

*МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ*  
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»

Л.И. Лосев, В.Е. Зайцев, С.И. Планковский

## **КОНСТРУКЦИЯ СВЕРХЛЕГКИХ ВЕРТОЛЕТОВ**

Утверждено Министерством образования и науки Украины  
в качестве учебного пособия для студентов высших учебных  
технических заведений

Харьков «ХАИ» 2007

*МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ*  
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»

Л.И. Лосев, В.Е. Зайцев, С.И. Планковский

## **КОНСТРУКЦИЯ СВЕРХЛЕГКИХ ВЕРТОЛЕТОВ**

Утверждено Министерством образования и науки Украины  
в качестве учебного пособия для студентов высших учебных  
технических заведений

Харьков «ХАИ» 2007



УДК 629.735.45 (031)

Конструкция сверхлегких вертолетов / Л.И. Лосев, В.Е. Зайцев, С.И. Планковский. – Учеб. пособие. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2007. – 375 с.

ISBN 978-966-662-153-8

Приведены сокращенные статистические данные некоторых сверхлегких вертолетов одновинтовой схемы с рулевым винтом, составляющей 92...95 % мирового вертолетного парка.

В качестве примера показаны состав и массовые характеристики оборудования вертолета КТ-112 «Ангел», частично – вертолета АК-1-3, а также зависимости для приближенного определения некоторых агрегатов и частей взлетной массы сверхлегких вертолетов.

Для студентов, выполняющих курсовые и дипломные работы по проектированию вертолетов и его частей, а также может быть полезно разработчикам винтокрылых аппаратов.

Ил. 470. Табл. 50. Библиогр.: 74 назв.

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. С.С. Добротворский,  
лауреат Государственной премии Украины В.И. Заяц,  
канд. техн. наук В.В. Попов

Гриф присвоен 20 июня 2007 г.  
ученым советом университета (протокол № 10)

ISBN 978-966-662-153-8

© Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт», 2007 г.

## Оглавление

ВВЕДЕНИЕ .....	6
Раздел 1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ .....	7
1.1. Представление статистических данных .....	8
1.2. Принятые обозначения, пояснения и размерности .....	11
Раздел 2. СТАТИСТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ И КОНСТРУКЦИЯ СВЕРХЛЕГКИХ ВЕРТОЛЕТОВ .....	20
2.1. Вертолет Fairey Ultra Light .....	20
2.1.1. Конструкция вертолета Fairey Ultra Light .....	22
2.2. Вертолеты Masquito М-58, М-80 .....	25
2.2.1. Конструкция вертолетов Masquito М-58, М-80 .....	27
2.3. Вертолет «Dragon Fly 333» .....	34
2.3.1. Конструкция вертолета «Dragon Fly 333» .....	36
2.4. Вертолет Helisport CH-7 Angel .....	43
2.4.1. Конструкция вертолета Helisport CH-7 Angel .....	45
2.5. Вертолет Helisport CH-7 Kompess .....	48
2.5.1. Конструкция вертолета Helisport CH-7 Kompess ...	50
2.6. Вертолет Safari «Babe Bell» .....	52
2.6.1. Конструкция вертолета Safari «Babe Bell» .....	55
2.7. Вертолет PZL Sw-4 .....	62
2.7.1. Конструкция вертолета PZL Sw-4 .....	64
2.8. Вертолет Ми-34 .....	65
2.8.1. Конструкция вертолета Ми-34 .....	68
2.9. Вертолет Ми-34С .....	86
2.9.1. Конструкция вертолета Ми-34С .....	88
2.10. Вертолеты Ми-34А, Ми-34L .....	90
2.10.1. Конструкция вертолетов Ми-34А, Ми-34L .....	92
2.11. Вертолет Ми-34М .....	93
2.11.1. Конструкция вертолета Ми-34М .....	95
2.12. Вертолет «Актай» .....	97
2.12.1. Конструкция вертолета «Актай» .....	99
2.13. Вертолет Ми-60 МАИ .....	102
2.13.1. Конструкция вертолета Ми-60 МАИ .....	105
2.14. Вертолет Ми-52-1 .....	113
2.14.1. Конструкция вертолета Ми-52-1 .....	115
2.15. Вертолет Ми-52-2 .....	117
2.15.1. Конструкция вертолета Ми-52-2 .....	119
2.16. Вертолет Ехес 162F .....	119
2.16.1. Конструкция вертолета Ехес 162F .....	122
2.17. Вертолет Robinson R.22 «Alpha» .....	128
2.17.1. Конструкция вертолета Robinson R.22 «Alpha» ....	132

2.18. Вертолет Robinson R.44 .....	139
2.18.1. Конструкция вертолета Robinson R.44 .....	143
2.19. Вертолет Hughes 269A .....	146
2.19.1. Конструкция вертолета Hughes 269A .....	151
2.20. Вертолет Hughes 269B .....	156
2.20.1. Конструкция вертолета Hughes 269B .....	159
2.21. Вертолет Schweizer 300C .....	160
2.21.1. Конструкция вертолета Schweizer 300C .....	163
2.22. Вертолет Schweizer 300CB .....	172
2.22.1. Конструкция вертолета Schweizer 300CB .....	175
2.23. Вертолет Hughes 369 .....	181
2.23.1. Конструкция вертолета Hughes 369 .....	183
2.24. Вертолет Schweizer 330 .....	185
2.24.1. Конструкция вертолета Schweizer 330 .....	188
2.25. Вертолет Hughes OH-6A «Cayuse» .....	191
2.25.1. Конструкция вертолета Hughes OH-6A «Cayuse» ..	196
2.26. Вертолет Hiller FH-1100 (OH-5A) .....	200
2.26.1. Конструкция вертолета Hiller FH-1100 (OH-5A) ..	202
2.27. Вертолет Hiller 12C .....	206
2.27.1. Конструкция вертолета Hiller 12C .....	210
2.28. Вертолет Goodyear GA-400R «Gizmo» .....	213
2.28.1. Конструкция вертолета Goodyear GA-400R «Gizmo» ..	215
2.29. Вертолет Bell OH-4A .....	216
2.29.1. Конструкция вертолета Bell OH-4A .....	219
2.30. Вертолет Brantly-Hynes Модель 305 .....	220
2.30.1. Конструкция вертолета Brantly-Hynes Модель 305 ..	223
2.31. Вертолет Brantly B-2B .....	225
2.31.1. Конструкция вертолета Brantly B-2B .....	227
2.32. Вертолет Hughes 500 .....	231
2.32.1. Конструкция вертолета Hughes 500 .....	235
2.33. Вертолет Hughes 500MD .....	239
2.33.1. Конструкция вертолета Hughes 500MD .....	241
2.34. Вертолет Hughes 500 MG .....	242
2.34.1. Конструкция вертолета Hughes 500 MG .....	244
2.35. Вертолет Us 331 фирмы Ultrasport .....	245
2.35.1. Конструкция вертолета Us 331 фирмы Ultrasport ..	247
2.36. Вертолет Us 496 фирмы Ultrasport .....	249
2.36.1. Конструкция вертолета Us 496 фирмы Ultrasport ..	251
2.37. Вертолет MD 520N .....	253
2.37.1. Конструкция вертолета MD 520N .....	256
2.38. Вертолет Mini 500 .....	268
2.38.1. Конструкция вертолета Mini 500 .....	270

2.39. Вертолет Voyager 500 .....	278
2.39.1. Конструкция вертолета Voyager 500 .....	280
2.40. Вертолеты Enstrom F-28А .....	284
2.40.1. Конструкция вертолета Enstrom F-28А .....	288
2.41. Вертолеты Enstrom F-28F/280F Shark.....	291
2.41.1. Конструкция вертолетов Enstrom F-28F/280F Shark .	294
2.42. Вертолет Enstrom 480В .....	298
2.42.1. Конструкция вертолета Enstrom 480В .....	301
2.43. Вертолет АК 1-3 .....	308
2.43.1. Конструкция вертолета АК 1-3 .....	311
2.44. Вертолет КТ-112 «Ангел» .....	324
2.44.1. Конструкция вертолета КТ-112 «Ангел» .....	326
2.45. Вертолет Sud-Ouest SO-1221 «Djinn».....	333
2.45.1. Конструкция вертолета Sud-Ouest SO-1221 «Djinn».	336
2.46. Вертолет Bell 47 .....	340
2.46.1. Конструкция вертолета Bell 47 .....	342
Приложение 1. ПРИМЕРЫ СОСТАВА И МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБОРУДОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТОВ КТ-112 «Ангел» и АК 1-3....	367
Приложение 2. ПРИБЛИЖЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАССЫ НЕКОТОРЫХ АГРЕГАТОВ И ЧАСТЕЙ, ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ СВЕРХЛЕГКИХ ВЕРТОЛЕТОВ .....	370
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК .....	372

## ВВЕДЕНИЕ

Историки утверждают, что прототип летательного аппарата, похожего на вертолет, изобразил Леонардо да Винчи еще в эпоху Возрождения, но только в начале XX века развитие технологий позволило построить настоящий вертолет. С момента «рождения» первой винтокрылой машины прошло немало времени, технологии авиастроения развивались и совершенствовались. Теперь можно с уверенностью сказать, что полеты на вертолетах стали безопасными и доступными.

