлектронной борьбы (см. разд. 5);
- система автоматического управления;
- радиоэлектронное оборудование (радионавигационное оборудование, система радиосвязи, аппаратура опознавания);
- система электроснабжения.

6.2. Система автоматического управления и приборное оборудование

Вертолет снабжен сдвоенной системой стабилизации DASE, сигналы на которую поступают от большинства датчиков, установленных на вертолете, по главной шине передачи данных (рис. 6.1.). Система преобразует входные управляющие сигналы

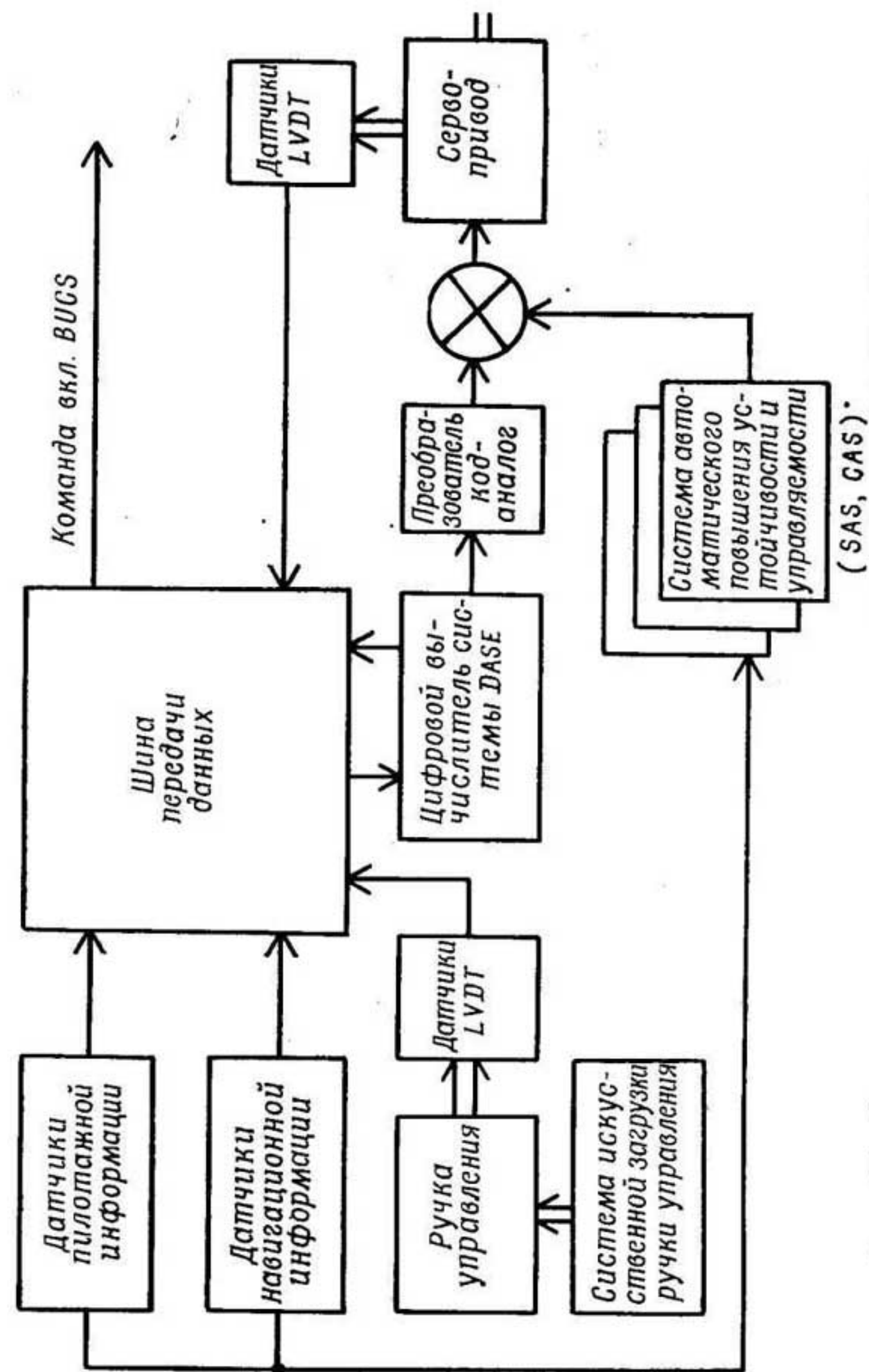


Рис. 6.1. Структурная схема системы автоматического управления вертолета

от летчика в такую форму, что ручка управления фактически становится органом управления пространственным положением вертолета. Система DASE получает данные об угловых скоростях, скорости полета и курса от инерциальной курсовертикали HARS; она использует данные о высотно-скоростных параметрах и о направлении ветра, поступающие от системы «Пейсер», установленной над втулкой несущего винта. Система DASE согласовывает получаемые сигналы с входными управляющими командами летчика и с соответствующими перемещениями штоков сервоприводов управления несущим винтом. Система DASE является не только стабилизирующим устройством, но и системой адаптации вертолета к управляющим командам. Она ускоряет начальную реакцию вертолета на дачу ручки управления для изменения пространственного положения, а затем замедляет ее, создавая резкую, но естественно воспринимаемую летчиком реакцию.

Подсистемами sdвоенной системы автоматизации являются: трехканальная система автоматического повышения устойчивости и управляемости в контуре короткопериодического движения SAS, трехканальная система усиления командных сигналов CAS в целях обеспечения устойчивости при маневрах, система искусственной загрузки ручки управления продольного канала, система координирования разворотов, система управления закрылками, а также четырехканальная система управления по проводам BHCS. Последняя предназначена для компенсации отказа механической системы управления в любом канале.

