DCS DIGITAL COMBAT SIMULATOR

UH-1H HUEY

1.2.5

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

FLIGHT MANUAL

Bell Helicopter
A Textron Company
OFFICIAL LICENSED PRODUCT
68-7213-35445

BST

THE FIGHTER COLLECTION

Eagle Dynamics

Эмблемы, логотипы, Bell, UH-1H Huey, конструкция вертолета являются интеллектуальной собственностью Textron Innovations Inc. и используются под лицензионным соглашением со Sky Jet International LLC ©

Содержание

1. ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ. 7

2. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА. 9

2.2. Основные характеристики вертолета UH-1H. 9
2.2.1. Тактико-технические характеристики. 10
2.3. Общий вид. 11
2.4. Двигатель и его системы. 2
2.4.1. Описание двигателя. 2
2.4.2. Топливная система двигателя. 2
2.4.3. Масляная система двигателя. 2
2.4.4. Тумблер «GOV RPM». 2
2.4.5. Корректор оборотов свободной турбины. 2
2.4.6. Приборы контроля работы двигателя. 2
2.5. Трансмиссия. 3
2.6. Компоновка кабины экипажа вертолета UH-1H. 2

ЗАМЕТКИ 2

3. АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТА. 4

3.1. Силы, действующие на вертолет. 4
3.2. Управление вертолетом. 5
3.3. Скорость. 6
3.4. Реактивный момент несущего винта. 6
3.5. Хвостовой винт. 6
3.6. Прецессия гироскопа. 7
3.7. Асимметрия подъемной силы. 8
3.8. Срыв потока с лопастей винта. 9
3.9. Вихревое кольцо. 10
3.10. Висение. 11
3.11. Эффект земли. 12
3.12. Косая обдувка. 13
3.13. Режим самовращения несущего винта – авторотация. 13
3.14. Выводы. 3

4. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ. 5

4.1. Система управления циклическим шагом. 5
4.2. Управление общим шагом. 3
4.3. Управление хвостовым винтом. 2
4.4. Система триммирования. 3

5. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ. 5

5.1. Приборная доска. 6
5.1.1. Система сигнализации отказов и неисправностей «Master Caution». 8
5.1.2. Система сигнализации опасного диапазона оборотов (4, Рис. 5.1.). 9
5.1.3. Система предупреждения о пожаре (5,6, Рис. 5.1.). 10
5.1.4. Указатель воздушной скорости (8, Рис. 5.1.). 10
5.1.5. Авиагоризонт (9,12, Рис. 5.1.). 10

5.1.6. Двухстрелочный тахометр (10, Рис. 5.1.). 11
5.1.7. Высотомер AAU-31/A (11, Рис. 5.1.). 12
A. ОПИСАНИЕ. 12
B. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА. 12
C. ОТКАЗ ВЫСОТОМЕРА. 13
5.1.8. Указатель радиокомпаса ID-250/ARN (13, Рис. 5.1.). 13
5.1.9. Указатель радиокомпаса ID-998/ASN (41, Рис. 5.1.). 13
A. ОПИСАНИЕ. 13
B. ПОДГОТОВКА К РАБОТЕ. 13
5.1.10. Высотомер AAU-32/A (14, Рис. 5.1.). 14
A. ОПИСАНИЕ. 14
B. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА. 15
C. ОТКАЗ ВЫСОТОМЕРА. 15
5.1.11. Вариометр (15, 42, Рис. 5.1.). 16
5.1.12. Указатель давления топлива (17, Рис. 5.1.). 16
5.1.13. Переключатель «OFF - CODE HOLD» (18, Рис. 5.1.). 16
5.1.14. Табло «IFF MODE 4» (19, Рис. 5.1.). 16
5.1.15. Указатель давления масла в главном редукторе (20, Рис. 5.1.). 17
5.1.16. Амперметры постоянного тока (Основной и Аварийный) (21, 22, Рис. 5.1.). 17
5.1.17. Указатель давления масла двигателя (23, Рис. 5.1.). 17
5.1.18. Вольтметр переменного тока (24, Рис. 5.1.). 18
5.1.19. Переключатель режима работы гирокомпаса «MAG/DG» (ГМК/ГПК) (25, Рис. 5.1.). 18
5.1.20. Вольтметр постоянного тока (26, Рис. 5.1.). 18
5.1.21. Указатель температуры масла главного редуктора (27, Рис. 5.1.). 19
5.1.22. Указатель температуры масла двигателя (28, Рис. 5.1.). 19
5.1.23. Топливомер (29, Рис. 5.1.). 19
5.1.24. Измеритель температуры выходящих газов (30, Рис. 5.1.). 20
5.1.25. Указатель оборотов газогенератора (31, Рис. 5.1.). 20
5.1.26. Указатель поворота и скольжения (32, Рис. 5.1.). 21
5.1.27. Индикатор крутящего момента (33, Рис. 5.1.). 21
5.1.28. Регулятор громкости приводного радиомаяка (34, Рис. 5.1.). 21
5.1.29. Переключатель чувствительности приемника (35, Рис. 5.1.). 21
5.1.30. Табло «CARGO RELEASE ARMED» (36, Рис. 5.1.). 22
5.1.31. Часы (37, Рис. 5.1.). 22
5.1.32. Табло пролета приводного радиомаяка (38, Рис. 5.1.). 22
5.1.33. Указатель курса ID-1347/ARN-82 (39, Рис. 5.1.). 22
5.1.34. Аварийный магнитный компас (40, Рис. 5.1.). 23
5.1.36. Система обнаружения радиоизлучения AN/APR-39 (44). ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО. 25
5.2. СРЕДНИЙ ПУЛЬТ. 25
5.2.1. Панель вспомогательных систем. 25
5.2.2. Панель системы сигнализации отказов и неисправностей. 26
5.2.3. Панель управления двигателем. 27
5.2.4. Панель системы отстрела ложных целей XM130. ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО. 28
5.3. ВЕРХНИЙ ПУЛЬТ. 28
5.3.1. Панель «DOME LT / PITOT». 28
5.3.2. Панель «EXT LTS». 28
5.3.3. Панель «MISC». 29
5.3.4. Панель «NVG POSITION LTS». 29
5.3.5. Панель «INST LTG». 29
5.3.6. Панель «AC POWER». 29
5.3.7. Панель «DC POWER». 29

ЗАМЕТКИ 30

6. СИСТЕМЫ ВЕРТОЛЕТА. 32
6.1. Топливная система. 32
6.1.1. Управление и контроль топливной системы. 33
6.1.2. Дополнительная топливная система (Не реализована в DCS: UH-1H). 34
6.2. Электрическая система. 35
6.2.1. Распределительная сеть постоянного и переменного тока. 38
6.2.2. Сеть постоянного тока. 38
6.2.3. Управление и контроль сети постоянного тока. 38
6.2.4. Сеть переменного тока. 39
6.2.5. Управление и контроль сети переменного тока. 39
6.3. Гидравлическая система. 40
6.4. Противообледенительная система. 41
6.5. Игровой автопилот. 41
ЗАМЕТКИ 44
7. РАДИОСВЯЗНОЕ И РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ. 46
7.1. Радиосвязное оборудование. 46
7.1.1. Абонентский щиток C-1611/AIC. 46
A. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА. 47
7.1.2. Радиостанция УКВ дециметрового диапазона AN/ARC-51BX. 47
A. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА. 48
B. АВАРИЙНАЯ РАБОТА. 48
7.1.3. Радиостанция УКВ метрового диапазона AN/ARC-134. 48
A. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА. 49
B. АВАРИЙНАЯ РАБОТА. 49
7.1.4. Радиостанция УКВ AN/ARC-131. 49
A. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА. 50
7.1.5. Ответчик системы госопознавания и УВД AN/APX-72 (Не реализован). 51
7.2. Радионавигационное оборудование. 53
7.2.1. Навигационная радиостанция УКВ AN/ARN-82. 53
A. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА. 53
7.2.2. Автоматический радиокомпас AN/ARN-83. 54
A. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА. 55
8. СИСТЕМЫ ВООРУЖЕНИЯ. 57
8.1. Комплекс M23. 57
8.1.1. Описание комплекса M23. 57
8.1.2. Применение комплекса M23. 57
8.2. Описание комплекса M21. 57
8.2.1. Скорострельный автоматический пулемет M134 калибра 7.62 мм. 58
8.2.2. Неуправляемые ракеты (FFAR) калибра 2.75 дюйма. 59
8.2.3. Характеристики комплекса M21. 60
8.2.4. Управление комплексом M21. 61
8.2.5. Коллиматорный прицел XM60/XM60E1. 62
8.3. Применение комплекса M21. 62
8.3.1. Стрельба из пулеметов M134. 62
8.3.2. Стрельба неуправляемыми авиационными ракетами. 65
8.3.3. Аварийный сброс ракетного вооружения. 66
9. КАРТЫ КОНТРОЛЬНЫХ ПРОВЕРОК И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА. 68
9.1. Запуск двигателя. 68
9.1.1. Карта «Перед запуском». 68
9.1.2. Карта «Запуск двигателя». 68

9.1.3. Карта «Опробование двигателя». 69
9.2. Взлет и висение. 70
9.2.1. Карта «Перед взлетом». 70
9.2.2. Вертикальный отрыв и висение. 70
9.2.3. Развороты на висении. 72

РИСУНОК ГЛАВЫ 1

СТРАНИЦА ПУСТАЯ

1. ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ.

Раздел находится в стадии написания.

В нашей игре Вы можете выполнять различные задачи, для которых предназначен вертолет UH-1H.

РИСУНОК ГЛАВЫ 2

СТРАНИЦА ПУСТАЯ

2. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА.

Вертолет UH-1H «HUEY» построен по одновинтовой схеме с хвостовым винтом. Основные задачи вертолета – перевозка снабжения и личного состава боевых подразделений. Второстепенные задачи – патрулирование, наблюдение, штурмовые операции, управление боевыми подразделениями, ведение радиосвязи, радиотрансляций в дневных и ночных условиях, в простых и сложных метеоусловиях.
В этом модуле вертолет может использоваться для выполнения следующих задач:

a) Транспортные – доставка десанта и/или снабжения. Возможна перевозка до 11 человек.

b) Штурмовые операции – применение систем вооружения (см. главу 8).

Вертолет может использоваться как с аэродромов, так и с подготовленных площадок передового базирования.
Экипаж вертолета состоит из командира (на правом кресле), второго летчика (на левом кресле) и одного или двух пулеметчиков.

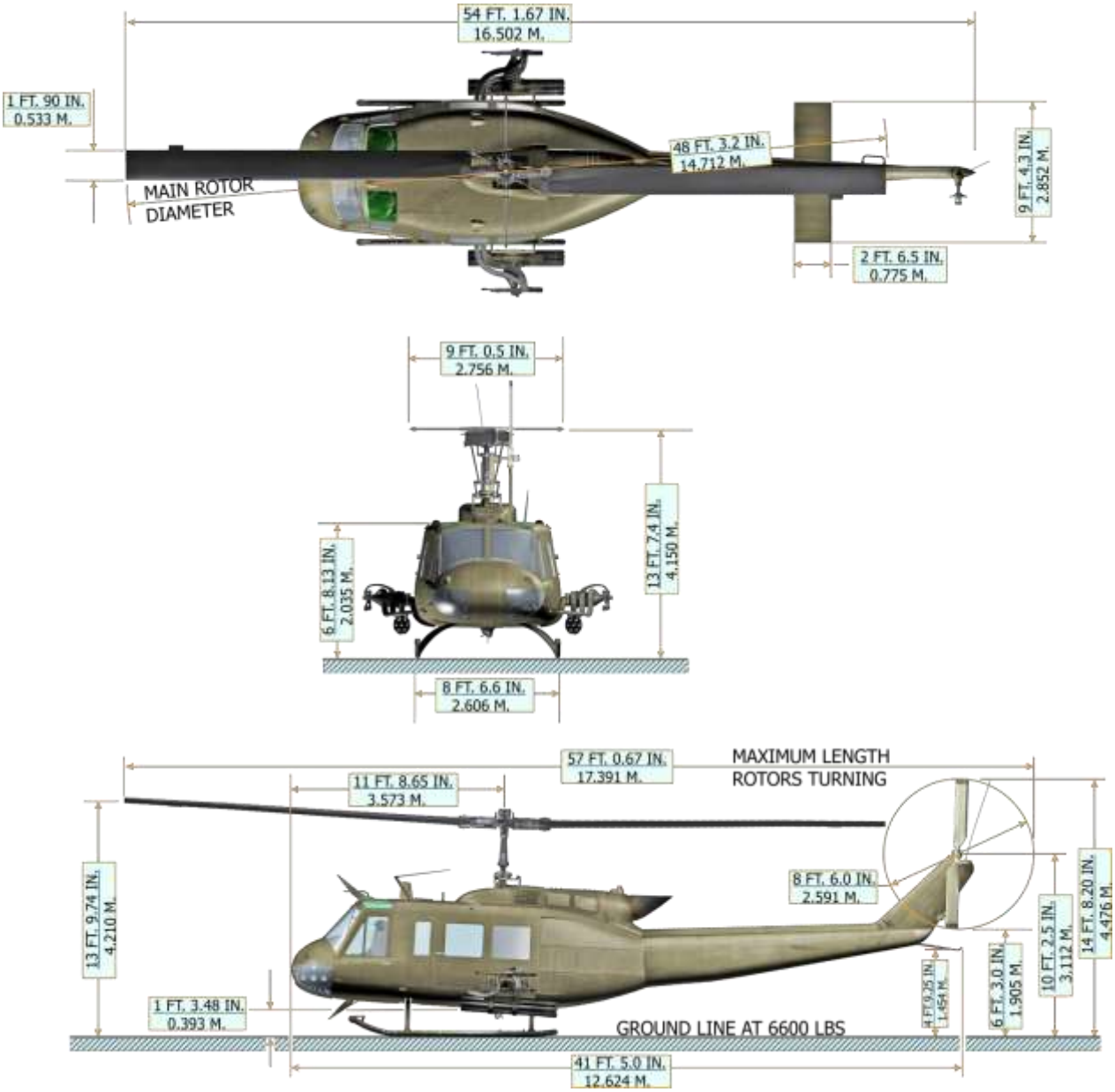


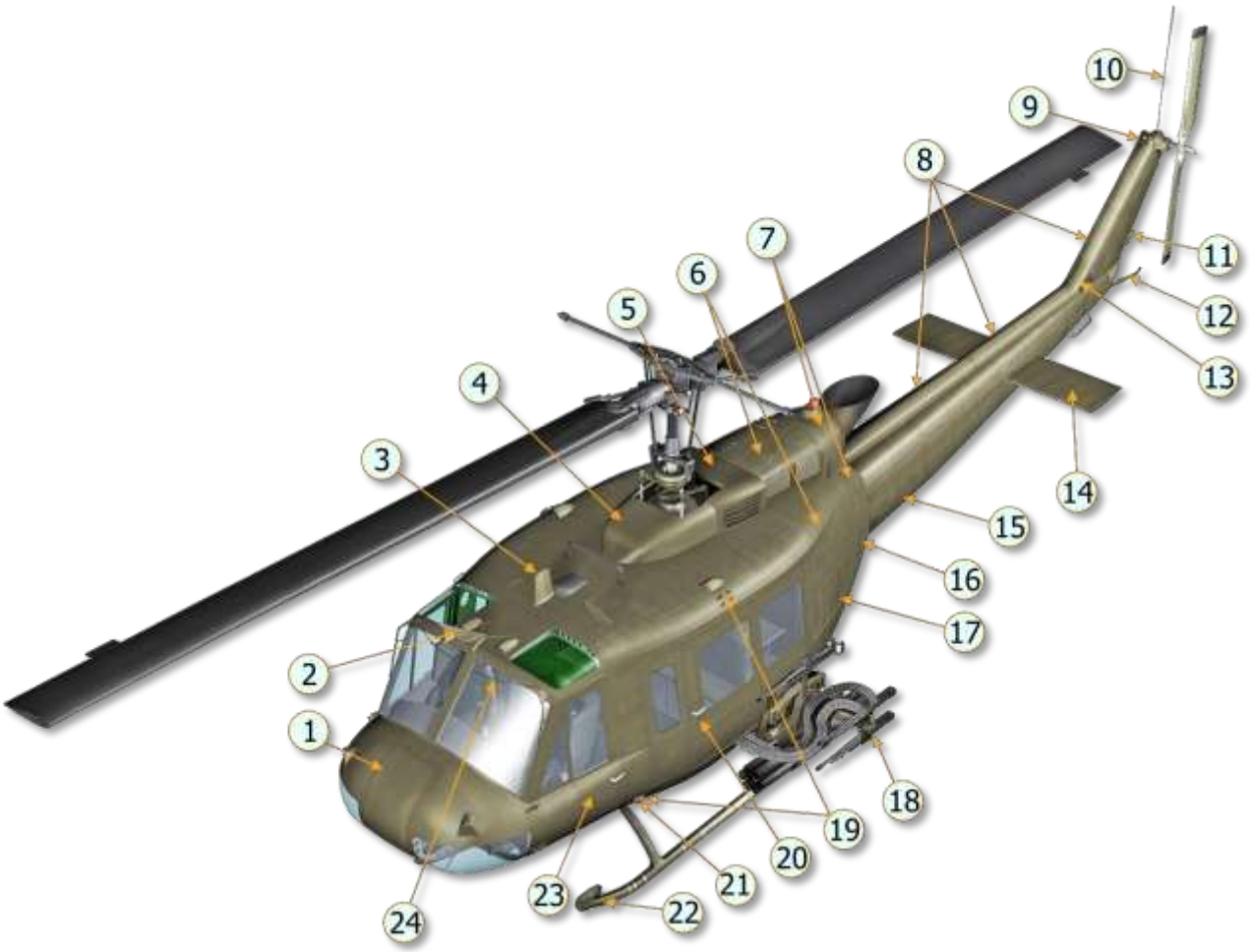
Рис. 2.1. Геометрические размеры вертолета UH-1H.

2.2. Основные характеристики вертолета UH-1H.

2.2.1. Тактико-технические характеристики.

A. Вертолет	**Ед. изм.**	**UH-1H**
B. Экипаж	Чел.	2
C. Эксплуатационные данные		
(1) Максимальный взлетный вес	фунт / кг	9500 / 4309
(2) Пустой вес	фунт / кг	5914 / 2683
(3) Полезная нагрузка	фунт / кг	4368 / 1981
(4) Стандартная нагрузка	фунт / кг	2900 / 1315
(5) Емкость внутренних баков /доп. баков	фунт/гал; кг/л/	1358/209; 633/791
(6) Расход топлива	фунт/гал/ч; кг/л/ч	550/84; 250/318
(7) Скорость горизонтального полета	узлы / км/ч	90–120 / 160–220
(8) Максимальное время полета (исключая 30 минут полета на АНЗ)	hrs+min	2+15
(9) Тип топлива	Бензин	JP 4/5
D. Пассажировместимость		
(1) Количество мест	Человек	11
(2) Общее количество, включая экипаж	Человек	13
(3) Раненых на носилках и сидячих.	Человек	13
E. Груз на внешней подвеске		6
(1) Максимальная грузоподъемность	фунт / кг	4.000 / 1814
(2) Грузоподъемность лебедки	фунт / кг	300 / 136
F. Геометрические размеры		
(1) Длина — фюзеляж	фт-дюйм / м	40'7" / 12,38
(2) Длина — лопасти разложены	фт-дюйм / м	57'1" / 17,41
(3) Длина — лопасти сложены	фт-дюйм / м	Нет данных
(4) Ширина — лопасти сложены	фт-дюйм / м	8'7" / 2,62
(5) Ширина — по салазкам	фт-дюйм / м	8'7" / 2,62
(6) Высота — максимальная	фт-дюйм / м	14'6" / 4,42
(7) Диаметр несущего винта	фт-дюйм / м	48'3" / 14,71
(8) Диаметр хвостового винта	фт-дюйм / м	8'6" / 2,59
(9) Размах крыльев	фт-дюйм / м	Нет данных
G. Боковая дверь		
(1) Ширина x высота	фт-дюйм / м	74"x48"/ 1,88x1,22
(2) Расположение	сторона	Слева и справа
H. Грузопассажирский отсек		
(1) Высота пола над землей	дюйм / метр	24 / 0,61
(2) Полезная длина	дюйм / метр	92 / 2,34
(3) Ширина пола	дюйм / метр	96 / 2,44
(4) Высота (без препятствий)	дюйм / метр	49 / 1,24
(5) Максимальный объем	$фт^3$ / $м^3$	220 / 6,24
I. Вооружение	Комплекс M21	M134+M158 (M159)*2
	Комплекс M23	M60*2

2.3. Общий вид.



1. Передний отсек радиооборудования, аккумуляторной батареи.
2. Верхний резак проводов (WSPS).
3. Антенна VHF/UHF.
4. Обтекатель трансмиссии.
5. Обтекатель воздухозаборника двигателя.
6. Капот двигателя.
7. Обтекатель выходного устройства.
8. Обтекатели приводных валов.
9. 90-градусный редуктор.
10. Антенна №1 FM связи.
11. Ночной строевой огонь.
12. Хвостовая опора.
13. 42-градусный редуктор.
14. Совмещенный руль высоты.
15. Хвостовая балка.
16. Задний отсек электрооборудования.
17. Задний отсек радиооборудования.
18. Комплекс M21
19. Ночной строевой огонь.
20. Сдвижная дверь грузопассажирского отсека.
21. БАНО (Красный).
22. Салазки.
23. Дверь правого летчика.
24. Дефлектор проводов (WSPS Система защиты от электропроводов).

Рис. 2.2. Общий вид вертолета (спереди-слева-сверху).

1. Направленная навигационная VHF антенна.
2. Совмещенный руль высоты.
3. Проблесковый огонь.
4. Направленная антенна АРК AN/ARN-83.
5. Рамочная антенна АРК AN/ARN-83.
6. БАНО (Белый).
7. БАНО (Красный).
8. Антенна №2 FM связи.
9. Антенна VHF/UHF.
10. ПВД.
11. Дверь левого летчика.
12. Комплекс вооружения M21.
13. БАНО (Зеленый).
14. Отсек обогревателя.
15. Отсек вентилятора маслорадиаторов.
16. Стабилизатор поперечной устойчивости.

Рис. 2.3. Общий вид вертолета (спереди-справа-сверху).

1. Передняя антенна системы предупреждения об облучении.
2. Антенна №2 FM связи.
3. Выхлопное устройство.
4. Задняя антенна системы предупреждения об облучении.
5. Антенны радиовысотомера AN/APN-209 (опционально).
6. Выхлопное устройство маслорадиаторов.
7. Лючок подключения наземного электропитания.
8. Устройство подвески внешних грузов.
9. Нижний резак электропроводов (WSPS).
10. Ночной строевой огонь.

Рис. 2.4. Общий вид вертолета (сзади-слева-снизу).

2.4. Двигатель и его системы.

2.4.1. Описание двигателя.

На вертолете установлен один турбовальный двигатель (ТВаД) Textron Lycoming T53-L- 13B с мощностью 1100кВ/1400 л.с.

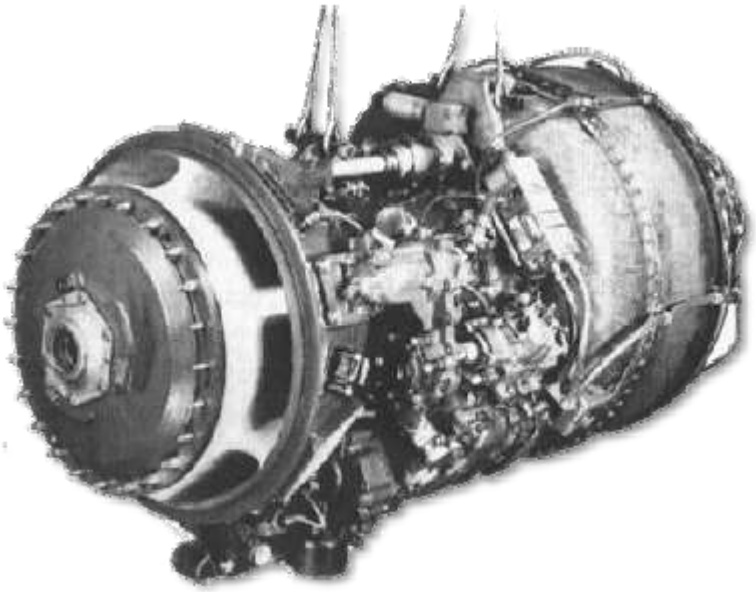
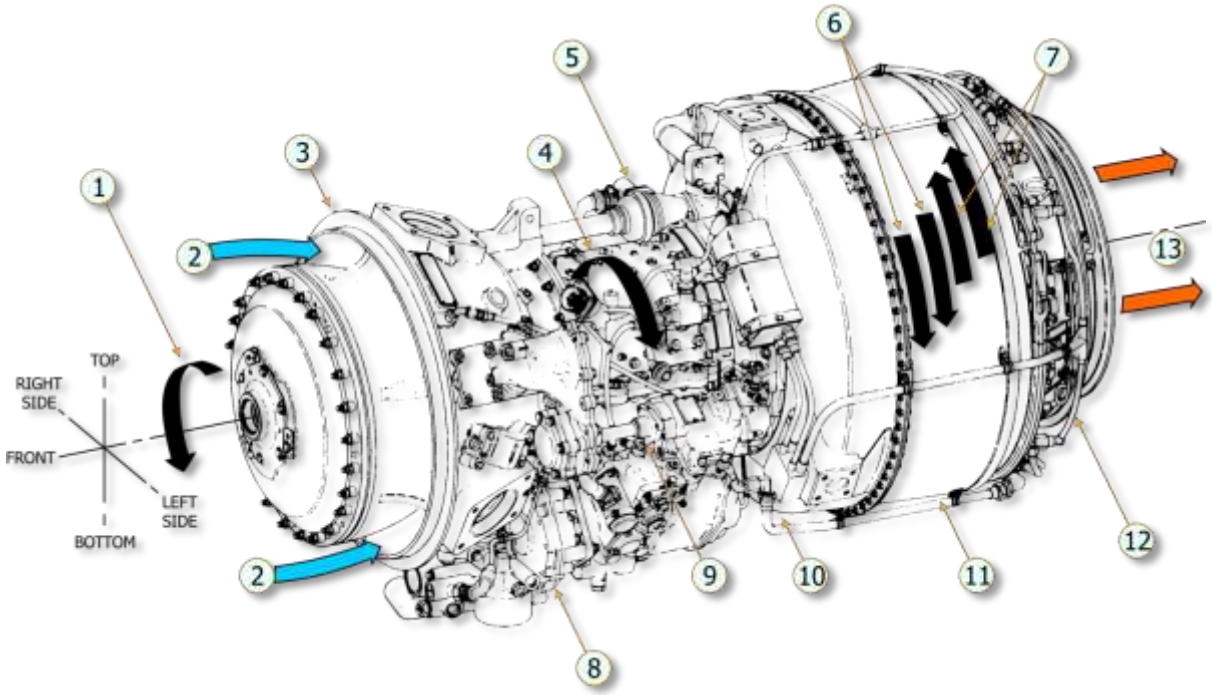


Рис. 2.5. ТВаД T53-L-13B.



1. Направление вращения выходного редуктора.
2. Входящий воздух.
3. Воздухозаборник двигателя.
4. Направление вращения компрессора.
5. Клапан отбора воздуха.
6. Направление вращения турбины двигателя.
7. Направление вращения свободной турбины.
8. Коробка приводов агрегатов.
9. Компрессор двигателя.
10. Диффузор.
11. Камера сгорания.
12. Выходное сопло.
13. Направление выходящих газов.

Рис. 2.6. Схема ТВаД T53-L-13B.

Рис. 2.7. Разрез ТВаД T53-L-13B.

Характеристики ТВаД Lycoming T53-L-13B.

Мощность, л.с.	1400
Расход воздуха (фунт/сек кг/сек).	13 / 6
Степень сжатия	7,2:1 при 25,600 об/мин
Удельный расход топлива (фунт/л.с./час кг/л.с./час)	0.58 0,263
Камера: осевая, обратная, топливных форсунок	22
Габариты, дюйм / мм	
Диаметр	22.99 / 584
Длина	47.6 / 1209
Масса (фунт / кг)	549 / 249
Номинальные обороты свободной турбины, мин$^{-1}$.	22000
Номинальные обороты выходного вала, мин$^{-1}$.	6600
Номинальный крутящий момент	1,200 фунт/фут при 6,640 мин$^{-1}$
Максимальный крутящий момент	1,700 фунт/фут при 1,800 мин$^{-1}$
Температура газов перед турбиной, °C	938
Компрессор	
Осевой	5 ступеней
Центробежный	1 ступень

2.4.2. Топливная система двигателя.

Топливная система предназначена для обеспечения питания двигателя топливом и регулирования режимов работы двигателя путем изменения подачи топлива в камеру сгорания.

A. Агрегаты топливной системы двигателя.

Основным агрегатом топливной системы является насос-регулятор, установленный на коробке приводов. Насос-регулятор можно условно разделить на следующие узлы.

(1) Качающий узел (#4 на *Рис. 2.8.*) обеспечивает подачу топлива к форсункам двигателя через основной дозирующий клапан, или, в случае неисправности, через аварийный клапан, регулируемый поворотной рукояткой «Газ».

(2) Дозирующий узел (#4 на *Рис. 2.8.*) регулирует количество топлива по заданному закону при запуске и разгоне двигателя от режима минимальных

оборотов и промежуточных режимов до максимального режима, в зависимости от температуры и давления воздуха на входе в двигатель, степени сжатия воздуха в компрессоре и положения поворотной рукоятки «Газ». Управляет системой отбора воздуха от двигателя и углом установки входного направляющего аппарата (ВНА – поворотные статорные лопатки первой ступени компрессора).

(3) Регулирующий узел (#3 на *Рис. 2.8.*) обеспечивает поддержание заданного числа оборотов свободной турбины.

1. *Корректор оборотов.*
2. *Привод регулятора оборотов.*
3. *Ограничитель оборотов.*
4. *Насос-регулятор.*

Рис. 2.8. Агрегаты топливной системы двигателя.

B. Система управления двигателем.

При положении поворотных рукояток коррекции «Газ» на ручках РОШ полностью от себя (режим «МАКСИМАЛ»), ограничитель оборотов автоматически поддерживает

постоянные обороты двигателя. Вращение рукояток к себе, отключает автоматическое управление оборотами и уменьшает режим работы двигателя.

Поворот рукоятки к себе до упора переводит двигатель на режим «Малый Газ». Для выключения двигателя необходимо рукоятку довернуть на себя через защелку «СТОП».
На рукоятке установлена механическая блокировка защелки «СТОП», для предотвращения непреднамеренного выключения двигателя. Для того чтобы рукоятка прошла защелку, необходимо нажатием на кнопку «IDLE REL» убрать механическую блокировку и полностью повернуть рукоятку. (Данный механизм не реализован в **DCS: UH-1H**).

Рис. 2.9. HP. Режим «Максимал».

Рис. 2.10. HP. Режим «Малый Газ».

Рис. 2.11. HP. Упор «СТОП».

C. Переключатель «GOV».

Расположен на панели управления **«ENGINE»**. В положении **«AUTO»** ограничитель оборотов автоматически поддерживает постоянные обороты двигателя, при полностью открытом положении рукоятки «Газ». В положении **«EMER»** подача топлива в двигатель регулируется вручную, вращением поворотной рукоятки «Газ» на РОШ без функции автоматического контроля. В этом случае, без автоматического контроля работы двигателя на переходных режимах, любые изменения режима работы двигателя должны быть плавными, для предотвращения поломки двигателя из-за помпажа компрессора, забросов температуры и оборотов.

Примечание. При положении переключателя «GOV» в позиции «EMER» на режиме «МАКСИМАЛ», обороты несущего винта могут превысить предельные.

2.4.3. Масляная система двигателя.

Масляная система двигателя выполнена по открытой замкнутой схеме с принудительной циркуляцией масла под давлением.
Маслосистема состоит из: маслобака, суфлерного бачка, воздушно-масляного радиатора, масляного насоса двигателя, трубопроводов двигателя и магистральных трубопроводов, установленных на вертолете, а также приборов контроля осстояния.
Система суфлирования двигателя предназначена для обеспечения работы масляных уплотнений и воздушно-масляных лабиринтов с целью устранения выброса масла через уплотнения, а также для отделения воздуха от масла, откачиваемого из опор двигателя. Система состоит из суфлирующих каналов, трубопроводов и приводного центробежного суфлера.
Приборы контроля маслосистемы состоят из датчика и указателя давления масла, датчика минимального давления и сигнального табло на панели системы отказов и мерных стекол уровня масла в баке.

2.4.4. Тумблер «GOV RPM».

Размещены на коммутационных коробках, расположенных на РОШ обоих летчиков (*Рис. 4.6.*). Трехпозиционный нажимной тумблер должен удерживаться в нажатом состоянии в позиции **«INCR»** для увеличения оборотов свободной турбины или в позиции **«DECR»** для уменьшения оборотов свободной турбины. Тумблер дает сигнал на перемещение штока исполнительного механизма, механически соединенного с насосом-регулятором. Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС **«GOV CONT»**.

2.4.5. Корректор оборотов свободной турбины.

При резком увеличении нагрузки на несущий винт (например резкое увеличение общего шага) происходит падение оборотов свободной турбины. Для поддержания постоянных оборотов свободной турбины при изменении отбираемой мощности от двигателя, в систему управления добавлена прямая механическая связь между РОШ и поводком насоса-регулятора, которая воздействует на дозирующий клапан насоса-регулятора и дополнительно регулирует подачу топлива, корректируя тем самым обороты двигателя и, как следствие, обороты свободной турбины.
Это неотъемлемая характеристика конструкции насоса-регулятора. Без такой коррекции оборотов, этот колебательный процесс приведет к забросу оборотов двигателя, забросу температуры, срыву пламени в камере сгорания, к выходу из строя узла свободной турбины.
Корректор отрегулирован на поддержание оборотов свободной турбины 6600 об/мин.

2.4.6. Приборы контроля работы двигателя.