Интерес к сверхлегким вертолетам обусловлен удобством передвижения и сравнительно низкой стоимостью эксплуатации. Их применяют и в военной, и в гражданской сферах. Такие вертолеты используют для проведения разведывательных операций, экскурсий, в медицинских целях, коммерческих, в борьбе с пожарами и в качестве аэротакси.

Удобства использования сверхлегких вертолетов в качестве транспорта очевидны: высокая скорость передвижения, отсутствие проблем с пробками, возможность перемещаться в те места, где не пройдет ни одна машина, наличие совсем небольшой площадки для взлета и приземления вертолета.

В Европе и США покупка частного вертолета – уже вполне обычное дело. Следовательно, перспективы вертолетного рынка, особенно рынка сверхлегких вертолетов, в Украине и странах СНГ весьма радужные. Это наглядно показывает тенденция устойчивого роста спроса на сверхлегкие вертолеты: «легковесы» намного дешевле и при покупке, и при эксплуатации. Так, себестоимость летного часа самых легких отечественных вертолетов Ка-26 и Ми-2 составляет соответственно 202 и 142 дол. США в час, аналогичный показатель имеет двухместный американский Eхес 162F – 67 дол. США в час.

Настоящее учебное пособие необходимо для проектирования сверхлегких вертолетов.

Систематизация в одной публикации материалов по статистическим данным, элементам конструкций и особенностям эксплуатации сверхлегких вертолетов не только способствует накоплению информации, но и формирует исходные данные для их проектирования.

## Раздел 1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Развитие мирового вертолетостроения характеризуется постоянным увеличением объемов производства и эксплуатации серийных легких вертолетов с поршневыми и газотурбинными двигателями.

Исторически сложилось так, что вертолетостроение в Советском Союзе развивалось по пути создания средних и тяжелых вертолетов. Сверхлегким и легким вертолетам почти не уделялось внимания [15].

Любой летательный аппарат всегда проектируют с максимальным использованием результатов анализа статистических материалов в пределах массовой категории объекта проектирования, осуществляемого классификацией структуры его массы.

Приведем условное деление вертолетов по массовым категориям на сверхлегкие и легкие (табл. 1.1).

Таблица 1.1

Массовая категория вертолетов	сверхлегкая	Взлетная масса вертолетов $m_o$ , т	до 1,5	Типы вертолетов	Ка-8, Ми-34, Ка-10, Ка-15М, Ка-18
	легкая		1,5...6,0		Ми-1, Ми-2, Ка-26, Ка-126, Ми-34М

За рубежом принято другое разделение легких вертолетов по массовым категориям (табл. 1.2).

Таблица 1.2

Характеристика массы	Тип вертолета		
	легкий связной	легкий многоцелевой	легкий транспортный
Грузоподъемность, т	0,3 (2 – 4 чел.)	1,0 (10 – 12 чел.)	3,0 (25 – 30 чел.)
Полетная масса, т	1,5...2	3,5...4	10...12

Тем не менее публикуемые в различных изданиях массовые характеристики вертолетов иногда значительно отличаются между собой. Например, масса платной нагрузки не всегда соответствует указанной дальности полета, что затрудняет ее использование для оценки транспортных возможностей того или иного вертолета.

Это объясняется тем, что существуют различные понятия массы пустого вертолета и полезной нагрузки. За рубежом к массе полезной нагрузки относят часть съемного оборудования, в России это оборудование обычно включают в массу пустого вертолета.

Непрекращающийся интерес к легким вертолетам свидетельствует о наличии постоянных причин, к которым относятся [9]:

1. Непрерывное расширение круга задач, особенно в военной области, которые эффективно могут быть решены с помощью только винтокрылых аппаратов специального назначения.

2. Большинство возникающих задач решают путем массового применения легких аппаратов, что требует крупносерийного производства. В связи с этим экономическая сторона вопроса (стоимость аппарата, уровень эксплуатационных расходов и т.п.) также направляет поиски на разработку максимально простой и дешевой конструкции.
3. Разнообразие задач вызывает узкую специализацию легких винтокрылых аппаратов, что побуждает в поисках лучшего решения к реализации различных схем аппарата, применению необычных его компоновок и разных типов привода несущего винта.

Создание легкого винтокрылого аппарата простой конструкции, надежного, дешевого и с низкими эксплуатационными расходами – исключительно сложная комплексная научно-техническая проблема.

Это накладывает определенные требования на используемые статистические материалы и особенности проектирования сверхлегких вертолетов:

- перетяжеленность легких вертолетов;
- использование на легких вертолетах ползкового шасси;
- допустимая установка на вертолете двух маломощных двигателей при удельной нагрузке  $p \approx 200 \text{ Н/м}^2$ ;
- возможное применение ременной передачи мощности с силовой установки на несущий винт и т. д.;
- исключение промежуточного редуктора трансмиссии сверхлегкого вертолета при малой величине момента тяги рулевого винта относительно оси хвостовой балки и использование вместо него хвостового редуктора с винтом;
- согласование жесткости фюзеляжа ферменной конструкции с усилиями в цепях каналов управления;
- обоснование необходимости применения на вертолете гидравлической системы.

### **1.1. Представление статистических данных**

Аналитическое описание взлетной массы  $m_0$  летательного аппарата (ЛА) на основе уравнения баланса масс (уравнения существования) устанавливает с некоторой погрешностью взаимосвязь последней с параметрами аппарата и его агрегатов [8]. Это служит обоснованием номенклатуры статистических данных (состава), используемых при проектировании и создании ЛА.

Статистические данные – это совокупность цифрового материала и схемы ЛА, составляющих в сумме технический облик ЛА. Кроме

статистических данных по каждому вертолету приведены (по возможности) краткие описания элементов конструкции с фрагментами в виде снимков и некоторые особенности эксплуатации. При этом вертолет представлен совокупностью его агрегатов и систем (рис. 1.1).

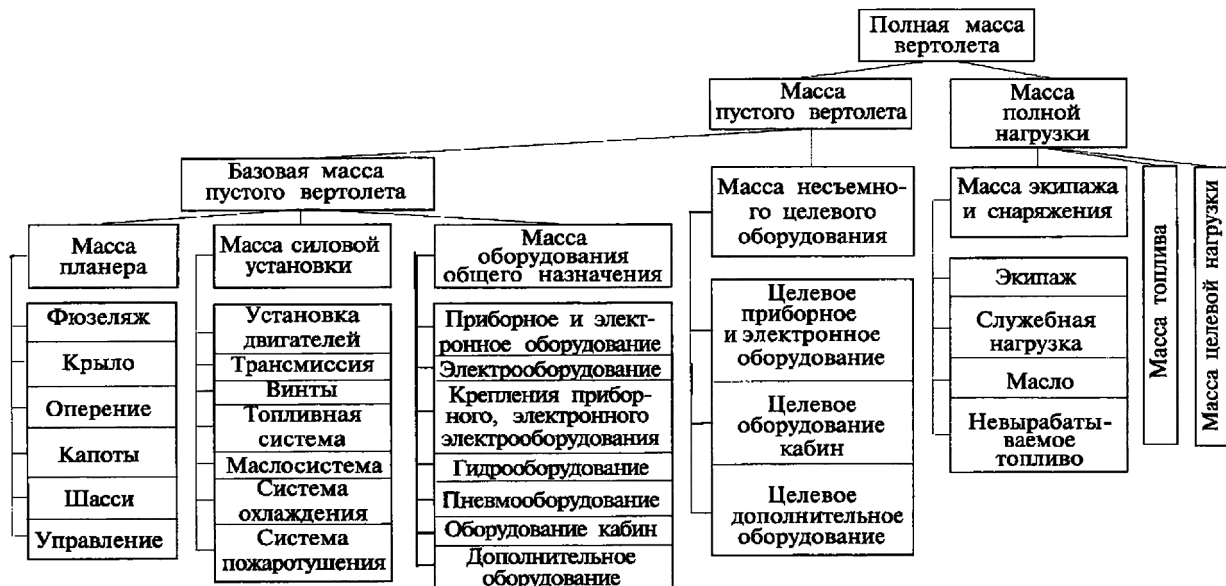


Рис. 1.1. Масса снаряжения вертолета

Действительно,

$$m_o = \frac{m_{цн} + m_{эк} + m_{об}}{1 - \bar{m}_{нл}(p) - \bar{m}_{с.у}(p) - \bar{m}_T(p)}, \quad (1.1)$$

где  $\bar{m}_{нл}(p)$ ,  $\bar{m}_{с.у}(p)$ ,  $\bar{m}_T(p)$  – относительные массы планера, силовой установки и топлива;  $m_{цн}$  – целевая нагрузка, кг;  $m_{эк}$  – масса экипажа, кг;  $m_{об}$  – масса оборудования, кг.