Электрические датчики LVDT на органах управления в кабине летчика и на сервоприводах несущего винта обеспечивают немедленную проверку отработки команд летчика. Если тяга проводки управления окажется перебитой и цепь останется разомкнутой, то отсутствие реакции на команды управления послужит сигналом для включения резервной системы BHCS для управления по отказавшему каналу.

Вертолет должен быть достаточно устойчив для совершения полетов в условиях отсутствия видимости без SAS (системы автоматического повышения устойчивости), поэтому при включении автоматизации вертолет плавно управляется от ручки управления. SAS является системой, обеспечивающей устойчивость, тогда как система CAS предназначена для обеспечения устойчивости при маневрах (хотя и не обеспечивает управление на всех режимах как автопилот). В случае выполнения летчиком маневров в турбулентной атмосфере CAS включается в контур автоматического управления, чтобы обеспечить желаемую реакцию летательного аппарата на отклонение ручки летчиком.

Конструкция систем SAS и CAS предусматривает их согласованную работу, чтобы выдаваемые ими команды не противоречили друг другу или управляющим воздействиям летчика. Стабилизация пространственного положения на короткий период означает удерживание устойчивого положения летательного аппарата по тангажу и крену в то время, как внимание пилота может быть

отвлечено на другой объект, например на сличение карты с местностью.

Система искусственного создания усилий сконструирована с расчетом создания все более нарастающей противодействующей нагрузки на ручке управления пропорционально задаваемым перегрузкам при выполнении маневров.

Координированный разворот выполняется через канал крена поперечного управления с использованием сигналов датчика угла скольжения. Электрогидравлические рулевые машины DASE конструктивно объединены с гидроусилителями.

Вертолет способен входить в крен с угловой скоростью $100^\circ/\text{с}$ в полете на скорости 222—260 км и развивать угловую скорость $102^\circ/\text{с}$ на каждый сантиметр отклонения ручки управления.