Приборы контроля работы двигателя расположены на приборной доске и среднем пульте.

a) Индикатор крутящего момента. Установлен на центральной части приборной доски и обозначен **«TORQUE».**
b) Указатель температуры выходящих газов**.** Установлен на центральной части приборной доски и обозначен **«EXHAUST».**
c) Двухстрелочный тахометр. Установлен на правой стороне центральной части приборной доски и показывает обороты свободной турбины и несущего винта.
d) Указатель оборотов газогенератора. Установлен на правой стороне центральной части приборной доски обозначен **«GAS PRODUCER»** и показывает количество оборотов газогенератора в процентах от его максимальных оборотов.

e) Указатель температуры масла двигателя. Установлен на центральной части приборной доски и обозначен **«ENGINE OIL».**
f) Указатель давления масла двигателя. Установлен на центральной части приборной доски обозначен **«OIL PRESS»**.
g) Табло **«ENGINE OIL PRESS»** выполнено в виде сегмента на панели системы сигнализации отказов и неисправностей, расположенной на правой части среднего пульта (*Рис .5.2.*). Табло получает сигнал от датчика низкого давления. При падении давления в маслосистеме ниже 25 PSI, контакты в датчике замыкаются и электрический сигнал поступает на табло. Сегмент панели загорается, информируя экипаж о неисправности. Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС **«CAUTION LIGHTS»**.
h) Табло **«ENGINE CHIP DET»** срабатывает при наличии металлической стружки на магните сигнализатора, достаточного для замыкания электрической цепи. Цепь срабатывает и электрический сигнал поступает на табло. Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС **«CAUTION LIGHTS»**. На вертолетах, оборудованных системой ODDS (Oil Debris Detection System – системой обнаружения стружки в масле), сигнализатор стружки, соединенный с табло, является частью внешней системы очистки масла.
i) Табло **«ENGINE ICE DET»**. Система обнаружения обледенения двигателя не подключена.
j) Табло **«ENGINE ICING»**. Система обнаружения обледенения двигателя не подключена.
k) Табло **«ENGINE INLET AIR»** срабатывает при загрязнении воздушного фильтра воздухозаборника двигателя. Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС **«CAUTION LIGHTS»** (Не реализовано в **DCS: UH-1H**).
l) Отказ топливного насоса приведет к падению давления топлива, замыканию электрической цепи и срабатыванию соответствующего табло. Система запитана от шины основных потребителей 28 В постоянного тока через АЗС **«CAUTION LIGHTS»**. Табло срабатывает и при исправных насосах, до достижения рабочего уровня давления топлива, что не является сигналом отказа насосов.
m) Табло **«GOV EMER»** срабатывает при переключении переключателя **«GOV»** в позицию **«EMER»** и служит напоминанием экипажу об аварийном режиме работы ограничителя оборотов. Система запитана от шины основных потребителей 28 В постоянного тока через АЗС **«CAUTION LIGHTS»**.
n) Табло **«FUEL FILTER»** расположено либо на панели системы сигнализации отказов и неисправностей, либо выполнено в виде отдельного табло на приборной доске. Датчик перепада давления установлен на топливном фильтре. При засорении топливного фильтра, растет перепад давления на входе и выходе. Контакты датчика замыкаются и электрический сигнал поступает на табло, информируя экипаж о засорении фильтра. При дальнейшем росте перепада давления открывается перепускной клапан и топливо продолжает поступать, минуя фильтр. Система запитана от шины основных потребителей 28 В постоянного тока через АЗС **«CAUTION LIGHTS»** (Не реализовано в **DCS: UH-1H**).

2.5. Трансмиссия.

Трансмиссия вертолета предназначена для изменения числа оборотов и передачи крутящего момента от газотурбинного двигателя к несущему винту, хвостовому винту и агрегатам систем, таким как генератор постоянного тока, гидравлический насос. Состоит из главного вала, главного редуктора, включающего входной и выходной валы, группы валов и двух редукторов, приводящих в движение хвостовой винт.

A. Главный редуктор.

Главный редуктор установлен перед двигателем и соединен с валом свободной турбины со стороны воздухозаборника двигателя главным валом. Обгонная муфта, установленная на главном редукторе, позволяет быстро отключать передачу крутящего момента от двигателя, в случае его отказа. Это обеспечивает рассоединение двигателя и редуктора и позволяет выполнить безопасную посадку на режиме самовращения несущего винта. На главном редукторе установлены тахогенератор, насос гидравлической системы, и основной генератор постоянного тока. Масляная система главного редуктора выполнена по открытой замкнутой схеме с принудительной циркуляцией масла под давлением. Маслосистемы двигателя и редуктора раздельные. Масло охлаждается при помощи маслорадиатора, установленного рядом с маслорадиатором двигательной системы и обдуваемого вентилятором. В системе установлен перепускной клапан, позволяющий маслу обходить маслорадиатор до достижения рабочего диапазона температуры. В маслосистеме установлены внутренний и внешний фильтры. На вертолетах с установленной системой обнаружения стружки (ODDS) обычный внутренний фильтр заменяется на фильтр-сигнализатор. Оба фильтра оснащены перепускными клапанами, срабатывающими в случае засорения фильтроэлементов.
Номинальное число оборотов: несущий винт: 324 об/мин.; хвостовой винт 1782 об/мин.

B. Редукторы хвостового винта.

Промежуточный редуктор 42° расположен в основании концевой балки. Обеспечивает изменение направления валов привода хвостового винта на 42°, в соответствии с геометрией хвостовой балки. В редукторе применяется барботажная смазка.
На редукторе установлены мерное стекло контроля уровня масла, крышка линии заправки, магнитная пробка.

Хвостовой редуктор 90° расположен на верху концевой балки.
Обеспечивает поворот на 90 градусов и уменьшения числа оборотов приводного вала хвостового винта. В редукторе применяется барботажная смазка.
На редукторе установлены мерное стекло контроля уровня масла, заправочная крышка, магнитная пробка. Суфлирование осуществляется через вентилируемую заправочную крышку.

C. Валы приводов.

Главный вал соединяет выходной вал двигателя с главным редуктором.
Вал хвостового винта состоит из шести приводных валов и четырех опорных подшипников. *Рис. 2.12. Схема трансмиссии.*

D. Приборы контроля работы трансмиссии.

a) Указатель давления масла в главном редукторе расположен на центральной части приборной доски и обозначен **«TRANS OIL»**. Показывает давление масла в главном редукторе в PSI. Указатель запитан от шины 28В переменного тока через АЗС **«XMSN»** на панели АЗС потребителей переменного тока.

b) Табло **«XMSN OIL PRESS»** выполнено в виде сегмента на панели системы сигнализации отказов и неисправностей, расположенной на правой части среднего пульта (*Рис. 5.2.*). Табло получает сигнал от датчика низкого давления. При падении давления в маслосистеме ниже 30 PSI, контакты в датчике замыкаются и электрический сигнал поступает на табло. Сегмент панели загорается, информируя экипаж о неисправности. Система запитана от шины основных потребителей 28 В постоянного тока через АЗС **«CAUTION LIGHTS»**.

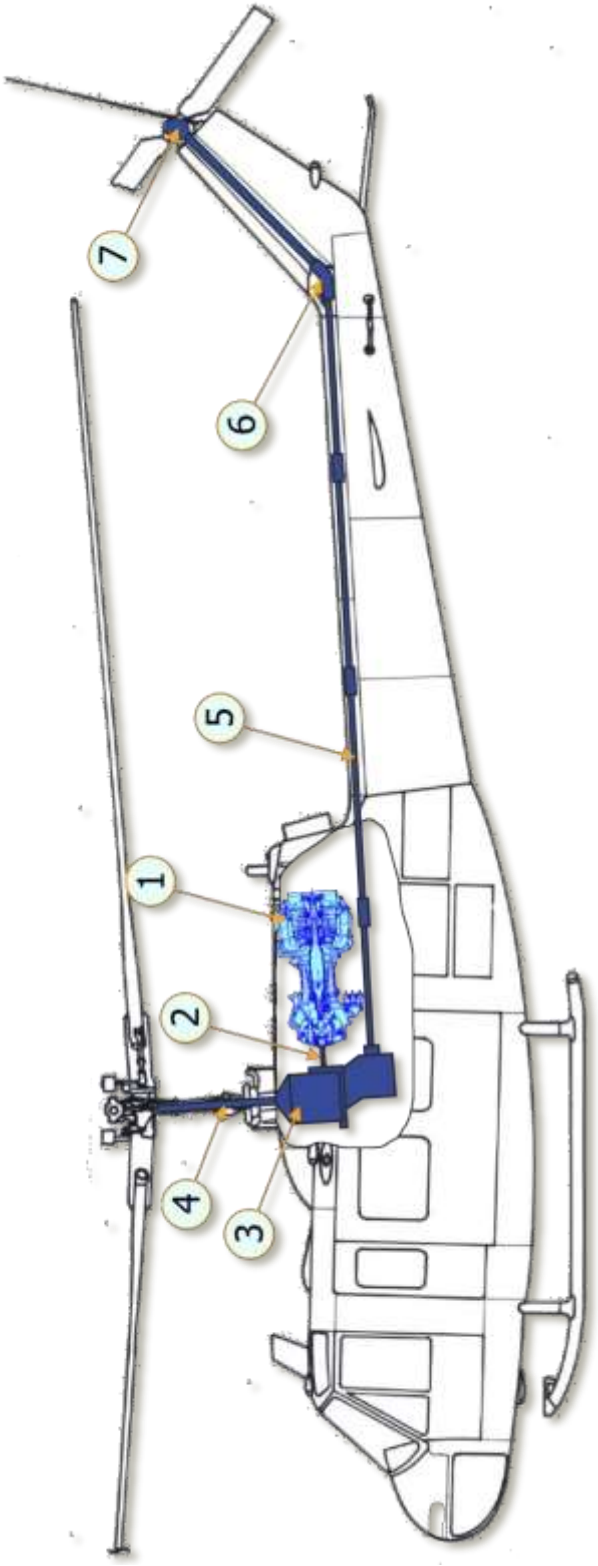
c) Указатель температуры масла главного редуктора установлен на центральной части приборной доски и обозначен **«TRANS OIL»**. Предназначен для измерения температуры масла в главном редукторе в градусах Цельсия. Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС **«TEMP IND ENG&XMSN»**, на панели АЗС потребителей постоянного тока.

d) Табло **«XMSN OIL HOT»** выполнено в виде сегмента на панели системы сигнализации отказов и неисправностей, расположенной на правой части среднего пульта (*Рис. 5.2.*). Табло срабатывает при температуре масла главного редуктора выше 110°C (230°F). Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС **«CAUTION LIGHTS»**, на панели АЗС потребителей постоянного тока.

e) Сигнализаторы стружки в масле в редукторах (главном и хвостового винта):

(1) Табло **«CHIP DETECTOR»** выполнено в виде сегмента на панели системы сигнализации отказов и неисправностей, расположенной на правой части среднего пульта (*Рис. 5.2.*). Сигнализаторы стружки в масле установлены в картере главного редуктора и редукторах хвостового винта. На вертолетах, оснащенных системой ODDS (Oil Debris Detection System – системой обнаружения стружки в масле) сигнализаторы объединены в систему контроля. Табло срабатывает при наличии металлической стружки на магните сигнализатора, достаточного для замыкания электрической цепи. Цепь срабатывает и электрический сигнал поступает на табло. Для осмотра магнитных пробок в конструкции предусмотрены подпружиненные клапана, предотвращающие вытекание масла при их демонтаже. Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС **«CAUTION LIGHTS»**.

(2) Тумблер **«CHIP DETECTOR»** установлен на панели вспомогательных систем **«MISC»**. Трехпозиционный тумблер подпружинен в центральном положении **«BOTH».** В положениях **«XMSN»** и **«TAIL ROTOR»** определяется источник сигнала стружки в масле. Табло **«CHIP DETECTOR»** погаснет при переводе тумблера в исправную зону.



1. Двигатель.
2. Главный вал (6600 об/мин).
3. Главный редуктор.
4. Колонка несущего винта (324 об/мин).
5. Валы хвостового винта.
6. Промежуточный редуктор (42).
7. Редуктор хвостового винта (90, 1782 об/мин).

Рис. 2.12. Трансмиссия вертолета.

2.6. Компоновка кабины экипажа вертолета UH-1H.

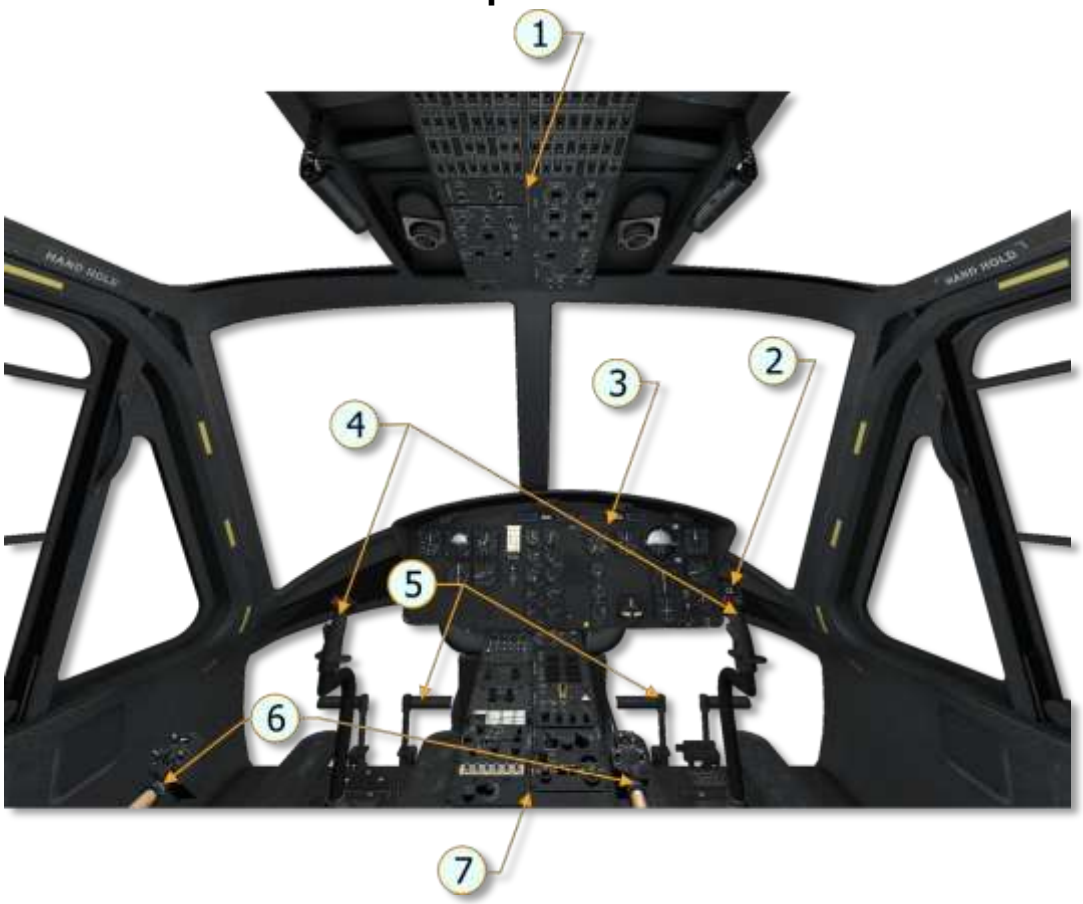


Рис. 2.13. Компоновка кабины экипажа.

1. Потолочный пульт.
2. Аварийный компас.
3. Приборная доска.
4. Ручки продольно-поперечного управления.
5. Педали управления хвостовым винтом.
6. Ручки общего шага.
7. Средний пульт.

ЗАМЕТКИ

3 АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТА

3. Аэродинамика вертолета.

Если бы разработка вертикально взлетающих аппаратов была настолько же простой, как сама идея, то геликоптер наверняка был бы первым летательным аппаратом в истории. Первооткрывателем идеи вертолета был Леонардо да Винчи, который создал эскиз винтокрыла, названного им «Хеликсптерон», еще в начале XVI века. В названии аппарата, Да Винчи использовал греческое слово Helix, обозначающее «спираль», скомбинированное с греческим словом «Pteron», обозначающим «крыло». Отсюда родился современный термин, обозначающий ЛА с подвижным вращающимся крылом – геликоптер. В русском языке такие ЛА принято называть вертолетами.

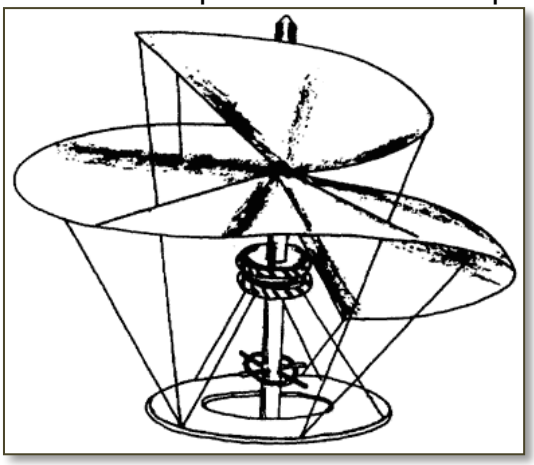


Рис. 3. «Хеликсптерон» Леонардо да Винчи.

Разработка винтокрылого, вертикально взлетающего летательного аппарата была связана с рядом трудностей и, в первую очередь, с отсутствием подходящего двигателя, который мог бы обеспечить полет. Когда были разработаны достаточно мощные и легкие авиационные двигатели, мечта о вертолете стала реальностью. На вертолет распространяются те же законы физики и аэродинамики, что и на самолет. Но управление вертолетом сложнее и пилоту приходится иметь дело с такими понятиями, как:

- крутящий момент,
- гироскопическая прецессия,
- ассиметричность подъемной силы,
- срыв потока на «отступающей» по потоку лопасти (при движении вперед)
- обратное перетекание.

В этой главе описаны базовые понятия, касающиеся управления вертолетом, скорости, реактивного момента, гироскопической прецессии, ассиметрии подъемной силы, срыва потока с лопастей, вихревого кольца, висения, эффекта земли, скоса потока и авторотации.

3.1. Силы, действующие на вертолет.

Сила тяжести (**G**) и сопротивление воздуха (**Q**) действуют на вертолет, как и на все ЛА. Однако подъемная сила ($\mathbf{T_Y}$) и сила тяги ($\mathbf{T_X}$) (тянущая вперед) силы создаются несущим винтом (ротором). В простейшем понимании - несущий винт для вертолета то же самое, что и крыло с винтом для самолета. Кроме того, наклоняя вектор тяги несущего винта ($\mathbf{T_{НВ}}$), пилот вертолета может выполнять полет в сторону или назад.

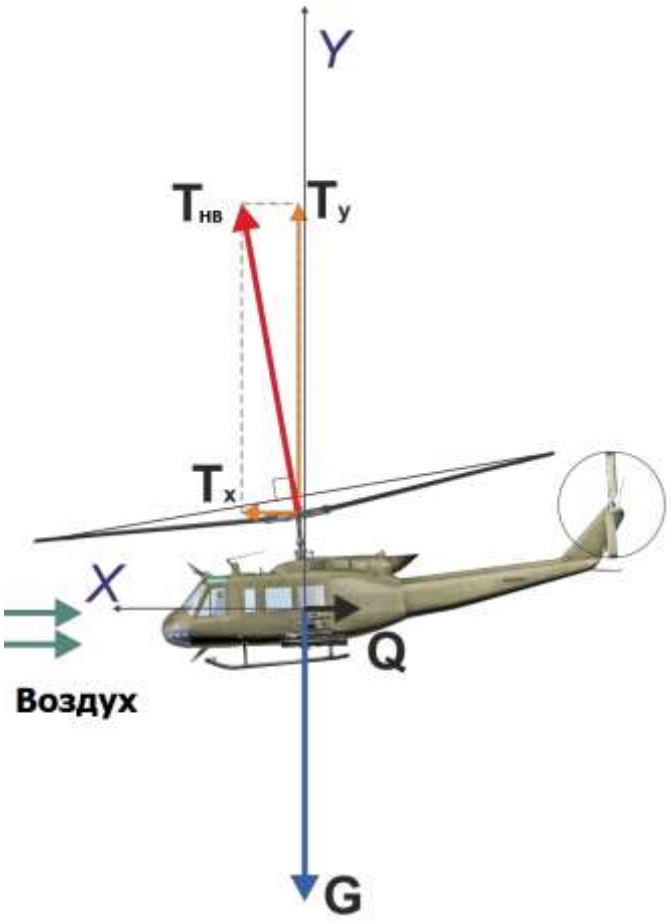


Рис. 3.1. Силы, действующие на вертолет.

3.2. Управление вертолетом.

На рисунке 3.2. показана схема проводки управления вертолета UH-1H. Сюда входят: несущий винт, ручки управления циклическим и общим шагом, педали, и хвостовой винт. Ручка общего шага управляет общим шагом всех лопастей несущего винта, одновременно и на одинаковое значение увеличивая или уменьшая угол установки лопастей, изменяя этим подъемную силу винта в целом. Ручка циклического шага управляет автоматом перекоса, за счет чего угол установки лопастей изменяется циклически, создавая силу тяги, которая определяет направление поступательного движения вертолета. Угол установки или шаг, отдельно взятой лопасти в каждый момент времени складывается из общего шага и циклического шага. Педали вертолета управляют шагом хвостового винта, увеличивая или уменьшая шаг его лопастей и позволяя выполнять разворот вертолета в горизонтальной плоскости. На большинстве современных вертолетах в проводке управления установлены гидравлические усилители.

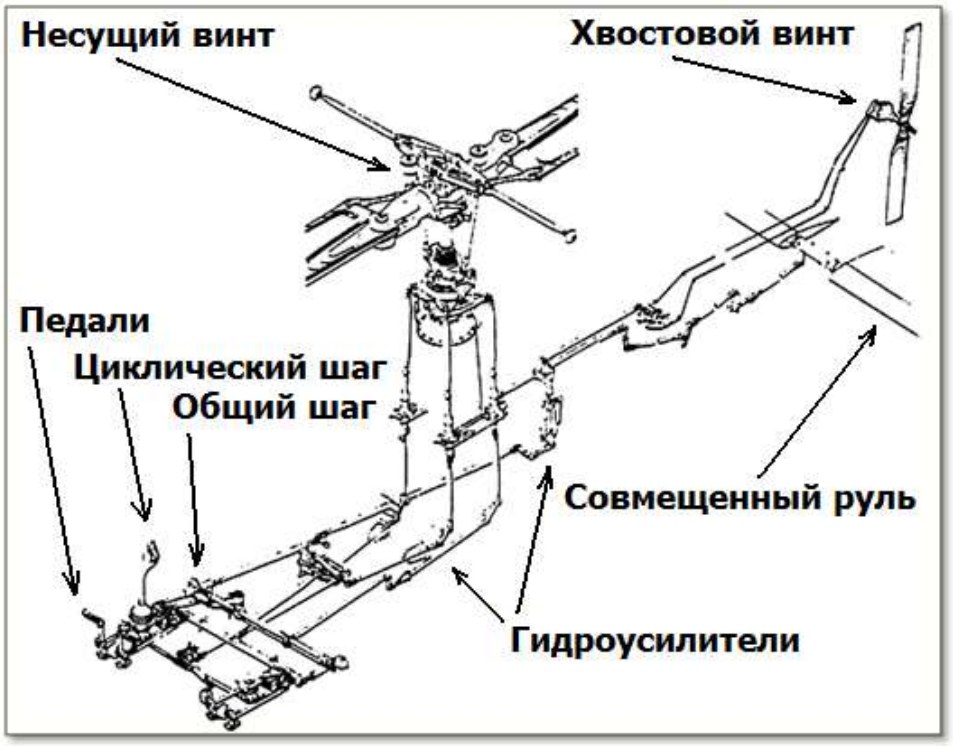


Рис. 3.2. Проводка управления вертолетом.

3.3. Скорость.

Лопасти несущего винта вертолета должны двигаться в воздухе с относительно высокой скоростью, чтобы создавать достаточную подъемную силу. Несущий винт вращается со скоростью, достаточной для создания потребной подъемной силы, в то время как рулевой винт, вращаясь, создает силу, удерживающую вертолет от разворота под воздействием реактивного момента от несущего винта. Вертолет может перемещаться вперед и ограниченно вбок и назад. Вертолет также может находиться в режиме висения с нулевой поступательной скоростью.

3.4. Реактивный момент несущего винта.

Проблема реактивного момента характерна для одновинтовых (классических) схем вертолетов. Несущий винт вертолета вращается в одну сторону и создает реактивный момент, который стремится развернуть фюзеляж вертолета в другую сторону. Этот эффект следует из третьего закона Ньютона: «действие равно противодействию». У вертолетов реактивный момент несущего винта уравнивается компенсирующим моментом от тяги хвостового винта.

3.5. Хвостовой винт.

Приведенный рисунок показывает направление вращения несущего винта, направление реактивного момента и положение хвостового (рулевого) винта. Рулевой винт установлен на конце хвостовой балки вертолета и предназначен для компенсации реактивного момента от несущего винта. Он вращается от привода основного двигателя вертолета с постоянной скоростью и создает силу, действующую в горизонтальной плоскости в направлении, противоположном реактивному моменту несущего винта.

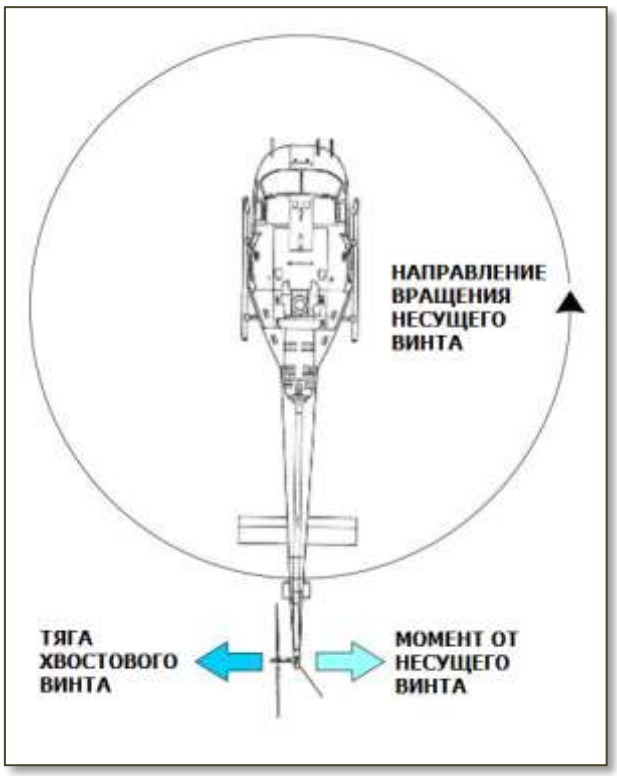


Рис. 3.5. Компенсация момента несущего винта.

3.6. Прецессия гироскопа.

Результирующая от начальной силы, приложенной к вращающемуся телу, прикладывается в точке, находящейся в 90 градусах от точки приложения начальной силы в направлении вращения тела. Этот эффект называют гироскопической прецессией. Например, если сила, действующая вниз, прикладывается к винту в точке 9-ти часов, как на рисунке, то результирующая сила будет действовать в точке 6-ти часов.

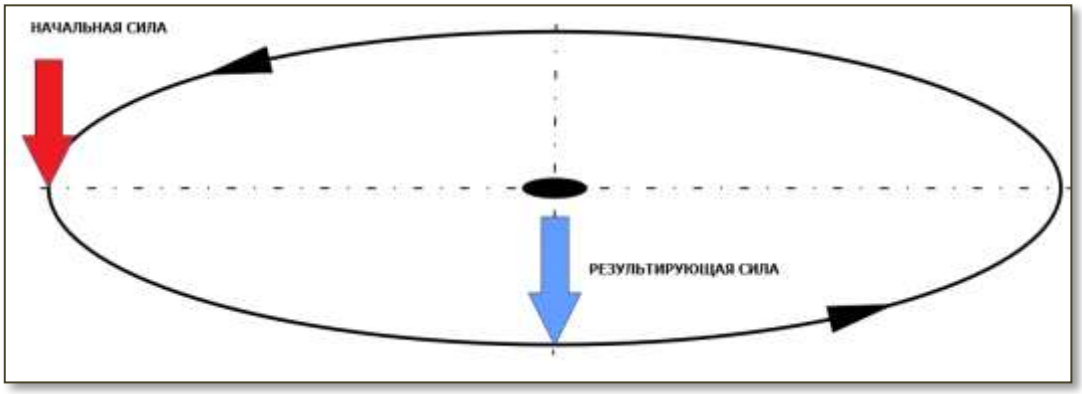


Рис. 3.6.1. Прецессия гироскопа.

Управление вектором тяги винта через гироскопическую прецессию винта справедливо рассматривать и для схемы винтов фирмы «Белл» имеющих один осевой шарнир лопасти.

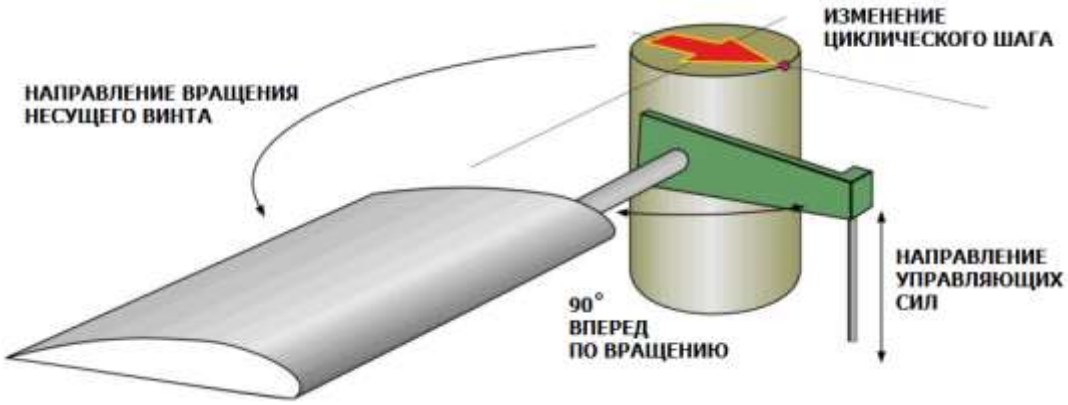


Рис. 3.6.2. Угловое смещение проводки управления.

Угловое смещение проводки управления винта необходимо из-за этого эффекта, для того, чтобы летчик мог направлять вектор тяги в желаемом направлении. На *рис. 3.6.2.* показан поводок лопасти несущего винта, вынесенный вперед по вращению винта на угол 90 градусов. Если бы не было такого углового смещения, то летчику пришлось бы постоянно перемещать ручку циклического шага на 90 градусов вправо по вращению винта относительно желаемого направления движения. Например, если бы летчик хотел лететь вперед, ручку ему пришлось бы перемещать вправо.

3.7. Асимметрия подъемной силы.

Поверхность, находящаяся под окружностью, которую описывают законцовки лопастей несущего винта, называется ометаемой поверхностью. В режиме висения подъемная сила, возникающая на каждой лопасти, одинакова в любой точке окруж- ности. Ассиметрия подъемной силы возникает при поступательном движении вертолета на встречных к потоку лопастях относительно идущих по потоку.
Когда вертолет находится в режиме висения, скорость законцовок лопастей лежит в диапазоне около 180 м/с в пределах всей окружности вращения. Ассиметрия подъемной силы возникает из-за разностей скоростей на лопастях, идущих навстречу воздушному потоку (опережающих лопастях) и идущих по потоку (отстающих лопастях). При движении против потока, к собственной скорости лопасти прибавляется скорость потока, равная скорости вертолета; при движении по потоку из скорости лопасти вычитается скорость потока.

Рисунок 3.7. иллюстрирует значение скорости концов лопастей при поступательном движении вертолета. На рисунке вертолет движется вперед со скоростью 50 м/с, скорость концов лопастей составляет примерно 180 м/с. Следовательно, мы имеем результирующую скорость конца лопасти, идущей навстречу потоку 180+50=230 м/с, а результирующая скорость конца лопасти, идущей по потоку, составляет 180-50=130 м/с. В результате этого возникает различная подъемная сила на опережающих и отстающих лопастях.

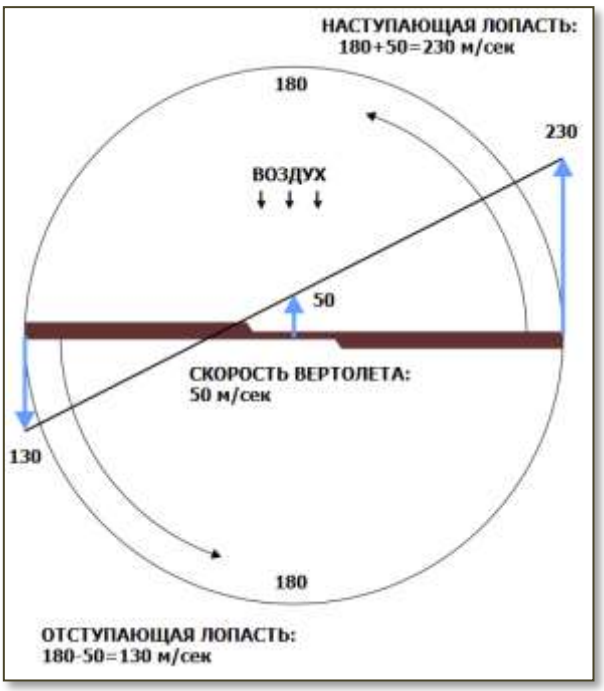


Рис. 3.7. Треугольник скоростей несущего винта.

Для компенсации ассиметрии подъемной силы на вертолетах установлен автомат перекоса, который циклически изменяет шаг лопастей. Он уменьшает шаг опережающих лопастей и увеличивает шаг отстающих лопастей для компенсации ассиметрии подъемной силы. При увеличении поступательной скорости полета летчик должен постоянно корректировать циклический шаг, для выдерживания прямлинейного полета. Изменение циклического шага производится во всем диапазоне скоростей вертолета.

3.8. Срыв потока с лопастей винта.

Срыв потока происходит на лопастях винта, движущихся по потоку и с большим углом атаки при поступательном движении вертолета. Это основной фактор, ограничивающий максимальную скорость вертолетов. Также как срыв потока с крыла ограничивает минимальную скорость самолета - срыв потока с лопасти винта вертолета ограничивает максимальную скорость вертолета, так как результирующая скорость отстающей лопасти падает с увеличением скорости вертолета. В идеальном случае, отстающая лопасть должна создавать подъемную силу, равную подъемной силе, создаваемой опережающей лопастью. Поскольку скорость отстающей лопасти меньше, чем опережающей, то угол атаки отстающей лопасти должен быть увеличен, чтобы уравнять подъемную силу по всей области диска несущего винта. При увеличении скорости вертолета, угол атаки отстающей лопасти все больше увеличивается, а ее скорость падает, пока не наступает срыв потока.