Структуры слагаемых  $\bar{m}_{нл}(p)$  и  $\bar{m}_{с.у}(p)$  (1.1) для вертолета одновинтовой схемы выражены следующим образом:

$$\bar{m}_{нл}(p) = \bar{m}_\phi(p) + \bar{m}_{з.о}(p) + \bar{m}_{ш}(p) + \bar{m}_y(p); \quad (1.2)$$

$$\bar{m}_{нл}(p) = \bar{m}_\phi(p) + \bar{m}_{з.о}(p) + \bar{m}_{ш}(p) + \bar{m}_y(p); \quad (1.3)$$

$$\bar{m}_B(p) = \bar{m}_{\Sigma Л}(p) + \bar{m}_{БТ}(p) + \bar{m}_{\Sigma Л.Р.В}(p) + \bar{m}_{БТ.Р.В}(p); \quad (1.4)$$

$$\bar{m}_{ТР}(p) = \bar{m}_{Гл.Р}(p) + \bar{m}_{П.Р}(p) + \bar{m}_{Х.Р}(p) + \bar{m}_{Т.В}(p), \quad (1.5)$$

где

$\bar{m}_\phi(p)$ ,  $\bar{m}_{з.о}(p)$ ,  $\bar{m}_{ш}(p)$ ,  $\bar{m}_y(p)$  – относительные массы фюзеляжа,

горизонтального оперения, шасси и управления;

$\bar{m}_{дв.с}(p)$ ,  $\bar{m}_B(p)$ ,  $\bar{m}_{ТР}(p)$  – относительные массы двигателя и систем, обслуживающих двигатель, винтов и трансмиссии;

$\bar{m}_{\Sigma Л}(p)$ ,  $\bar{m}_{БТ}(p)$ ,  $\bar{m}_{\Sigma Л.Р.В}(p)$ ,  $\bar{m}_{БТ.Р.В}(p)$  – относительные массы лопастей и



втулки несущего винта, лопастей и втулки рулевого винта;  
 $\bar{m}_{Гл.Р}(p)$ ,  $\bar{m}_{П.Р}(p)$ ,  $\bar{m}_{Х.Р}(p)$ ,  $\bar{m}_{Т.В}(p)$  – относительные массы главного, промежуточного и хвостового редукторов и трансмиссионных валов.

Методика подготовки статистических данных изложена в работе [18]. Ниже приведены необходимые обозначения, пояснения и размерности таблицы.

Статистические данные представлены в табл. 1.3. Данные, отмеченные звездочкой «\*», получены расчетным путем с допустимой погрешностью вычислений.

Размерные показатели даны в международной системе единиц. Единственным исключением является нагрузка на ометаемую площадь (ячейка 10 – 2, 3), кг/м<sup>2</sup>, что соответствует даН/м<sup>2</sup>. При этом имеется в виду, что численное значение массы тела в системе МКГСС равно численному значению его массы в системе СИ: 1кгс = 9,81 Н  $\approx$  даН [3]. Кроме этого, для удобства пользователей в конце ячейки 21 – 2, 3 записывается максимальная мощность, л.с.

В работе приведены данные вертолетов со взлетной массой до 2000 кг. В аппарате могут быть реализованы технические решения, присущие легким вертолетам (например, применение колесного шасси и двухкамерных амортизаторов, гидросистемы и специальных устройств управления (бустеров), двух двигателей в силовой установке и т.д.). Увеличение массы базового сверхлегкого вертолета – результат его модификации (например, вертолеты Ми-34 и Ми-34М). Для модификации вертолетов характерны переход на другой тип двигателя, изменения состава радиоэлектронного оборудования и оснащения и т.д.

Изменение внешнего вида связано с дороговизной работ по переделке серийной оснастки на заводах, нарушением компромисса между аэродинамикой, внутренней компоновкой, весовым совершенством и т.д. и требованиями заказчика при условии выполнения ТТТ и обеспечения необходимых эксплуатационных качеств.

Вертолет представляет собой совокупность агрегатов (массовых групп): фюзеляж; горизонтальное оперение; управление; шасси; силовая установка с системами; несущий винт (лопасти, втулка); рулевой винт (лопасти, втулка); трансмиссия (главный, промежуточный, хвостовой редукторы, трансмиссионный вал); оборудование; топливо. Масса каждого агрегата (массовой группы) приближенно выражается через физические и механические параметры, превращая уравнение баланса массы вертолета в уравнение существования. Решение последнего с позиции минимума взлетной массы позволяет выбрать параметры вертолета.

Такое представление структуры вертолета определено техническим заданием на конструирование агрегата, где масса агрегата задается в виде одного из его параметров, подлежащих реализации.

Раздел конструкции каждого вертолета формируется техническим обликом вертолета, представляемым схемой вертолета с его краткими характеристиками и описанием устройства частей аппарата с показом некоторых фрагментов устройства его агрегатов и систем.

Такое описание конструкции агрегатов, систем и частей вертолета отличается от общепринятой, установившейся по конструкционному исполнению структуры, и обусловлено относительно малым количеством сверхлегких вертолетов. Из-за ограниченности статистических материалов, когда еще не сформировалась определенная структура построения агрегата, системы, необходимо приводить фрагменты конструкции.

В большинстве случаев варианты модификации вертолета отличаются друг от друга главным образом типом двигателя (двигателей), радиоэлектронным оборудованием и подвесным оснащением. Внешний вид машин меняется значительно реже, что объясняется дороговизной работ по переделке серийной оснастки на заводах, а также тем фактором, что конфигурация каждого вертолета – это компромисс между аэродинамикой, внутренней компоновкой, особыми требованиями заказчика к размещению экипажа, пассажиров, обзору из кабины, оснащению, эксплуатационным характеристикам и т.п.

## **1.2. Принятые обозначения, пояснения и размерности**

В табл. 1.3 приведены статистические данные сверхлегких вертолетов и сокращения:

Участок “Вертолет”, (1 – 17: 1, 2, 3).

1 – 1, 2, 3:

– фирма и фирменное или другое наиболее распространенное название и марка (например, «Агуста», А-109А, «Хирундо», Сикорский R-4 и т.д.).

2 – 1, 2, 3 “Страна”:

– страна (или страны), в которой создана данная машина.

Если машины выпускают по лицензии в другой стране, то после названия этой страны записывают – лиц.

3 – 1, 2, 3 “Назначение”:

– основное назначение данной машины. Если она имеет несколько назначений, то характеризуется как многоцелевая.

4 – 1, 2, 3 “Экипаж”:

– количество членов летно-подъемного состава.

5, 6, 7, 8, 9 – 1, 2:

– взлетная масса вертолета, максимальная взлетная масса, масса пустого, целевой нагрузки, снаряжения (столбец 1) соответственно;

Таблица 1.3

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1					$m_L$ , кг; $\overline{m}_L$		
2	Страна –				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m}_{BT}$		
3	Назначение –				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m}_{HB}$		
4	Экипаж –				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m}_{TP}$		
5	$m_0$ , кг				$m_{CY}$ , кг; $\overline{m}_{CY}$		
6	$m_{0\max}$ , кг				$m_{PY}$ , кг; $\overline{m}_{PY}$		
7	$m_{пуст}$ , кг				$m_\phi$ , кг; $\overline{m}_\phi$		
8	$m_{ин}$ , кг				$m_{OP}$ , кг; $\overline{m}_{OP}$		
9	$m_{ПН}$ , кг				$m_{PB}$ , кг; $\overline{m}_{PB}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>				$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг				$m_{OB}$ , кг; $\overline{m}_{OB}$		
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч				$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч				$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.				Несущий и рулевой винты		
16	$l_\Gamma, \vartheta_\Gamma, h_\Gamma, M$				Тип		
17	$l_{н-р}, \vartheta_{кор}, M$				$D_{HB}, D_{PB}$ , м		
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$		
19					$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$		
20	Страна –				$\Delta\varphi_L$		
21	Количество и тип –				$\vartheta_{ЛНВ}$ , м		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт				проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C_{конц}}$		
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$		
26	$n_{дв}$ , об/мин				$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с		
27	$n_{нв}$ , об/мин				$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$		
28	$n_{рв}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{HB}, T_{PB}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.				$M_{кр}$ , кгм		

Окончание табл. 1.3

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	
2	$\phi_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{у\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	
8	$\phi_K$ , м		$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V_{ЭК}$ , км/ч	

– относительная масса машины и ее частей (столбец 2), % – отношение соответствующих масс к нормальной взлетной массе.

$$10-2, 3, p = \frac{G}{F}, \text{ кг/м}^2:$$

– удельная нагрузка на ометаемую площадь (F). В ячейку 10–2 записывают нагрузку при нормальной (G), а в ячейку 10–3 – при максимальной (G<sub>М</sub>) взлетной массе.

$$11-2, 3, “\tilde{N} = N_{M\Sigma} / G”, \text{ кВт/кг}:$$

– энерговооруженность – отношение наибольшей мощности (но не чрезвычайной) всех установленных основных двигателей к взлетной массе машины. В ячейке 11–2 записывают энерговооруженность при нормальной, а в ячейке 11–3 – при максимальной взлетной массе.

$$12-2, 3, “V_{кр} \bar{k}_{ПН}”, \text{ км/ч}:$$

– относительная потенциальная производительность – произведение крейсерской скорости  $V_{кр}$  на весовую отдачу ( $\bar{k}_{ПН}$ ). В зависимости от имеющихся данных может быть использована нормальная весовая отдача (ячейка 11–2) или максимальная (ячейка 11–3).

### Схема вертолета

13 – 2, 3, “ $V_{кр} m_0$ ”, т км/ч:

– потенциальная производительность – произведение относительной потенциальной производительности на соответствующую взлетную массу в тоннах.

14 – 1, 2, 3, “Год н.р., 1 п., с.в.”:

– год (дата) начала разработки – н.р., первого полета – 1 п. и начала серийного выпуска – с.в.

15 – 1, 2, 3, “Пас., дес., ран.”:

– количество мест для пассажиров, десантников (солдат – с.) и носилочных раненых – нос. с медработниками – мр.