На всех скоростях выше 110 км/ч система DASE обеспечивает координацию разворотов. В системе предусмотрен также режим повышения точности выдерживания висения, когда на автопилот поступают сигналы о положении центра масс вертолета, выдаваемые системой HARS, и сигналы доплеровского измерителя, являющиеся опорными. Описанный режим автопилота называется режимом стабилизации пространственного положения. Если пространственное положение вертолета не совпадает с горизонтальным, вертолет может совершать некоторое поступательное перемещение, но летчик может добиться устойчивого висения посредством плавной дачи ручки управления.

Режим стабилизации висения автоматически отключается, когда достигается путевая скорость 28 км/ч или относительная воздушная скорость 92 км/ч. Внимание летчика не отвлекается для выполнения этого режима. Подобная стабилизация пространственного положения вертолета существует и для крейсерского полета, что позволяет летчику при желании продолжить длительное время совершать полет без вмешательства в управление.

На вертолете наряду с традиционными приборами широко используются многофункциональные индикаторы на электронно-лучевых трубках (ЭЛТ), что позволило существенно снизить общее количество индикаторов.

На приборной доске кабины летчика и стрелка размещаются: указатель воздушной скорости, сигнальный индикатор CAУ, электрический указатель высоты, индикатор температуры наружного воздуха, индикаторы работы контроля двигателей, вариометр, плановый навигационный индикатор и другие приборы.

В кабине летчика располагается электронный командно-пилотажный прибор EADT. На рис. 6.2. показана выдаваемая на электронный индикатор прибора различная информация от электронного оборудования: данные об угловом пространственном положении, скорости, высоте. Основные приборы контроля установки имеют вертикальные световые шкалы в виде планок с элементами с цветным кодом. Данные от радионавигационной доплеровской системы с информацией о промежуточных пунктах маршрута с индикацией времени полета вызываются летчиком на экран

ЕАДТ по мере необходимости с целью не перенасыщать индикатор информацией.

Буквенно-цифровой индикатор, расположенный ниже оптического прицела ORT в кабине стрелка, выдает информацию от многоцелевой системы обнаружения неисправности. В его распоряжении находится цифровой дисплей для индикации таких данных, как запас топлива, частота вращения ротора двигателя и температура входящих газов.