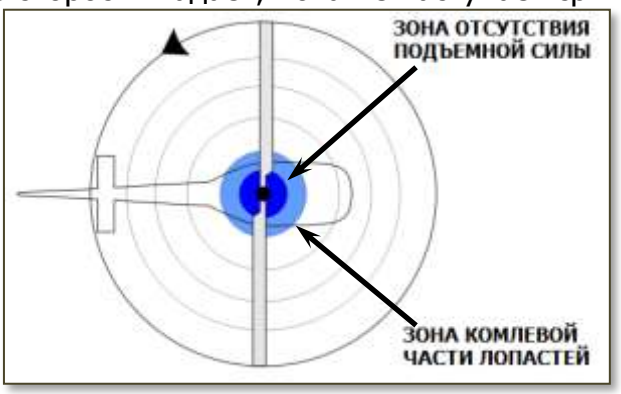


Рис. 3.8.1. Подъемная сила НВ на режиме висения.

Рис. 3.8.2. Подъемная сила НВ в горизонтальном полете.

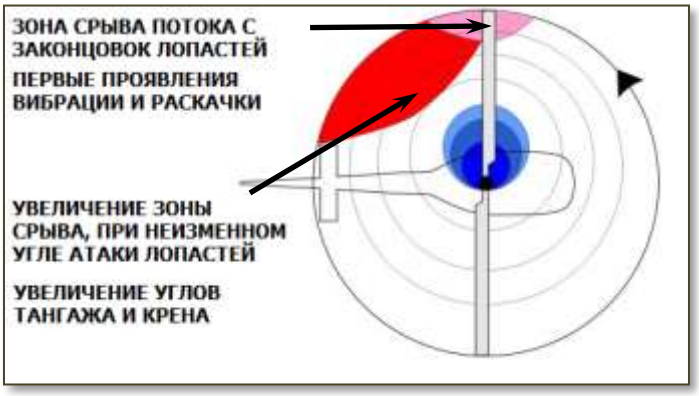


Рис. 3.8.3. Подъемная сила НВ при срыве потока.

Эффект срыва потока с лопастей проявляется в общем случае как повышение вибрации вертолета, увеличение углов тангажа и крена. Если угол атаки лопастей продолжает оставаться неизменным, явление срыва потока развивается и вибрация заметно возрастает. В такой ситуации контроль над вертолетом может быть потерян. При первых признаках начала срыва поток с лопастей НВ необходимо:
- уменьшить общий шаг несущего винта.
- РППУ в нейтраль.
- уменьшить скорость вертолета.
- увеличить обороты несущего винта.

3.9. Вихревое кольцо.

Режим вихревого кольца возникает при снижении вертолета и попадании несущего винта в возмущенный воздушный поток, в результате чего происходит резкий «провал» подъемной силы.

Чаще всего это происходит при вертикальном или близком к вертикальному снижении, происходящем со скоростью более 300 футов в минуту, при низкой поступательной скорости и двигателе, работающем с недостаточным запасом мощности для уменьшения скорости снижения. Эти условия создаются при наличии попутного ветра или при попадании вертолета в спутный след от другого вертолета.

В таких условиях вертолет снижается с высокой скоростью, превышающей скорость отбрасываемого потока воздуха от внутренних секций несущего винта. В результате, на внутренних секциях винта возникает эффект обратного перетекания, то есть во внутренней части поверхности ометания винта воздушный поток перемещается не вниз, в вверх, что приводит к образованию вторичного вихревого кольца (первичное вихревое кольцо существует в районе концов лопастей несущего винта всегда), которое приводит к значительному падению подъемной силы.

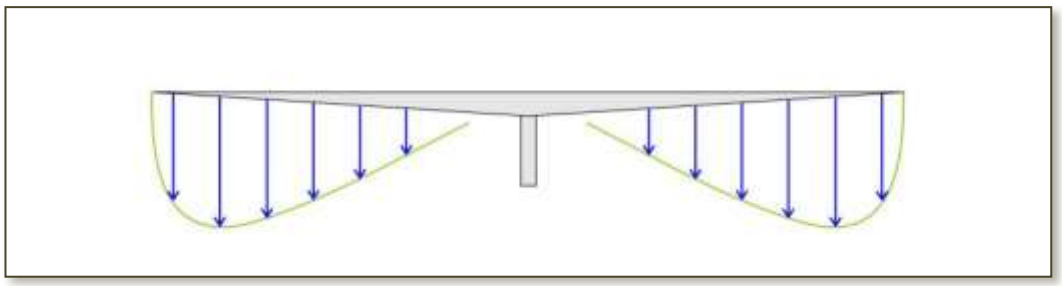


Рис. 3.9.1. Эпюра скоростей воздушного потока, отбрасываемого несущим винтом.

Скорость отбрасываемого винтом потока воздуха максимальна у наружных секций винта и падает к внутренним секциям из-за меньшей скорости движения внутренних частей лопастей.

Рисунок 3.9.2. показывает вектора скорости потока по диаметру винта перед возникновением вихревого кольца.

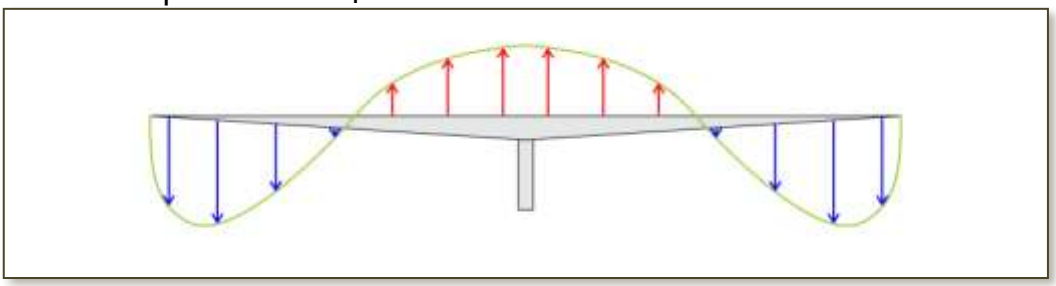


Рис. 3.9.2. Эпюра скоростей воздушного потока, перед развитием вихревого кольца.

В режиме вихревого кольца скорость снижения вертолета значительна, начинается обратное перетекание потока снизу-вверх через внутренние секции воздушного винта. На рисунке такие потоки отмечены красными стрелками.

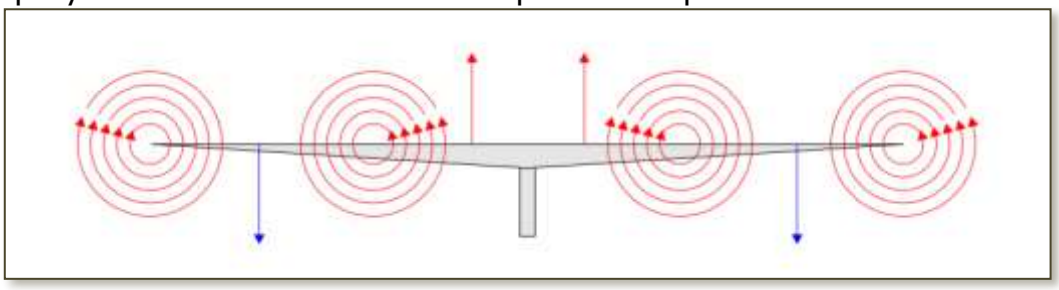


Рис. 3.9.3. Система вихрей в режиме вихревого кольца.

Если пилот вертолета не предпринимает попыток выхода из опасного режима при ранних его проявлениях, в условиях недостатка мощности винт попадает в режим вихревого кольца.
В режиме вихревого кольца возможна потеря управляемости вертолетом из-за значительной турбулентности и неустойчивости потока по диаметру несущего винта. Режим вихревого кольца нестабилен. На ранних стадиях выход из него возможен увеличением шага и мощности. Если мощности двигателя недостаточно, увеличение шага винта может только ухудшить ситуацию. Если вертолет втянулся в режим вихревого кольца и не имеет запаса мощности, то единственным способом для выхода является отклонение ручки управления от себя для увеличения поступательной скорости. Оба приведенных выше способа требуют наличия достаточной высоты для восстановления нормального полета.

3.10. Висение.

Висением вертолета называется режим, в котором вертолет находится неподвижно

относительно точки на земле, обычно на сравнительно небольшой высоте. При висении несущий винт вертолета должен создавать подъемную силу, равную весу вертолета. Величина подъемной силы изменяется общим шагом винта. На висении несущий винт отбрасывает значительный объем воздуха, который захватывается над винтом и по сторонам от него. Для висения требуется большая мощность, чем для прямолинейного горизонтального полета. В режиме висения фюзеляж и крыло вертолета создают сопротивление потоку воздуха, отбрасываемому винтом, что приводит к потерям тяги. Из-за этого требуется большая мощность и расходуется большее количество топлива. В дополнение ко всему, на малой высоте несущий винт и двигатели работают в условиях запыления, что влечет за собой увеличение износа.

3.11. Эффект земли.

Эффект земли проявляется в увеличении подъемной силы несущего винта при висении вертолета над поверхностью. Эффект начинает сказываться при высоте висения, равной радиусу несущего винта и ниже; для стандартного вертолета эта высота составляет 5-10 метров.

К увеличению подъемной силы и эффективности винта вблизи земли приводят различные факторы. Первый и наиболее важный фактор – уменьшение размера первичных вихрей у законцовок лопастей. В обычной ситуации первичные вихри создаются благодаря входящему и отбрасываемому от винта потокам; перетекание наверх части отбрасываемого вниз потока уменьшает подъемную силу винта; когда размер этих вихрей, а, значит, и перетекающего воздуха уменьшается – подъемная сила винта увеличивается.
Вторым важным фактором является торможение воздушного потока благодаря экрану - земле и образования под вертолетом зоны повышенного давления, воздействующую на винт и увеличивающую его подъемную силу. Максимальный коэффициент увеличения подъемной силы за счет эффекта земли составляет 1,2 на нулевой высоте.

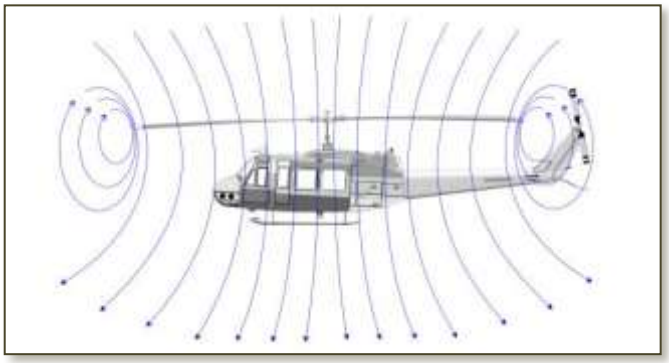


Рис. 3.11.1. Схема воздушных потоков без влияния земли.

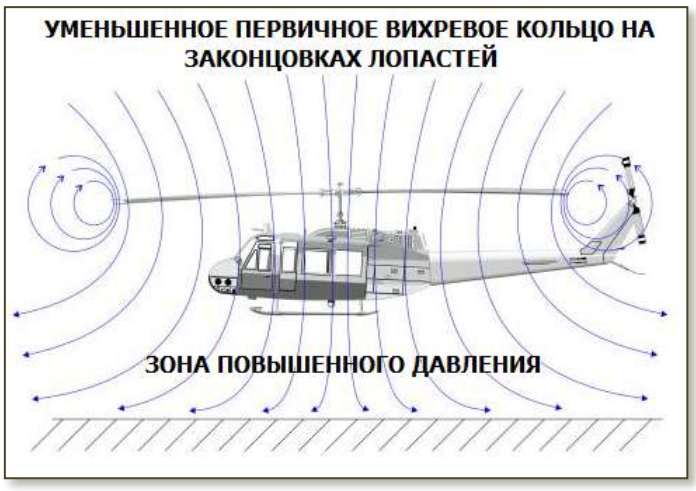


Рис. 3.11.2. Схема воздушных потоков с учетом эффекта земли.

3.12. Косая обдувка.

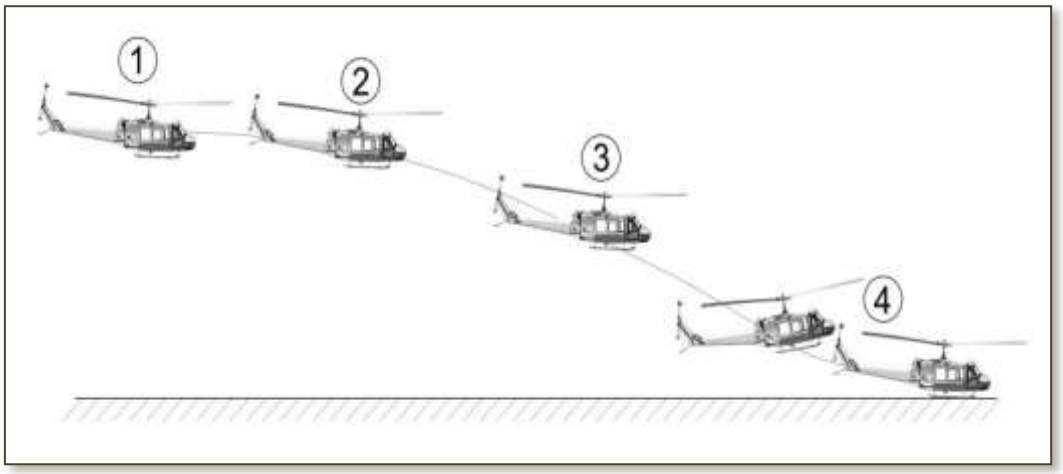
Эффективность несущего винта возрастает с увеличением поступательной скорости движения и при наличии встречного ветра. При движении вертолета вперед исчезает проблема «дефицита» воздуха, который должен отбрасывать винт, характерная для висения; воздух поступает в достаточном количестве с увеличением скорости вертолета. Уже на скорости приблизительно около 20 узлов несущий винт захватывает необходимый объем нетурбулентного воздуха. В этот момент подъемная сила возрастает и вертолет при той же мощности начинает набирать высоту. В нормальном полете поток воздуха, проходящий через заднюю часть диска винта, приобретает большую скорость, чем поток, проходящий через переднюю. Это явление называется косой обдувкой несущего винта. Разница в скоростях объясняется увеличением траектории поступления потока воздуха (на которой он успевает приобрести большую скорость) при подсасывании его задней частью несущего винта. На скоростях перехода от висения к горизонтальному полету, при смене осевой обдувки на косую (примерно от 10 до 20 узлов), из-за разницы в сопротивлении лопастей в передней и задней частях винта может наблюдаться заметная тряска и кренение вправо для вертолетов с направлением вращения винта против часовой стрелки.

Рис. 3.12. Косая обдувка несущего винта.

3.13. Режим самовращения несущего винта – авторотация.

При отказе двигателей или каких-либо других повреждениях вертолета, не позволяющих использовать тягу двигателей, вертолет может совершить безопасное приземление в режиме авторотации. Трансмиссия вертолета устроена так, что позволяет вращаться винтам при остановке двигателей. В этом случае для раскрутки несущего винта используется энергия воздушного потока, и такой полет называется авторотацией.

В режиме авторотации летчик начинает разменивать потенциальную энергию ЛА (его высоту) на кинетическую (скорость), необходимую для осуществления вращения несущего винта. Для этого летчик направляет вертолет в пологое снижение и поддерживает обороты винта на достаточном уровне. На *рисунке 3.13.* показана схема планирования вертолета на авторотации.



1 Этап. Управление общим шагом:
- уменьшить общий шаг для установки нормальных оборотов винта.

2 Этап. Планирование на авторотации:
- установить приборную скорость 50-70 узлов для выдерживания нормальной скорости снижения. Большая скорость до 90 узлов может увеличить дистанцию планирования.

3 Этап. Управление общим шагом:
- установить постоянную скорость вращения винта не ниже минимальной.

4 Этап. «Подрыв»
- выполнить увеличение общего шага для гашения вертикальной скорости. Требуется четкий расчет начала выполнения «подрыва».

Рис. 3.13. Посадка на режиме авторотации.

Для понимания сил, действующих на несущий винт в режиме авторотации, его делят на три зоны, в каждой из которых действия сил различаются.

Зона А называется пропеллерной или ведомой, она располагается во внешнюю сторону от 70 % радиуса винта. Анализ сил, действующих на эту зону, показывает, что аэродинамическая сила наклонена слегка назад от оси вращения. Следовательно, эта зона тормозит винт.

Зона В называется авторотирующей или ведущей. Она располагается кольцом от 25 % до 70 % на радиусе винта. Эта зона работает на сравнительно большом угле атаки, аэродинамическая сила в этой области наклонена слегка вперед. Именно этот небольшой наклон силы обеспечивает поддержание вращения винта на необходимых оборотах.

Зона С находится внутри от 25 % радиуса винта и называется зоной срыва. Винт в этой зоне работает на срывных углах атаки и создает только сопротивление.

Рис. 3.13.1. Зоны винта при авторотации.

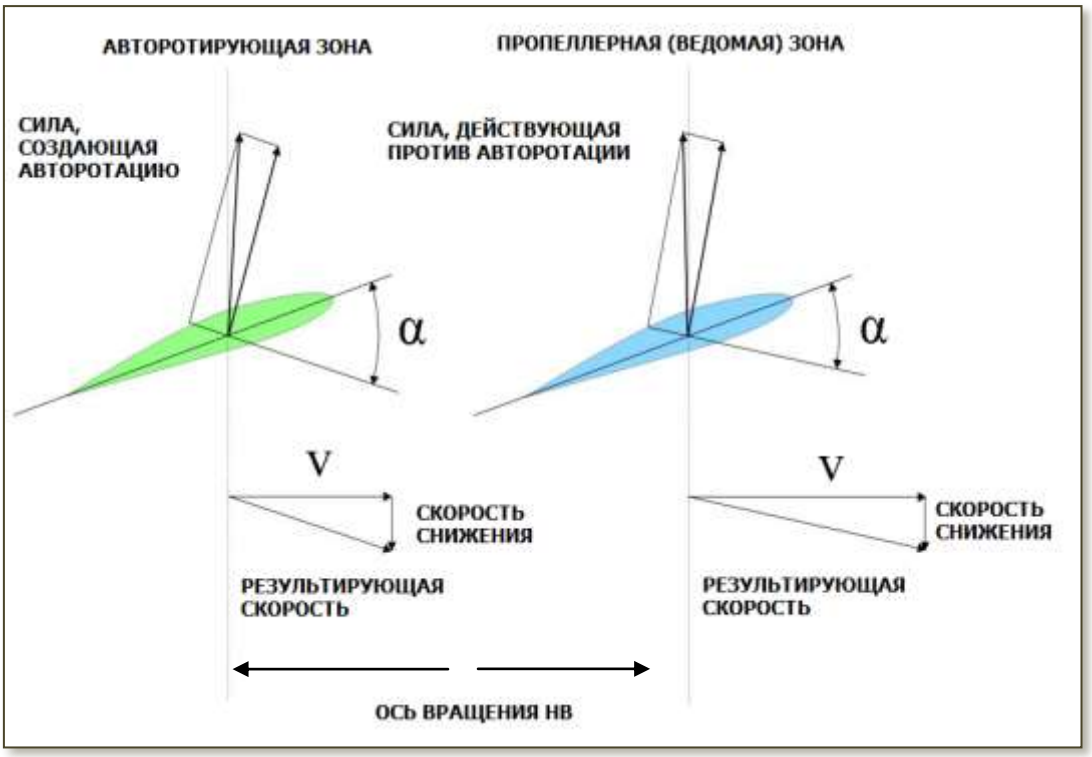


Рис. 3.13.2. Подъемная сила в зонах винта при авторотации.

В режиме авторотации пилот должен выдерживать экономическую скорость, а также угол планирования в пределах 14-16°. Для приблизительного расчета удаления площадки, на которую можно спланировать, рекомендуется применять следующее правило: удаление площадки примерно равно четырем высотам. Перед приземлением для погашения вертикальной скорости необходимо энергично увеличить общий шаг винта и выполнить так называемый «подрыв». При этом необходимо точно определить высоту начала «подрыва». В общем случае для вертолетов рекомендуют производить «подрыв» на высоте двух вертикальных скоростей. Например, если у вертолета вертикальная скорость снижения составляет 5 футов секунду, то «подрыв» необходимо начинать на высоте 10 футов от земли.

На *рисунке 3.13.3* в масштабе скорость – высота показаны опасные зоны, в которых не рекомендуется пилотировать вертолет, так как при отказе двигателя безопасная посадка на авторотации не гарантируется.

Избегайте продолжительного нахождения в зонах, обозначенных оранжевым цветом. Однако если вы находитесь в этих зонах, всегда будьте готовы предпринять меры для выхода из них, в случае угрозы отказа силовой установки.

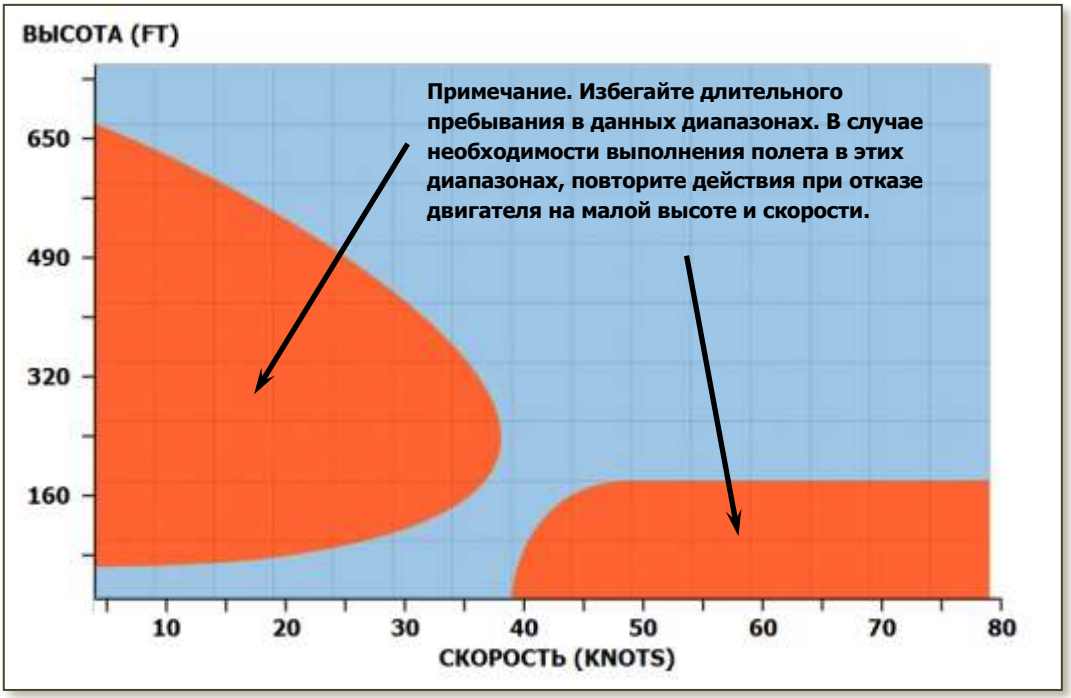


Рис. 3.13.3. Диаграмма высота-скорость.

3.14. Выводы.

- Вес, подъемная сила, тяга и сила сопротивления – четыре основные силы, действующие на вертолет.
- Циклический шаг для управления направлением полета, общий шаг для управления высотой полета, педали для управления рулевым винтом, - три основных управляющих органа вертолета.
- Реактивный момент несущего винта является неотъемлемой проблемой для одновинтовых вертолетов.
- Гироскопическая прецессия проявляется в направлении 90° по вращению винта к точке приложения силы.
- Ассиметрия подъемной силы проявляется при поступательном движении вертолета на опережающих и отстающих лопастях несущего винта.
- Попадание винта в режим вихревого кольца возможно, при использовании от 20 до 100 % мощности двигателя и малой горизонтальной скорости (менее 10 узлов).
- В режиме висения несущий винт вертолета требует большего объема воздуха, захватываемого из окружающего пространства, и большей мощности двигателя.
- Эффект земли заметно увеличивает подъемную силу вблизи земли на расстоянии около половины диаметра винта. Косая обдувка винта проявляется на скоростях более 18 узлов и способствует увеличению тяги. Авторотация дает возможность безопасно приземлить вертолет при отказе двигательной установки.

4 УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЕТОМ

4. Система управления вертолетом.

Управление вертолетом относительно трех осей осуществляется изменением величины и направления силы тяги несущего винта и изменением величины силы тяги хвостового винта. Продольное и поперечное управление производит летчик путем отклонения ручки продольно-поперечного управления (РППУ), что приводит к изменению наклона тарелки автомата перекоса и вызывает циклическое изменение угла установки лопастей в различных азимутальных положениях, при этом меняется направление равнодействующей силы тяги несущего винта. Путевое управление летчик осуществляет педалями посредством изменения общего шага хвостового винта, и следовательно его тяги. Система управления вертолетом механическая с гидроприводом. Состоит из систем управления общим шагом, циклическим шагом, триммера, совмещенным рулем высоты, хвостовым винтом и стабилизатора. Система управления одинарная, с размещением органов управления у обоих летчиков.

4.1. Система управления циклическим шагом.

Механическая система передает перемещение от РППУ (*Рис.4.1.*) на тарелку автомата перекоса несущего винта, управляя направлением полета вертолета путем изменения плоскости вращения несущего винта. Продольный и поперечный каналы имеют независимую проводку от ручки до агрегата совмещенного продольного и поперечного управления и далее на винт идет объединенный сигнал управления. В каналы управления подключены гидроусилители для уменьшения обратных усилий от несущего винта. Для регулировки усилия перемещения РППУ установлен фрикцион, регулирующий силу сопротивления перемещения ручки по желанию летчика. На ручке смонтировано пять кнопок: включение системы триммирования, Радио-СПУ, применения вооружения, тактического сброса груза с внешней подвески и управления лебедкой.

1. Кнопка **«FORCE TRIM»** - включения триммера.
2. Кнопка **«RADIO I.C.S»** - включения РАДИО-СПУ.
3. Кнопка спецназначения – применение вооружения.
4. Кнопка тактического сброса груза с внешней подвески.
5. Управления лебёдкой.

Рис. 4.1. Ручка продольно-поперечного управления - РППУ.

A. Совмещенный руль высоты. Расположен на килевой балке и механически связан с продольным каналом управления. Перемещение РППУ в продольном канале приводит к одновременному изменению положения руля высоты. Это улучшает управляемость вертолета в пределах допустимой центровки. (*Рис. 4.1.1. – Рис. 4.1.4.*)

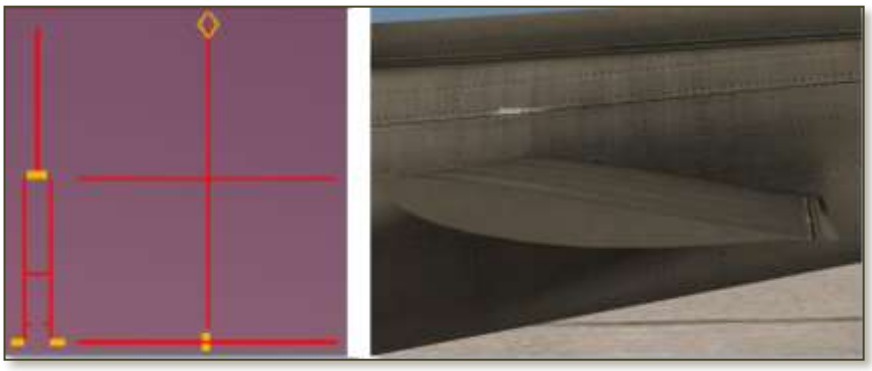


Рис. 4.1.1. Положение руля высоты при РППУ «от себя» (угол +5,4° относительно строительной оси вертолета).

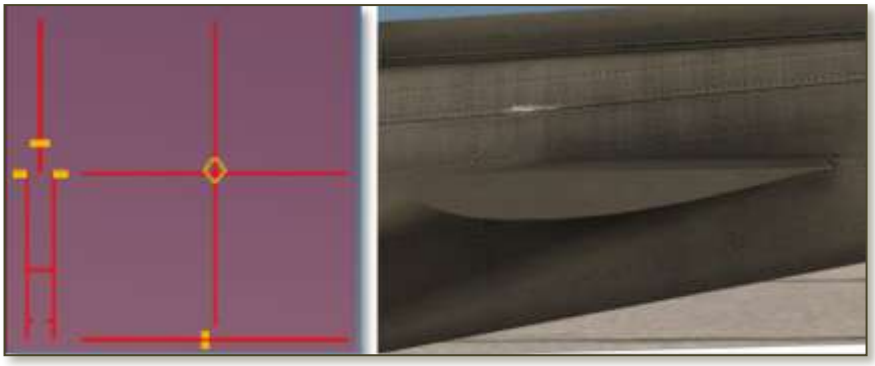


Рис. 4.1.2. Положение руля высоты при РППУ в нейтральном положении (угол -4,7°).

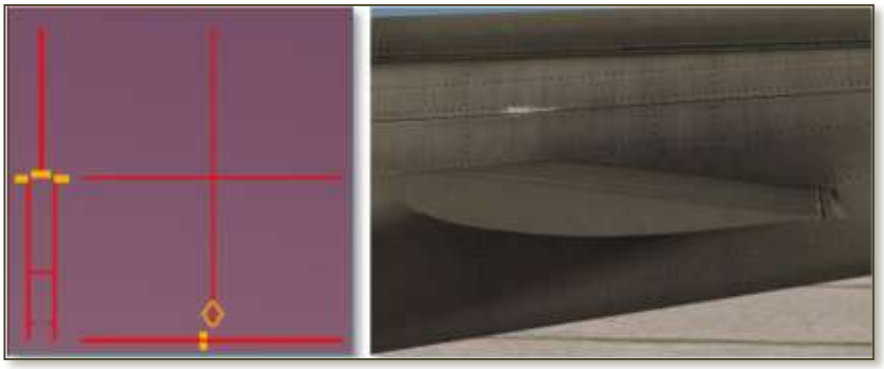


Рис. 4.1.3. Положение руля высоты при РППУ «на себя» (угол +1,28°).

Положение руля высоты относительно продольной оси:

Отклонение РППУ	**Угол руля высоты**	
мм	рад	градусы
-163,8 («на себя»)	0,0224	1,28
-152,5	0,0174	1,00
-127,0	0,0	0,00
-101,6	-0,0192	-1,10
-76,2	-0,0384	-2,20
-50,8	-0,0541	-3,10
-25,4	-0,069	-3,95
0,0	-0,0820	-4,70
25,4	-0,0850	-4,87
50,8	-0,0803	-4,60
76,2	-0,0628	-3,60

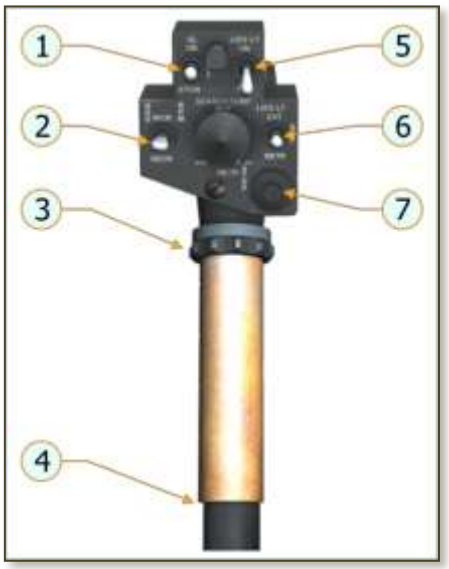
101,6	-0,03	-1,72
127,0	0,0035	0,20
152,5	0,0593	3,40
163,8 («от себя»)	0,0942	5,40

В. Стабилизатор поперечной устойчивости. Предназначен для улучшения устойчивости вертолета на всех режимах полета. Установлен выше и поперек несущего винта. (*Рис. 4.5.*). Гироскопический момент и момент инерции от стабилизатора демпфируют колонку несущего винта. При изменении углового положения вертолета/колонки винта, стабилизатор стремится вернуться в плоскость своего вращения. Скорость с которой стабилизатор стремится вернуться в плоскость перпендикулярную втулке, регулируется гидрокомпенсатором. Регулировка компенсаторов позволяет добиться положительной устойчивости и управляемости вертолета.

Рис. 4.1.4. Стабилизатор поперечной устойчивости.

4.2. Управление общим шагом.

Управление общим шагом несущего винта и двигателем осуществляется от ручки объединенного управления «Шаг-Газ» - РОШ (*Рис.4.6.*), кинематически связанной с автоматом перекоса и топливным насосом двигателя. При перемещении ручки вверх – общий шаг увеличивается, вниз - уменьшается. Для изменения мощности двигателя, в целях поддержания необходимых оборотов несущего винта при сохранении заданного значения общего шага, на ручке «Шаг—Газ» имеется поворотная рукоятка коррекции, которая кинематически связана только с рычагом подачи топлива на двигательном насосе. При повороте этой рукоятки к себе (против часовой стрелке, если смотреть на торец ручки) двигатель переводится на режим меньшей мощности. Для регулировки усилия перемещения РОШ установлен фрикцион, регулирующий силу сопротивления перемещения ручки по желанию летчика. На РОШ смонтированы следующие кнопки:



1. Тумблер прожектора.
2. Тумблер корректора регулятора оборотов.
3. Фрикцион рукоятки «Газ».
4. Рукоятка «Газ».
5. Тумблер включения посадочных огней.
6. Тумблер выпуска/уборки посадочных огней.
7. Кнопка стартера (только в игре)[1]

Рис. 4.2. Ручка объединенного управления «Шаг-Газ».

На РОШ второго пилота установлены только: Рукоятка «Газ», тумблер корректора регулятора оборотов, кнопка стартера. В нижнем положении РОШ ставится на замок, установленный на полу кабины под ручкой. Усилие срыва РОШ, при включенной гидравлической системе, из среднего положения в верхнее, составляет 8-10 фунтов.

4.3. Управление хвостовым винтом.

Управление осуществляется с помощью педалей. На вертолете в ножном управлении установлены две пары педалей: одна для левого, другая для правого летчика. Проводка смешанной конструкции. Тяги через систему качалок передают движение на трос, который заканчивается втулочно-роликовой цепью, перекинутой через звездочку хвостового редуктора. Педали можно регулировать по росту летчика путем вращения маховичка регулировочного болта, находящегося под РОШ.