16 – 1, 2, 3, “ $l_z, b_z, h_z$ ”, м:

– габаритные размеры: длина с вращающимися винтами, ширина (без винтов) и высота от земли до втулки несущего винта – вт., рулевого винта – р.в. или оперения – оп.

17 – 1, 2, 3, “ $l_{н-р} l_{кор}$ ”, м:

–  $l_{н-р}$  – расстояние между осью несущего и центром рулевого винта;

–  $l_{кор}$  – длина корпуса – расстояние от носа фюзеляжа до максимально удаленной от него задней точки конструкции (без учета рулевого винта), этот размер обычно называют длиной фюзеляжа.

18 Участок “Силовая установка” (18–30 – 1, 2, 3).

19 – 1, 2, 3 – фирма, фирменное название и марка двигателя.

20 – 1, 2, 3 – “Страна”.

21 – 1, 2, 3 – кол. и тип:

– количество и тип основных двигателей (например, 1 ПД – один поршневой двигатель). В конце ячейки записывают наибольшую (но не чрезвычайную) мощность, л.с.

22 – 1, 2, 3, “Режим”:

– сокращенное название режимов работы двигателя:

макс. – максимальный, взл. – взлетный, боев. – боевой, ном. – номинальный,  $M_{прод}$  – максимальный продолжительный, кр. – крейсерский. В ячейках может быть записано время непрерывной работы на данном режиме (например, 2,5' – две с половиной минуты, 1 ч – один час).

23 – 1, 2, 3, “ $N$ ”, кВт:

– значение мощностей на соответствующих режимах.

24 – 1, 2, 3, “ $C_e$ ”, кг/кВт·ч:

– значения удельных расходов топлива на соответствующих режимах.

25 – 1, 2, 3, “ $N_{огр}$ ”, кВт:

– значение суммарной ограниченной мощности, на которую рассчитывается трансмиссия.

26, 27, 28 – 1, 2, 3, “ $n_{дв}$ ,  $n_{нв}$ ,  $n_{рв}$ ” 60/с:

– частоты вращения выводных валов двигателя, редукторов несущего и рулевого винтов:

$$i = \frac{n_{дв}}{n_{нв}}; \quad i_p = \frac{n_{дв}}{n_{рв}}.$$

29 – 2, 3, “Масса, уд. масса”  $G_{дв}$ , кг,  $\gamma$ , кг/кВт:

– масса и удельная масса двигателя.

30 – 2, 3, “ $m_T$ ”, кг:

– количество топлива в основном и дополнительном баках.

Участок “масса, кг; относительная масса, %” (1 – 13: 4, 5):

– характеризует массу (столбец 4), относительную массу агрегатов (столбец 5): лопастей ( $m_{л}$ ,  $\bar{m}_{л}$ ), втулки ( $m_{вт}$ ,  $\bar{m}_{вт}$ ), НВ ( $m_{нв}$ ,  $\bar{m}_{нв}$ ), трансмиссии ( $m_{тр}$ ,  $\bar{m}_{тр}$ ), силовой установки ( $m_{су}$ ,  $\bar{m}_{су}$ ), подъемного устройства ( $m_{пу}$ ,  $\bar{m}_{пу}$ ), фюзеляжа ( $m_{ф}$ ,  $\bar{m}_{ф}$ ), оперения ( $m_{оп}$ ,  $\bar{m}_{оп}$ ), рулевого винта ( $m_{рв}$ ,  $\bar{m}_{рв}$ ), шасси ( $m_{ш}$ ,  $\bar{m}_{ш}$ ), оборудования ( $m_{об}$ ,  $\bar{m}_{об}$ ), управления ( $m_{упр}$ ,  $\bar{m}_{упр}$ ), корпуса ( $m_{корп}$ ,  $\bar{m}_{корп}$ ), где  $\bar{m}_{пу} = \bar{m}_{нв} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_{тр}$ ,  $\bar{m}_{пу} = \bar{m}_{нв} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_{тр}$ ,  $m_{су} = m_{дв} + m_{с}$ ,  $\bar{m}_{су} = \bar{m}_{дв} + \bar{m}_{с}$ ;  $m_{с}$ ,  $\bar{m}_{с}$  – масса систем, относительная масса систем, обслуживающих СУ (система крепления, система охлаждения, топливная система, маслосистема, система всасывания и выхлопа, система запуска двигателя, управление двигателем).

Участок “несущий и рулевой винты” (16 – 30: 4, 5).

16 – 4, 5, “Тип”.

Исходя из необходимости единообразного представления информации ниже приведена следующая схема классификации несущих и рулевых винтов [18]:

<u>Признак</u>	<u>Обозначение</u>
1. Тип привода:	
– трансмиссионный	–
– реактивный	P
2. Количество лопастей	2, 3 ...
3. Схема втулки:	
– шарнирная	Ш
– на общем горизонтальном шарнире	
– на кардане	K
– жесткая	Ж
4. Особенности конструкции:	
– упругое крепление лопастей (торсионное, эластомерное и т. п.)	У
– далеко разнесенные шарниры	Д
– использование стабилизирующего стержня	СС
– использование серволопаток	СЛ
– использование сервоуправления на лопастях	СУ

Примеры условных записей в ячейке 16 – 4, 5

- 6–ШУ – шестилопастный, шарнирный с упругим креплением лопастей и трансмиссионным приводом;  
 2–КСС – двухлопастный на кардане со стабилизирующим стержнем и трансмиссионным приводом;  
 4–Ж – четырехлопастный с жестким креплением лопастей и трансмиссионным приводом;  
 Р2–КСЛ – реактивный двухлопастный на кардане и с серволопатками.

17 – 4, 5, “Диаметр”  $D, D_{рв}$ , м:

– диаметры несущего и рулевого винтов.

18 – 4, 5, “Коэф. заполнения”  $\sigma, \sigma_{рв}$ :

– коэффициент заполнения несущего и рулевого винтов.

19 – 4, 5, “Сужение лоп.”  $\eta_{л.н.в}, \eta_{л.р.в}$ :

– теоретическое сужение лопастей  $\eta_{л.н.в} = \frac{b_1}{b_0}$  (рис. 1.2).

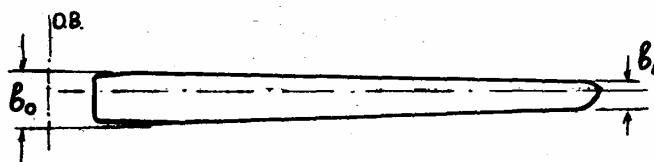


Рис. 1.2. Сужение лопасти

20 – 4, 5, «Крутка лоп.»  $\Delta\phi^\circ, \Delta\phi^\circ_{рв}$ :

– разность углов установки лопастей на конце и у комля.

21 – 4, 5, «Хорда лоп.»  $b, b_p$ :

– для лопастей с сужением может быть записана хорда  $\bar{r} = 0,7$  (например,  $0,30_{0,7}$ ) или значения комлевой и концевой хорд (например,  $1/2/0,8$ ).

22, 23 – 4, 5, «Проф. конц.», «Проф. корн.»:

– название профилей на конце и у комля лопастей.

24, 25 – 4, 5, “ $\bar{C}_{конц}, \bar{C}_{корн}$ ”:

– значения относительных толщин профилей на конце и у комля лопасти.

26 – 4, 5, “ $\omega R, (\omega R)_{рв}$ ”, м/с:

– окружные скорости концов лопастей на режиме взлета (висения) с максимальными оборотами несущего и рулевого винтов:

$$\omega R = \frac{\pi D n}{60} \approx 0,0524 D n.$$

27 – 4, 5, “ $C_m/\sigma$ ”:

– коэффициент тяги несущего и рулевого винтов при данных  $\omega R, \sigma$ ,

$$p = \frac{G}{F} \text{ и } \Delta=1:$$

$$C_T / \sigma = \frac{16p}{\sigma(\omega R)^2 \Delta}.$$

28 – 4, “ $\bar{V}_M$ ”:

– относительная скорость полета на режиме  $V_M$  (или при  $V_{HP}$ ):

$$\bar{V}_M = \frac{V_M}{3,6\omega R}.$$

29 – 4, 5, “ $T, T_{pв}$ ”, кг:

– максимальные тяги несущего и рулевого винтов на режиме висения вне влияния земли в САУ на  $H=0$  при использовании максимальной (ограниченной) мощности.

30 – 4, 5, “ $M_{K нв}, M_{K pв}$ ”, кг·м:

– крутящие моменты несущего и рулевого винтов на режиме висения с максимальной тягой.

Участок “Фюзеляж”, (1÷5 – 6).

Участок содержит информацию, характеризующую геометрию фюзеляжа:

1 – 6, “Длина”  $l_\phi$ , м, 2, 3 – 6, “Ширина макс.”  $b_\phi$ , м, “Высота макс.”  $h_\phi$ , м:

– длина фюзеляжа без оперения;

– максимальные ширина  $b_\phi$  и высота  $h_\phi$  фюзеляжа без выступающих частей (обтекателей силовой установки и редукторов, наплывов для размещения топлива и шасси, элементов спецоборудования и т.д.) в сечениях, перпендикулярных строительной горизонтали.

4 – 6, “Площ. миделя”  $S_{мф}$ , м<sup>2</sup>:

– площадь миделевого сечения фюзеляжа.