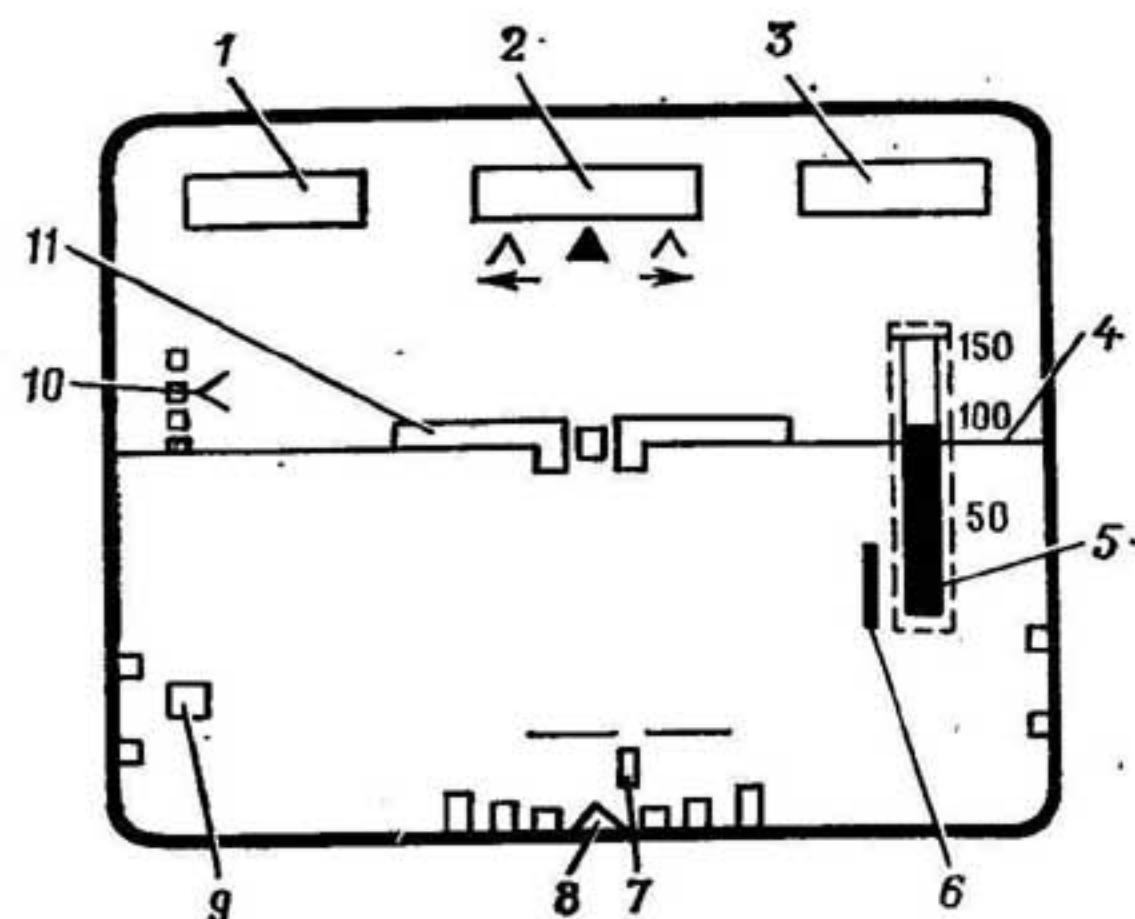


Рис. 6.2. Информация, выдаваемая на электронный индикатор от оборудования:

1 — время, остающееся до выхода на цель; 2 — путевая скорость; 3 — грубая ошибка сопровождения; 4 — подвижная линия горизонта; 5 — высота от радиовысотомера; 6 — символ, указывающий наведение на цель; 7 — указатель положения; 8 — шкала углов крена; 9 — угол целеуказания; 10 — назначение сигнала; 11 — неподвижный силуэт ЛА

На различных дисплеях могут быть представлены несколько тщательно продуманных символов. Второй летчик-стрелок может видеть их через ORT на индикаторах телевизионного канала для дневного освещения DTV и устройства ночного видения FLIR, а также через комплексную систему прицеливания и индикации IHADSS.

Летчик располагает многофункциональным индикатором на приборной доске. Он может по индикатору определить момент подготовки стрелка к пуску ракеты и выровнять фюзеляж вертолета по линии прицеливания, используя ПНК, может выбирать пункты маршрута по долготе и широте. При этом на дисплее выводится время полета до выбранных пунктов (летчик может вывести данные по запросу). При выполнении ночных полетов с системой ночного видения PNVIS символы системы IHADSS показывают летчику направление оси фюзеляжа, когда он поворачивает голову, чтобы обозревать местность, над которой ему предстоит

пролететь. Остальные символы указывают высоту, направления, скорость и ускорение во время полета на малой скорости.

При выполнении задания экипаж вертолета может пользоваться автономной системой, базирующейся на системе измерения курса и параметров пространственной ориентации HARS и на доплеровской системе.

Отсеки бортового электронного оборудования размещаются в районе стрелка в обтекателях по сторонам фюзеляжа. В них наряду с радиоэлектронной аппаратурой расположена цифровая аппаратура автостабилизации DASE.

В число объектов электронной аппаратуры входят также блок визуальной индикации, плановый навигационный индикатор и магнитометр, система воздушных сигналов (СВС).

Цифровая СВС формирует выходные величины в виде различных сигналов для сдвоенной системы автостабилизации и для различных индикаторов. В СВС включена схема контроля с диагностической программой автоматического выявления неисправных элементов и узлов, которая обнаруживает и локализует возможные неисправности системы.

Основная концепция поддержания вертолета в исправности основана на эксплуатации по состоянию. Проверка всего электронного оборудования на каждом вертолете при подготовке к полетам выполняется посредством встроенной системы обнаружения дефектов FIDDLE.