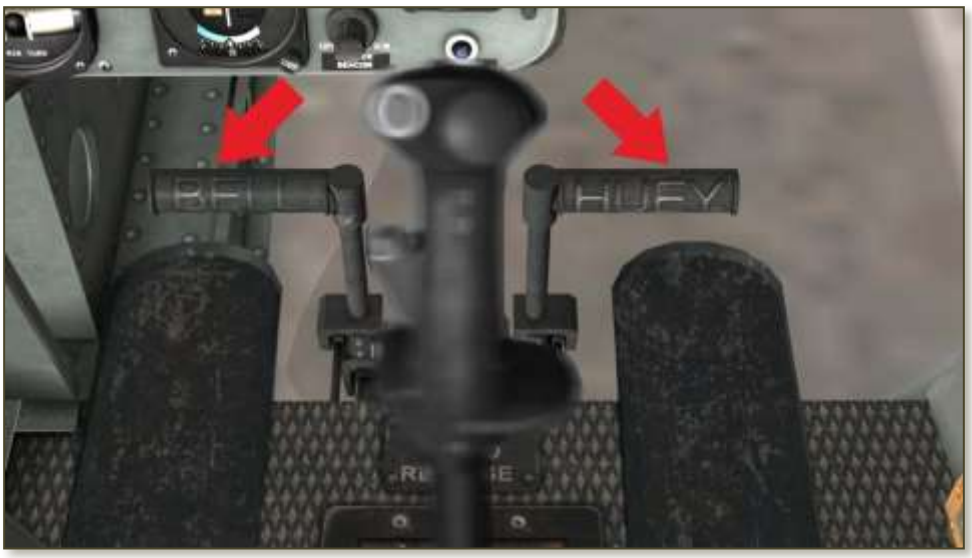


Рис. 4.7. Педальная колонка.

[1] *В реальности кнопка 7 является защелкой малого газа и не имеет функцию запуска двигателя.*

4.4. Система триммирования.

В связи с тем, что гидроусилители и сама система управления выполнены по необратимой схеме, для создания усилий на ручке и педалях управления, а также для снятия этих усилий при установившемся режиме полета в системах продольного, поперечного и путевого управления включены управляемые пружинные механизмы загрузки с электромагнитными тормозами. Каждый механизм одним штоком крепится к промежуточной качалке, а другим—к поводку электромагнитного тормоза. При перемещении ручки или педалей управления пружины в механизмах сжимаются и усилия передаются через тяги и качалки на ручку продольно-поперечного управления или педали. Чем больше их отклонения, тем большие усилия при этом должен приложить летчик. При необходимости летчик может снять усилия с ручки управления и педалей путем нажатия кнопки триммеров **«FORCE TRIM»**, расположенной на РППУ. При нажатии кнопки происходит растормаживание электромагнитных тормозов, поводки которых связаны со штоками пружинных механизмов, и усилия с РППУ и педалей снимаются практически мгновенно. Включение системы производится перемещением переключателя **«FORCE TRIM»** на панели управления вспомогательных систем в положение **«ON»**.

*Рис.4.8. Переключатель **«FORCE TRIM»**.*

Рис.4.9. Кнопка триммера на РППУ.

РИСУНОК ГЛАВЫ 5

СТРАНИЦА ПУСТАЯ

5. Приборное оборудование.

5.1. Приборная доска.

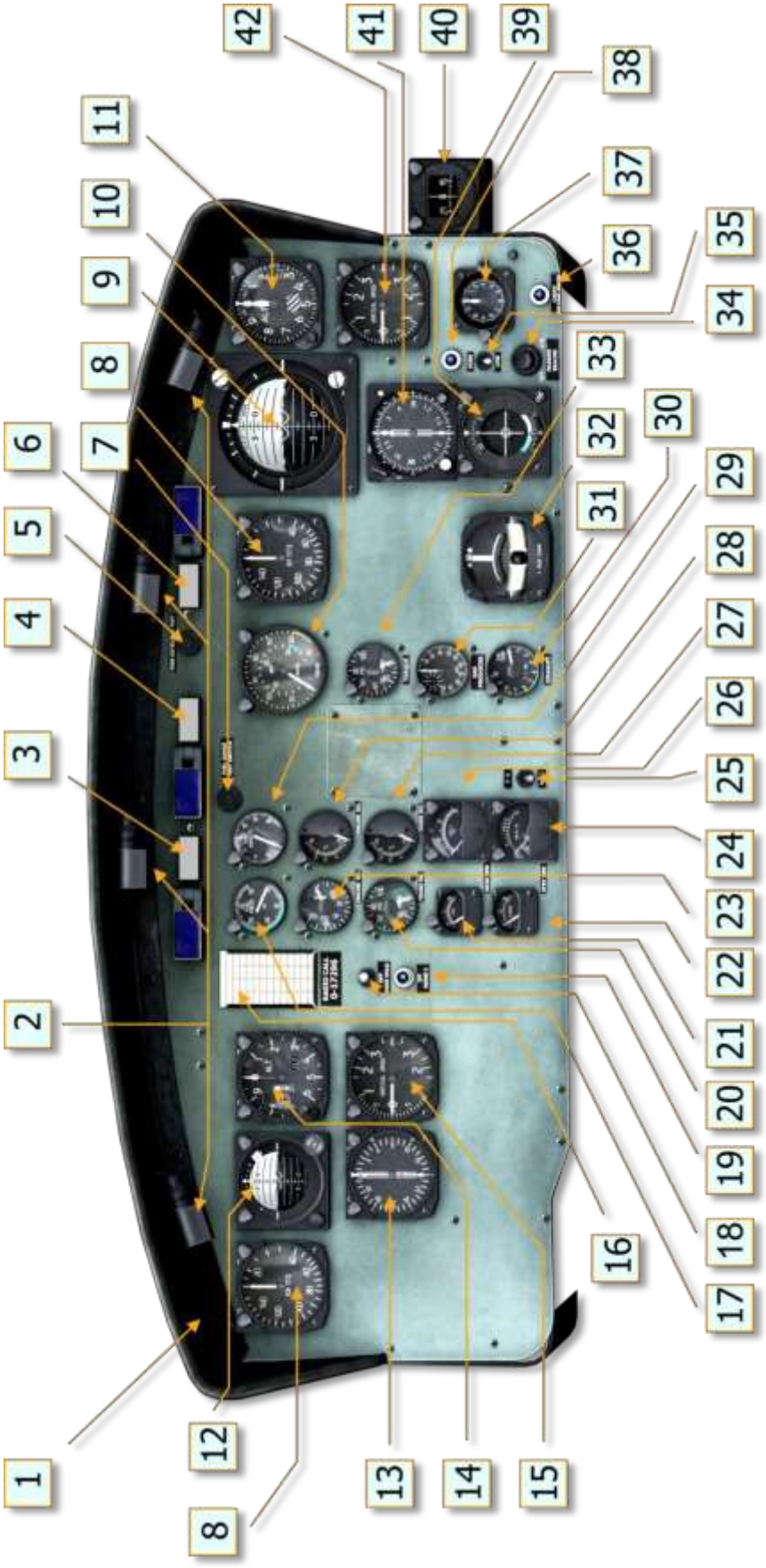


Рис. 5.1. Приборная доска UH-1H.

1. Козырек приборной доски.
2. Светильники подсветки доски.
3. Центральное табло отказов **«Master Caution»**.
4. Табло **«RPM LIMIT»**.
5. Кнопка встроенного контроля пожарной системы.
6. Табло сигнализации о пожаре **«FIRE»**.
7. Кнопка контроля топливомера.
8. Указатель воздушной скорости.
9. Авиагоризонт.
10. Двухстрелочный тахометр.
11. Высотомер **AAU-31/A**.
12. Авиагоризонт.
13. Указатель радиокомпаса **ID-250/ARN**.
14. Высотомер **AAU-32/A**.
15. Вариометр.
16. Поправочная таблица магнитного компаса.
17. Указатель давления топлива.
18. Тумблер включения ответчика **«*OFF CODE HOLD*»**.
19. Сигнальное табло работы ответчика**«IFF MODE 4»**.
20. Указатель давления масла редуктора.
21. Амперметр основного генератора.
22. Амперметр запасного генератора.
23. Указатель давления масла двигателя.
24. Вольтметр переменного тока.
25. Переключатель режима работы гирокомпаса **«MAG/DG»** (ГМК/ГПК).
26. Вольтметр постоянного тока.
27. Указатель температуры масла редуктора.
28. Указатель температуры масла двигателя.
29. Топливомер.
30. Измеритель температуры выходящих газов.
31. Указатель оборотов газогенератора.
32. Указатель поворота и скольжения.
33. Индикатор крутящего момента.
34. Регулятор громкости приемника сигналов приводного радиомаяка.
35. Переключатель мощности приемника сигналов приводного радиомаяка.
36. Табло включения системы тактического сброса груза.
37. Часы.
38. Табло пролета приводного радиомаяка.
39. Указатель курса **ID-1347/ARN-82**.
40. Магнитный компас.
41. Указатель радиокомпаса **ID-998/ASN**.
42. Вариометр.

Рис .5.1.1. Описание приборной доски UH-1H.

5.1.1. Система сигнализации отказов и неисправностей «Master Caution».

Предназначена для индикации отказов и неисправностей важных систем вертолета путем выдачи световой и звуковой сигнализации экипажу при отказах и неисправностях обнаруженных в системах.

a) Центральное табло системы сигнализации **«Master Caution»**. Расположено на центральной части приборной доски. Срабатывает при возникновении неисправности или отказа. Это табло служит для привлечения внимания экипажа. Для определения характера неисправности необходимо проверить панель системы контроля отказов и неисправностей.

b) Панель системы сигнализации отказов и неисправностей. Расположена на правой части среднего пульта (*Рис. 5.2.*). Панель состоит из отдельных сегментов, загорающихся в случае отказа или неисправности. Световая сигнализация может быть постоянной или мигающей, информация нанесенная на сегмент говорит о характере неисправности. В разделе 5.2.2. сигнализация панели рассмотрена подробнее.

Особенности системы.

В условиях ночных полетов табло отказов и неисправностей имеют яркое свечение, что мешает летчикам использовать очки ночного видения.

Для уменьшения светопотка табло **«Master Caution»**, **«Low RPM»**, **«Fire»** и светосигнальная часть панель оборудованы накидными светофильтрами. При выполнении полетов днем эти светофильтры необходимо убрать.

Для уборки светофильтра со светосигнальной части панели потяните аккуратно передний край светофильтра вверх и слегка подтолкните его в отсек хранения на среднем пульте перед панелью. Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока, через АЗС: **«CAUTION LIGHTS»**.

Подготовка к ночным полетам.

(1) Выполните все процедуры подготовки к визуальным полетам. Установите светофильтры на табло **«Master Caution»**, **«Low RPM»**, **«Fire»** и центральную панель.

(2) Накиньте светофильтры на табло приборной доски и слегка нажмите до щелчка, для предотвращения засветки из-за неплотного прилегания светофильтра к табло.
(3) Аккуратно потяните вверх светофильтр из отсека хранения и разместите его над светосигнальной частью панели.

Примечание. Светофильтры в **DCS: UH-1H** не реализованы.

5.1.2. Система сигнализации опасного диапазона оборотов (**4**, *Рис. 5.1.*).

Система сигнализации опасного диапазона оборотов немедленно предупреждает экипаж об опасно низких и высоких оборотах двигателя и несущего винта. Система состоит из блока контроля, табло **«PRM LIMIT»**, тумблера **«RPM AUDIO/OFF»** и электрической цепи. Световая и звуковая сигнализации срабатывают при следующих условиях:

a) Световая сигнализация:

(1) Обороты несущего винта 329-339 об/мин. (Высокие обороты).
(2) Обороты несущего винта 300-310 об/мин. (Низкие обороты).
(3) Обороты двигателя 6100-6300 об/мин. (Низкие обороты).
(4) При отсутствии сигнала от датчика оборотов свободной турбины или несущего винта.

b) Обе сигнализации одновременно:
(1) Обороты несущего винта 300-310 об/мин. и обороты двигателя 6100-6300 об/мин. (Низкие обороты).
(2) Отсутствие сигналов от датчика оборотов свободной турбины и несущего винта.

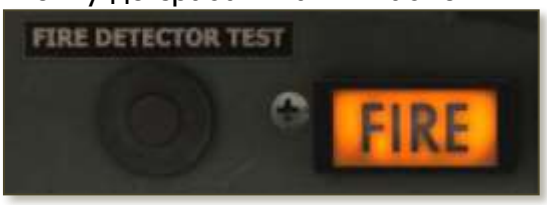
c) Датчики оборотов несущего винта и свободной турбины образуют цепь с двухстрелочным указателем оборотов. Оба датчика посылают сигнал в цепь системы контроля оборотов для световой и звуковой сигнализации.
При срабатывании только световой сигнализации, определите источник срабатывания, сверив показания параметров работы двигателя и редуктора. Нормальные параметры работы говорят скорее о неисправности цепи или датчиков оборотов, чем об отказе двигателя или редуктора. Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока.

d) Табло **«PRM LIMIT»**. Расположено на верхней части приборной доски. Обеспечивает экипаж визуальной индикацией при низких оборотах двигателя, высоких или низких оборотах несущего винта.

e) Тумблер **«LOW RPM AUDIO/OFF»**. Расположен на контрольной панели **«ENGINE»**. В положении **«OFF»** тумблер отключает звуковую сигнализацию низких оборотов двигателя, несущего винта. Тумблер подпружинен.
Перед запуском переведите тумблер в положение **«OFF»**, при достижении силовой установкой рабочего диапазона оборотов, тумблер автоматически перещелкнется в позицию **«AUDIO»**.

5.1.3. Система предупреждения о пожаре (**5,6,** *Рис. 5.1.*).

Табло сигнализации о пожаре **«FIRE»** расположено на верхней части приборной доски. Кнопка встроенного контроля пожарной системы **«FIRE DETECTOR TEST»** находится левее табло. Для выполнения проверки исправности системы, необходимо нажать и удерживать кнопку до срабатывания табло.



Система срабатывает при увеличении температуры в двигательном отсеке, что приводит к загоранию табло. Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока, через АЗС: **«FIRE DET»**.

5.1.4. Указатель воздушной скорости (**8**, *Рис. 5.1.*).

Указатели воздушной скорости левого и правого летчиков показывают приборную воздушную скорость в узлах. Указатель градуирован от 0 до 150, с ценой деления 5 или 10 узлов, в зависимости от диапазона скорости. На значении 124 узла стоит красная отметка.
До скорости 20 узлов показания скорости неверны из-за воздействия нисходящей струи от несущего винта.

5.1.5. Авиагоризонт (**9**,**12**, *Рис. 5.1.*).

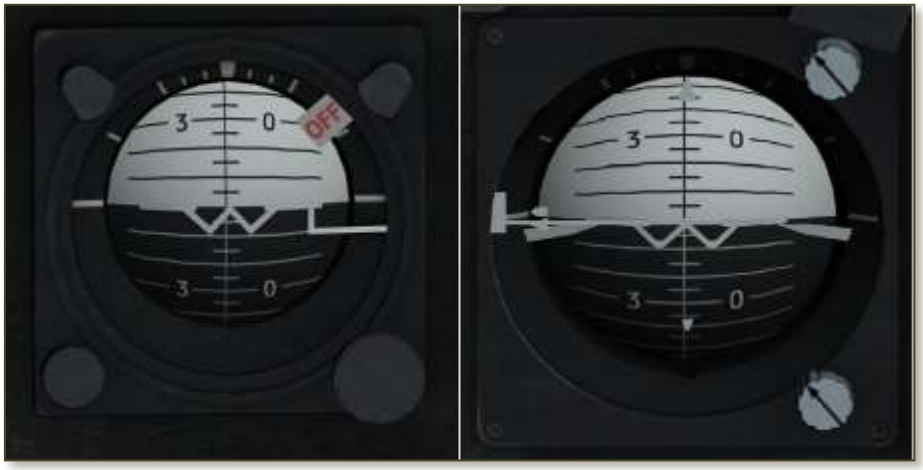


Рис. 5.1.5. Авиагоризонт левый и правый.

Авиагоризонт предназначен для обеспечения пилота информацией об углах крена и тангажа вертолета относительно земли. Тангаж показывается движением сферы

относительно силуэта, крен показывается движением указателя относительно неподвижной шкалы на корпусе авиагоризонта. Небо на сфере обозначено белым цветом, земля черным. При пикировании/кабрировании с углом большим чем 27° планка тангажа достигает верхнего или нижнего упора, после чего показания угла тангажа неточны и положение сферы показывает приблизительный характер полета. Бленкер **«OFF»** сигнализирует об отсутствии питания авиагоризонта. В случае отказа самого авиагоризонта бленкер не выпадает.
Перед вылетом убедитесь в совпадении контрольных рисок тангажа и крена на корпусе авиагоризонта и сфере. В случае необходимости, отрегулируйте авиагоризонт с помощью кремальер.
Авиагоризонты запитаны от шины 115В переменного тока.

a) **Авиагоризонт левого летчика.** Расположен в центре левой части приборной доски. Оснащен кремальерами регулировки крена и угла тангажа, для введения поправок в показания прибора. Подключен через АЗС **«PILOT ATTD»**, расположенный на панели АЗС потребителей переменного тока.
b) **Авиагоризонт правого летчика.** Расположен в центре правой части приборной доски. Имеет рукоятку ручного арретирования. При неправильных показаниях авиагоризонта необходимо установить режим прямолинейного горизонтального полета по дублирующим приборам, плавно потянуть рукоятку арретирования **«PULL TO CAGE»** на себя до упора и быстро отпустить. В случае наличия усилий на рукоятке, арретирование не производить. Подключен через АЗС **«COPILOT ATTD»**, расположенный на панели АЗС потребителей переменного тока.

5.1.6. Двухстрелочный тахометр (10, *Рис. 5.1.*).

Двухстрелочный тахометр предназначен для непрерывного дистанционного измерения числа оборотов свободной турбины и несущего винта. Расположен на центральной части приборной доски и показывает обороты свободной турбины и несущего винта. Внутренняя часть шкалы отмечена **«ROTOR»**, наружная – **«ENGINE»**. Совпадение стрелок говорит о нормальной работе силовой установки. Указатель получает сигналы от тахогенераторов, установленных на редукторе и свободной турбине. Система измерения оборотов автономна и не нуждается в электропитании.
Для определения оборотов свободной турбины необходимо показания длинной стрелки по наружной шкале умножить на 100.
Для определения оборотов несущего винта необходимо показания малой стрелки по внутренней шкале умножить на 10.

1.Стрелка оборотов свободной турбины (Наружная шкала, x100).
2. Стрелка оборотов несущего винта (внутренняя шкала, x10).

5.1.7. Высотомер AAU-31/A (**11**, *Рис. 5.1.*).

A. ОПИСАНИЕ.

Высотомер AAU-31/A является высокоточным двухстрелочным барометрическим высотомером относительной высоты. Шкала градуирована 100 футовыми отметками с шагом в 20 футов.

Длиная показывает отсчет барометрической высоты в сотнях футов, короткая – в тысячах. Кремальера установки давления позволяет установить уровень давления (в мм.рт.ст.), относительно которого будет вестись измерение высоты. В шкале высот имеется вырез, в который видно шкалу барабана давлений. В указателе установлен вибрационный механизм, снимающий усилия трения в гироагрегате и запитанный от шины 28В потребителей постоянного тока.

Отсчет высоты производится двумя стрелками (большой и малой) и дисковым указателем с треугольным индексом на конце. Циферблат оцифрован через 100 фут, цена деления 10 фут. Один оборот большой стрелки соответствует 10000 фут, один оборот малой стрелки – 1000 фут. Дисковый указатель с треугольным индексом перемещается на одно цифровое деление через каждые 10000 фут. При повороте дискового указателя во время набора высоты постепенно закрывается полосатый участок шкалы прибора. 5Полосатый участок полностью открыт на высотах более 26000 фут. Счетчик давления имеет пять барабанов и указывает тысячи, сотни, десятки, единицы и десятые доли миллибар.

B. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА.

Высотомер показывает барометрическую высоту относительно уровня давления, выставленного кремальерой. Перед проверкой и установкой уровня давления вибрационный механизм высотомера нуждается в цикле разогрева в течении минимум одной минуты.

C. ОТКАЗ ВЫСОТОМЕРА.

В случае отказа вибрационного механизма из-за внутренней неисправности или при отсутствии электропитания, стрелки и дисковый указатель кратковременно зависают при прохождении цифр в диапазоне от «9» до «0» при наборе и от «0» до «9» при снижении.

Величина этого запаздывания зависит от вертикальной скорости и сил трения внутри механизма. Экипаж должен быть особенно внимательным при таком отказе, особенно если в минимальной высоте захода на посадку присутствуют цифры от «8» до «1». Например: 800 - 1100, 1800 – 2100 и так далее.

5.1.8. Указатель радиокомпаса ID-250/ARN (**13**, *Рис. 5.1.*).

Указатель радиокомпаса правого летчика является повторителем указателя левого летчика, описанный ниже.

5.1.9. Указатель радиокомпаса ID-998/ASN (**41,** *Рис. 5.1.*).

A. ОПИСАНИЕ.

Указатель представляет собой комбинированный прибор, предназначенный для указания курсов, пеленгов и курсовых углов радиостанций.

Основной указатель установлен на левой части приборной доски. Второй указатель установлен на правой части приборной доски, является повторителем и имеет одинаковую конструкцию с основным указателем, за исключением органов управления. Картушка компаса получает информацию от гиромагнитного компаса **«Type J-2»** и показывает магнитный курс. Стрелка «1» показывает курс на маяк NDB, частота которого установлена на АРК **AN/ARN-83** или курс на маяк VOR. Стрелка «2» показывает курс на маяк VOR.Частота маяка ВОР задается на панели управления приемника **AN/ARN-82**.

B. ПОДГОТОВКА К РАБОТЕ.

(1) Тумблер **«INV»** в положение **«MAIN»** или **«STBY»**.

(2) Проверить отсутствие бленкера отказа на указателе левого летчика.

РЕЖИМ ГИРОМАГНИТНОГО КОМПАСА – «MAG»

(3) Переключатель **«COMPASS»** в положение **«MAG»** (Рис. 5.1.19.).

(4) Кремальерой коррекции установить сигнализатор работы корректора в центральное положение.

(5) Проверить показание гиромагнитного компаса.

РЕЖИМ ГИРОПОЛУКОМПАСА – «DG»

(6) Тумблер **«COMPASS»** в положение **«DG»** (Рис. 5.1.19.).

(7) Кремальерой коррекции выставить магнитный курс вертолета.

(8) Сигнализатор работы корректора установить в центральное положение. (В режиме **«DG»** сигнализатор обесточен).

C. РАБОТА В ПОЛЕТЕ.

Установите переключатель **«COMPASS»** в необходимый режим работы **«MAG»** (ГМК) или **«DG»** (ГПК).

Режим **«DG»** рекомендуется использовать при полетах выше 70 параллели, так как из-за большой разницы в положениях истинного и магнитного полюса, компас не может согласовываться автоматически и его показания будут неверны.

В режиме **«MAG»**, гирокомпас будет согласовываться самостоятельно при всех условиях полета, однако при интенсивных маневрах может происходить рассогласование, которое будет показано сигнализатором работы корректора. Постепенно гирокомпас придет в согласованное состояние, устраняя накопленные ошибки. В случае необходимости гирокомпас может быть согласован вручную. Для этого вращайте кремальеру в противоположную сторону, показанную на сигнализаторе, до достижения им центрального положения.

Центральное положение сигнализатора – промежуточное, между символами круга и креста.

В режиме **«DG»** необходимо периодическое согласование гирокомпаса, путем вращения кремальеры в направлении указанном сигнализатором.

5.1.10. Высотомер AAU-32/A (**14**, *Рис. 5.1.*).

A. ОПИСАНИЕ.

Высотомер AAU-32/A является высокоточным барометрическим высотомером относительной высоты, с совмещенным шифратором. Шифратор предназначен для преобразования и передачи информации о высоте полета в ответчик системы УВД. Высота полета отображается на указателе одновременно 10000 и 1000 футовым счетчиками и стрелкой, показывающей сотни футов на круговой шкале. Шкала градуирована 100 футовыми отметками с шагом в 50 футов. Кремальера установки давления позволяет установить начальный уровень давления (в мм.рт.ст.), относительно которого будет вестись измерение высоты. В шкале циферблата имеется вырез, в который видно шкалу барабана давлений. В указателе установлен вибратор, снимающий усилия трения в механизме и запитанный от шины 28В потребителей постоянного тока.

При отсутствии питания на шифраторе, в верхней левой части видимого поля указателя появляется бленкер **«CODE OFF»**, который сообщает о

неработоспособности шифратора и об отсутствии передачи сигнала высоты полета вертолета в ответчик системы госопознавания, а также при неисправности самого бленкера. Бленкер **«CODE OFF»** контролирует состояние шифратора, состояние ответчика им не контролируется.
Функция ответчика по транслированию высоты полета в службу УВД может не работать, при этом бленкер на высотомере не появляется. Также возможно прохождение проверки режима **«MODE C»** ответчика, при наличии бленкера в поле видимости.
В этом случае проверьте подачу электропитания и состояние АЗС. Если бленкер остался, свяжитесь со службой УВД для проверки трансляции сигнала о высоте полета. Выполняйте дальнейший полет соответственно ситуации.

B. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА.

Включите АЗС высотомера AAU-32/A перед вылетом, на панели ответчика установите переключатель **«M-C»** в положение **«ON»**, для работы ответчика в режиме **«MODE C»** с функцией передачи высоты полета в органы УВД. Высотомер показывает барометрическую высоту относительно уровня давления, выставленного летчиком. При установке давления площадки взлета, показание высотомера должно быть в диапазоне от 0 до ±70 футов. Красный бленкер **«CODE OFF»** расположен в верхней левой части указателя. Для передачи сигнала высоты в систему госопознавания при работе в ответчика в режиме **«MODE C»**, бленкер должен быть вне зоны видимости. В случае необходимости уменьшить уровень давления, установите меньшее значение вращением кремальеры против часовой стрелки, затем выставите правильное значение медленным вращением кремальеры по часовой стрелке. Высотомер оборудован вибрационным механизмом для снятия усилий трения в гироагрегате высотомера и запитанный от шины 28В потребителей постоянного тока. Перед проверкой и установкой уровня давления вибрационный механизм высотомера нуждается в цикле разогрева в течении минимум одной минуты.

C. ОТКАЗ ВЫСОТОМЕРА.

В случае отказа вибрационного механизма из-за внутренней неисправности или при отсутствии электропитания, стрелки и дисковый указатель кратковременно зависают при прохождении цифр в диапазоне от «9» до «0» при наборе и от «0» до «9» при снижении.
Величина этого запаздывания зависит от вертикальной скорости и сил трения внутри механизма. Летчик должен быть особенно внимательным при таком отказе, особенно если в минимальной высоте захода на посадку присутствуют цифры от «8» до «1». Например: 800 - 1100, 1800 – 2100 и так далее.
В случае выпадения бленкера **«CODE OFF»** установите причину неисправности: проверьте состояние АЗС, наличие электропитания, Если нет неполадок по электропитанию, это, возможно, отказ шифратора.
Если показания высотомера, при установке давления площадки взлета, не соответствуют допуску 0±70 футов, проверьте выставляемое значение давления. Если давление выставлено правильно, значит высотомер неисправен. Кремальера установки давления должна вращаться без заеданий и усилий. В противном случае возможен отказ механизма с выдачей высотомером неправильных показаний.
Отсчет высоты производится двумя стрелками (большой и малой) и дисковым указателем с треугольным индексом на конце. Циферблат оцифрован через 100 фут, цена деления 10 фут. Один оборот большой стрелки соответствует 10000 фут, один оборот малой стрелки – 1000 фут. Дисковый указатель с треугольным индексом перемещается на одно цифровое деление через каждые 10000 фут. При повороте дискового

указателя во время набора высоты постепенно закрывается полосатый участок шкалы прибора. 5
Полосатый участок полностью открыт на высотах более 26000 фут. Счетчик давления имеет пять барабанов и указывает тысячи, сотни, десятки, единицы и десятые доли миллибар.

5.1.11. **Вариометр** (**15**, **42**, *Рис. 5.1.*).

Вариометр показывает величину вертикальной составляющей скорости полета в футах в минуту. Диапазон показаний прибора ± 4000 фт/мин. До 1000 фт/мин цена деления 10 фт/мин, далее 500 фт/мин.

5.1.12. **Указатель давления топлива** (**17**, *Рис. 5.1.*).

Указатель показывает давление топлива, создаваемое подкачивающими насосами, в магистрали подачи топлива от баков к двигателю. Давление измеряется в фунтах на квадратный дюйм (PSI). Шкала градуирована от 0 до 50 PSI. Указатель запитан от шины 28В переменного тока через АЗС **«FUEL PRESSURE»** на панели АЗС потребителей переменного тока.
Эксплуатационный диапазон: от 5 до 35 PSI.

5.1.13. **Переключатель «OFF - CODE HOLD»** (**18**, *Рис. 5.1.*).

Не реализован.

5.1.14. **Табло «IFF MODE 4»** (**19**, *Рис. 5.1.*).

Не реализовано.

5.1.15. Указатель давления масла в главном редукторе (**20**, *Рис. 5.1.*).

Указатель расположен в центральной части приборной доски и обозначен **«TRANS OIL»**. Показывает давление масла в главном редукторе в PSI. Указатель запитан от шины 28В переменного тока через АЗС **«XMSN»** на панели АЗС потребителей переменного тока.
Эксплуатационный диапазон: 30 PSI минимальное давление, 40-60 PSI номинальное давление, 70 PSI предельное давление.

5.1.16. Амперметры постоянного тока (Основной и Аварийный) (**21**, **22**, *Рис. 5.1.*).

Амперметры постоянного тока расположены на нижней центральной части приборной доски. Амперметр **«MAIN GEN»** показывает отбираемую нагрузку от основного генератора. Амперметр **«STBY GEN»** показывает отбираемую нагрузку от стартер – генератора. Амперметры не показывают нагрузку при неработающих генераторах.
Эксплуатационный диапазон: Основной генератор - 1.0 (временно до 1.25). Аварийный – 1.0 максимум (отмечен красной риской).

5.1.17.Указатель давления масла двигателя (23, *Рис. 5.1.*).

Указатель обозначен **«OIL PRESS»**, расположен на центральной части приборной доски. Получает сигнал от датчика давления, установленного на двигателе. Показывает давление масла в двигателе в PSI. Указатель запитан от шины 28В переменного тока через АЗС **«ENG»** на панели АЗС потребителей переменного тока.

Эксплуатационный диапазон: 20 PSI минимальное давление при работе двигателя на режиме малого газа (красная риска), 80-100 PSI номинальное давление (зеленый сектор шкалы), 100 PSI максимальное давление.

5.1.18. Вольтметр переменного тока (24, *Рис. 5.1.*).

Расположен на центральной части приборной доски. На приборе показывается напряжение тока, вырабатываемого подключенным на сеть преобразователем (основным или запасным). Напряжение любой выбранной фазы должно быть в пределах 112 - 118В.

5.1.19. Переключатель режима работы гирокомпаса «MAG/DG» (ГМК/ГПК) (25, *Рис. 5.1.*).

Переключатель в положении **«DG»** обеспечивает работу гирокомпаса в режиме гирополукомпаса, в положении **«MAG»** обеспечивает работу в режиме магнитной коррекции. (С*м. 5.1.9.*).

5.1.20. Вольтметр постоянного тока (26, *Рис. 5.1.*).

Расположен на центральной части приборной доски и обозначен **«VOLT DC»**. Напряжение источника постоянного тока показывается на указателе в соответствии с положением галетного переключателя **«VM»** на верхнем пульте.

5.1.21.Указатель температуры масла главного редуктора (27, *Рис. 5.1.*).

Указатель обозначен **«TRANS OIL»**, предназначен для индикации температуры масла в главном редукторе в градусах Цельсия. Установлен на центральной части приборной доски. Система запитана от шины 28В основных потребителей постоянного тока через АЗС **«TEMP IND ENG»** и **«XMSN»**, на панели АЗС потребителей постоянного тока.
Эксплуатационный диапазон: максимально допустимая – 110°С.

5.1.22.Указатель температуры масла двигателя (28, *Рис. 5.1.*).

Указатель обозначен **«ENGINE OIL»**, предназначен для индикации температуры масла в двигателе в градусах Цельсия. Установлен на центральной части приборной доски и обозначен **«ENGINE OIL»**. Система запитана от шины 28В основных потребителей постоянного тока через АЗС **«TEMP IND ENG»** и **«XMSN»**, на панели АЗС потребителей постоянного тока.
Эксплуатационный диапазон: 93°С при температуре наружного воздуха до 30°С, 100°С при температуре наружного воздуха от 30°С и выше.

5.1.23.Топливомер (29, *Рис. 5.1.*).

Топливомер расположен на верхней центральной части приборной доски. Транзисторный приемник электрического сигнала, постоянно отслеживает количество топлива в фунтах. Топливомер получает сигналы с трёх емкостных датчиков, расположенных в баках. Два датчика размещены в правом переднем баке и один в центральном заднем баке. Показания топливомера необходимо умножить на 100 для

получения количества топлива в фунтах. Система измерения количества топлива запитана от шины 115В переменного тока, через АЗС **«FUEL QTY»**, расположенный на панели АЗС потребителей переменного тока.

5.1.24. Измеритель температуры выходящих газов (30, *Рис. 5.1.*).

Система измерения температуры выходящих газов состоит из указателя и комплекта термопар. Указатель установлен на центральной части приборной доски и обозначен **«EXHAUST»**. Электрический сигнал поступает на указатель с комплекта термопар, установленного на выходном устройстве двигателя. Система измерения температуры выходящих газов автономна и не нуждается в электропитании. Шкала градуирована от 0 до 10, показания необходимо умножить на 100 для получения значения температуры выходящих газов в градусах Цельсия. Цена деления 20°С.
Указатель имеет цветовые обозначения температурных диапазонов:
- 400° – 610°С Максимум: без ограничения времени (зеленая линия)
- 610° – 625°С Максимум: 30 минут (красная)
- 625° С Максимум: 30 минут
- 625° – 675°С Максимум: 10 секунд при запуске и приемистости.
- 675° – 760°С Максимум: 5 секунд при запуске и приемистости.
- 760°С Максимальный предел температуры выходящих газов (красная).

5.1.25. Указатель оборотов газогенератора (31, *Рис. 5.1.*).