5 – 6, “Площ. омываемой (наружной) поверх.”  $S_{ф\Sigma}$ , м<sup>2</sup>:

– площадь омываемой (наружной) поверхности фюзеляжа  $S_\phi$  без выступающих частей.

Участок “Кабина” (6 – 10: 6).

Участок содержит информацию, характеризующую геометрию кабины: длину, ширину, высоту, площадь пола, объем и объем багажных помещений (рис. 1.3).

Участок “Оперение” (11 – 5: 6).

Участок содержит значения общеизвестных параметров:

12 – 6:

– размах ГО, м (через косую черту), площадь ГО, м<sup>2</sup>.

14 – 6:

– высота ВО, м, площадь ВО, м<sup>2</sup> (через косую черту).



13 – 6, 15 – 6:

– плечи ГО и ВО. Плечи ГО и ВО измеряют от оси несущего винта до 0,25 САХ поверхностей оперения.

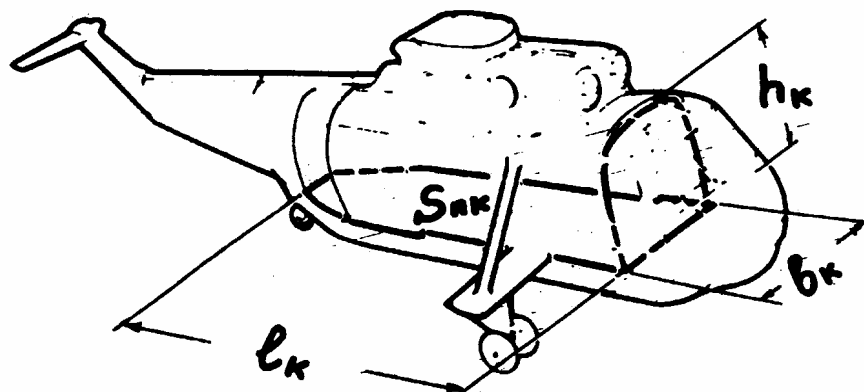


Рис. 1.3. Геометрия кабины

Участок “Шасси” (1,2 – 7).

1 – 7:

– тип шасси и количество опорных точек. По типу опорных устройств шасси вертолетов разделяют на колесные – К, лыжные – Л, полозковые – П, баллонные – Б и комбинированные – КБ, ЛБ.

Колесные шасси можно классифицировать по расположению главных опор на переднее – п., заднее – зд. и среднее – с., когда опоры расположены примерно на одинаковых расстояниях от оси несущего винта. В последнее время все чаще применяют убирающиеся шасси – У.

2 – 7:

– база и колея шасси.

Участок “Летно-технические характеристики (ЛТХ)”, 3 – 15: 7:

4 – 7:

– скорость максимальная ( $V_{\max}$ ) на высоте ( $H = \text{м}$ ), км/ч.

5 – 7:

– скорость крейсерская максимальная  $V_{\text{кр}}$  на высоте ( $H = \text{м}$ ), км/ч;

– скорость экономическая (максимальной дальности)  $V_{\text{эк}}$  на высоте ( $H = \text{м}$ ).

6 – 7:

– максимальная скороподъемность с поступательной скоростью  $V_{y \max}$ , м/с. Через косую черту может быть указана высота, км.

7 – 7 “Потолок статический”  $H_{\text{ст}}$ , м:

– высота, на которой машина может осуществлять висение вне влияния земли на максимальной (ограниченной) мощности двигателей в отсутствии ветра и при данной массе.

8 – 7 “Потолок динамический”  $H_{\text{дин}}$ , м:

– высота, на которой может быть осуществлен горизонтальный полет.

9 – 7 “Потолок практический”  $H_{\text{пр}}$ , м:

– высота полета, на которой  $V_y = 0,5$  м/с.

10 – 7 “Дальность”  $L$ , км:

– дальность полета на высоте  $H = 0$ . Если высота полета не равна нулю, то ее значение, **км**, записывают через косую черту.

11 – 7 “Километр. Расход топл.”  $q$ , кг/км:

– средний километровый расход топлива при полете на данную дальность:

$$q = \frac{G_T - G_T}{L}.$$

12 – 7 “Относительн. 100 км расход”,  $\bar{q}$ , %/100 км:

– относительный средний расход топлива на каждые 100 км в процентах от средней полетной массы:

$$\bar{q} = 10^4 \frac{q}{G_{cp}}, \text{ где } G_{cp} = G - \frac{G_T - G_T}{2}.$$

13 – 7 “Перегоночная масса топлива”  $m_{m.пер}$ , км:

– перегоночная дальность с увеличенным вследствие установки дополнительных баков запасом топлива. Обычно при взлете с максимальной (перегрузочной) массой и без груза.

14 – 7 “Продолжительность”:

– продолжительность полета – максимальная.

## Раздел 2. СТАТИСТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ И КОНСТРУКЦИЯ СВЕРХЛЕГКИХ ВЕРТОЛЕТОВ

### 2.1. Вертолет Fairey Ultra Light

В 1953 г. Военное Министерство и Министерство ВВС Великобритании выразили заинтересованность в разработке легкого разведывательного вертолета. Был проведен конкурс, победителем стала компания Fairey, которая получила подряд на строительство четырех опытных экземпляров. Вертолет (рис. 2.1.1, табл. 2.1) имел исключительно малые размеры, чему в немалой степени способствовала выбранная для него и очень распространенная в 1950-х годах схема с воздушно-реактивным приводом несущего винта (двигатель Turbomeca «Palouste»), позволявшая избавиться от сложной системы трансмиссии.



Рис. 2.1.1. Вертолет Fairey Ultra Light

Первый опытный образец поднялся в воздух 14 августа 1955 г. Было произведено более 70 посадок на военный корабль, в том числе и в штормовую погоду. На выставке Фарнборо-55 Ultra Light продемонстрировал возможность взлета из кузова трехтонного грузовика. Затем Ultra Light опробовали для выполнения гражданских операций – сельхозработы, перевозка грузов на внешней подвеске, контроль площадных объектов и эвакуация раненых на носилках. Ultra Light продемонстрировал пригодность и целесообразность использования сверхлегких вертолетов для выполнения военных и гражданских задач.

В ходе испытаний Ultra Light были выявлены и недостатки – относительно высокая стоимость силовой установки и большой расход топлива, очень низкий ресурс лопастей. Обеспечить жаростойкость камер сгорания горелок на концах лопастей Ultra Light инженерам Fairey так и не удалось. В 1956 г. финансирование программы было прекращено.

Таблица 2.1

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Ultra Light	[8, 9]			$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		
2	Страна – Англия, фирма «Fairey»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		
4	Экипаж – 2				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		
5	$m_0$ , кг	860			$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг				$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг	360			$m_{\Phi}$ , кг; $\overline{m}_{\Phi}$		
8	$m_{\text{ин}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	500			$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		14,8		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		291*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч		57,3*		$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$	14,5 (БУ)	
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч		32,9*		$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.		1955				
15	пас., дес., ран.				Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, v_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$	8,6		2,4	Тип	2-К	
17	$l_{\text{н-р}}, v_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	8,6	
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$	0,04	
19	Блэкберн Турбомека «Палуст»				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	1,0	1,0
20	Страна – Франция				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1 ТРД эквив. 250 л.с.				$v_{\text{ЛНВ}}$ , м	0,28	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт				проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/ кВт·ч				$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин				$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с		
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин				$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.				$M_{\text{КР}}$ , кгм		

Окончание табл. 2.1

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	4,6	Тип и кол-во опор	Л
2	$b_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	170 (H = 0м)
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	137
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	6,6
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	1800
8	$b_K$ , м		$H_{дин}$ , м	6100
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	80 с $m_{\text{чн}} = 200$ кг
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V_{ЭК}$ , км/ч	

### 2.1.1. Конструкция вертолета Fairey Ultra Light

Разведывательный и связной вертолет.

Опытный, экипаж – 2 человека.

Вертолет построен по заказу армии Великобритании и предназначен для разведки, воздушного наблюдения и корректировки артиллерийского огня, связи и санитарной службы.

Вертолет имеет одновинтовую схему с реактивным компрессорным приводом несущего винта, один ТРД и лыжное шасси (рис. 2.1.2, 2.1.3).

Фюзеляж – цельнометаллический, состоит из платформы, вертикальной и горизонтальной балок коробчатого сечения. В центральной части горизонтальной балки крепят двигатель, на конце установлено оперение, состоящее из стабилизатора и киля с рулем направления. Вертикальная балка – опора несущего винта.

К платформе крепят каркас кабины и два сиденья. Входные двери имеются по бортам кабины.