6.3. Радиоэлектронное оборудование

Радионавигационное оборудование. Данное оборудование обеспечивает решение задач навигации и посадки в простых и сложных погодных условиях. В состав оборудования входят:

- доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса AN/ANS-128 с курсовой системой LR-80;
- ультракоротковолновый автоматический радиокompас;
- аппаратура микроволновой системы посадки MLS;
- радиовысотомер;
- бортовое оборудование системы дальней навигации «Лоран»;
- система воздушных сигналов.

Навигационная информация отображается в кабине летчика на комбинированном командно-пилотажном приборе EADI и плановом навигационном индикаторе.

Доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса с курсовой системой LR-80 обеспечивают непрерывное измерение и индикацию текущего местоположения вертолета, промежуточных пунктов маршрута, текущего курса и отклонения от заданного курса, путевой скорости и угла сноса. На дисплее летчика индицируется время полета до очередного промежуточного пункта маршрута.

В состав доплеровского измерителя входят: доплеровский ра-

диолакационный датчик скорости DRVS и вычислительно-индикаторный блок CDU.

Доплеровский радиолокационный датчик скорости представляет собой малогабаритную доплеровскую РЛС (масса 10,2 кг), которая обеспечивает измерение всех составляющих скорости вертолета и угла сноса. Вычислительно-индикаторный блок выполняет все вычисления, обеспечивает управление режимами работы, индикацией, вводит местоположения точки взлета и другие данные.

Курсовая система LR-80 обеспечивает измерение текущего курса, углов крена и тангажа.

Максимальная высота боевого применения доплеровской системы 3000 м. Навигационная погрешность — 1,3% от пройденного пути. Координаты вертолета отображаются на плановом навигационном индикаторе. В сложных условиях ночью местность по маршруту полета отображается путем проекции диапозитивов заранее подготовленного микрофильма.

Ультракоротковолновый автоматический радиокompас обеспечивает пеленгование наземных радиостанций, работающих в режиме частотной модуляции. По указателю курсового угла радиостанции летчик может вывести вертолет на пеленгуемую радиостанцию объекта сухопутных войск (танк, бронетранспортер, автомобиль и пр.). Радиокompас работает в диапазоне 30—84 МГц.

Аппаратура микроволновой системы посадки MLS предназначена для получения на борту вертолета и выдачи на индикаторы и в САУ информации об углах отклонения вертолета от заданной траектории посадки в горизонтальной и вертикальной плоскостях и дальности до расчетного места приземления. Бортовое оборудование MLS работает совместно с наземными радиомаячными системами посадки сантиметрового диапазона, обладающими улучшенными точечными характеристиками (погрешность азимутального и угломестного каналов — 0,05%, дальномерного канала — 30 м). Приемные устройства оборудования MLS работают в диапазоне 5000 МГц.

Радиовысотомер обеспечивает измерение истинной высоты полета вертолета над земной поверхностью. Тип радиовысотомера и его характеристики не известны.

Бортовое оборудование системы дальней навигации «Лоран» предназначено для определения географических координат местоположения вертолета. В состав оборудования входят приемное устройство и цифровой вычислитель координат. Бортовое оборудование работает по сигналам наземных радиопередатчиков системы «Лоран-С» или «Лоран-Д». Способ определения координат — разностно дальномерный. Основные тактико-технические характеристики бортового оборудования системы «Лоран» следующие: дальность действия до 900 км, ошибка измерения координат 200 м, рабочая частота 100 кГц, частота повторения импульсов 10—35 Гц.

Индикация координат вертолета осуществляется в цифровой форме.

Система радиосвязи. На вертолете установлена система связи, которая обеспечивает помехоустойчивую закрытую радиосвязь с летательными аппаратами, пунктами управления авиацией и объектами сухопутных войск в диапазонах 30—90 МГц, 116—150 МГц и 225—400 МГц.

В состав системы связи входят 4 радиостанции: AN/ARC-164, AN/ARC-115, AN/ARC-114 (2 комплекта) и устройство засекречивания переговоров.