Указатель предназначен для непрерывного дистанционного измерения числа оборотов газогенератора (компрессора и первой ступени турбины). Расположен на правой стороне центральной части приборной доски обозначен **«GAS PRODUCER»** и показывает количество оборотов газогенератора в процентах от его максимальных оборотов. Система измерения оборотов автономна и не нуждается в электропитании. Эксплуатационный диапазон: Максимум 101,5% (красная риска).

5.1.26. Указатель поворота и скольжения (32, *Рис. 5.1.*).

Является комбинированным прибором, состоящим из гироскопического указателя поворота, предназначенного для обнаружения угловой скорости вращения вертолета и определения ее направления относительно вертикальной оси и указателя скольжения, указывающего о наличии и направлении скольжения вертолета. Для выполнения скоординированного полета, летчику необходимо выдерживать направление по стрелке указателя и устранять скольжение при помощи педалей, удерживая шарик в центре. Запомните, для устранения скольжения необходимо давать ту ногу, в какую сторону переместился шарик - «шарик убегает от ноги» или «наступай на шарик».

5.1.27. Индикатор крутящего момента (33, *Рис. 5.1.*).

Расположен на центральной части приборной доски и обозначен **«TORQUE»**. Указатель получает сигнал от датчика, являющегося частью маслосистемы свободной турбины. ИКМ измеряет нагрузку на валу свободной турбины в PSI. Крутящий момент измеряется опосредовано, по давлению масла, создаваемого масляным насосом с приводом от вала турбины. На индикаторе нанесена отметка на максимальном значении крутящего момента для установленного двигателя. Это значение берется из шильдика, прикрепленного на двигателе. (Для установленного двигателя в DCS: UH-1H – 50 PSI).

5.1.28. Регулятор громкости приводного радиомаяка (34, *Рис. 5.1.*).

Поворотный регулятор включает выдачу звукового сигнала пролета привода в гарнитуры экипажа, а также регулирует громкость звучания этого сигнала.

5.1.29. Переключатель чувствительности приемника (35, *Рис. 5.1.*).

Переключатель управляет мощностью приемника сигналов от приводных радиомаяков. Имеет два положения **«HIGH»** и **«LOW»**.

5.1.30. Табло «CARGO RELEASE ARMED» (36, *Рис. 5.1.*).

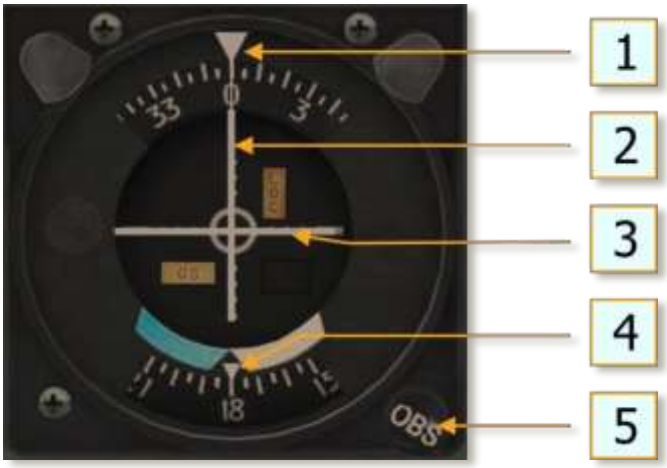
Табло загорается при переводе тумблера **«CARGO RELEASE»** в положении **«ARM»**, что сигнализирует о включении системы тактического сброса груза с внешней подвески.

5.1.31. Часы (37, *Рис. 5.1.*).

Часы расположенные на приборной доске правого летчика, механического типа, полный завод обеспечивает запас хода на 8 суток. Установка времени на часах производится вращением рукоятки в левом нижнем углу. Перед установкой времени вытащите рукоятку нажатием левой кнопкой мыши.

5.1.32. Табло пролета приводного радиомаяка (38, *Рис. 5.1.*).

Табло мигает при пролете приводного радиомаяка, если приемник сигналов включен. Частота звукового сигнала зависит от пролетаемого маяка.



5.1.33. Указатель курса ID-1347/ARN-82 (39, *Рис. 5.1.*).

Указатель курса

Вертикальная планка

Горизонтальная планка

Указатель обратного курса

Задатчик курса

Указатель курса обеспечивает информацией о положении вертолета относительно маяка ВОР, на частоту которого настроен приемник **AN/ARN-82**. Вертикальная планка указывает направление на маяк ВОР, как и стрелка **«2»** указателя радиокомпаса **ID-998/ASN**.
Если планка в вертикальном положении, то вертолет летит прямо на маяк или прямо от него. Отклонение планки показывает направление доворота для полета на маяк или от него.
Горизонтальная планка показывает силу принимаемого сигнала. Если сигнал слабеет, планка опускается вниз.

Вертикальный и горизонтальный бленкера **«OFF»** выпадают при нарушениях работы приема радиосигналов от маяка. При выпадении любого бленкера необходимо вести навигацию другим способом.
Если установлен приемник радиосигналов курсо-глиссадной системы и приводных маяков **R-1963/ARN**, то возможна установка частоты системы инструментальной посадки на пульте приемника **AN/ARN-82**.

А. Пульт управления С-6873/ARN-82.

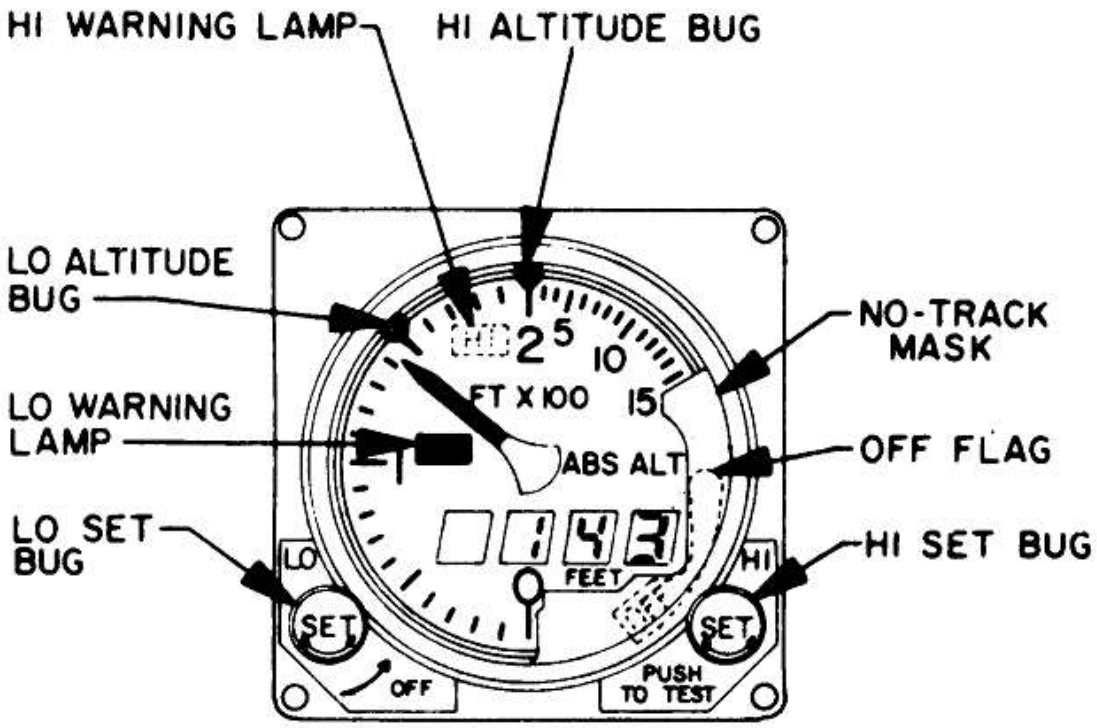
Переключатель	Функция
Ручка **«VOL»**	Регулирует громкость звуковых сигналов.
Переключатель **«Power»** (нижнее поворотное кольцо)	В положении **«PWR»** - подает питание на навигационный приемник **AN/ARN-82** и приемник радиосигналов курсо-глиссадной системы и приводных маяков **R-1963/ARN**. В положении **«TEST»** - проверяется исправность указателя курса **ID-1347/ARN-82** и табло пролета приводного радиомаяка. В положении **«OFF»** - выключает приемники.
Задатчик целых чисел частоты	Располагается на пульте с левой стороны, позволяет набирать целые числа частоты: десятки, единицы.
Задатчик дробных чисел частоты	Располагается на пульте с правой стороны, позволяет набирать дробные числа частоты: десятые и сотые доли.

В. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА.
(1) Переключатель **«Power»** в положение **«PWR»**.
(2) Тумблер **«RECEIVERS NAV»** на абонентском щитке **С-1611/AIC** в положение**«ON»**.
(3) Установить частоту радиомаяка ВОР или частоту инструментальной системы посадки.
(4) Отрегулировать уровень звукового сигнала радиомаяка.

5.1.34. Аварийный магнитный компас (40, *Рис. 5.1.*).

Магнитный компас используется на вертолете в качестве дублирующего прибора. Компас установлен на правом торце приборной доски. Принцип действия компаса основан на взаимодействии постоянных магнитов компаса с магнитным полем Земли. Для учета накопленных в процессе эксплуатации погрешностей в показаниях (остаточная девиация), к компасу приложена поправочная таблица, которая крепится на центральной части приборной доски. При работе мощных источников электромагнитных полей, таких как посадочные фары, поисковый прожектор, обогрев ПВД, возможны колебания показаний магнитного компаса.

5.1.35. Радиовысотомер AN/APN-209 (Не реализован в DCS: UH-1H).



А. ОПИСАНИЕ.

Радиовысотомер AN/APN-209 предназначен для определения истинной высоты полета вертолета относительно поверхности земли. Принцип действия радиовысотомера основан на определении времени прохождения радиосигнала от передающей антенны до отражающей поверхности и обратно, к приемной антенне. Глубокий снег, растительность не мешают достаточно точному измерению. Радиовысотомер импульсной модуляции, работает в диапазоне частот 4200 – 4400 МГц. Указатель преобразует сигналы от антенн и выдает информацию о высоте полета относительно уровня земли с помощью стрелки и цифровых табло. Система состоит из двух антенн *AS-2595/APN-194*, установленных в нижней части хвостовой балки и указателя *RT-1115/APN-209*.

Радиовысотомер обеспечивает измерение высоты:

- при скоростях полета до 300 узлов,
- при высоте полета от 0 до 1500 футов.

При высоте полета до 250 футов, ошибка измерения составляет ±3 фута плюс 3% от высоты.

При высоте полета выше 1500 футов, либо при эволюциях вертолета, когда система не может обработать отраженный сигнал, стрелка перемещается в закрытую зону **«NO-TRACK MASK»** в поле индикатора также выпадает бленкер **«OFF»**.

Бленкер **«OFF»** указывает на выключенное состояние указателя, а также появляется при неточных показаниях, например при отражении сигнала напрямую на приемную антенну от груза на внешней подвеске или салазок шасси.
На указателе предусмотрена установка нижнего и верхнего пределов высоты полета, при достижении установленного предела на индикаторе загорается соответствующая лампочка **«LO»** или **«HI»**.

На режиме висения в зоне влияния земли, при одновременной работе радиовысотомера и приемника сигналов радиолокационного облучения, возможно появление строба на индикаторе облучения от радиовысотомера и звукового сигнала в гарнитурах экипажа.

Переключатель	**Функция**
Задатчик нижнего предела **«LO SET»**	Включает радиовысотомер, устанавливает нижний предел высоты.
Светосигнализатор **«LO»**	Срабатывает при высоте полета ниже установленного нижнего предела.
Указатель нижнего предела высоты	Указывает установленный нижний предел высоты, выдает сигнал на лампочку **«LO»** при достижении предела.
Светосигнализатор **«HI»**	Срабатывает при высоте полета выше установленного верхнего предела.
Указатель верхнего предела высоты	Указывает установленный верхний предел высоты, выдает сигнал на лампочку **«HI»** при достижении предела.
Стрелочный указатель	Показывает высоту полета вертолета относительно поверхности земли.
Задатчик верхнего предела **«HI SET»**	Устанавливает верхний предел высоты, включает режим встроенного контроля высотомера.
Бленкер **«NO-TRACK MASK»**	Ограничивает рабочий диапазон показаний, а также указывает на отсутствие отраженного сигнала.
Бленкер **«OFF»**	Срабатывает при неверных показаниях радиовысотомера. При выключении указателя появляется в поле видимости.

5.1.36. Система обнаружения радиоизлучения AN/APR-39 (44). ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО.

5.2. Средний пульт.

5.2.1. Панель вспомогательных систем.

Тумблер «HYD CONT». Двухпозиционный тумблер обозначен **«HYD CONT»**. В положении **«ON»** - электромагнитный клапан гидравлической системы находится в открытом состоянии и обеспечивает подачу давления жидкости к гидроусилителям. В положении **«OFF»** на клапан подается электропитание, клапан закрывается и

поступление гидрожидкости прекращается. Такая схема работы обеспечивает повышенную надёжность электромагнитного клапана.
Тумблер «FORCE TRIM». В положении **«ON»** - включает систему триммирования.
Тумблер «CABLE CUT». используется для отреза троса лебедки в аварийной ситуации. Тумблер защищен колпачком от непреднамеренного нажатия.
Тумблер «CHIP DET» (DETECTOR). Имеет три положения **«BOTH»**, **«XMSN»**, **«TAIL ROTOR»**.
В положении **«XMSN»** проверятся цепь сигнализатора стружки в главном редукторе.
В положении **«TAIL ROTOR»** проверятся цепь сигнализаторов стружки в 42 и 90 редукторах рулевого винта.
При срабатывании сигнализации «**CHIP DETECTOR»** на панели системы сигнализации отказов и неисправностей, переключая тумблер, можно определить источник неисправности. При выборе неисправного редуктора табло останется гореть и погаснет, если тумблер будет переключен на исправный редуктор.

5.2.2. Панель системы сигнализации отказов и неисправностей.

Панель является частью системы сигнализации отказов и неисправностей.

Обозначения неисправностей, сигнализируемых на панели. Звездочкой (*) отмечены мигающие сегменты панели.

Табло	Отказ или неисправность
ENGINE OIL PRESS	Давление масла двигателя ниже 35 PSI.
*ENGINE ICING	Обледенение двигателя.
*ENGINE ICE DET	Не подключено.
ENGINE CHIP DET	Стружка в масле двигателя.
LEFT FUEL BOOST	Отказ левого топливного насоса.
ENG FUEL PUMP	Отказ двигательного топливного насоса.
RIGHT FUEL BOOST	Отказ правого топливного насоса.
20 MINUTE FUEL	Остаток топлива 170 фунтов.
FUEL FILTER	Топливный фильтр засорен (Не реализовано).
*GOV EMER	Контроль оборотов – ручной.
AUX FUEL LOW	Дополнительный топливный бак пуст.
XMSN OIL PRESS	Давление масла главного редуктора меньше 30 PSI.
XMSN OIL HOT	Температура масла главного редуктора больше 110°C.
HYD PRESSURE	Низкое давление в гидросистеме
*ENGINE INLET AIR	Фильтр воздухозаборника засорен (Не реализовано).
INST INVERTER	Отказ преобразователя переменного тока.
DC GENERATOR	Отказ генератора постоянного тока.
EXTERNAL POWER	Открыт лючок штепсельного разъема аэродромного
CHIP DETECTOR	Стружка в масле редуктора.
*IFF	Отказ ответчика госопознавания.

Тумблер «BRIGHT-DIM». Переключатель уровня яркости на панели позволяет летчику выбрать уровень яркости свечения светосигнальной части панели и центрального табло отказов. Яркость изменяется только при включенной подсветке приборов. Уровень подсветки **«BRIGHT»** будет включаться автоматически при следующих условиях:
- при каждом включении электропитания,
- выключении подсветки приборов,
- отключении шины основных потребителей постоянного тока.

Тумблер «RESET-TEST». В положении **«TEST»** происходит контроль исправности ламп центрального табло и сегментов светосигнальной части панели. Контроль исправности электроцепи и датчиков, выдающих сигналы в систему, не проводится. Проверка ламп не влияет на отказы и неисправности зафиксированные системой до проверки. Сегменты панели будут подсвечены до тех пор, пока существуют условия для срабатывания или пока не будет произведен сброс отказов.
В положении **«RESET**» происходит сброс зафиксированных отказов и неисправностей, при этом гаснут сегменты светосигнальной части панели и центральное табло. После сброса система готова к работе.

5.2.3. Панель управления двигателем.

- Основной топливный тумблер «FUEL». Тумблер **«FUEL»** защищен от случайного нажатия подпружиненной шляпкой, которая должна быть вытянута вверх перед перемещением тумблера. В положении **«ON»** топливные краны открываются, подается электропитание на подкачивающие электронасосы и топливо поступает к двигателю.
В положении **«OFF»** топливные краны закрываются, и снимается питание с электронасосов. (См. 6.1.1.)
Электроснабжение осуществляется от шины основных потребителей 28В постоянного тока, через АЗС: **«FUEL VALVES»**, **«LH BOOST PUMP»** и **«RH BOOST PUMP»**.
- Тумблер «LOW RPM AUDIO/OFF». В положении **«OFF»** тумблер отключает сигнализацию низких оборотов двигателя, несущего винта в процессе запуска. Тумблер подпружинен.
Перед запуском переведите тумблер в положение **«OFF»**, при достижении несущей системой рабочего диапазона оборотов, тумблер автоматически перещелкнется в позицию **«AUDIO»**.
В положении **«AUDIO»** в гарнитуры экипажа выдается звуковой сигнал при условиях:
(1) Обороты несущего винта 300-310 об/мин. и обороты двигателя 6100-6300 об/мин. (Низкие обороты).
(2) Отсутствие сигналов от датчика оборотов свободной турбины и несущего винта.
- Переключатель «GOV». В положении **«AUTO»** регулятор оборотов автоматически поддерживает постоянные обороты двигателя, при полностью

открытом положении рукоятки «Газ». В положении **«EMER»** подача топлива насосом-регулятором в двигатель регулируется вручную, вращением поворотной рукоятки «Газ» на РОШ без функции автоматического регулировки.
Цепь запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС **«GOV CONT»**.
- Переключатель «ENGINE DE-ICE». Противообледенительная система пневматическая, осуществляется воздухом, отбираемым от компрессора двигателя. В положении тумблера **«ON»**, горячий воздух пропускается через воздухозаборник двигателя, предотвращая его обмерзание.
Использование системы вызывает небольшую потерю мощности двигателя. В случае отказа в сети постоянного тока или срабатывания АЗС, система включится автоматически. Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС **«ANTI-ICE ENG».**
- Переключатели перекачки внутреннего топлива «INT AUX FUEL LEFT/RIGHT». Дополнительная топливная система включается при переводе тумблеров в переднее положение. Топливо начинает поступать в основные баки. Датчики контроля перелива, установленные в основных баках, предотвращают переполнение баков при перекачке топлива. Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС: **«FUEL TRANS PUMP»**.

5.2.4. Панель системы отстрела ложных целей XM130. ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО.

5.3. Верхний пульт.

Расположение органов управления и автоматов защиты сети, установленных на верхнем пульте, представлено на *Рис.5.3.*

Рис.5.3. Верхний пульт

5.3.1. Панель «DOME LT / PITOT».

На панели размещены:
- Переключатель заливающей подсветки приборной доски.
- Тумблер обогрева ПВД.

5.3.2. Панель «EXT LTS».

На панели размещены:
- Переключатель БАНО.
- Тумблер яркости БАНО.
- Тумблер проблескового маяка.

5.3.3. Панель «MISC».

На панели размещены:
- Переключатель щеток – стеклоочистителей.
- Галетный переключатель выбора скорости работы щеток.
- Тумблер включения системы тактического сброса груза с внешней подвески.

5.3.4. Панель «NVG POSITION LTS».

На панели размещен:
- Галетный переключатель яркости ночных строевых огней.

5.3.5. Панель «INST LTG».

На панели размещены регуляторы подсветки приборной доски и приборов.

5.3.6. Панель «AC POWER».

На панели размещены:
- Галетный переключатель вольтметра переменного тока.
- Переключатель преобразователей.

5.3.7. Панель «DC POWER».

На панели размещены:
- Тумблер управления основным генератором **«MAIN GEN»**.
- Тумблер управления аккумуляторной батареей **«BAT»**.
- Тумблер управления стартер-генератором **«STARTER GEN»**.
- Галетный переключатель вольтметра постоянного тока.
- Тумблер ручного подключения шины вторичных потребителей **«NON-ESS BUS»**.

ЗАМЕТКИ

РИСУНОК ГЛАВЫ 6

СТРАНИЦА ПУСТАЯ

6. Системы вертолета.

6.1. Топливная система.

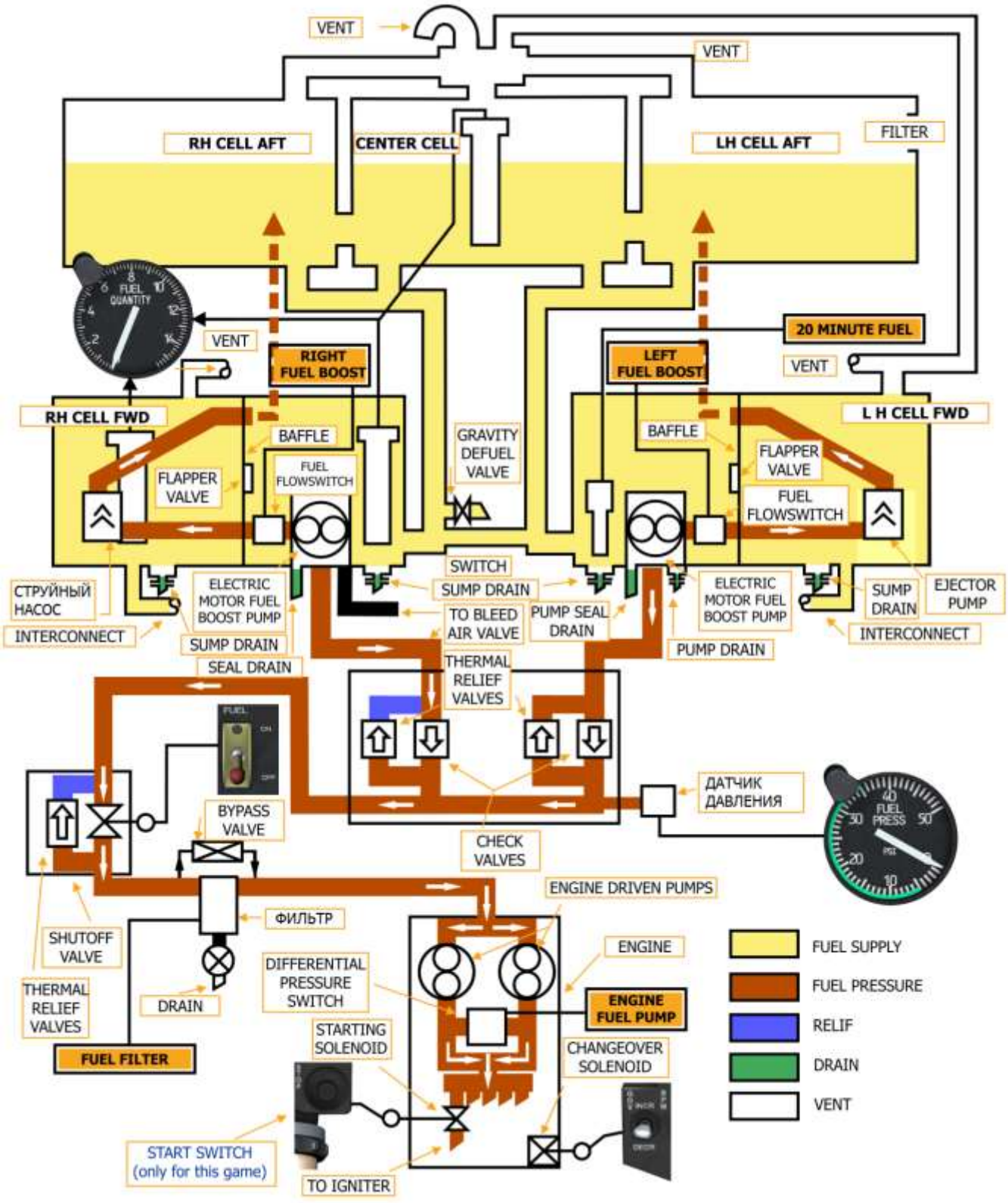


Рис. 6.1. Схема топливной системы.

Описание. Топливная система вертолета состоит из пяти сообщающихся топливных баков. Два передних бака оборудованы погруженными электрическими топливными насосами низкого давления. Подкачивающие насосы обеспечивают подачу топлива под давлением в основную топливную магистраль к двигательному топливному насосу высокого давления. Каждый передний бак разделен на два отсека поперечной

перегородкой со створчатым клапаном, обеспечивающим перетекание топлива из передней части бака в заднюю. Подкачивающие топливные насосы установлены в задней части каждого переднего бака и соединены трубопроводами с основной топливной магистралью. Передние баки оборудованы струйными насосами подбора остатков топлива, таким образом в баках остается незначительное количество невырабатываемого топлива при любых параметрах полёта. Баки сконструированы с учётом необходимости обеспечить их целостность и отсутствие розлива топлива и уменьшения вероятности пожара при тяжелых (на грани выживания) повреждениях от ударных нагрузок в результате аварии. Ломающиеся крепления предназначены для фиксации бака в фюзеляже и разрушения при ударных нагрузках, обеспечивая бакам возможность относительного перемещения внутри фюзеляжа без их разлома при аварии. Перекрывные, самоуплотняющиеся клапана, установленные в трубопроводах, на выходных штуцерах баков, предназначены для обеспечения полного отделения бака без утечки топлива. Вентиляционные клапана, установленные на задних баках, обеспечивают защиту от розлива топлива в случае переворота вертолета при аварии. Баки защищены в своей нижней части от осколков и пуль калибром до 0.50 дюйма.

6.1.1. Управление и контроль топливной системы.

A. Топливные переключатели.

Переключатели топливной системы состоят из:

a) **Основной топливный тумблер**. Тумблер **«FUEL MAIN ON/OFF»** расположен на панели **«ENGINE»,** находящейся на центральной консоли управления – пьедестала. Тумблер защищен от случайного нажатия подпружиненной шляпкой, которая должна быть вытянута вверх перед перемещением тумблера. В положении **«ON»** топливные краны открываются, подается электропитание на подкачивающие электронасосы и топливо поступает к двигателю. В положении **«OFF»** топливные краны закрываются, и снимается питание с электронасосов. Электроснабжение осуществляется от шины основных потребителей 28В постоянного тока, через АЗС: **«FUEL VALVES»**, **«LH BOOST PUMP»** и **«RH BOOST PUMP»**.

b) **Тумблеры управления**. Подача топлива и режим работы управляется переключателями **«MAIN FUEL ON/OFF»** and **«GOV AUTO/EMER»**, расположенными на панели среднего пульта **«ENGINE»**. Переход на аварийный режим подачи топлива выполняется переводом РУДа на режим малого газа или в позицию **«OFF»** и переключением тумблера **«GOV AUTO/EMER»** в положение **«EMER».** При работе в аварийном режиме подача топлива регулируется вручную, вращением поворотной рукояткой на РОШ, без функции автоматического контроля.

B. Топливомер. Топливомер расположен на верхней центральной части приборной доски. Транзисторный приемник электрического сигнала, постоянно отслеживает количество топлива в фунтах. Топливомер получает сигналы с трёх датчиков количества топлива, расположенных в топливных баках. Два датчика размещены в правом переднем баке и один в центральном заднем баке. Показания топливомера необходимо умножить на 100 для получения количества топлива в фунтах. Система измерения количества топлива запитана от шины 115В переменного тока, через АЗС **«FUEL QTY»**, расположенный на панели АЗС потребителей переменного тока.

C. Контроль топливомера. Кнопка «**FUEL GAUGE TEST**» предназначена для проверки исправности топливомера. При нажатии на кнопку, стрелка топливомера перемещается на ноль, отпускание кнопки восстанавливает показание, соответствующее реальному количеству топлива. Система контроля измерения

количества топлива запитана от шины 115В переменного тока, через АЗС **«FUEL QTY»**, расположенный на панели АЗС потребителей переменного тока.

D. Указатель давления топлива. Указатель показывает давление топлива, создаваемое подкачивающими насосами (в PSI), в магистрали подачи топлива от баков к двигателю. Система измерения давления топлива запитана от шины 28В переменного тока, через АЗС **«FUEL PRESSURE»**, расположенный на панели АЗС потребителей переменного тока.

E. Сигнализация малого остатка топлива. При остатке топлива примерно в 185 фунтов срабатывает поплавковый датчик в левом переднем баке и выдает сигнал о малом остатке топлива путем включения табло **«20 MINUTE FUEL»**. Порог срабатывания от 130 до 240 фунтов. Срабатывание предупреждающей сигнализации не означает, что до полной выработки топлива осталось ровно 20 минут, а только предупреждает о его малом остатке. Сигнализация запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока, через АЗС **«CAUTION LIGHTS».**

F. Сигнализация отказа подкачивающих насосов. Табло **«LEFT FUEL BOOST »** и **«RIGHT FUEL BOOST»** загораются при отсутствии давления топлива в линии подачи соответствующего насоса, что говорит об его отказе. Один насос обеспечивает нормальную подачу топлива. Система сигнализации запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока, через АЗС: **«CAUTION LIGHTS»**, **«RH FUEL BOOST PUMP»** и **«LH FUEL BOOST PUMP»**.

6.1.2. Дополнительная топливная система (Не реализована в **DCS: UH-1H**).

Оснащение вертолёта дополнительной топливной системой происходит путём установки комплекта в багажный отсек. Два мягких, устойчивых к аварийным условиям посадки бака, устанавливаются между задним шпангоутом и силовой рамой трансмиссии, позволяют разместить топливо, объёмом 300 U.S. gallons (примерно 1135 литров).

A. Переключатели перекачки внутреннего топлива. Два переключателя **«INT AUX FUEL LEFT/RIGHT»** расположены на контрольной панели **«ENGINE»**. Система включается при переводе тумблеров в переднее положение. Топливо начинает поступать в основные баки. Датчики контроля перелива, установленные в основных баках, предотвращают переполнение баков при перекачке топлива. Система запитана от шины 28В основных потребителей постоянного тока. Цепь подключена через АЗС: **«FUEL TRANS PUMP»**.

B. Сигнализация малого остатка дополнительного топлива. Табло **«AUX FUEL LOW»** срабатывает только при пустом дополнительном баке и включенной системе. Электрическая цепь запитана от шины 28В основных потребителей постоянного тока. Цепь подключена через АЗС: **«CAUTION LIGHTS»**.

6.2. Электрическая система.

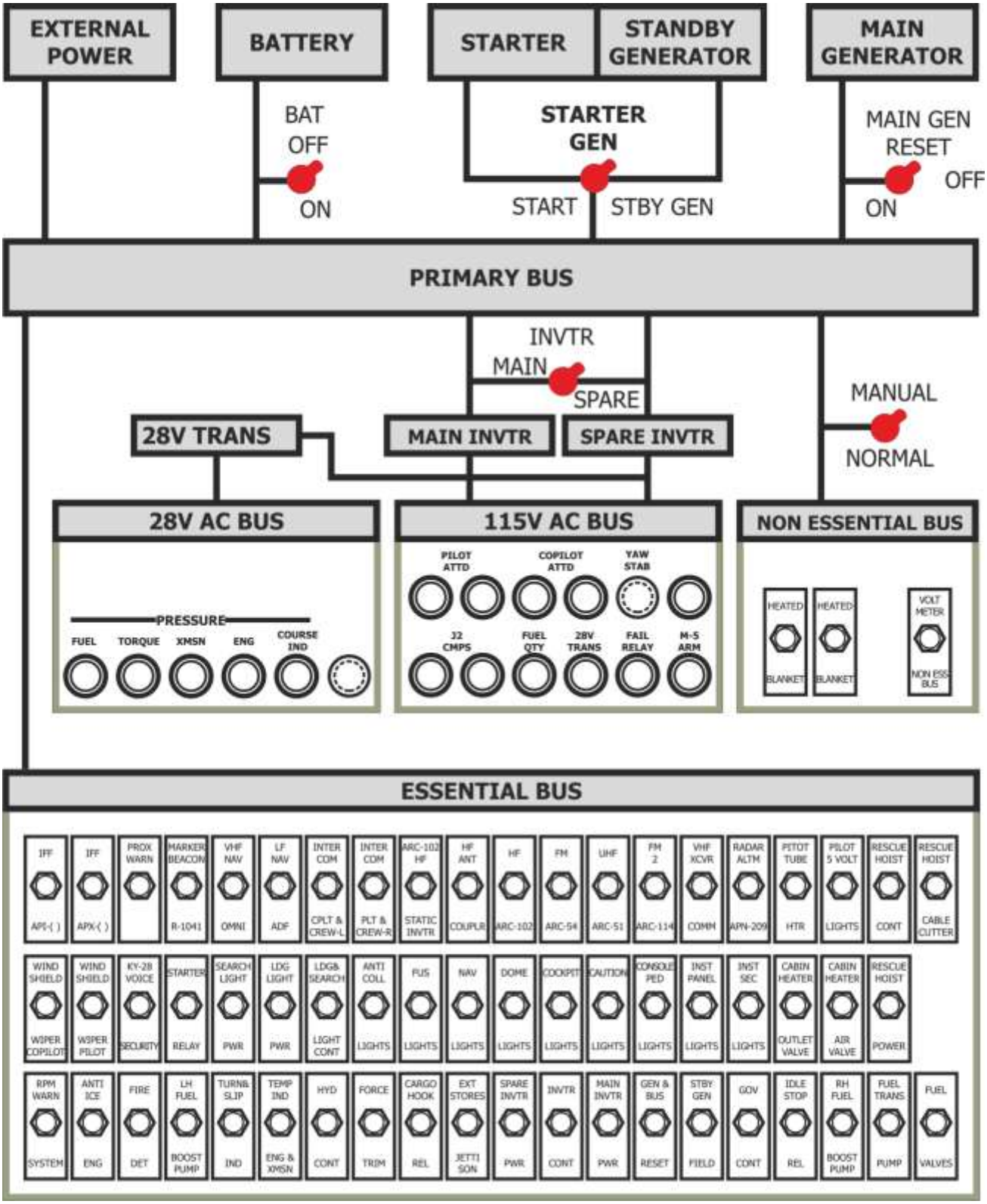


Рис. 6.2. Схема электрической системы.