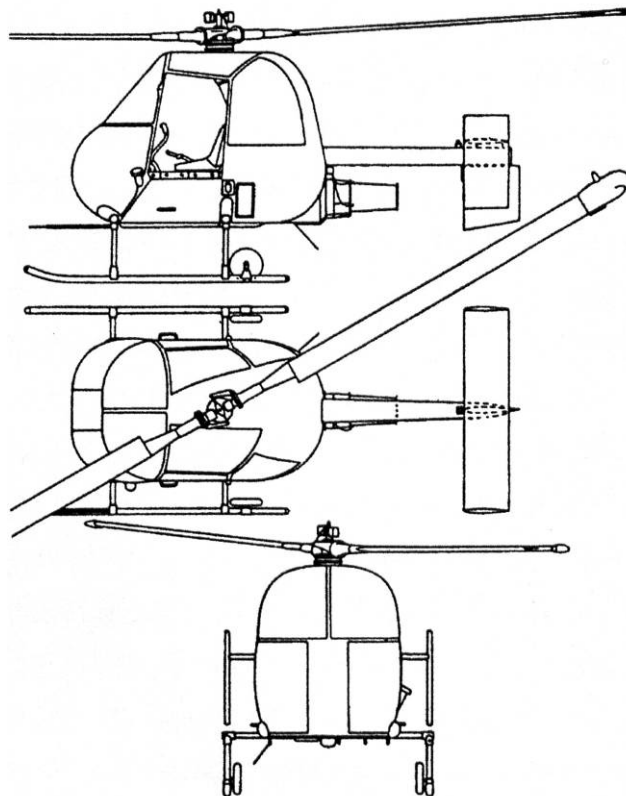


Рис. 2.1.2. Схема вертолета Fairey Ultra Light

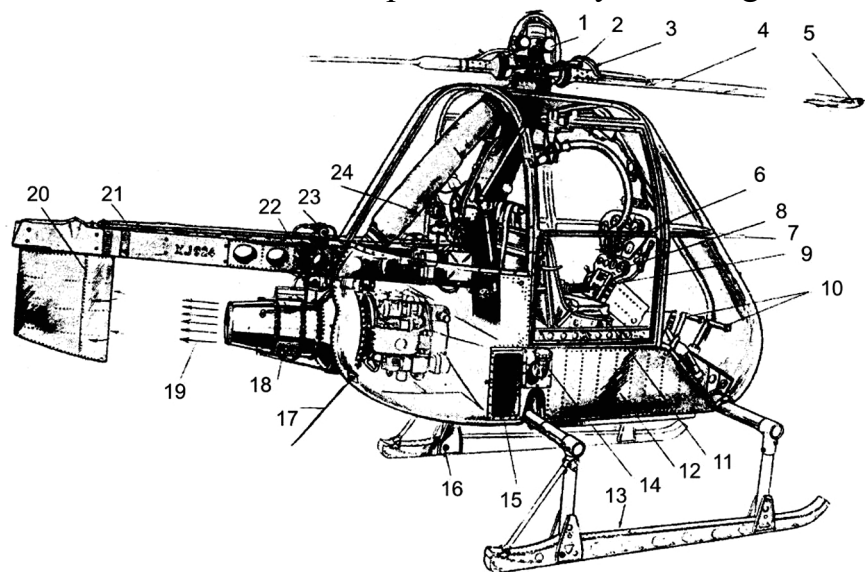


Рис. 2.1.3. Компоновочная схема вертолета Fairey Ultra Light:

1 – индукционная катушка; 2 – противовес (на опытном вертолете); 3 – топливопровод; 4 – лопасть несущего винта; 5 – реактивная горелка; 6 – ручка управления циклическим шагом; 7 – приемник воздушного давления; 8 – приборная доска; 9 – рычаг общего шага; 10 – педали управления; 11 – сиденье летчика; 12 – платформа с расположенным в ней топливным баком; 13 – лыжное шасси; 14 – горловина топливного бака; 15 – воздухозаборник ТРД; 16 – отверстие крепления колеса к лыже; 17 – антенна; 18 – ТРД; 19 – направление потока газов ТРД; 20 – руль направления; 21 – проводка управления рулем; 22 – хвостовая балка; 23 – вспомогательная топливная помпа; 24 – воздушный канал

*Силовая установка* состоит из ТРД Блэкберн Турбомека «Палуст», установленного снаружи фюзеляжа под хвостовой балкой. ТРД оснащен переразмерным компрессором, из которого большая часть воздуха отбирается для привода несущего винта. Давление отбираемого воздуха –  $3,9 \text{ кг/см}^2$  (при 35000 об/мин компрессора). Сжатый воздух поступает в горелки через распределительное устройство. Поток газов, выходя из горелки, поворачивает на  $90^\circ$ . Тяга каждой горелки – 27,25 кг.

*Топливо* для ТРД и горелок (керосин) размещено в баке внутри платформы фюзеляжа. Топливо к горелкам подается посредством помпы через распределительное устройство на втулке несущего винта.

Для запуска ТРД используется электрический стартер. Сжатый воздух начинает поступать в горелки при достижении двигателем 25000 об/мин, при меньших оборотах воздух выпускается из воздушного канала через управляемый клапан. Привод несущего винта осуществляется в диапазоне оборотов турбины двигателя от 25000 до 35000 об/мин.

Изменение мощности на несущем винте достигается путем регулирования подачи воздуха в реактивные горелки, работающие на одном определенном режиме (с расчетом получения максимального КПД при максимальной мощности).

Сохранение постоянного КПД обеспечивается специальным устройством, регулирующим площадь сечения сопла реактивной горелки.

Регулирование подачи воздуха в горелки через выпускной клапан автоматически связано с регулированием подачи топлива и осуществляется от одного рычага.

*Несущий винт* – двухлопастный с цельнометаллическими лопастями прямоугольной формы в плане, установлен на универсальном шарнире. Длина хорды лопасти – 0,28 м. На концах лопастей установлены реактивные горелки, сжатый воздух и топливо подаются через внутренние каналы лопастей.

К наружному кольцу универсального шарнира прикреплен кронштейн с шаровым шарниром, в котором перемещается центральная вертикальная тяга, соединенная с рычагами управления общим и циклическим шагом лопастей.

*Управление* общим шагом осуществляется путем перемещения центральной тяги в шарнире вверх или вниз. Управление циклическим шагом – бустерное, достигается отклонением тяги в шаровом шарнире в требуемую сторону. Масса бустерной системы – 14,5 кг.

*Путевое управление* обеспечивается небольшим газовым рулем из нержавеющей стали, установленным в потоке газов ТРД. На серийном вертолете предусматривается установка небольшого неуправляемого стабилизатора с киями на концах.

*Шасси.* Ферму шасси с двумя поперечными трубами и стойками из

легкого сплава крепят к платформе фюзеляжа. Лыжи выполнены в виде труб из легкого сплава с деревянным заполнителем. Амортизация при посадке осуществляется вследствие упругого прогиба поперечных труб.

## 2.2. Вертолеты Masquito M-58, M-80

История бельгийской фирмы «Masquito Aircraft n.v» началась в 1994 г., когда братья Stefaan и Paul Masschelein приступили к разработке двухместного ультралегкого вертолета с двигателем «Rotax-582».

В мае 1996 г. М58 впервые поднялся в воздух (рис. 2.2.1, табл. 2.2), а в июне того же года братья Masschelein и John Rescod основали фирму «Masquito Aircraft n.v». В конце 1997 г. в состав «Masquito Aircraft n.v» вошла бельгийская фирма «Creafund s.v.b.a.», обеспечившая финансирование проекта. Финансовая поддержка фирмы «Masquito Aircraft n.v» позволила выполнить модификацию вертолета М58, в результате чего появился вертолет М80 с двигателем «Jabiru» (рис. 2.2.2, табл. 2.2).



Рис. 2.2.1. Вертолет М-58



Рис. 2.2.2. Вертолет М-80 «Masquito»

В июне 1997 г. фирма «Masquito Aircraft n.v» на пассажирском авиасалоне в Ле Бурже получила приз за создание ультралегкого дешевого двухместного вертолета без серьезной поддержки извне.



Таблица 2.2

	1	2	3		4	5
Вертолет				Масса, кг; относительная масса, %		
1	Masquito М-58, М-80	[2]		$m_{Л}, \text{кг}; \overline{m}_{Л}$		
2	Страна – Бельгия, фирма «Masquito Aircraft n.v»			$m_{ВТ}, \text{кг}; \overline{m}_{ВТ}$		
3	Назначение –			$m_{НВ}, \text{кг}; \overline{m}_{НВ}$		
4	Экипаж – 1			$m_{ТР}, \text{кг}; \overline{m}_{ТР}$		
5	$m_0, \text{кг}, \%$	390		$m_{СУ}, \text{кг}; \overline{m}_{СУ}$		
6	$m_{0\text{max}}, \text{кг}$			$m_{ПУ}, \text{кг}; \overline{m}_{ПУ}$		
7	$m_{пуст}, \text{кг}$	170		$m_{\Phi}, \text{кг}; \overline{m}_{\Phi}$	18	
8	$m_{ин}, \text{кг}$			$m_{ОП}, \text{кг}; \overline{m}_{ОП}$		
9	$m_{ПН}, \text{кг}$	220		$m_{РВ}, \text{кг}; \overline{m}_{РВ}$		
10	$P, \text{кг/м}^2$		23,03	$m_{Ш}, \text{кг}; \overline{m}_{Ш}$		
11	$\tilde{N}, \text{кВт/кг}$		0,15*	$m_{ОБ}, \text{кг}; \overline{m}_{ОБ}$		
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}, \text{км/ч}$			$m_{УПР}, \text{кг}; \overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0, \text{т·км/ч}$			$m_{КОРП}, \text{кг}; \overline{m}_{КОРП}$		
14	год нр., 1п., св.	1994	V.1996			
15	пас., дес., ран.	1		Несущий и рулевой винты		
16	$l_{Г}, \theta_{Г}, h_{Г}, \text{м}$			Тип	2-КСЛ	2
17	$l_{н-р}, \theta_{кор}, \text{м}$			$D_{НВ}, D_{РВ}, \text{м}$	4,6	
18	Силовая установка			$\sigma_{НВ}, \sigma_{РВ}$	0,0498	
19	Jabiru				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1
20	Страна – Австралия				$\Delta\varphi_{Л}$	8,23° (лин. кр.)
21	Количество и тип – 1 ПД	80 л.с.		$\theta_{ЛНВ}, \text{м}$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.	Вортманн АН79-К-132
23	$N, \text{кВт}$	58,9			проф. корн.	АН79-К-132
24	$C_e, \text{кг/кВт·ч}$	15 л/ч при $N_{кр}$			$\overline{C_{конц}}$	13,2%
25	$N_{огр}, \text{кВт}$				$\overline{C_{корн}}$	13,2%
26	$n_{дв}, \text{об/мин}$	3000			$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}, \text{м/с}$	180,5
27	$n_{нв}, \text{об/мин}$	750			$\frac{C_T}{\sigma_{НВ}}$	
27	$n_{рв}, \text{об/мин}$				$\overline{V} = \mu$	
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		56		$T_{НВ}, T_{РВ}, \text{кг}$	
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		40,56		$M_{кр}, \text{кгм}$	