Особенностью данной системы является использование для связи с объектами сухопутных войск (автомобилями, танками, бронетранспортерами и т. п.) специальных малогабаритных радиостанций AN/ARC-114 с частотной модуляцией. Такую индивидуальную радиостанцию имеет каждый член экипажа.

Радиостанция AN/ARC-164 предназначена для закрытой связи в авиационных радиосетях в дециметровом диапазоне радиоволн с амплитудной модуляцией (см. табл. 6.1). Она отличается малыми габаритами (12×12×19,2 см) и массой (4,2 кг). При наземных проверках радиостанция может проверяться от бортовых аккумуляторов.

Радиостанция AN/ARC-115 предназначена для закрытой связи в авиационных радиосетях в метровом диапазоне радиоволн с амплитудной модуляцией.

Радиостанция AN/ARC-114 предназначена для закрытой связи по линии «вертолет — земля» с объектами сухопутных войск в метровом диапазоне радиоволн с частотной модуляцией.

Через радиостанцию AN/ARC-164 обеспечивается дежурный прием на аварийных частотах 238—248 МГц.

Устройство засекречивания переговоров предназначено для кодирования переговоров обоих членов экипажа, ведущихся через радиостанции AN/ARC-164 (-114, -115), а также для декодирования информации, принимаемой через приемники этих радиостанций от других корреспондентов. Его характеристики не известны.

Таблица 6.1
ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ СВЯЗИ

Радиостанция	Диапазон частот, МГц	Вид модуляции	Число каналов (в полете)
AN/ARC-164	225—400	АМ	7000
AN/ARC-115	116—150	АМ	1360
AN/ARC-114	30—90	ЧМ	20

Аппаратура опознавания. На вертолете установлено стандартное бортовое оборудование радиолокационной системы опознавания Mk-12, предназначенное для выдачи ответных радиосигналов на запросные сигналы наземных, корабельных и самолетных запросчиков.

В состав бортового оборудования системы опознавания входят радиолокационный ответчик и пульт управления.

В состав радиолокационного ответчика входят: приемопередатчик дециметрового диапазона, приемопередатчик сантиметрового диапазона, дешифратор.

В системе Мк-12 используется кодирование запросных сигналов. Способ кодирования — импульсно-временной. Радиолокационный ответчик обеспечивает прием кодированных запросных сигналов в дециметровом (970—1050 МГц) или сантиметровом (9370 МГц) диапазонах. При совпадении кода запросного сигнала с установленным на пульте управления ответчик вырабатывает ответный радиосигнал на частотах дециметрового диапазона (1070—1130 МГц) или сантиметрового диапазона (9400 МГц). Ответный радиосигнал принимается запросчиком на РЛС, производящей опознавание, и при совпадении кода делается вывод, что вертолет «свой».

6.4. Система электроснабжения

Система электроснабжения вертолета — двухканальная, трехфазная, переменного тока, напряжением 115/200 В, частотой 400 Гц, с трансформаторно-выпрямительными устройствами, питающими приемники электрической энергии постоянного тока. Система электроснабжения подразделяется на первичную, вторичную и аварийную.

7. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА

Согласно требованиям армии США срок службы вертолета должен составлять 15 лет. При этом предполагается, что месячный налет вертолета в боевых условиях равен примерно 60 ч, а при обычных учебно-тренировочных полетах — около 25 ч.

Установленный ресурс для вертолета равен 4500 ч, но отдельные элементы конструкции вертолета рассчитаны на срок службы до 20 000 ч. Межремонтный срок службы агрегатов вертолета составляет 300—350 ч.

Максимальная трудоемкость технического обслуживания равна примерно 13 чел.-ч на 1 ч налета.