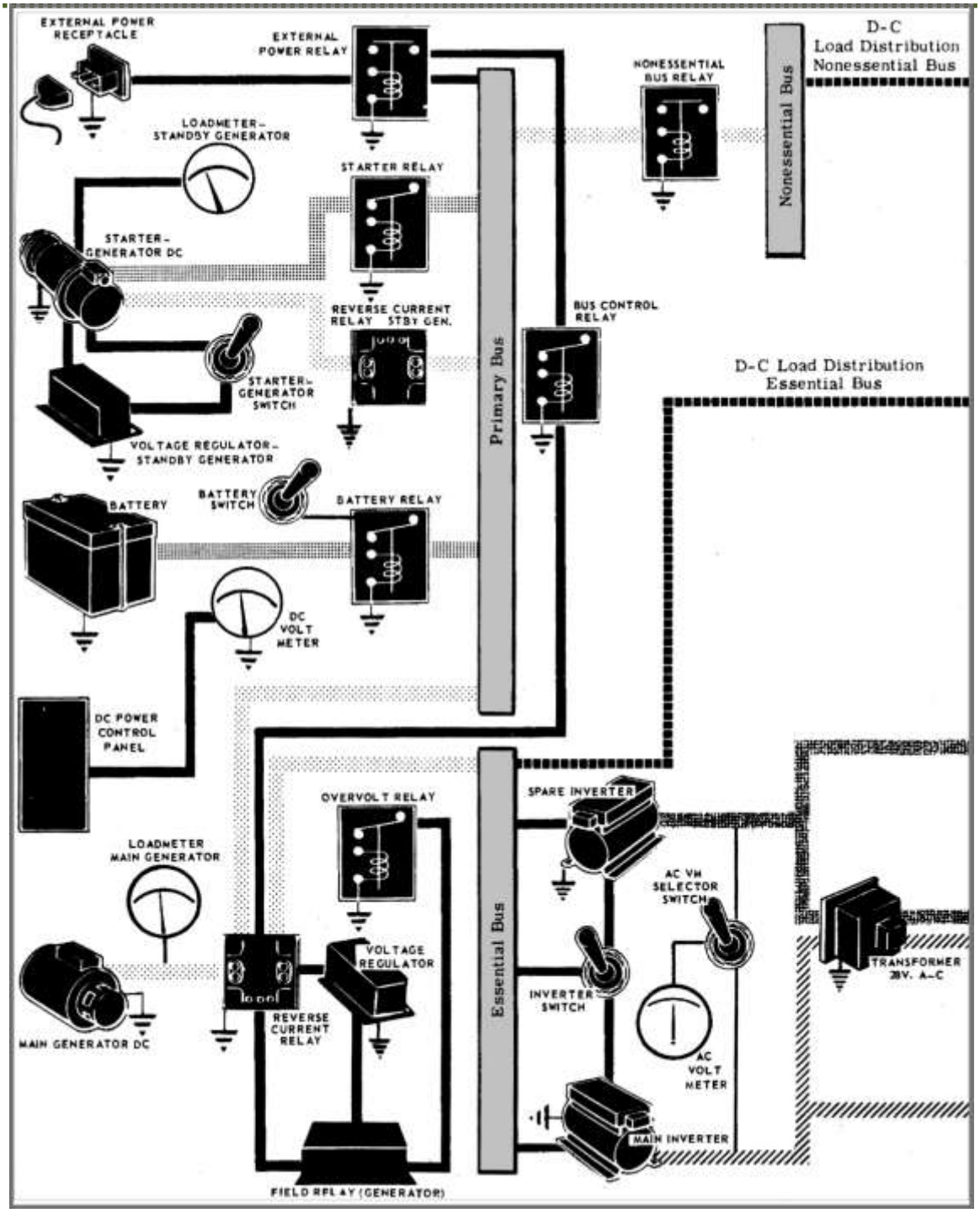


Рис. 6.3. Принципиальная электрическая схема.

ШИНА ОСНОВНЫХ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ 28В ПОСТОЯННОГО ТОКА.

– Генератор и реле отключения.
– Питание основного преобразователя.
– Питание аварийного преобразователя.
– Реле стартер-генератора.
– Система зажигания и кран пускового топлива.
– Топливные и масляные краны.
– Левый подкачивающий насос.
– Правый подкачивающий насос, перекачивающий насос.
– Защелка «СТОП» (Не реализована).
– Управление насосом-регулятором.
– Система тактического сброса грузов.
– Противопожарная система.
– Стеклоочистители.
– Противообледенительная система.
– Освещение кабины.
– Система триммирования.
- Управление гидравлической системой.
– Подсвет приборов.
– Указатель поворота и скольжения.
– Подсветка приборной доски.
– Зарезервировано.

– Указатели температуры масла, двигателя и редуктора.
– Освещение центрального пульта.
– Навигационные огни.
– Табло сигнализации.
– Проблесковые огни.
– Управление и питание посадочного и поискового прожекторов.
– Ответчик AN/APX-72 (Не реализован).
– VHF приемник AN/ARC-134.
– VHF передатчик AN/ARC-134.
– UHF приемопередатчик AN/ARC-51BX.
– FM приемопередатчик AN/ARC-131.
– Абонентские щитки C-1611/AIC.
– Гиромагнитный компас «Type J-2».
– Система отбора воздуха.
– Управление и питание обогревателя.
– Приемник радиокомпаса AN/ARN-83.
– Приемник AN/ARN-82.
– Приемник приводных радиостанций R-1963/ARN.
– Обогрев ПВД.
– Зарезервировано.

ОСНОВНОЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ 115В ПЕРЕМЕННОГО ТОКА.

– Система измерения количества топлива.
– Авиагоризонты.
– Гиромагнитный компас «TYPE J-2».
– Реле отказа шины переменного тока.

ШИНА ВТОРИЧНЫХ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ 28В ПОСТОЯННОГО ТОКА.

– Вольтметр шины вторичных потребителей.
– Обогреваемые теплоизоляционные маты.

АВАРИЙНЫЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ 115В ПЕРЕМЕННОГО ТОКА.

– Система измерения количества топлива.
– Авиагоризонты.
– Гиромагнитный компас «TYPE J-2».
– Реле отказа шины переменного тока.

ШИНА 28В ПЕРЕМЕННОГО ТОКА.

– Указатель.
– Индикатор крутящего момента.
– Указатель и датчик давления масла редуктора.
– Указатель и датчик давления масла двигателя.
– Указатель и датчик давления топлива.

Рис. 6.4. Потребители.

6.2.1. Распределительная сеть постоянного и переменного тока.

Рис. 6.2. - Рис. 6.4. Изображают общую схему распределительной системы постоянного и переменного тока. Аккумулятор, основной генератор, стартер-генератор или внешний источник обеспечивают шину 28В постоянного тока - **«PRIMARY BUS»**. Основной или аварийный преобразователь обеспечивает шину переменного тока 115В. Трансформатор, запитываемый преобразователем, обеспечивает шину 28В переменного тока.

6.2.2. Сеть постоянного тока.

Электрическая бортсеть вертолета представляет собой систему проводов, снабженную различной коммутационной аппаратурой, и предназначена для передачи электроэнергии от источника тока к потребителям.
На вертолете бортсеть выполнена по однопроводной схеме с заземленной силовой нейтралью на фюзеляж вертолета. Основной генератор, с приводом от трансмиссии, выдает напряжение от 27В до 28,5В, в зависимости от температуры окружающей среды. В случае отказа основного генератора шина вторичных потребителей автоматически отключается. Летчик может подключить эту шину принудительно, переведя тумблер **«NON-ESS BUS»** на панели **«DC POWER»** в положение **«MANUAL ON»**.

6.2.3. Управление и контроль сети постоянного тока.

*Рис. 6.5. Панель управления **AC and DC POWER** на потолочной панели.*

А. Управление основным генератором. Тумблер **«MAIN GEN»** находится на панели управления **«DC POWER»** на верхней консоли. В положении **«ON»** основной генератор запитывает сеть 28В постоянного тока. Тумблер не фиксируется в положении **«RESET»** и возвращается в положение **«OFF»**. Кратковременное нажатие тумблера в положение **«RESET»** сбрасывает нагрузку с генератора. Положение **«OFF»** отключает генератор от сети. Цепь подключена через АЗС **«GEN & BUS RESET»,** расположенный на панели потребителей постоянного тока.

В. Управление аккумуляторной батареей. Тумблер **«BAT»** расположен на панели **«DC POWER»**. В положении **«ON»** аккумулятор подключается на сеть, а

также заряжается от генератора при его работе. В положении **«OFF»** аккумулятор отключается от сети.

C. Управление стартер-генератором. Тумблер **«STARTER GEN»** расположен на панели **«DC POWER»**. В положении **«START»** стартер-генератор работает как стартер. В положении **«STBY GEN»** - как генератор. Стартер – генератор имеет привод от двигателя вертолёта.

D. Управление шиной вторичных потребителей. Тумблер **«NON-ESS BUS»** расположен на панели **«DC POWER»**. В положении **«NORMAL ON»** шина вторичных потребителей запитана постоянным током от основного генератора. В положении **«MANUAL ON»** шина подключена к стартер – генератору, если основной генератор отключён.

E. Галетный переключатель вольтметра постоянного тока. Переключатель **«VM»** расположен на панели **«DC POWER»**. Переключатель позволяет выбрать источник для контроля напряжения в соответствующих положениях: **«BAT»**, **«MAIN GEN»**, **«STBY GEN»**, **«ESS BUS»**, и **«NON-ESS BUS».**

F. Вольтметр постоянного тока. Расположен на центральной части приборной доски и обозначен **«VOLT DC»**. Напряжение постоянного тока показывается на указателе в соответствии с положением галетного переключателя **«VM»** на верхней консоли.

G.Основной и Аварийный Амперметры. Амперметры постоянного тока расположены на нижней центральной части приборной доски. Амперметр **«MAIN GEN»** показывает отбираемую нагрузку от основного генератора. Амперметр **«STBY GEN»** показывает отбираемую нагрузку от стартер – генератора. Амперметры не показывают нагрузку при неработающих генераторах.

H. Панель АЗС потребителей постоянного тока. Расположена на верхней консоли. В «нажатом» состоянии АЗС обеспечивает защиту цепи и оборудования, подключённого к этой цепи. В случае перегрузки сети АЗС «выскакивает» и обесточивает сеть, спасая цепь и оборудование от повреждений. В «выскочившем» состоянии, АЗС размыкает электрическую цепь. Каждый АЗС обозначен к какой цепи имеет отношение и указан в параграфе, описывающем защищенное им оборудование.

6.2.4. Сеть переменного тока.

Переменный ток вырабатывается двумя преобразователями (*Рис. 6.2.*), подключенных к шине основных потребителей 28В постоянного тока. Управление осуществляется с пульта **«AC POWER »** (*Рис. 6.5.*)

Преобразователи. Любой из преобразователей (основной или аварийный) обеспечивает сеть основных потребителей 115В переменного тока. Преобразователи питают трансформаторы, преобразующие 115В в 28В переменного тока. Цепь подключена через АЗС: **«MAIN INVTR PWR»** и **«SPARE INVTR PWR».**

6.2.5. Управление и контроль сети переменного тока.

A. Переключатель преобразователей. Переключатель **«INVTR»** расположен на панели **«AC POWER»** верхней консоли. Нормальное положение переключателя **«MAIN ON»** для подключения основного преобразователя. В положении **«SPARE**

ON» переключатель подключает запасной, случае отказа основного преобразователя. Переключатель запитывается от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС **«INVTR CONT»**.

B. Табло отказа преобразователя переменного тока. Табло **«INST INVERTER»** срабатывает в случае отказа активного преобразователя или при нахождении переключателя преобразователей в положении **«OFF»**.

C. Галетный переключатель вольтметра переменного тока. Переключатель **«AC PHASE VM»** расположен на панели **«AC POWER»** и имеет три положения: **«AB»**, **«AC»** и **«BC»**, для контроля соответствующей фазы переменного тока 115В на вольтметре.

D. Вольтметр переменного тока. Расположен на центральной части приборной доски. На приборе показывается напряжение тока, вырабатываемого подключенным на сеть преобразователем (основным или запасным). Напряжение любой выбранной фазы должно быть в пределах 112 - 118В.

E. Панель АЗС потребителей переменного тока. Панель расположена на правой боковой стороне центральной консоли (пьедестала). В «нажатом» состоянии АЗС обеспечивает защиту самой цепи и оборудования, подключённого к этой цепи. В случае перегрузки сети АЗС «выскакивает» и обесточивает сеть, спасая цепь и оборудование от повреждений. В «выскочившем» состоянии АЗС размыкает электрическую цепь. Каждый АЗС обозначен к какой цепи имеет отношение и указан в параграфе, описывающем защищенное им оборудование.

6.3. Гидравлическая система.

Описание. Гидравлическая система предназначена для уменьшения усилий на органах управления вертолётом (РППУ. РОШ, педали). Гидравлический насос переменной производительности с приводом от трансмиссии и установленный на редукторе подает гидрожидкость под давлением в гидроусилители. Гидропривода механически связаны с системой управления вертолёта. Перемещение органов управления приводит к перемещению золотников и подаче давления в гидроцилиндры, таким образом, уменьшая потребные усилия на органы управления. В гидроприводах управления общим и циклическим шагом установлены необратимые золотники, которые предотвращают передачу обратных усилий от винта на органы управления в случае отказа гидравлической системы.

Гидравлическая система также обеспечивает привод пулеметов М134 комплекса вооружения М21, в случае установки его на вертолете.

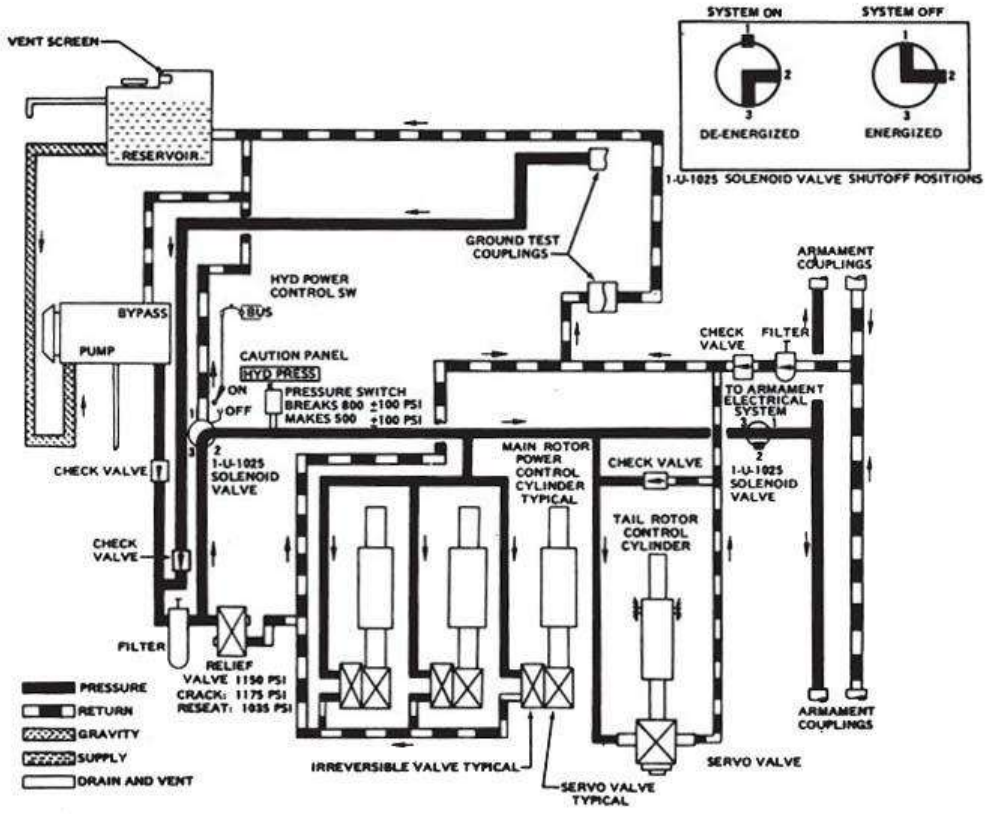


Рис.6.6. Общая схема гидравлической системы.

Тумблер включения гидросистемы. Расположен на панели вспомогательных систем. Двухпозиционный тумблер обозначен **«HYD CONT»**. В положении **«ON»** - обесточенный электромагнитный клапан находится в открытом состоянии и обеспечивает подачу давления к гидроусилителям. В положении **«OFF»** на клапан подается электропитание, клапан закрывается и поступление гидрожидкости к потребителям прекращается. Такая схема работы обеспечивает повышенную надёжность электромагнитного клапана.
Сигнализация давления гидрожидкости. Срабатывание табло **«HYD PRESSURE»** на панели отказов сигнализирует о низком давлении в гидросистеме. В этом случае при воздействии на органы управления будут ощущаться усилия обратной связи средней величины. Гидравлическая система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС **«HYD CONT»**.

6.4. Противообледенительная система.

Противообледенительная система пневматическая, осуществляется воздухом, отбираемым от компрессора двигателя. Управляется тумблером **«DE-ICE»** на панели **«ENGINE»**. В положении тумблера **«ON»**, горячий воздух пропускается через воздухозаборник двигателя, предотвращая его обмерзание.
Использование системы вызывает небольшую потерю мощности двигателя (происходит автоматическое увеличение оборотов газогенератора на 3..5%). В случае отказа в сети постоянного тока или срабатывания АЗС, система включится автоматически. Система запитана от шины основных потребителей 28В постоянного тока через АЗС **«ANTI-ICE ENG»**.

6.5. Игровой автопилот.

Примечание. Для упрощения применения систем вооружения, установленных на вертолет, при замещении других членов экипажа (второй пилот, стрелки), управление вертолётом переходит к виртуальному лётчику. Этот режим реализован как «автопилот».

Игровой автопилот имеет три режима:
«ATTITUDE HOLD» - Удержание пространственного положения,
«LEVEL FLIGHT» - Горизонтальный полет и
«ORBIT» - Полёт по кругу.
Рассмотрим эти режимы подробно.
«ATTITUDE HOLD» - автопилот выдерживает все параметры полёта, на момент включения режима (крен, тангаж, направление – без стабилизации высоты и скорости).
«LEVEL FLIGHT» -автопилот выдерживает скорость, высоту и направление полёта. В случае наличия крена при включении этого режима - крен устраняется.
«ORBIT» - автопилот выполняет вираж с постоянным углом крена в 13° на постоянной скорости без снижения. В случае наличия большего угла крена при включении этого режима - крен уменьшается до 13°. Если скорость полёта не позволяет выдерживать этот угол крена без снижения, то скорость полёта уменьшается до максимальной, при которой вертолёт может лететь без потери высоты.
DCS: UH-1H содержит в правой части экрана указатели состояния системы вооружения и режима работы автопилота , которые позволяют быстро получить информацию о режимах работы, о сочетаниях клавиш необходимых для работы с системами вооружения и режимами работы автопилота. Указатели могут быть выключены при нажатии[**LCTRL+LSHIFT+H**]. Смотри *Рис. 6.7, Рис. 6.8.*

Рис. 6.7. Расположение указателя состояния системы вооружения и автопилота.

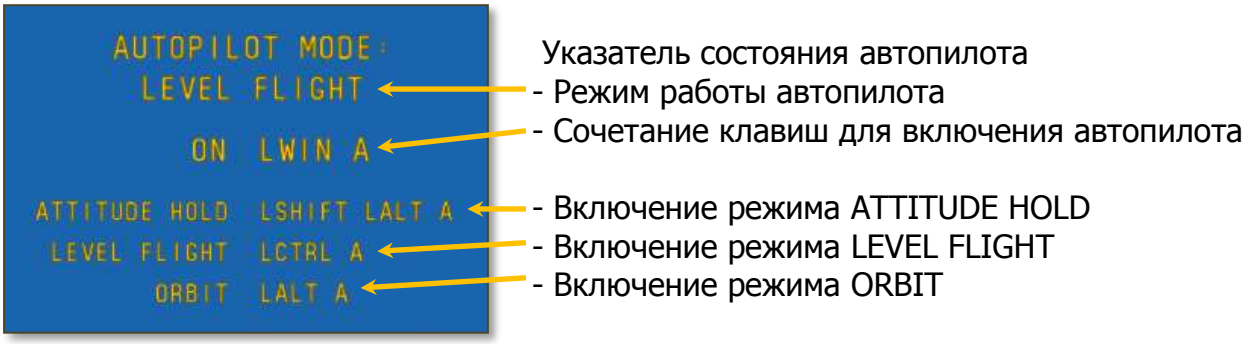


Рис. 6.8. Указатель режима работы автопилота.

Autopilot mode. Показывает выбранный режим работы (**ATTITUDE HOLD/LEVEL FLIGHT/ORBIT**).
Autopilot status. Показывает состояние автопилота **(ON/OFF),** включен или выключен и сочетание клавиш (по умолчанию), используемых для его изменения.
Attitude Hold hint. Сочетание клавиш (по умолчанию) для включения этого режима работы.
Level Flight hint. Сочетание клавиш (по умолчанию) для включения этого режима

работы.

Orbit hint. Сочетание клавиш (по умолчанию) для включения этого режима работы. При включённом автопилоте, отметки положения органов управления виртуального лётчика, на экране индикации органов управления (RCtrl+Enter), показываются белым цветом. Смотри *Рис. 6.9.*

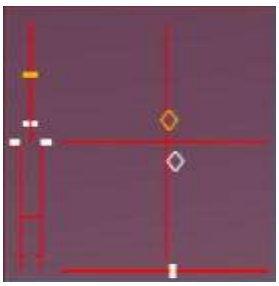


Рис. 6.9. Отметки положения органов управления виртуального летчика.

ЗАМЕТКИ

РИСУНОК ГЛАВЫ 7

СТРАНИЦА ПУСТАЯ

7. Радиосвязное и радионавигационное оборудование.

7.1. Радиосвязное оборудование.

Радиосвязное оборудование вертолета состоит из:
- Абонентский щиток **C-1611/AIC**.
- Радиостанция УКВ дециметрового диапазона **AN/ARC-51BX**.
- Радиостанция УКВ метрового диапазона **AN/ARC-134**.
- Радиостанция УКВ **AN/ARC-131**.
- Ответчик системы госопознавания и УВД **AN/APX-72**.

7.1.1. Абонентский щиток C-1611/AIC.

- Переключатели приемников **«RECEIVERS»**.

- Переключатель режима работы **«Transmit - Interphone»**.

Рис. 7.1.1. Абонентский щиток C-1611/AIC.

Абонентский щиток предназначен для усиления и распределения звуковых сигналов от радиостанций, навигационного оборудования к гарнитурам экипажа. Позволяет вести общение между членами экипажа в режиме переговорного устройства, прослушивать радиостанции, а также звуковые сигналы от навигационного оборудования в различной их комбинации. Абонентский щиток позволяет управлять четырьмя приемопередатчиками с помощью галетного переключателя **«Transmit - Interphone»**.
В положении галетного переключателя **«PVT»** обеспечивается внутривертолетная связь с любым абонентом в кабине, на щитке которого установлен режим **«PVT»**.
На абонентском щитке медика установлен дополнительно тумблер **«HOT MIC»**, позволяющий вести общение с экипажем в независимости от положения галетного переключателя **«Transmit - Interphone»**, без необходимости нажатия на тангенту микрофона. Всего устанавливается до четырех абонентских щитков. По одному у каждого летчика и два в грузопассажирском отсеке.

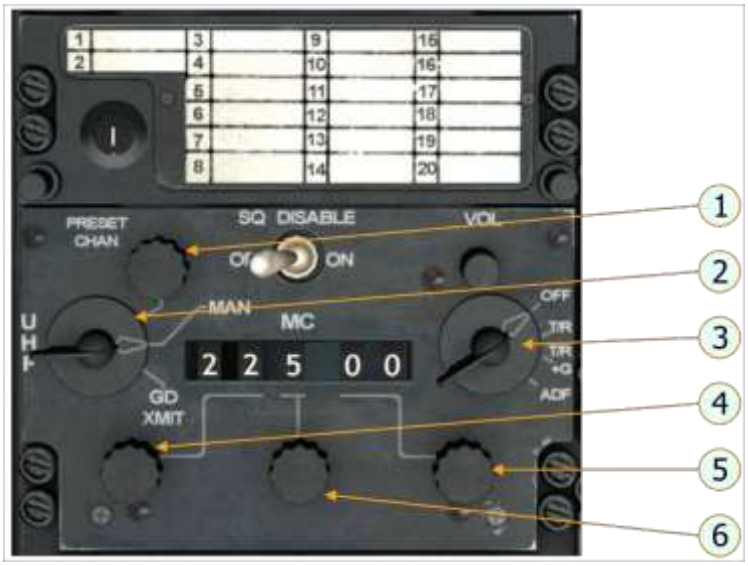
Переключатель	**Функция**
Переключатели приемников **«RECEIVERS»**: **1** (FM) – AN/ARC-131 **2** (UHF) – AN/ARC-51BX **3** (VHF) – AN/ARC-134 **4** (#2 FM/HF)	В положении **«ON»** подключает соответствующую радиостанцию к абонентскому щитку. **Положение 2 в игре по умолчанию.** В положении **«OFF»** -отключает приемники от щитка.
Переключатель **«INT»**	В положении **«ON»** - включает в работу переговорное устройство.
Переключатель **«NAV»**	Включает выдачу в гарнитуры звуковых сигналов от навигационных средств.
Ручка регулировки громкости **«VOL»**	Регулирует громкость, за исключением сигналов от навигационных средств.

Переключатель **«Transmit - Interphone»**	В положениях **«1»** (FM), **«2»** (UHF), **«3»** (VHF), **«4»** (#2FM/HF) и **«INT»** выбирается передатчик, через который будет осуществляться радиосвязь. Чтобы отправить радиосообщение через одну из радиостанций или связаться по внутривертолетной связи, необходимо установить этот поворотный переключатель в положение, соответствующее нужному передатчику. Радиостанция подключается к абонентскому щитку и будет работать на прием-передачу. Для передачи информации в эфир используйте кнопку **«RADIO I.C.S»** на РППУ или на полу кабины (если установлена). Положение **«PVT»** включает внутривертолетную связь.

A. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА.

(1) Переключатель **«Transmit - Interphone»** – выбрать необходимую радиостанцию.
(2) Переключатели приемников **«RECEIVERS»** – подключить выбранную радиостанцию.
(3) Отрегулировать уровень громкости в гарнитуре.
(4) Переключатель микрофона – включить требуемый микрофон.

7.1.2. Радиостанция УКВ дециметрового диапазона AN/ARC-51BX.



1. Переключатель предустановленных каналов.
2. Переключатель режима набора частоты.
3. Поворотный переключатель режимов.
4. Кремальера установки частоты (десятки).
5. Кремальера установки частоты (десятые и сотые).
6. Кремальера установки частоты (единицы).

Рис. 7.1.2. Панель управления C-6287/ARC-51BX.

Радиостанция обеспечивает ведение двухсторонней радиосвязи в UHF-диапазоне **225,0 – 399,9 МГц**, с шагом 0,05 МГц, всего 3500 каналов. Панель управления расположена на левой стороне центрального пульта и обозначена **«UHF»**. Также возможно использование 20 предустановленных каналов и прослушивание защищенного канала. На панели закреплена карточка с указанием позывных предустановленных каналов. Прием и передача ведутся на одной частоте.

Переключатель	Функция
Поворотный переключатель режимов:	Включает радиостанцию и определяет режим работы:
«OFF»	- Выключает радиостанцию.

«T/R»	- Включает приемник и основной передатчик.
«T/R+G»	- Включает приемник, основной передатчик и передатчик защищенного канала.
«ADF»	- Включает режим автоматического радиокомпаса (если установлен).
Ручка регулировки громкости **«VOL»**	Регулирует громкость радиостанции в гарнитуре.
Переключатель **«SQ DISABLE»**	В положении **«OFF»** выключает шумоподавление.
Переключатель режима набора частоты	Определяет режим набора частоты: **«PRESET CHAN»** - выбор одного из 20 предустановленных каналов. **«MAN»** - выставка частоты кремальерами **«GD XMIT»** - приемопередатчик настраивается на защищенный канал (**243,00** МГц).
Переключатель предустановленных каналов	Позволяет выставить один из 20 предустановленных каналов.
Окно индикатора канала	Показывает номер выбранного канала.
Кремальера установки частоты (десятки)	Устанавливает первые две цифры частоты (десятки).
Кремальера установки частоты (единицы)	Устанавливает третью цифру частоты (единицы).
Кремальера установки частоты (десятые и	Устанавливает четвертую и пятую цифры частоты (десятые и сотые).

A. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА.

(1) Поворотный переключатель режимов установить в положение **«T/R»** или **«T/R+G»** по необходимости.
(2) Переключатель режима набора частоты в положение преднастроенных каналов **«PRESET CHAN»**.
(3) Включить **«2»** переключатель приемников **«RECEIVERS»**.
(4) Выбрать канал переключателем предустановленных каналов.

Прим. При переключении каналов, в гарнитуре слышен тоновый сигнал с частотой 800 Гц.

(5) Переключатель **«SQ DISABLE»** в положение **«OFF»**.
(6) Выбрать необходимый канал с помощью переключателя предустановленных каналов.

B. АВАРИЙНАЯ РАБОТА.

(1) Переключатель режима набора частоты в положение **«GD XMIT»**.
(2) Поворотный переключатель режимов в положение **«T/R+G»**.

7.1.3. Радиостанция УКВ метрового диапазона AN/ARC-134.

1. Окно индикатора частоты.
2. Кнопка проверки радиостанции.
3. Выключатель (нижнее поворотное кольцо).
4. Ручка регулировки громкости **«VOL»**.
5. Кремальера установки частоты (кГц).
6. Кремальера установки частоты (МГц).

Рис. 7.1.3. Панель управления C-7197/ARC-134.

Радиостанция обеспечивает ведение двухсторонней радиосвязи в метровом диапазоне УКВ **116,000 – 149,975 МГц**, с шагом 25 кГц, всего 1360 каналов. Панель управления расположена на левой стороне центрального пульта и обозначена **«VHF – COMM»**. Прием и передача ведутся на одной частоте.

Переключатель	**Функция**
Выключатель **«OFF/PWR»**	Включает и выключает радиостанцию.
Ручка регулировки громкости **«VOL»**	Регулирует громкость радиостанции в гарнитуре.
Кнопка **«COMM-TEST»**	Проверяет передатчик на исправность. При нажатии, цепь шумоподавления отключается, в наушниках слышен фоновый шум.
Кремальера установки частоты (МГц)	Выставляет целые числа рабочей частоты.
Кремальера установки частоты (кГц)	Выставляет дробные числа рабочей частоты.

A. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА.

(1) Выключатель **«OFF/PWR»** в положение **«PWR»**, прогрев радиостанции.
(2) Установить кремальерами рабочую частоту.
(3) Включить **«3»** переключатель приемников **«RECEIVERS»**.
(4) Установить ручкой регулировки громкости **«VOL»** приемлемую громкость. Если радиостанция не прослушивается на полной громкости, кнопкой **«COMM-TEST»** проверить исправность передатчика – в наушниках будет слышен сигнал без шумоподавления. Если при проверке в гарнитуре сигнал не слышен, значит радиостанция неисправна.
(5) Переключатель **«Transmit - Interphone»** установить в положение **«3»**.
(6) По окончанию работы, выключатель **«OFF/PWR»** в положение **«OFF»**.

B. АВАРИЙНАЯ РАБОТА.

(1) Установить частоту защищенного канала 121,500 МГц.

7.1.4. Радиостанция УКВ AN/ARC-131.

Радиостанция состоит из приемопередатчика, панели управления, связной антенны и антенны сигналов приводной радиостанции. Радиостанция обеспечивает 920 каналов с шагом 50 кГц от **30.00 до 75.95 МГц**. Панель управления обозначена **«FM COMM»** и расположена на среднем пульте. Для контроля исправности радиостанции, реализован режим самопрослушивания при ведении связи.
При навигации по радиомаякам УКВ/FM, на указателе курса будет отражена информация о направлении на маяк. При настройке рабочей частоты в гарнитуре будет слышен шум. Прекращение шума означает окончание установки частоты маяка. Ведение навигации возможно при отключенной системе шумоподавления, однако при этом не работают бленкеры на указателе курса.
При работе одного комплекта УКВ/FM радиостанции в режиме навигации, возможны отклонения планки влево-вправо на указателе курса при настройке второй радиостанции.

Переключатель	Функция
Поворотный переключатель режимов:	Четырехпозиционный галетный переключатель включает радиостанцию и определяет режим работы:
«OFF»	- выключает радиостанцию.
«T/R» (transmit/receive)	- радиостанция работает в обычном режиме ведения связи.
«RETRAN» (retransmit)	- радиостанция ретранслирует радиосигналы (необходимо
«HOME»	- включает режим навигации на радиомаяк (при
Ручка регулировки громкости **«VOL»**	Регулирует громкость радиостанции в гарнитуре.
Переключатель **«SQUELCH»**	Трехпозиционный галетный переключатель системы шумоподавления
«DIS»	Система выключена.
«CARR»	Система работает при наличии любого источника.
«TONE»	Не подавляется шум сигналов с модуляцией 150 Гц.
Окна индикатора частоты	Показывают набранную частоту.
Индикатор предустановленных каналов	Показывает номер выбранного канала
Кремальера установки частоты (десятки)	Устанавливает первые две цифры частоты (десятки)
Кремальера установки частоты (единицы)	Устанавливает третью цифру частоты (единицы)
Кремальера установки частоты (десятые и сотые).	Устанавливает четвертую и пятую цифры частоты (десятые и сотые).

1. Кремальера установки частоты (десятки МГц).
2. Окно индикатора частоты.
3. Кремальера установки частоты (единицы МГц).
4. Кремальера установки частоты (десятые доли МГц).
5. Окна индикатора частоты.
6. Кремальера установки частоты (сотые доли МГц).
7. Поворотный переключатель режимов.

Рис. 7.1.4. Панель управления радиостанцией AN/ARC-131.

A. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА.

Радиостанция УКВ AN/ARC-131 обеспечивает работу в нескольких режимах:

1. Дуплексная связь.

(1) Установить поворотный переключатель режимов в положение **«T/R»**. В течение двух минут идет прогрев радиостанции.
(2) Установить кремальерами рабочую частоту.
(3) Включить **«1»** переключатель приемников **«RECEIVERS»**.
(4) Установить ручкой регулировки громкости **«VOL»** приемлемую громкость.
(5) По необходимости включить систему шумоподавления переключателем **«SQUELCH»**.
(6) Установить переключатель **«Transmit - Interphone»** в положение **«1»**.