Окончание табл. 2.2

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	П
2	$e_{\phi}$ , м		база/колея, м	$\overline{1,7}$
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т X	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	180
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{у\max}$ , м/с	9,9
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	3048 (СВЗ)
8	$e_K$ , м		$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{нр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	700
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}, \frac{м}{м^2}$		$\overline{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V^{\text{ЭК}}$ , км/ч	130

### 2.2.1. Конструкция вертолетов Masquito М-58, М-80

Вертолет «Masquito М-58» создан по одновинтовой классической схеме с рулевым винтом (рис. 2.2.3).

Установка двигателя «Jabiru» на М80 в горизонтальном положении в основном была обусловлена отказом фирмы «Rotax» дать какие-либо гарантии по эксплуатации их двигателя в вертикальном положении. В качестве силовой установки по нескольким причинам было решено применить австрийский «Jabiru». Двигатель (сертифицирован в Австрии) четырехконтактный с небольшими габаритными размерами и массой (56 кг в сборе с выхлопной системой), термически не перегружен, имеет благоприятную для вертолета внешнюю характеристику. «Jabiru» представляет собой четырехтактный оппозитный двигатель воздушного охлаждения объемом 2,2 л с мокрым картером, электростартером, дублированным зажиганием и одним карбюратором «Bing». Степень сжатия 8.5:1. Расход топлива с октановым числом не ниже 98 составляет 15 л в час при 75 % максимальной мощности, равной 80 л.с. при 3000 об/мин (рис. 2.2.4 – 2.2.7).

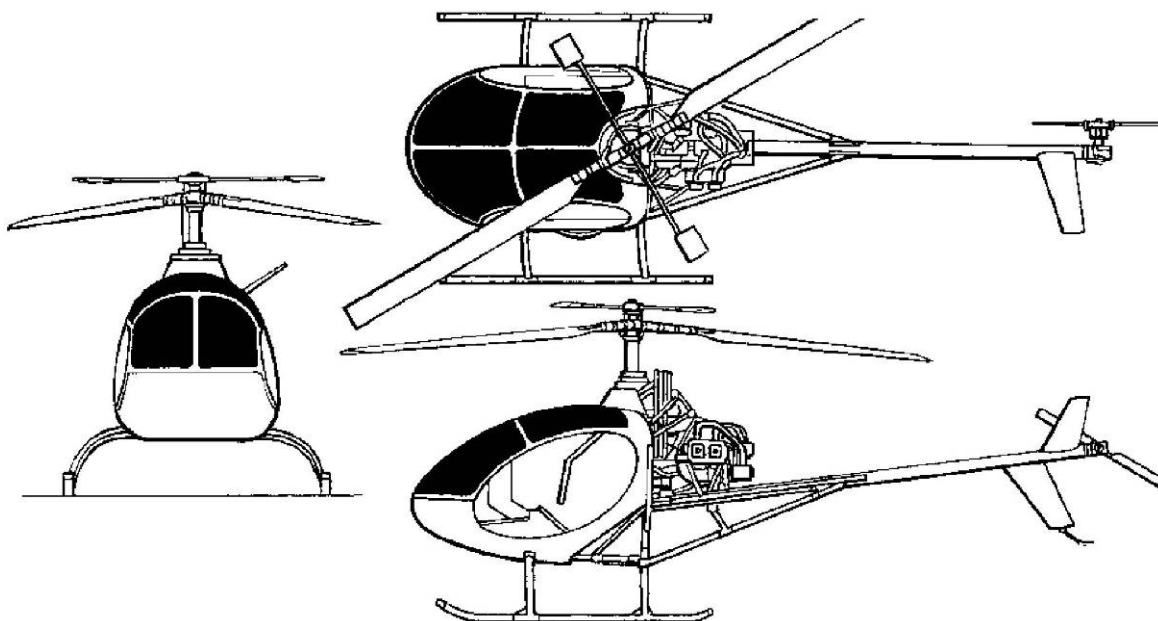


Рис. 2.2.3. Схема вертолета М-80 «Masquito»

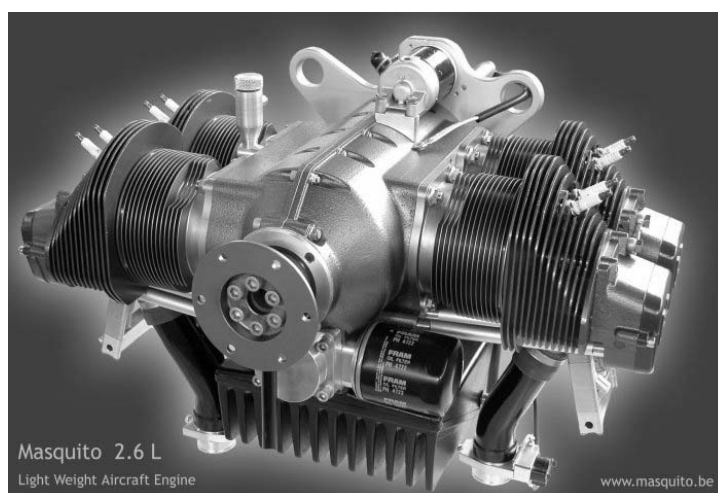


Рис. 2.2.4. Двигатель «Jabiru» на вертолете М80



Рис. 2.2.5. Система привода несущего винта на вертолете М80



Рис. 2.2.6. Силовая установка на вертолете М80

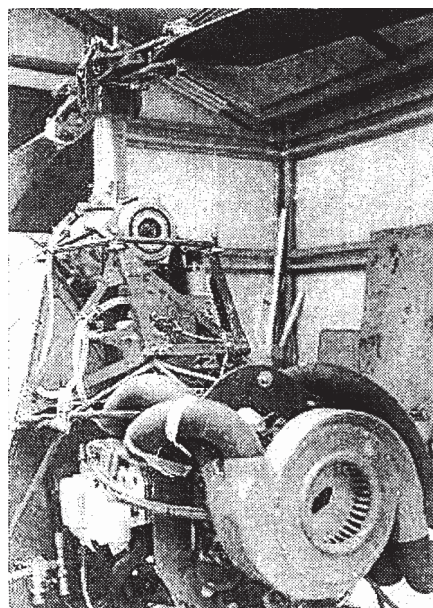


Рис. 2.2.7. Вентилятор системы охлаждения М80

*Двухлопастный несущий винт* диаметром 4,6 м на карданном подвесе имеет серволопатки Хиллера для снижения нагрузки в системе управления. В шарнирах управления общим шагом применены эластомерные подшипники. Коэффициенты безопасности критических компонентов лежат в диапазоне 8...10. Прямоугольные лопасти несущего винта имеют линейную крутку  $8,23^\circ$  и постоянный по размаху профиль Вортманна АН 79-К-132 с относительной толщиной 13,2 %. Конструктивно лопасти представляют собой лонжерон из однонаправленного композита, стеклопластиковые обшивки хвостовых отсеков и наполнитель из поливинилхлоридного пенопласта (рис. 2.2.8).

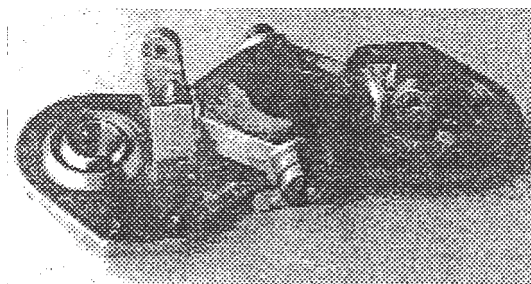


Рис. 2.2.8. Втулка несущего винта

*Рулевой винт* аналогичной конструкции имеет гидравлический привод, т.е. гидронасос нагнетает жидкость в гидромотор шестеренчатого типа, вращающий рулевой винт. Эти насосы и двигатели могут работать тысячи часов без какого-либо обслуживания, а нагрузки в применяемых компонентах ниже заложенных расчетных. Используются компоненты, зарекомендовавшие себя в промышленности на протяжении многих лет (рис. 2.2.9 – 2.2.11).