Вертолет имеет сравнительно высокие эксплуатационные характеристики и надежность. Он относительно прост в эксплуатации, имеет встроенную систему обнаружения неисправностей. Значительная часть систем вертолета легкодоступна для проведения осмотра и технического обслуживания непосредственно с земли. Для осмотра и технического обслуживания высокорасположенных агрегатов и систем вертолета все поверхности фюзеляжа над главным редуктором состоят из откидывающихся капотов, которые используются как рабочие платформы. Створки капотов двигателей откидываются вниз и образуют вместе с консолями крыла

рабочие платформы для выполнения осмотров и технического обслуживания в отсеках двигателей и главного редуктора.

В качестве положительных эксплуатационных характеристик вертолета необходимо также отметить следующее:

- главный редуктор можно отстыковать и снять с вертолета без демонтажа несущего винта;

- снятие и установку лопастей несущего винта вертолета могут выполнить два человека без применения подъемных средств;

- замену двигателя на вертолете два человека выполняют за 25 мин;

- фюзеляж, состоящий из стрингерного набора и обшивки, приспособлен для выполнения ремонта боевых повреждений в полевых условиях;

- время подготовки одиночного вертолета к повторному полету составляет 10—12 мин; так, например, два человека заправляют вертолет топливом за 4 мин, подвешивают ПТУР «Хел-файр» за 5 мин, заряжают магазин пушки 1200 патронами или четыре пусковые установки с 76 НАР за 10 мин;

- применение в конструкции главного редуктора зубчатых передач с большим сроком службы, хорошим охлаждением и смазкой позволяет значительно уменьшить объем работ по техническому обслуживанию агрегатов трансмиссии.

Для удобства и транспортирования вертолета предусмотрена возможность его частичной разборки с целью уменьшения габаритных размеров, для чего консоли крыла отстыковываются и крепятся по бортам фюзеляжа, хвостовая балка складывается влево, а стойки основного шасси складываются назад.

Для перевозки вертолета на большие расстояния могут быть использованы военно-транспортные самолеты С-130, С-141, С-5, в которые можно загрузить один, два и шесть вертолетов АН-64А. Для выполнения погрузочно-разгрузочных работ требуется 8—10 человек.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

- Американский вертолет огневой поддержки АН-64А «Апач». — Зарубежное военное обозрение, 1984, № 6.
- Боевой вертолет «Хьюз» АН-64А «Апач». — Техническая информация. ОНТИ ЦАГИ, 1983, № 17.
- Иностранные авиационные двигатели. ЦИАМ, 1975.
- Кувекко А. Б., Силаков И. А. Авиационное артиллерийское вооружение иностранных армий. КВВАИУ, 1977.
- Пономарев Б. А. Настоящее и будущее авиационных двигателей. М., Воениздат, 1982.
- Разработка перспективного боевого вертолета АН-64. — Новости зарубежной науки и техники, НИЦ, 1976, № 1.
- Ружицкий Б. И. Анализ развития летно-технических характеристик вертолетов различных типов. ЦАГИ, 1981.
- Современные зарубежные вертолеты. — Технический отчет, 1976.
- Современные зарубежные вертолеты. — Технический отчет, 1978.
- Современные зарубежные вертолеты. — Технический отчет, 1981.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
1. Назначение, общая характеристика и основные данные	3
2. Основные характеристики силовой установки	8
2.1. Основные данные двигателя	9
2.2. Высотно-скоростные характеристики	10
3. Аэродинамические и летно-технические характеристики	13
4. Вооружение вертолета	18
4.1. Средства поражения, варианты и способы применения	23
4.2. Прицельно-навигационная система	24
4.3. Система управления вооружением	25
5. Средства радиоэлектронной борьбы	26
5.1. Станции активных помех	27
5.2. Устройство выброса средств РЭБ	28
5.3. Средства непосредственной радиоэлектронной разведки	33
5.4. Меры по снижению заметности вертолета	36
6. Оборудование вертолета	38
6.1. Состав оборудования	33
6.2. Система автоматического управления и приборное оборудование	36
6.3. Радиоэлектронное оборудование	38
6.4. Система электроснабжения	38
7. Эксплуатационные характеристики вертолета	38
Список использованной литературы	38