2. Режим навигации.

(1) Установить поворотный переключатель режимов в положение **«HOME»**.
(2) Установить кремальерами частоту радиомаяка.
(3) Переключатель **«SQUELCH»** можно установить в любое положение **«CARR»** или **«TONE»**, однако шумоподавление несущей частоты подключается автоматически при включении навигационного режима.
(4) Выдерживайте курс на радиомаяк по центральному положению вертикальной планки указателя курса. Для определения направления полета к/от маяку, слегка измените курс, в случае полета на маяк, вертикальная планка отклонится в противоположную сторону от маневра.

3. Ретрансляция.

(1) Установить поворотный переключатель режимов в положение **«RETRAN»**.
(2) Установить переключатели **«SQUELCH»** на обоих пультах в положение **«CARR»** или **«TONE»**. Не пытайтесь вести ретрансляцию при отключенной системе шумоподавления. Для нормальной работы радиостанции в режиме ретранслятора оба приемопередатчика должны быть настроены на частоты с минимальным разбегом в 3 МГц.
(3) Установите рабочие частоты на обеих панелях радиостанции.

4. Выключение.

(1) Установить поворотный переключатель режимов в положение **«OFF»**.

7.1.5. Ответчик системы госопознавания и УВД AN/APX-72 (Не реализован).

Система опознания госпринадлежности (Identify Friend or Foe, IFF) это средство электронной идентификации самолетов, находящихся за пределами видимости. Радиолокатор обнаружения посылает зашифрованный запрос, на который дружественный летательный аппарат (ЛА) дает правильный электронный ответ. Если опрашиваемый ЛА не дает правильный ответ, он считается неприятельским. Несмотря на то, что система госопознавания UH-1H не может опрашивать другой ЛА, она может отвечать на подобные запросы. В системе реализовано пять режимов работы:
- **Mode 1**. В этом режиме имеется 64 ответных кода, и определяется тип отвечающего ЛА и его задание.
- **Mode 2**. В этом режиме имеется 4906 возможных ответных кодов, и он используется для ответа на запрос с указанием килевого номера ЛА.
- **Mode 3/A**. Это стандартный режим службы управления воздушным движением (УВД). По коду ответчика служба УВД отслеживает ЛА в рамках правил полета по приборам, это режим используется как гражданскими, так и военными ЛА.
- **Mode C**. В этом режиме также используется режим 3/A, ответ дополнительно включает в себя информацию о барометрической высоте опрашиваемого ЛА.
- **Mode 4**. С помощью переключателя Mode 4 осуществляется включение и выключение шифрования получения и отправки сигнала опознания госпринадлежности.

Управление системой ответчика осуществляется с помощью панели C-6280/APX, на которой расположены следующие органы управления:

1. Главный переключатель. С помощью этого переключателя осуществляется управление подачей питания системы ответчика и чувствительностью приемника. Предусмотрено пять положений:

- **«OFF»**. Питание системы ответчика выключено.

- **«STBY»**. Система находится в состоянии готовности, но не принимает сигналы госопознавания.
- **«LOW»**. Низкая чувствительность приемников.
- **«NORM»**. Нормальная чувствительность приемников.
- **«EMER»**. Ответчик выдает в эфир код бедствия 7700.

2. Контрольный переключатель проверки излучения.
3. Поворотные переключатели выбора кода для **Mode 1**. Для ввода кода **Mode 1** из двух цифр необходимо повернуть эти переключатели, диапазон значений — от 00 до 73.
4. Поворотные переключатели выбора кода для **Mode 3/A**. Для ввода кода **Mode 3/A** из четырех цифр необходимо повернуть эти четыре переключателя, диапазон значений для каждой цифры — от 0 до 7.
5. Переключатель идентификации положения.
6. Переключатель **Mode 4**. При перемещении переключателя в положение **«ON»** будет включено шифрование сигнала госопознавания.
7. Переключатель звуковой и световой индикации. Когда включен режим **Mode 4** и поступает запрос: при положении переключателя в **«OUT»** или **«AUDIO»**, выдается звуковой тон запроса; при положении переключателя **«LIGHT»**, при запросе и ответе будет загораться только светосигнализатор **«REPLY»**.
8. Переключатель кода.
9. Переключатель **«M-1»**. В положении **«ON»** включен **Mode 1**.
10. Индикатор ответа. Этот индикатор загорается при ответе на запрос в режиме Mode 4.
11. Переключатель **«M-2»**. В положении **«ON»** включен **Mode 2**.
12. Контрольная лампа. Эта лампа загорается во время проверки режимов Mode 1, Mode 2, Mode 3/A или Mode C и продолжает гореть, пока контрольный переключатель 2 удерживается в положении **«RAD TEST»**.
13. Переключатель **«M-3/A»**. В положении **«ON»** включен **Mode 3/A**.
14. Переключатель **«M-C»**. В положении **«ON»** включен **Mode C**.

Рис. 7.1.5. Панель C-6280/APX.

7.2. Радионавигационное оборудование.

Радионавигационное оборудование вертолета состоит из:
- Радиостанция УКВ **AN/ARN-82.**
- Автоматический радиокомпас **AN/ARN-83**.
- Указатель радиокомпаса **ID-998/ASN**.
- Указатель курса **ID-1347/ARN-82**.

7.2.1. Навигационная радиостанция УКВ AN/ARN-82.

Рис. 7.2.1. Панель управления C-6873/ARN-82.

Радиостанция **AN/ARN-82** принимает сигналы в диапазоне **108,00-126,95 МГц** с шагом 0,05 МГц, всего 200 каналов. Предназначена для получения сигналов от ВОР станций в диапазоне частот 108,00 – 117,95 МГц и вывода информации о пространственном положении вертолета относительно этих маяков на указатель радиокомпаса **ID-998/ASN** и указатель курса **ID-1347/ARN-82**, а также ведения связи в диапазоне частот 118,00 – 126,95 МГц.
Положение относительно ВОР станций показывается вертикальной планкой на указателе курса и стрелкой «2» на указателе радиокомпаса. В гарнитуры возможен вывод звуковых сигналов от ВОР станции и системы инструментальной посадки. Система инструментальной посадки работает при установке частоты курсоглиссадной системы на панели управления. Прием сигналов от глиссадного радиомаяка осуществляется совмещенным приемником **R-1963/ARN Glideslope/Marker Beacon**. Индикация при работе системы инструментальной посадки осуществляется вертикальной и горизонтальной планками на указателе курса **ID-1347/ARN-82**. Вертикальная планка показывает отклонение от курса, горизонтальная - отклонение от глиссады.

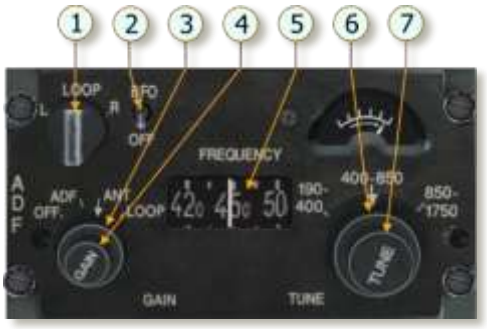
Переключатель	Функция
Ручка регулировки громкости **«VOL»**	Изменяет громкость звуковых сигналов.
Переключатель **«POWER»** (нижнее поворотное кольцо)	**«PWR»** - подает питание на навигационный приемник **AN/ARN-82** и приемник радиосигналов курсо-глиссадной системы и приводных маяков **R-1963/ARN**. **«TEST»** - проверяется исправность указателя курса **ID-1347/ARN-82** и табло пролета приводного радиомаяка. **«OFF»** - выключает приемники.
Задатчик целых чисел частоты	Располагается на пульте с левой стороны, позволяет набирать целые числа частоты: десятки, единицы.
Задатчик дробных чисел частоты	Располагается на пульте с правой стороны, позволяет набирать дробные числа частоты: десятые и сотые доли.

A. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА.

(2) Установить переключатель **«POWER»** в положение **«PWR»**.

(3) Установить тумблер **«RECEIVERS NAV»** на абонентском щитке **C-1611/AIC** в положение **«ON»**.
(4) Установить рабочую частоту радиомаяка ВОР или частоту инструментальной системы посадки.
(5) Отрегулировать уровень звукового сигнала радиомаяка.

7.2.2. Автоматический радиокомпас AN/ARN-83.



1. Переключатель рамочных антенн **«Loop L/R»**.
2. Тумблер генератора несущей частоты **«BFO»**.
3. Поворотный переключатель режимов.
4. Кремальера **«GAIN»**.
5. Шкала частоты.
6. Переключатель диапазонов частоты.
7. Кремальера установки частоты **«TUNE»**.

Рис. 7.2.2. Панель управления C-6899/ARN-83.

Автоматический радиокомпас **AN/ARN-83** предназначен для автоматического определения курсовых углов радиостанций, магнитных пеленгов радиостанции и вертолета, полетов по приводным и вещательным радиостанциям, построения предпосадочного маневра захода на посадку. Работает в диапазоне частот 190-1750 кГц. Весь диапазон разбит на три части: 190-400 кГц, 400-850 кГц, 850-1750 кГц. В автоматическом режиме АРК обеспечивает непрерывное определение пеленга на настроенный маяк и, одновременно, прием звукового сигнала передаваемого радиомаяком.
В ручном режиме определение пеленга на настроенный радиомаяк осуществляется вручную, по уменьшению шума в гарнитуре, переключателем **«Loop L/R»**, «поворачивая» рамочную антенну. Физически антенна неподвижна, происходит поворот гониометра, определяющего пеленг на радиомаяк. Также может работать в качестве радиоприемника звуковых сигналов, передаваемыми радиомаяками.

Переключатель	Функция
Поворотный переключатель режимов	**«ADF»** режим автоматического определения пеленга. **«LOOP»** ручной режим определения пеленга. **«ANT»** режим прослушивания сигнала радиомаяка. **«OFF»** выключает радиостанцию.
Переключатель диапазонов частоты	Переключает необходимый диапазон частот.
Ручка регулировки громкости **«VOL»**	Изменяет громкость звуковых сигналов.
Кремальера установки частоты **«TUNE»**	Настраивает рабочую частоту маяка на приемнике.
Настроечный прибор	Облегчает точную настройку рабочей частоты
Кремальера усиления **«GAIN»**	Регулирует громкость сигнала принимаемого
Переключатель **«LOOP L/R»**	Управляет «поворотом» антенны.
Тумблер генератора несущей частоты **«BFO»**	Включает генератор несущей частоты для работы в ручном режиме.

A. НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА.

1. Автоматический режим.

(1) Установить тумблер **«RECEIVERS NAV»** на абонентском щитке **C-1611/AIC** в положение **«ON»**.
(2) Установить поворотный переключатель режимов в положение **«ADF»**.
(3) Установить тумблер **«BFO»** в положение **«OFF»**.
(4) Установить рабочую частоту радиомаяка.
(5) Установить кремальерой усиления **«GAIN»** уровень громкости сигнала.

2. Ручной режим.

(1) Установить тумблер **«RECEIVERS NAV»** на абонентском щитке **C-1611/AIC** в положение **«ON»**.
(2) Установить поворотный переключатель режимов в положение **«LOOP»**.
(3) Установить тумблер **«BFO»** в положение **«ON»**.
(4) Поворотом переключателя **«LOOP L/R»** влево-вправо, добиться отсутствия звукового сигнала в гарнитуре.

РИСУНОК ГЛАВЫ 8

СТРАНИЦА ПУСТАЯ

8. Системы вооружения.

Системы вооружения вертолета UH-1H в модуле DCS состоит из комплексов M21 и M23. Боевое применение систем вооружения рассмотрено в 10 главе данного руководства.

8.1. Комплекс M23

8.1.1. Описание комплекса M23.

Комплекс M23 установлен на двух наружных точках крепления по бокам фюзеляжа вертолета (*Рис. 8.1.*). Подвижные пулеметы M-60D калибра 7.62 мм установлены на шкворневых стойках и имеют ограничения по углам отклонения. Коробки сбора гильз, звеньев присоединены к пулеметам с правой стороны. Подача патронов осуществляется рукавом боепитания из патронного короба.

Рис. 8.1. Подвижный пулемет M-60D калибра 7.62 мм. Правая сторона.

8.1.2. Применение комплекса M23.

Для применения подвижных пулеметов M-60D комплекса M23 с помощью клавиш клавиатуры выберите необходимую позицию стрелка.

[3] – Стрелок в левой боковой двери.

[4] – Стрелок в правой боковой двери.

Для прицеливания мышью нажмите **[LALT+C]** для включения режима управления мышью. Для ведения огня нажимайте **[SPACE]**.

Колесиком мыши можно приближать/отдалять изображение, а перемещением мыши при зажатом колесике можно отрегулировать положение стрелка.

При переключении на позицию стрелка, автопилот включится автоматически и будет выдерживать параметры полета вертолета перед переключением на стрелка. Однако автопилот может быть выключен вручную нажатием **[LWIN+A]**.

8.2. Описание комплекса M21.

Комплекс M21 состоит из двух скорострельных шестиствольных пулеметов M134 калибра 7.62 мм и двух блоков НАР калибром 2.75 дюйма M158 с 7-ю направляющими или M159 с 19-ю направляющими.

Прим. M158: 7-ми ствольный блок M158A1 идентичен LAU-68/A; M159: 19-ти ствольный блок M159A1 идентичен LAU-61/A.

Рис. 8.2. Компоненты комплекса M21 на левом пилоне.

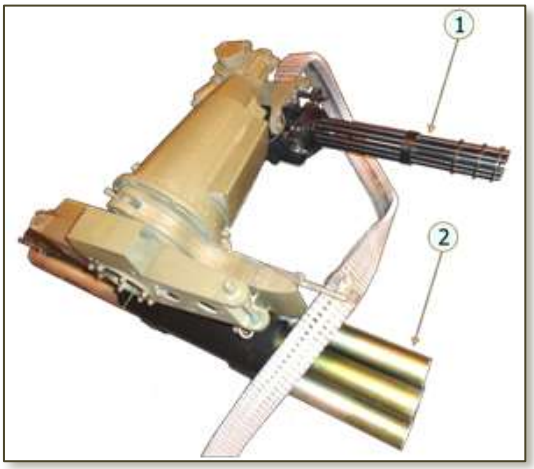


Рис. 8.3. M134 (1) и M158 (2) на одном узле.

8.2.1. Скорострельный автоматический пулемет M134 калибра 7.62 мм.

Может применяться в двух режимах.

a) Подвижный – при использовании подвижной прицельной станции правого летчика.
b) Неподвижный – при использовании коллиматорного прицела XM60 левого летчика и кнопки спецприменения на РППУ.

Рис. 8.4. Пулемет M134.

8.2.2. Неуправляемые ракеты (FFAR) калибра 2.75 дюйма.

Вооружение обладает достаточной работоспособностью во всем эксплуатационном диапазоне при установившихся режимах полета вертолета на скоростях от 0 до 140 узлов. В аварийном случае блоки НАР могут быть сброшены с узлов навески.
Комплексы вооружения обладают высокой точностью:
- пулеметы, во всех режимах стрельбы дальность сведения – 1000 метров.
- НАР, дальность сведения – 1250 метров.

Вертолет может применять широкое разнообразие НАР HYDRA 70 калибром 2.75 дюйма, используя блоки М158 с 7-ю направляющими или М159 с 19-ю направляющими. Ракета HYDRA 70 дала развитие широкому семейству неуправляемых авиационных ракет. В данном модуле на все неуправляемые ракеты со складывающимся оперением (Folding Fin Aeral Rocket-FFAR) калибра 2.75 дюйма установлен двигатель МК66. НАР не являются высокоточным оружием и эффективно применяются в основном по площадным а также слабо-бронированным и небронированным целям.

Рис. 8.5. НАР со складывающимся оперением.

Рис. 8.6. Боевые части ракеты HYDRA 70.

В модуле вертолет UH-1H может применять НАР со следующими боевыми частями:
- **MK5**. Кумулятивная противотанковая.
- **MK61**. Учебная.
- **M151**. Осколочно-фугасная БЧ. Головная часть изготовлена из ковкого чугуна. Длина 1382мм. Общий вес БЧ 3,85 кг, из которых 1,04кг ВВ (В-4). При взрыве боеголовка фрагментируется на тысячи небольших, высокоскоростных осколков. Радиус эффективного поражения - 10 метров, но осколки сохраняют высокую убойную силу и в радиусе более 50 метров. Вес НАР 10,4кг.
- **M156**. Дымовая снаряжённая 900гр WP (White Phosphorous - белый фосфор) и 4,9кг разрывным зарядом. Первоначально использовалась для маркировки целей, но вследствие поджигающих свойств фосфора стала использоваться и как зажигательная. Конструкция аналогична M151. Длина 1,40 м, вес 10,5 кг.
- **M274**. Учебная сигнально-дымовая БЧ, является идентичной M151, содержит приблизительно 57гр перхлората калия и алюминиевый порошок, который обеспечивает сигнатуру и дым. Длина 1,861 м. Вес 11,1 кг. БЧ весит 3,8кг.
- **M257**. Осветительная, была разработана для освещения поля боя. Время свечения 100 секунд с мощностью 1 миллион свечей это может осветить область более 1 км^2 при оптимальной высоте. Вес M257 - 4,4кг из которых 2,2кг - магниево-натриевая селитра. Длина 1,861 м. Вес 11,1 кг.

Из-за малой точности, ракеты с фугасными БЧ лучше применять залпом, а дымовые и осветительные одиночными выстрелами.
Характеристики НАР калибра 2.75 дюйма.

Средняя длина ракеты	1.2 м.
Средний вес ракеты	8.4 кг (+ 2.7 кг ОФ БЧ)
Диаметр ракеты	2.75 дюйма
Средняя дальность стрельбы	3400 м.
Ракет в блоке	7 или 19
Двигатель	Mk 66
Дальность полета с работающим двигателем	397 м.
Время работы двигателя	1.05 – 1.10 секунд
Тяга двигателя в среднем	1330 – 1370 фунтов
Скорость ракеты в момент пуска	148 футов в секунду

8.2.3. Характеристики комплекса M21.

Характеристика	**M134 пулемет калибра 7.62 мм.**	**НАР калибра 2.75 дюйма.**
Максимальная прицельная дальность стрельбы, м.	1000	2500
Минимальная безопасная наклонная дальность стрельбы, м.	100	300
Максимальная дальность стрельбы, м.	3450	9300 (с новым двигателем и 10 фунтовой БЧ)
Боезапас, шт.	6400	7(ПУ M158), 19 (ПУ M159)
Масса пули, фунт/грамм.	0.053/24	-
Скорострельность.	Нормальная - 2400, при стрельбе двумя пулеметами.	6 ракет в секунду
	Высокая – 4000, при стрельбе одним пулеметом.	
Начальная скорость, фут в секунду.	2500	90
Вес, фунт/кг.	1108.06/503	

Углы отклонения, град. Вверх.	+10°	-
Вниз.	-85°	-
Внутрь.	12°	-
Наружу.	70°	-
Длина очереди, секунд.	3	

8.2.4. Управление комплексом М21.

При нахождении пулеметов в исходном положении, на электропривод подается напряжение для обеспечения скорострельности в 2400 выстрелов в минуту. При перемещении пулеметов в зоне отклонения, один пулемет при достижении внутреннего упора останавливается и стрельба из него прекращается. Темп стрельбы противоположного пулемета увеличивается до 4000 выстрелов в минуту.
При стрельбе из двух пулеметов, общая скорострельность составляет 4800 выстрелов в минуту. Этот темп может быть уменьшен переключателем **«GUN SELECTOR»** на панели управления вооружения. Переключатель необходимо переместить в положение выбора одного пулемета, левого или правого, по ситуации.

Рис. 8.6. Панель управления вооружением.

Переключатель «PAIR SELECTOR» позволяет установить количество пар ракет в одном залпе. От 1 до 7 пар ракет.
Переключатель «JETTISON», находящийся под защитным колпачком, предотвращающим случайное нажатие, обеспечивает сброс пусковых установок НАР.
Кнопка «RKT RESET» сбрасывает все электрические сигналы, поданные в цепь пуска ракет.

8.2.5. Коллиматорный прицел XM60/XM60E1.

Неподвижный коллиматорный прицел установлен у правого летчика. Прицел предназначен для прицеливания при ведении стрельбы правым летчиком, неуправляемыми ракетами и пулеметами в неподвижном режиме. Прицел крепится к крыше кабины и убирается к потолку.

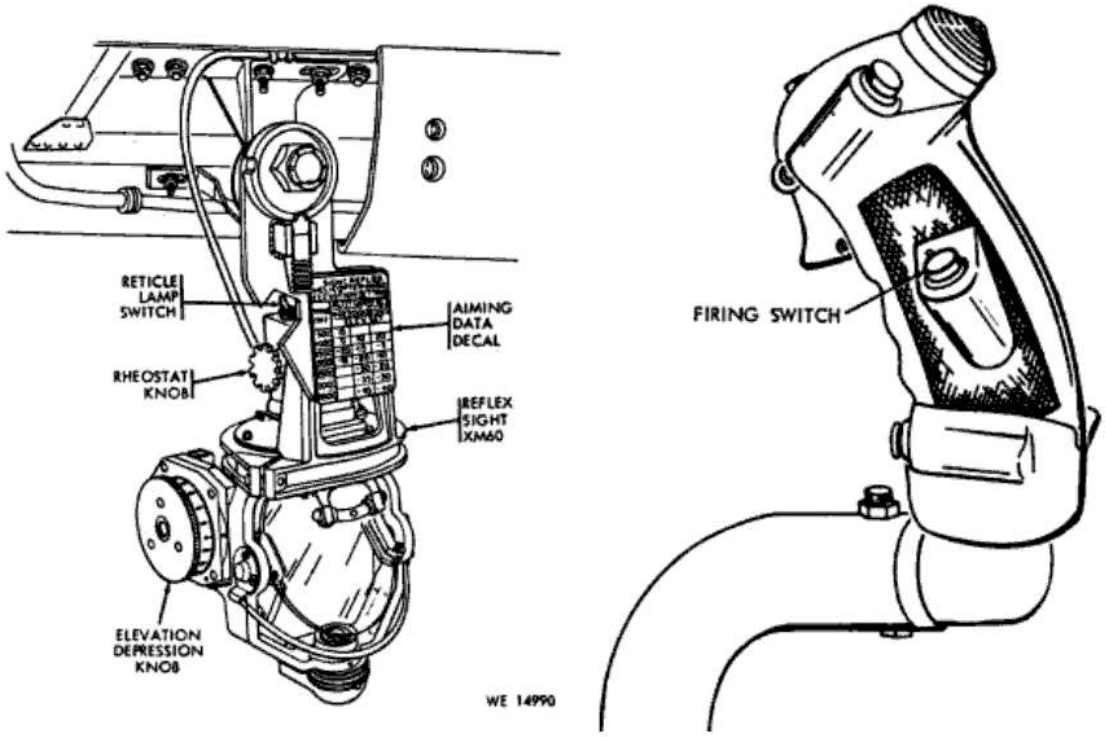
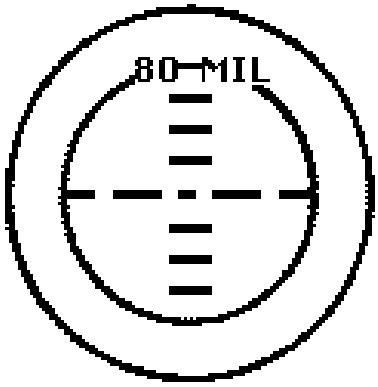


Рис. 8.7. Прицел XM60/XM60E1.



RETICLE PATTERN

Рис. 8.8. Прицельная сетка XM60/XM60E1.

8.3. Применение комплекса M21.

8.3.1. Стрельба из пулеметов M134.

Левый летчик может применять пулеметы в двух режимах: подвижном и неподвижном, тогда как левый летчик может вести стрельбу только из неподвижного режима.

A. Неподвижный режим. Пулеметы установлены определенным образом на пилоне и могут использоваться в неподвижном режиме обоими членами экипажа. Это позволяет вести стрельбу по направлению полета при нажатии на кнопку спецназначения на РППУ обоих летчиков. Для ведения стрельбы необходимо

переключатель селектора вооружения установить в положение **«7.62»**, Главный переключатель в положение **«ARMED»**.

(1) Стрельба левым летчиком. При стрельбе левый летчик использует коллиматорный прицел XM60, который необходимо подстроить вращением рукоятки установки превышения до совпадения прицельной точки и местом попадания пуль.

(2) Стрельба правым летчиком. Для стрельбы в неподвижном режиме у правого летчика нет отдельного прицела, однако возможно использование отметок на ветровом стекле, нанесенных краской.

B. Подвижный режим. Для стрельбы в подвижном режиме правому летчику необходимо:

(1) Снять подвижный прицел с защелки убранного положения и потянув ручку, опустить прицел в рабочее положение.

(2) Включить лампу подсвета коллиматорного прицела.

(3) Установить необходимую яркость свечения лампы.

(4) Зажать тангенту на рукоятке прицела для переключения питания с кнопки спецназначения на РППУ на спусковую кнопку рукоятки прицела. После чего пулеметы отслеживают поворот прицела с помощью своих электрических приводов и возможно открытие огня.

Примечание. При отпускании тангенты на рукоятки, питание переключится на поворот пулеметов в убранное положение и одновременно обесточится спусковая кнопка на рукоятке прицела.

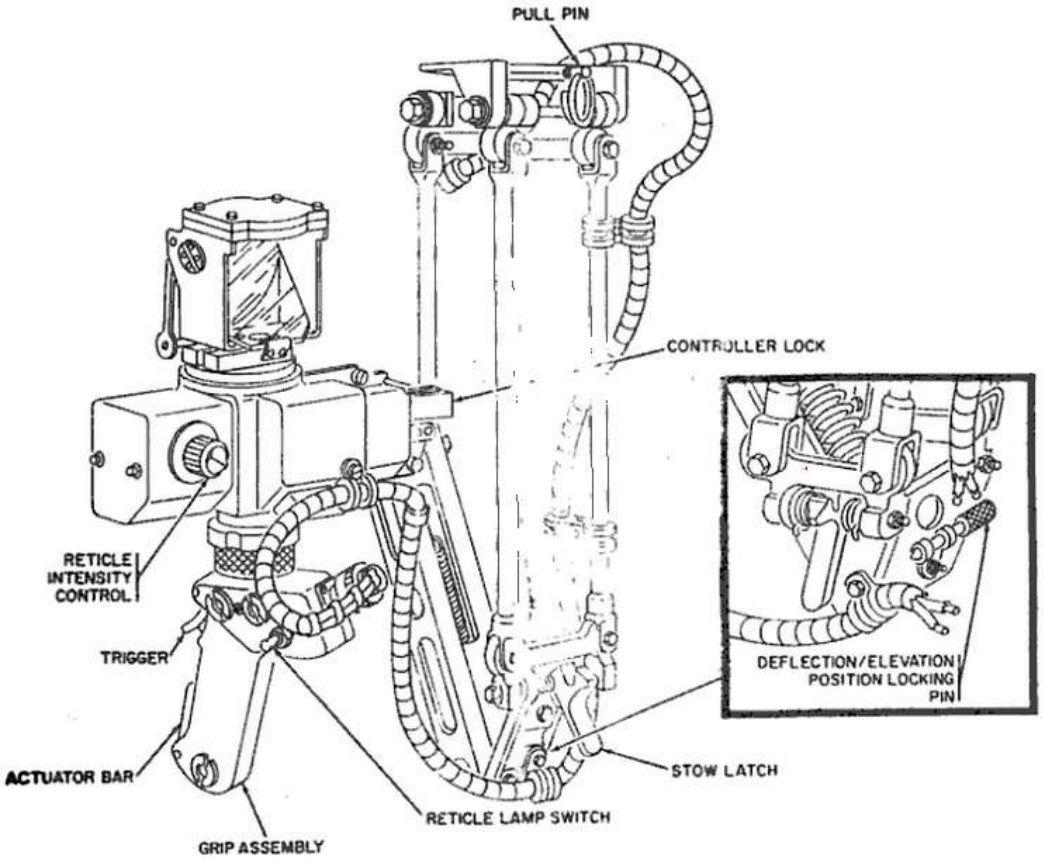


Рис. 8.8. Прицельная подвижная станция.

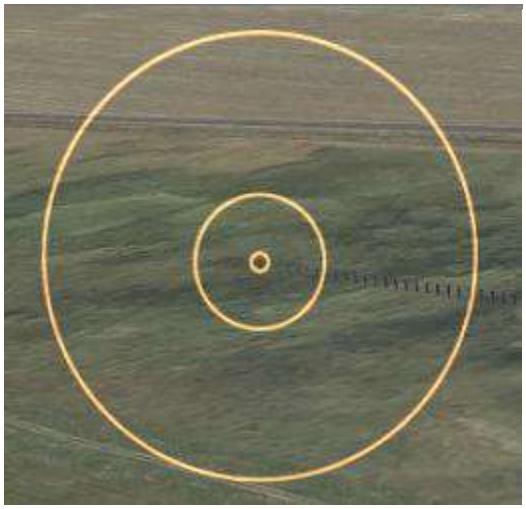


Рис. 8.9. Прицельная сетка подвижного прицела.

Рис. 8.10. Подвижный прицел повернут в сторону цели (1 из 2).

Рис. 8.11. Отслеживание пулеметом положения подвижного прицела (2 из 2).

8.3.2. Стрельба неуправляемыми авиационными ракетами.

Пусковые установки зафиксированы неподвижно на пилонах и используются только в неподвижном режиме. При установке переключателя селектора вооружения в положении **«2.75»**, при нажатии на кнопку спецназначения на РППУ, происходит пуск ракет. Однако при этом возможно и применение пулеметов М134 в подвижном режиме. Стрельба пулеметов в этом случае ведется от спусковой кнопки на рукоятке прицела и будет прекращаться при нажатии кнопки спецназначения на РППУ, и продолжится при её отпускании.

A. Перед взлетом.

(1) Проверьте АЗС питания пулеметов 7.62 мм, аварийного сброса пусковых установок НАР, прицела XM60.

(2) Главный переключатель в положении **«SAFE»**, убедитесь что загорелось табло зеленого цвета **«SAFE»** на пульте контроля вооружения.

(3) Установите переключатель селектора вооружения в положение **«7.62»**. Это предотвратит непреднамеренную стрельбу ракетами на земле.

(4) Установите переключатель выбора пар ракет в **«0»**.

(5) Нажмите на кнопку «» для сброса электрического сигнала в цепях пуска НАР.

(6) Выполните проверку неподвижного прицела XM60:

- Нажмите на фиксатор убранного положения прицела и переведите его в рабочее положение, до срабатывания защелки рабочего положения.
- Включить лампу подсвета коллиматорного прицела.
- Установить необходимую яркость свечения лампы.

- Установить дальность прицела, вращением рукоятки регулировки дальности.

B. После взлета.

(7) Установить селектор в положение **«2.75»**, переключатель выбора пар ракет по необходимости.

(8) Установить Главный переключатель в положение **«ARMED»**. Проверить погасание табло зеленого цвета **«SAFE»** и загорание табло красного цвета **«ARMED»**.

(9) Выполнить сближение с целью, стараясь удерживать прицельную метку на цели.

(10) При достижении дальности стрельбы, выполнить пуск ракет нажав кнопку спецназначения на РППУ.

(11) После стрельбы перевести переключатели в положения:
- Главный в **«SAFE»**.
- Селектор в **«7.62»**.
- Переключатель выбора пар ракет в **«0»**.

C. Перед посадкой.

(12) Установите Главный переключатель в положение **«OFF»** и отключите АЗС систем вооружения.

8.3.3. Аварийный сброс ракетного вооружения.

Аварийный сброс пусковых установок выполняется безопасно на всех режимах полета, включая висение, посадку на авторотации, в диапазоне скоростей от 0 до 100 узлов. Для сброса:

(1) Разорвите предохранительную контровку поднятием красного защитного колпачка вверх.

(2) Удерживайте переключатель аварийного сброса в переднем положении и убедитесь что пусковые установки сброшены.

РИСУНОК ГЛАВЫ 9

СТРАНИЦА ПУСТАЯ

9. Карты контрольных проверок и выполнение полета.

9.1. Запуск двигателя.

Автоматический запуск **[LWIN+Home]**.

9.1.1. Карта «Перед запуском».

1. Верхний пульт и АЗС:
   a) АЗС постоянного тока – включены (кроме систем вооружения).
   b) Переключатель **«DOME LT»** - по необходимости.
   c) Панель переменного тока:
   - Галетник **«PHASE»** – **«AC»** **[LShift+R]**.
   - Тумблер **«INVTR»** – **«OFF»** **[LShift+I]**.
   d) Панель постоянного тока:
   - Переключатель **«MAIN GEN»** – «**ON»**, колпачок опустить [LShift+Q].
   - Галетник **«VM»** – **«ESS BUS»** [LShift+H].
   - Переключатель **«NON-ESS BUS»** – по необходимости.
   - Переключатель **«STARTER GEN»** – START [LShift+X].
   - Тумблер **«BAT»** – **ON** [LShift+P].
2. Подключить источник наземного электропитания.
3. Выполнить тест системы сигнализации о пожаре – нажать кнопку **«FIRE»** на приборной доске [RCtrl+T].
4. Средний пульт:
   a) Связное и навигационное оборудование – выключено.
   b) Рукоятка ручного сброса подвесок – закреплена.
   c) Панель вооружения:
   – Главный переключатель – **«OFF»** **[RShift+RAlt+L]**.
   – Кнопка **«JETTISON»** – колпачок закрыт, законтрен **[LAlt+J]**.
   d) Тумблер **«GOV»** - **«AUTO»** **[G]**.
   e) Переключатель **«DE-ICE»** - **«OFF»** **[I]**.
   f) Топливные переключатели:
   – Переключатель **«MAIN»** - **«ON»** **[F]**.
   – Все остальные – **«OFF»**.
   g) Панель системы отказов и неисправностей – **«TEST»** **[LAlt+R]** и **«RESET»** **[R]**.
   h) Тумблер «HYD CONT» - **«ON»** **[LAlt+I]**.
   i) Переключатель **«FORCE TRIM»** – **«ON»** **[LAlt+U]**.
   j) Переключатель **«CHIP DET»** – **«BOTH»** **[LAlt+G]**.
5. Проверить легкость отклонения органов упраления во всем диапазоне хода. Установить в центральное положение. РОШ опустить.
6. Установить на высотомерах давление площадки взлета.
   Для высотомера левого летчика:
   - увеличение **[RCtrl+B]**.
   - уменьшение **[RShift+B]**.
   Для высотомера правого летчика:
   - увеличение **[LCtrl+B]**.
   - уменьшение **[LShift+B]**.

9.1.2. Карта «Запуск двигателя».

1. Ключ зажигания – ON (Не реализовано в DCS: UH-1H).
2. РУД – Установить для запуска в положение наиболее близком к площадке малого газа. Нажать 3 раза **[PgDwn]**. (Защелка малого газа не реализована).

3. Запуск двигателя:
   a) Кнопка **«START»**[2] - нажать и удерживать [Home], засечь по секундомеру время запуска.

Примечание. Запуск от аккумуляторов возможен при напряжении в сети меньше 24В, при условии, что в процессе запуска напряжение на вольтметре постоянного тока не падает меньше 14В при оборотах ротора НВ 10%. В противном случае запуск прекратить.
   b) Несущий винт – убедиться что винт начал раскрутку при оборотах двигателя 15% N1. При отсутствии раскрутки ротора НВ – запуск прекратить.
   c) Кнопка **«START»** - кнопку отпустить при достижении двигателем оборотов 40% N1 или через 40 секунд после начала запуска, что наступит раньше.
   d) РУД – Переместите слегка за упор малого газа, проверьте что РУД на упоре малого газа поворотом рукоятки (Не реализовано в DCS: UH-1H).
   e) При оборотах 68-72% N1, удерживайте РУД на упоре малого газа. При отсутствии усилий на РУДе, обороты могут слегка увеличится.
   Примечание. Авиагоризонт правого летчика должен быть арретирован при включении инвертера.
   4. Переключатель **«INVTR»** - в положение **«MAIN»** **[LShift+U]**.
   5. Проверить давление масла в редукторе и двигателе.
   6. Отсоединить наземный источник питания.

9.1.3. Карта «Опробование двигателя».

1. Радиосвязное и навигационное оборудование по необходимости.
2. Переключатель **«STARTER-GEN»** - в положение **«STBY GEN»** **[LShift+X]**.
3. Проверить работу:
   a) Топливной системы.
   b) Двигателя.
   c) Трансмиссии.
   d) Электрической системы:
   - Сеть переменного тока 112~118В.
   - Сеть постоянного тока 27~28.5В.

[2] В реальности данная кнопка выполняет функцию защелки малого газа, предотвращая непреднамеренную уборку РУД ниже режима малого газа.

4. Обороты двигателя – 6600 об/мин. В процессе увеличения оборотов сигнализация опасного диапазона оборотов двигателя и НВ должна отключить звуковые и световые сигналы при достижении 6100~6300 об/мин.

9.2. Взлет и висение.

9.2.1. Карта «Перед взлетом».

Карта «Перед взлетом» должна выполняться непосредственно перед выполнением взлета.

1. Обороты двигателя – 6600 об/мин.

2. Системы – Проверь показания приборов контроля двигателя, трансмиссии, электро и топливной систем.

3. Радиосвязь и навигационное оборудование – По необходимости.

4. Проверить готовность экипажа и установленного оборудования по заданию.

9.2.2. Вертикальный отрыв и висение.

Примечание. В процессе выполнения взлета, а также при полете вертолета на малых высотах, отрицательный угол тангажа (нос вниз) около 10° и больше, может привести к зацеплению с землей нижнего резака системы защиты от столкновений с проводами. Передняя центровка, высокий взлетный вес, высокая плотность воздуха, переход на режим косой обдувки и попутный ветер увеличивают вероятность столкновения с землей.

Для определения максимального взлетного веса вертолета, в зависимости от высоты висения над площадкой, высоты площадки и температуры на ней пользоваться номограммами в Приложениях, гл.3.1.

1. Требования при выполнении.

1. Карта «Перед взлетом» выполнена.
2. Вертикальный набор высоты.
3. Постоянный курс.
4. Высота висения вертолета 3ft (1м).

2. Рекомендации по управлению.

Установить РППУ в нейтральное положение. Переместить взгляд на внекабинное пространство. Смотреть вперед и влево (или вправо), но не в одну точку, а как бы сканируя землю на удалении 15..20ft (5..7м) слева-направо. Плавно переместить РШГ вверх до отрыва и зависнуть на высоте примерно 3ft (1м). Нормальным является поведение, когда отрывается сначала носок полозьев, затем правая лыжа, а потом левая. Наиболее сложным является удерживание направления, недопущение смещений и сохранение вертикальности взлета, поэтому при увеличении ОШ НВ и в момент отрыва пилот должен быть готовым к следующему
(тенденции вертолета – рекомендуемые действия):
a) вертолет начинает разворачиваться вправо из-за роста реактивного момента НВ и снижения трения полозьев шасси о поверхность земли – пилот должен соразмеренной дачей ЛЕВОЙ педали (на 1/4..1/3 хода вперед) увеличить тягу РВ и парировать (не допустить) этот разворот.

b) увеличение тяги РВ и снижение трения от полозьев приведет к появлению неуравновешенной силы, направленной вправо, что проявится как стремление к перемещению вертолета вправо – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ ВЛЕВО (на 1/6..1/5 часть хода влево) наклонить вектор тяги НВ для создания компенсирующей составляющей силы тяги НВ влево, тем самым уравновешивая величину тяги РВ.

c) кроме перечисленного, в момент начала отрыва вертолет начнет перемещаться вперед из-за конструктивного наклона оси вращения НВ вперед относительно СГФ вертолета – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ НА СЕБЯ (на 1/6..1/5 часть хода назад) отклонить вектор тяги НВ для того, чтобы убрать возникающую неуравновешенную составляющую силы тяги НВ вперед.

d) при полном отрыве полозьев из-за естественного "взвешивания" фюзеляжа за ось НВ вертолет "сам" увеличит угол тангажа на кабрирование, что приведет к большему, чем нужно отклонению вектора тяги НВ назад и проявится как тенденция к перемещению вертолета назад – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ ОТ СЕБЯ не допустить смещения назад (по сути – вернуть РППУ близко к нейтрали).

После отрыва, сохраняя вертикальность взлета, зависнуть на высоте 3 ft (1м), для чего отклонить РШГ вниз на незначительную величину (1/10..1/20 часть полного хода), соразмерено уменьшить отклонение левой педали вперед (на 1/6..1/8 часть) и уменьшить отклонение влево РППУ (на 1/8..1/10 часть хода).

При выполнении висения следует учесть, что UH-1H не имеет автопилота, поэтому возникающие перемещения вперед/назад, а также влево/вправо следует устранять соразмеренными движениями РППУ, выполняя короткие, плавные, обязательно двойные движения. Для контроля перемещений в начальной стадии следует часто перемещать взгляд слева-направо. Чтобы не вводить для себя трудности пилотирования надо стремиться как можно реже работать РШГ, так при небольшом изменении ОШ НВ одновинтовой вертолет немедленно потребует действий обязательно всеми остальными органами управления для устранения возникающих тенденций к развороту и смещению.

Положение органов управления на висении см. *Рис. 9.1...9.3.*

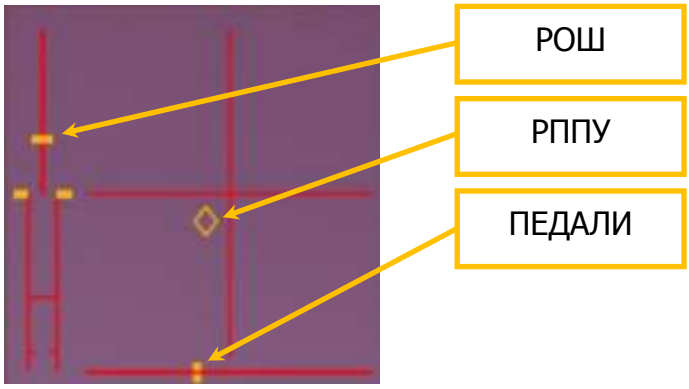


Рис. 9.1. Положение ОУ во время висения.
Условия: уровень моря, T°нв= +15°C, пустой вертолет (7260 lbs).

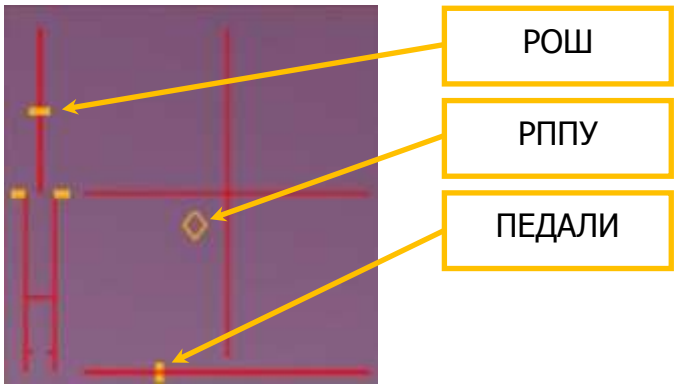


Рисунок 9.2. Положение ОУ во время висения.
Условия: уровень моря, T°нв= +15°C, вертолет с грузом (взлетный вес 9500 lbs).

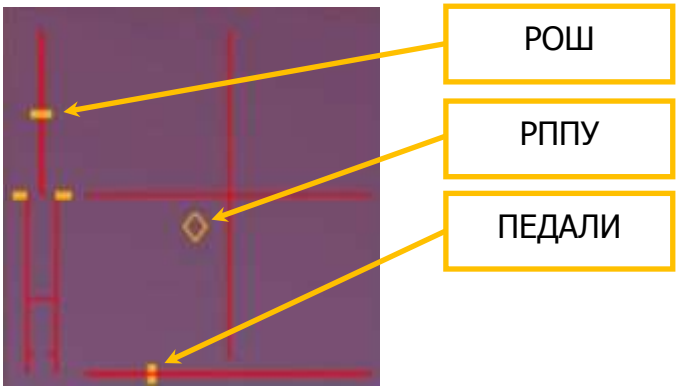


Рисунок 9.3. Положение ОУ во время висения.
Условия: уровень моря, T°нв= +40°C, вертолет с грузом (взлетный вес 9500 lbs).

9.2.3. Развороты на висении.

1. Требования при выполнении.
1. Постоянная высота висения 3 ft.
2. Удержание пространственного положения около точки висения.
3. Постоянная скорость вращения (для тренировки рекомендуется максимальная скорость вращения - 360° за 15 секунд (24 °/сек)).

2. Рекомендации по выполнению.
Перед выполнением разворота посмотреть в сторону разворота, чтобы убедиться в безопасности маневра от столкновения. Немного отклонить педаль (на 1/10..1/8 часть хода). По достижении заданной угловой скорости зафиксировать эту скорость, уменьшив отклонение педали (вернуть на 1/15..1/20 часть хода). Нормальным считается, когда центр разворота близок или проходит через ось НВ.
Наиболее сложным является выдерживание центра разворота, постоянной высоты и угловой скорости, поэтому при выполнении разворотов пилот должен быть готовым к следующему (тенденции вертолета – рекомендуемые действия):
a) из-за несимметричности приложения сил и моментов при разворотах на висении вертолет стремиться развернуться не вокруг оси НВ, а с некоторым радиусом (10..15м от кабины пилотов), поэтому при разворотах не достаточно действовать одними педалями, необходимо удерживать место разворота действиями РППУ;
b) в начале разворота ВЛЕВО пилот перемещает вперед левую педаль, увеличивая тягу РВ, что приводит к небольшому кренению вправо (1..3°), смещению вправо – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ ВЛЕВО (на 1/8..1/10 часть хода) удерживать центр разворота в районе оси НВ. Кроме того, отбор мощности из трансмиссии на РВ в первый момент (при энергичном отклонении левой педали) приводит к понижению оборотов НВ (на 3..5 об/мин), что влечет небольшую потерю высоты (на 0,5..1,5 ft), затем через 3..5 сек автоматика двигателя восстановит обороты НВ до прежнего значения и теперь вертолет перейдет даже к незначительному набору высоты (зависит от угловой скорости вращения и наличия запаса мощности двигателя). Набор высоты обусловлен увеличением абсолютной скорости обтекания лопастей относительно неподвижной массы воздуха (т.к. происходит суммирование угловых скоростей вращения НВ и вертолета). Степень проявления описанных тенденций вертолета зависит от скорости перемещения педалей и угловой скорости установившегося разворота;

c) в начале разворота ВПРАВО пилот перемещает вперед правую педаль, уменьшая тягу РВ, что приводит к небольшому кренению влево (1..3°), смещению влево – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ ВПРАВО (на 1/8..1/10 часть хода) удерживать центр разворота в районе оси НВ. Кроме того, уменьшение отбора мощности из трансмиссии на РВ в первый момент (при энергичном отклонении правой педали) приводит к незначительному повышению оборотов НВ (3..5 об/мин), что проявится как небольшой набор высоты (на 0,5..1,5 ft), затем через 4..5 сек автоматика двигателя восстановит обороты НВ до прежнего значения и теперь вертолет перейдет даже к незначительному снижению (зависит от угловой скорости вращения и текущих оборотов НВ). Снижение обусловлено уменьшением абсолютной скорости обтекания лопастей относительно неподвижной массы воздуха (т.к. происходит вычитание угловой скорости разворота из угловой скорости вращения НВ). Степень проявления описанных тенденций вертолета зависит от скорости перемещения педалей и угловой скорости установившегося разворота.

Выполняя развороты на висении пилоту приходится постоянно действовать РППУ для компенсации возникающих отклонений по крену и тангажу (частота движений примерно 1,5..2Гц, амплитуда 0,5..1,5см), а педалями удерживать постоянной угловую скорость вращения.
В случае выполнения висения с максимальным взлетным весом, а также в условиях высокогорья, высоких температур, когда на высоте висения 3 ft обороты НВ не могут вырасти более 314 об/мин (что означает полное использование мощности двигателя) разворот влево НЕМИНУЕМО приведет к снижению, так как рост потребной мощности для вращения РВ более нечем компенсировать. И наоборот, разворот вправо немного разгрузит РВ, что реализуется трансмиссией как повышение оборотов НВ на 3..5 об/мин и вертолет начнет набирать высоту. Это особенность одновинтовых вертолетов неоднократно использовалась американскими летчиками во Вьетнаме, а российскими в Афганистане для выполнения взлетов на перегруженных вертолетах.

1.1.3. Боковые перемещения у земли (Sideward flight)

1. Required.

1. Altitude at constant 3-foot hover.

2. 90-degree clearing turn in direction of sideward flight.

3. Constant rate of movement (not to exceed 5 knots).

4. Flightpath perpendicular to heading.

2. Recommendations for implementation.

Для начала движения немного отклонить РППУ (на 1/10..1/8 часть хода) в сторону перемещения, педалями удерживать направление, высоту поддерживать движениями РШГ. Скорость контролировать по набеганию земли.
Наиболее сложным является выдерживание направления и высоты полета, поэтому при выполнении боковых перемещений пилот должен быть готовым к следующему (тенденции вертолета – рекомендуемые действия):
a) Из-за "флюгерности" фюзеляжа вертолет будет стремиться развернуть нос в сторону перемещения – пилот должен соразмеренным движением противоположной развороту педали (на 1/10..1/8 часть хода) парировать это стремление.

b) Наклон тяги НВ при малых скоростях будет вызывать просадку вертолета – пилот должен "поддержать" вертолет РШГ для сохранения постоянной высоты.

c) Для остановки вертолета в нужной точке за 4..8 ft (1,5..3м) до нее плавно отклонить РППУ в противоположную сторону на (на 1/8..1/6 часть хода), а после начала уменьшения скорости "вернуть" РППУ в положение близкое к висению.

d) Выполняя боковые перемещения пилоту приходится постоянно действовать РППУ для компенсации возникающих отклонений по крену и тангажу (частота движений примерно 1,5..2Гц, амплитуда 0,5..1,5см), а педалями удерживать направление, перпендикулярное движению. Энергичное отклонение РППУ вызовет необходимость энергичных и при этом координированных действий РШГ и педелями.

1.1.4. Перемещения назад у земли (Rearward flight)

1. Required.

1. Altitude at constant 3-foot hover.

2. 90-degree clearing turn in direction of sideward flight.

3. Constant rate of movement (not to exceed 5 knots).

4. Flightpath of 180° to heading.

2. Recommendations for implementation.

Для начала движения увеличить ОШ НВ (1/10..1/8часть хода) одновременно отклонить РППУ назад (на 1/15..1/10- часть хода), педалями удерживать направление, высоту поддерживать движениями РШГ. Скорость контролировать по набеганию земли, направление – по выбранному ориентиру.
Наиболее сложным является выдерживание направления и высоты полета, поэтому при выполнении перемещений назад пилот должен быть готовым к следующему (тенденции вертолета – рекомендуемые действия):
a) из-за "флюгерности" фюзеляжа вертолет в процессе полета назад будет стремиться "водить хвостом" отклоняясь на углы до 10..15° из-за стремления развернуть нос в сторону перемещения – пилот должен соразмеренным и более частыми, чем обычно движением левой и правой педалей (на 1/10..1/8 часть хода) не допускать отклонения носа более ±5°;

b) наклон тяги НВ при малых скоростях будет вызывать просадку вертолета – пилот должен "поддержать" вертолет РШГ для сохранения постоянной высоты;

c) при достижении скорости перемещения назад 8..10KNOTS, из-за изменения обдува стабилизатора (при движении назад поток начнет больше обдувать стабилизатор сверху, «придавливая» его к земле) вертолет начинает самопроизвольно задирать нос, что необходимо парировать небольшим перемещением РППУ от себя;

d) для остановки вертолета в нужной точке за 6..8 ft (2..3м) до нее плавно отклонить РППУ вперед на (на 1/8..1/6 часть хода), а после начала уменьшения скорости "вернуть" РППУ в положение близкое к висению.

Выполняя перемещения назад пилоту приходится постоянно действовать РППУ для компенсации возникающих отклонений по крену и тангажу (частота движений примерно 1,5..2Гц, амплитуда 0,5..1,5см), а педалями удерживать направление.

1.1.5. Вертикальное приземление (Landing from hover)

1. Required.

1. Constant heading.

2. Vertical descent.

2. Recommendations for aircraft control during landing.

Плавно переместить РШГ вниз (1/10..1/8 часть хода), одновременно парировать стремление к левому развороту перемещением правой педали вперед. Нормальным

является поведение, когда приземляется сначала левая лыжа, затем правая, затем носок полозьев.
Наиболее сложным является удерживание направления, недопущение смещений и сохранение вертикальности подхода к земле, поэтому при уменьшении ОШ НВ и в момент касания земли пилот должен быть готовым к следующему (тенденции вертолета – рекомендуемые действия):
a) вертолет начинает разворачиваться влево из-за уменьшения реактивного момента НВ – пилот должен соразмеренной дачей ПРАВОЙ педали (на 1/8..1/6 хода вперед) уменьшить тягу РВ и парировать (не допустить) этот разворот;

b) уменьшение тяги РВ приведет к появлению неуравновешенной силы, направленной влево (от уже существующего наклона тяги НВ влево, который был необходим для висения), что проявится как стремление к перемещению вертолета влево – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ ВПРАВО (на 1/6..1/5 часть хода влево) уменьшить наклон вектора тяги НВ (на висении наклоненного влево), тем самым уравновешивая величину тяги РВ;

c) по мере приближения к земле воздушная подушка от НВ начнет действовать сильнее и приведет к уменьшению скорости снижения, а может быть и к прекращению снижения – пилот должен дополнительным небольшим отклонением РШГ вниз (на 1/10..1/8 часть хода) "пробить" воздушную подушку и продолжить снижение, при этом не забывая педалями удерживать направление, а РППУ не допускать перемещений вертолета;

d) при касании полозьями земли фюзеляж начнет занимать стояночное положение, что приведет к отклонению вектора тяги НВ вперед и проявится как тенденция к перемещению вертолета вперед – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ НА СЕБЯ (на 1/6..1/5 часть хода назад) не допустить скольжения вперед.

По мере подхода к земле действия РППУ и педалями должны становиться менее амплитудными, но более частыми (РППУ – до 2..2,5Гц).
После касания земли продолжать плавно действовать органами управления вплоть до достижения минимального значения ОШ НВ.
При выполнении вертикального снижения с высот 15 ft и более не допускать вертикальной скорости снижения более 2м/с, иначе НВ вертолета может попасть в режим вихревого кольца и вертикальная скорость может за 3..4сек самопроизвольно вырасти до 2000 ft/min (10м/с) более, что приведет к сильному удару о землю и разрушению вертолета.

1.1.6. Обычный взлет (Normal takeoff)

Перевести взгляд вперед на 100..150 ft (30..50м). Плавно РППУ переместить от себя на 1/10..1/8 часть хода до установления угла тангажа -4..-6°. Из-за наклона тяги НВ вперед уменьшится ее вертикальная составляющая, что проявится как тенденция вертолета к просадке. Поэтому одновременно с наклоном носа вперед пилот должен увеличить ОШ НВ на 1..1,5° (1/10..1/15 хода джойстика).
Переходные режимы с разгоном (гашением) скорости связаны с изменением действующих сил и моментов по всем осям, что требует от летчика действий как РППУ по каналу крена и тангажа, так и педалями.
Расчет параметров разгона скорости, а также минимального удаления препятствий при взлете см. Приложения гл.3.2
Наиболее сложным является выдерживание вертолета на заданном курсе, предотвращение смещений в стороны и сохранение заданного тангажа, поэтому в процессе разгона скорости пилот должен быть готовым к следующему (тенденции вертолета – рекомендуемые действия):
a) при достижении скорости 15..20 узлов вертолет проявит тенденции:

(1) к — «вспуханию» и кабрированию (из-за начала повышения располагаемой тяги НВ при переходе с осевого на косое обтекание, а также увеличению аэродинамической силы стабилизатора, направленной вниз) – пилот должен небольшим движением РППУ от себя «придавить» нос вертолета, сохраняя постоянный тангаж;

(2) к кренению влево (из-за возникновения маховых движений лопастей приводящих к завалу конуса НВ влево) – пилот должен соразмеренным небольшим отклонением РППУ вправо удержать вертолет от кренения;

b) при достижении скорости 25..30 узлов (по указателю) вертолет проявит тенденцию к развороту влево (из-за повышения располагаемой тяги РВ с увеличением скорости косого обтекания и нарастания аэродинамической силы от киля, направленной вправо) – пилот должен уменьшить отклонение левой педали вперед на 1/15..1/10 часть для сохранения направления, не забывая о том, что уменьшение тяги РВ приведет к нарушению равновесия кренящих моментов и вертолет начнет плавно крениться влево, что устраняется соразмеренным отклонением РППУ вправо.

c) при достижении скорости 40 узлов по прибору вертолет проявит тенденцию к накренению влево, на этот раз из-за увеличения маховых движений наступающих на поток лопастей НВ (когда лопасти проходят справа по ометаемой площади) – пилот должен компенсировать эту тенденцию плавным отклонением РППУ вправо на 1/10..1/8 часть хода.

Дальнейший разгон скорости сопровождается увеличением маховых движений лопастей НВ (справа машут вверх, слева –вниз) и продолжением завала конуса НВ влево. Это приводит к необходимости компенсировать этот завал конуса НВ дачей РППУ вправо. Однако отклонения не очень велики, т.к. киль вертолета в процессе разгона создает кренящий момент вправо и частично компенсирует завал конуса НВ от маховых движений. На скоростях более 120 узлов (у земли) в левой части ометаемой НВ площади значительно усиливается негативное влияние срыва потока[1] с лопасти НВ при прохождении ей азимута 270..300°, что сопровождается повышением вибраций и может проявляться как самопроизвольное кренение вертолета влево. Пилот должен устранить кренение уменьшением скорости полета (взятием РППУ на себя на 1/10..1/8 часть хода) или уменьшением ОШ НВ.

1.2. Набор высоты

После разгона скорости установить режим набора высоты. Рекомендуемая скорость 60 узлов по прибору, на которой достигается максимальная вертикальная скорость набора. Положение ОУ при наборе высоты см. Figure 1.4. Возможности по набору высоты, в т.ч. и расстояние, время, топливо, необходимое для набора высоты см.Приложения, гл.3.3

1.3. ГП на крейсерском режиме (Cruise)

После набора высоты установить режим ГП, плавно уменьшив ОШ НВ, педалями и РППУ убрать скольжения и крены, сохранить направление. Крейсерская скорость ГП (скорость минимального километрового расхода топлива) для UH-1H составляет 80..90 узлов. При температуре +15°C с весом 8500lbs (фунтов) на этих скоростях расход топлива составляет 490..510 фунтов в час. Более точно можно рассчитать на графиках РЛЭ2. Впрочем, зависимость километрового расхода от скорости при указанных условиях слабая и не имеет ярко выраженного пика. Положение ОУ в ГП см.Figure 1.5. Ограничения по скорости полета в зависимости от высоты полета, полетной массы и температуры, см.Приложения, гл.3.4.

1.4. Снижение и посадка (Descent and landing)

Для выполнения безопасной посадки следует построить заход так, чтобы предпосадочное снижение и гашение скорости выполнялись против ветра или встречно-боковым ветром справа.

A. Снижение

При текущей высоте полета 400..450ft (130..150м) необходимо предусмотреть посадочную дистанцию 4500..5000ft (1400..1500м) до точки зависания. При накоплении или наличии опыта полетов на вертолетах посадочную дистанцию можно сократить до 3500..4000ft (1000..1200м). Если выполняется полет по кругу, то для выхода на посадочный курс с посадочной дистанцией 4500..5000ft (1400..1500м) и на скорости 80 узлов 4-й разворот необходимо начинать при визировании места посадки на угле 15..20° от посадочного курса, имея крен в развороте 20..15° (см.рис.Figure 1.6). Для выполнения посадки необходимо придерживаться примерной глиссады, представленной ниже:

После выполнения разворота на посадочный курс установить (проконтролировать) режим снижения. При уменьшении ОШ НВ и появлении вертикальной скорости снижения 500..600ft/min из-за изменения картины обтекания стабилизатора вертолет опускает нос и разгоняет скорость, и для парирования этого пилот должен переместить РППУ на себя на 1/8..1/6 часть хода.

Выдерживать глиссаду, ориентируясь на положение места посадки на остеклении кабины. Если место посадки «ползет» вверх по остеклению, значит вертолет рано снижается («с недолетом»), поэтому следует уменьшить вертикальную скорость снижения до «входа» в глиссаду небольшим увеличением ОШ НВ. Если место посадки «ползет» вниз по остеклению, значит вертолет заходит «с перелетом» и надо увеличить вертикальную скорость снижения до «входа» в глиссаду, но не более 800ft/min. Если необходимо увеличение вертикальной скорости снижения для входа в глиссаду, а текущее удаление места посадки менее 2500ft (750..800m), то необходимо принять решение на выполнение повторного захода на посадку (ухода на второй круг).

B. Особенности гашения скорости

Установить тангаж +2..+3° небольшим отклонением РППУ на себя, одновременно переместив ОШ НВ вниз для сохранения заданной вертикальной скорости снижения. Темп гашения целесообразно выдерживать таким: на каждые 50ft высоты скорость должна уменьшаться на 7..10 KNOTS. Следует помнить, что темп гашения скорости зависит от тангажа и исходного значения скорости: при одном и том же угле тангажа со скорости 80 до 50 KNOTS скорость гаситься вяло (около 15сек), но при сохранении угла тангажа, начиная от скорости 50 и до 10..15 KNOTS скорость начинает гаситься примерно в два раза интенсивнее (всего 5..7сек). Поэтому во второй фазе гашения при проходе значения скорости 50..40 KNOTS для сохранения темпа гашения необходимо немного (на 1/10..1/20) переместить РППУ от себя одновременно немного увеличив ОШ НВ для предотвращения «просадки» вертолета.

В процессе гашения скорости вертолет имеет следующие тенденции:

a) со скорости 80 до скорости 55..50KNOTS процесс гашения протекает обычно, вертолет устойчиво снижается в выбранное место посадки практически не требуя изменения мощности двигателей;

b) после прохождения скорости 55..50 KNOTS вертолет входит во второй режим полета (по аэродинамике Н.Е.Жуковского), что требует увеличения мощности двигателей по мере гашения скорости для поддержания заданной вертикальной скорости снижения. Если не трогать РОШ, то по мере гашения скорости вертолет начнет «просаживаться», увеличивая вертикальную скорость более 1000ft/min,что при скорости менее 10..15KNOTS

может привести к попаданию в режим вихревого кольца НВ и приземлению с разрушением фюзеляжа;

Следует опасаться интенсивного гашения скорости чрезмерным взятием РППУ на себя и уменьшением ОШ НВ в диапазоне 60..20KNOTS. Такие действия пилота приводят к раскрутке НВ за счет энергии набегающего потока и влекут цепочку негативных последствий: автоматика уменьшает режим работы двигателя, борясь с раскруткой НВ; при достижении скорости 25..20KNOTS наступает резкое снижение (просадка) и требуется немедленное значительное увеличение ОШ НВ; двигатель не успевает выйти на повышенный режим, НВ начинает терять обороты ниже предельно допустимого значения 314 об/мин, начнется уже самопроизвольное снижение; при этом может появиться разворот вправо из-за возрастания реактивного момента НВ в совокупности с падением тяги РВ от потери оборотов.
Как итог: у летчика есть «право на ошибку» – некоторый диапазон, в пределах которого можно отклоняться от рекомендуемых параметров захода на посадку, перечисленных выше. Это диапазон тем меньше, чем выше температура наружного воздуха, больше вес вертолета, больше высота площадки над уровнем моря.

1.5. РСНВ. Практическая часть. (Autorotation. Practical part)

Авторотация (теория – 3.1.13 полного мануала,), или РСНВ (режим самовращения несущего винта) применяется для выполнения посадки в различных случаях, когда нормальное пилотирование вертолета невозможно. К ним относятся частичные неисправности и полные отказы двигателя, различные неисправности рулевого винта или привода управления рулевого винта и другие случаи, когда необходимо сделать минимальным реактивный момент НВ. Вертолет UH-1H обладает отличными характеристиками НВ, которые способствуют безопасной посадке на авторотации. Основу этих характеристик составляет малая нагрузка на ометаемую площадь НВ: от 3.90 lbs/ft2 (19 kg/m^2) для пустого вертолета и до 5.24 lbs/ft^2 (25.5 kg/m^2) для вертолета с максимальной загрузкой СНОСКА 3) и тяжелый инертный НВ, который может запасти сравнительно огромное количество энергии. Вот как об этом пишет Robert Mason в своей книге Chickenhawk:
—Тяжелый гул несущего винта — это характерное «вуп-вуп-вуп» — шел из-за его размера. Сорок восемь футов от законцовки до законцовки, плюс хорда (ширина) в 21 дюйм. Балластные грузы в законцовках придавали всей системе сильнейшую инерцию. Инструктор показал это, использовав трюк, на который способен лишь «Хьюи». На земле при нормальных оборотах винта (330 в минуту) он заглушил двигатель, поднял машину в висение на четыре фута, сделал полный оборот и опять посадил. Невероятно! Любой другой вертолет не поднялся бы ни на дюйм, так бы и остался на земле, пока винт не остановится. Эти большие металлические утяжеленные лопасти здорово послужили мне во Вьетнаме. С их мощью и инерцией я легко рубил всякие мелкие ветки‖.
Таким образом, UH-1H позволяет научиться выполнять посадку на авторотации с наименьшими трудностями, в сравнении с другими вертолетами.
Because of these design features, learning to perform autorotation landing on the Huey is considerably easier than on most other helicopter types.

A. Переход на РСНВ

Как правило, необходимость перехода на авторотацию возникает внезапно, когда внимание пилота было занято выполнением других задач полета, не связанных с контролем силовой установки. Например, ведения осмотрительности, выдерживания места в строю, применения вооружения и др. Как показывает опыт, промежуток времени с момента отказа техники до момента начала действий органами управления у обычного летчика составляет от 3 до 5 сек. Поэтому безопасность выполнения

посадки на авторотации характеризуется своевременностью определения признаков отказа техники и немедленными уверенными действиями органами управления для перевода вертолета на авторотацию.
Наибольшая потеря оборотов наблюдается при полном отказе двигателя на режиме ГП или в наборе высоты. Задержка в действиях на 3..5сек может привести к потере оборотов НВ до 280 об/мин. В таких случаях летчик немедленно должен:
а) восстановить обороты НВ, для чего опустить РОШ до минимального положения, а при скорости более 70 KNOTS – переместить РППУ на себя для ускорения раскрутки НВ за счет энергии набегающего потока, при этом не допускать падения скорости менее 50 KNOTS по прибору своевременным перемещением РППУ от себя;

Вертолет имеет двухлопастный несущий винт и двухлопастный хвостовой винт для компенсации реактивного момента несущего винта и путевого управления вертолетом.
Несущий винт состоит из втулки и двух композитных лопастей. Лопасти крепятся ко втулке посредством шарниров. Изменение общего шага несущего винта и циклическое изменение углов лопастей в зависимотси от их азимутального положения осуществляется с помощью автомата перекоса.
Фюзеляж вертолета типа полумонокок —переменного сечения, цельнометаллический, клепаной конструкции состоит из носовой и центральной частей, хвостовой и концевой балок. Хвостовая балка имеет форму усеченного конуса. В носовой части фюзеляжа расположена кабина экипажа для двух летчиков, оборудованная необходимыми приборами и органами управления. В центральной части фюзеляжа располагается грузо-пассажирская кабина, на полу кабины установлены швартовочные узлы.
Грузо-пассажирскую кабину можно переоборудовать в санитарный вариант для перевозки больных или раненых на носилках.
Взлетно-посадочные устройства вертолета состоят из неубирающихся в полете салазок.
Один турбовальный двигатель со свободной турбиной расположен над грузовой кабиной. Вал свободной турбины соединен с главным редуктором.
Для передачи мощности от двигателя к несущему и хвостовому винтам, вентилятор у и другим агрегатам имеется трансмиссия, состоящая из главного, промежуточного и хвостового редукторов, хвостового вала, вала привода вентилятора. На приводах главного редуктора установлены гидронасос, аварийный генератор постоянного тока, и датчик тахометра. Двигатель и главный редуктор имеет свою самостоятельную маслосистему. Смонтированный на вертолете вентилятор служит для охлаждения маслорадиаторов двигателя и главного редуктора, а также для охлаждения стартер-генератора, и гидронасоса.
Двигатели,главны йредуктор,вент