Рис. 2.2.9. Рулевой винт

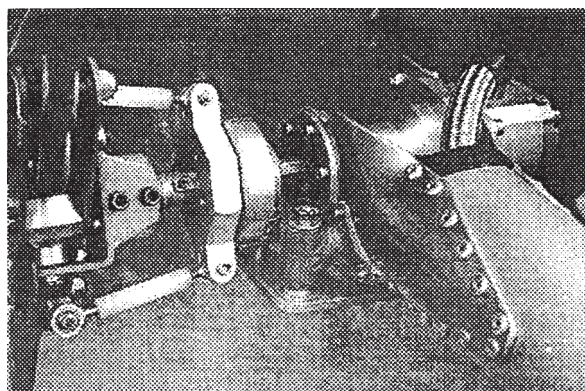


Рис. 2.2.10. Втулка хвостового винта

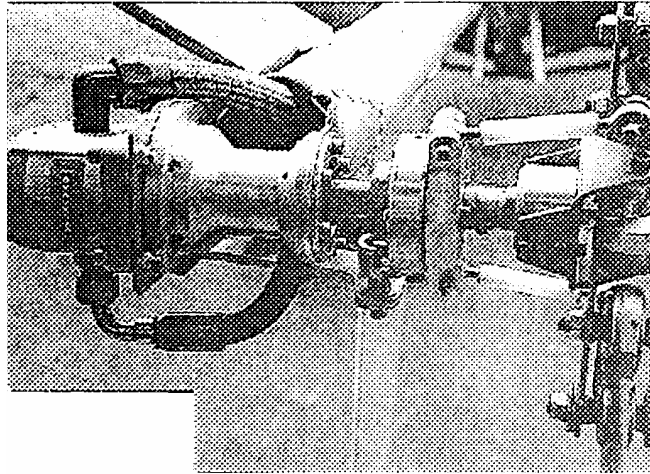


Рис. 2.2.11. Приводной гидромотор

Создание редукторов – сложная проблема, их поломка ведет к катастрофе вертолета, поэтому желательно по возможности избегать их применения. Кроме того, создание и испытание новых моделей очень дорого. Исключив два редуктора привода рулевого винта, фирма устранила потенциальный риск.

Подобная конструкция легка, потому что компактна. Гидронасос и гидромотор небольшие, поскольку передают небольшую мощность для компенсации крутящего момента от несущего винта (малый крутящий момент при высоких оборотах). При малом моменте можно использовать гидромотор, а при увеличении момента в 3 – 4 раза преимущество быстро исчезает. Еще одно достоинство гидропривода заключается в свободе положения хвостовой балки. Это особенно полезно при необходимости иметь большой клиренс между несущим винтом и хвостовой балкой. В данном случае при минимальной скорости вращения несущего винта при маневрах с перегрузкой «0» невозможно касание винтом балки.

Энергетическая эффективность такой системы ниже, чем в обычном механическом приводе, однако, по заявлению фирмы, потери мощности приемлемы. Достоинством является также решение вопроса о критической скорости вала и сопутствующих элементов. При экстремальных маневрах можно значительно перегрузить привод рулевого винта. Эта проблема была решена путем применения регулируемого дроссельного клапана. Если система перегружена, клапан открывается, ограничивая нагрузку в системе, но продолжает передавать максимально возможную мощность.

*Гидропривод* работает очень мягко и практически не создает вибраций.

На прототипе «Masquito M-58» использовали «Rotax-582» с вертикальным расположением вала и стандартным редуктором. Это свело трансмиссию вертолета к простой клиноременной передаче. *Трансмиссия* M80 состоит из ременной ступени с электрическим приводом натяжения и зубчатого углового редуктора. Передаточные отношения составляют 1,07 и 3,6 соответственно. Нижний барабан ременного привода содержит муфту свободного хода (рис. 2.2.12, 2.2.13).



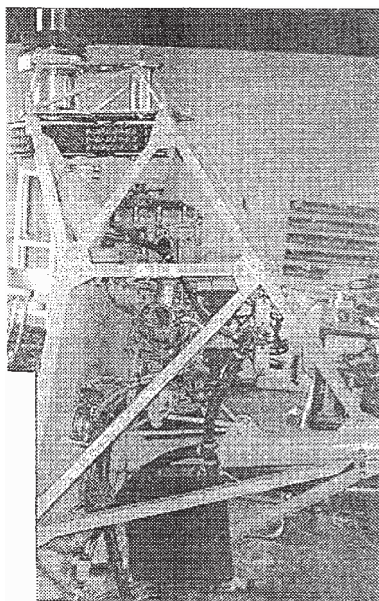


Рис. 2.2.12. Трансмиссия и силовая установка М58

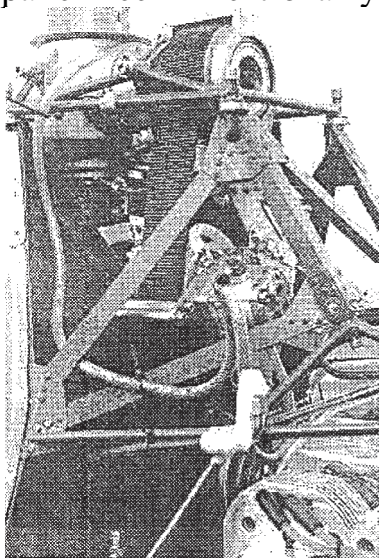


Рис. 2.2.13. Трансмиссия и силовая установка М80

Для эффективного *охлаждения силовой установки* вертолета применяют центробежный нагнетатель с приводом воздуха (скорость около 160 км/ч) к цилиндрам через индивидуальные патрубки. В дальнейшем планируется развернуть вентилятор для уменьшения длины правых патрубков (см. рис. 2.2.13).

*Фюзеляж* ферменной конструкции выполнен из открытых уголков из алюминиевого сплава 6061 (аналог отечественного АД 33) и стальных труб марки 4130. Конструкция фермы весит 18 кг. Алюминиевые элементы соединены с помощью односторонних заклепок и клея, а стальные – путем сварки. Совместное соединение осуществляется посредством болтов. Стержни фермы образуют треугольные элементы. В серийном производстве планируется выполнять сварную ферму из стали. Хвостовая балка – алюминиевая труба диаметром 90 мм. Внутри нее расположены

трубопроводы привода рулевого винта. Обшивка кабины выполнена из композиционных материалов.

*Оперение на М58 первоначально состояло только из киля. Позднее появился стабилизатор, имеющий угол V-образности 35°. По заявлению фирмы, в дальнейшем возможна установка Т-образного оперения, как на «Mini-500» или «Dragon Fly».*

*Шасси вертолета ползкового типа первоначально было выполнено из труб. В настоящее время на М80 установлены стеклопластиковые рессоры стоек. Ползки представляют собой алюминиевые трубы. Колея ползков – 1,7 м (рис. 2.2.14).*



Рис. 2.2.14. Шасси вертолета

*Ручка циклического управления имеет верхнее крепление и изогнута из алюминиевой трубы. Использование верхней ручки упрощает систему управления. На первый взгляд кажется, что при верхней ручке рука будет уставать, не имея опоры на колене, как при обычной ручке на полу. Но в «Masquito» ручка находится на колене благодаря полулежащему положению и скользящему продолжению конца ручки. Ручка циклического управления спроектирована так, чтобы держать ее указательным и большим пальцами правой руки, лежащей на правой ноге. Максимальные движения ручки укладываются в круг диаметром 25,8 мм, так что в нормальном полете необходимы перемещения ручки, аналогичные перемещениям компьютерной мыши. Усилия на ручке небольшие, а реакции на перемещения мгновенны из-за высоких оборотов (рис. 2.2.15).*

Пилот в вертолете сидит слева. Это положение выбрано потому, что ручка управления выходит сверху посередине и ее удобно держать правой рукой. На правом сиденье нет ручки. Вопрос двойного управления еще решается. Возможно, будет использована Т-образная ручка, как на «Robinson R22», только верхняя.

Кабина обогревается воздухом из системы охлаждения двигателя. Под креслами в кабине имеется место для небольшого багажа. В дальнейшем оно будет расположено под двигательным отсеком.





Рис. 2.2.15. Кабина и приборное оборудование вертолета М-80

На висении вертолет динамически неустойчив, однако период колебаний составляет 24 с благодаря применению серволопаток Хиллера и высокоинерционного винта со свинцовыми грузиками массой по 2 кг на концах лопастей. Большой момент инерции винта позволяет улучшить характеристики при подрыве на режиме авторотации.

Запас топлива вертолета составляет 52 л и обеспечивает, по заявлению фирмы, дальность 700 км. Полезная нагрузка – 220 кг. При этом максимальная скорость полета достигает 180 км/ч, экономическая – 130 км/ч, статический потолок с влиянием земли – 3048 м, а максимальная скороподъемность – 9,9 м/с.

### 2.3. Вертолет «Dragon Fly 333»

Идея создания этого вертолета принадлежит братьям Angelo и Alfredo Castiglioni (рис. 2.3.1, табл. 2.3). Основные требования к вертолету: двухместный аппарат с минимальной массой, невысокие стоимость и расходы на эксплуатацию, максимально нетребовательный и прост в обслуживании. Первоначально работы велись подразделением фирмы CRAE. В 1994 г. подразделение фирмы CRAE стало самостоятельной фирмой «Dragon Fly s.r.l.».



Рис. 2.3.1. Вертолет «Dragon Fly 333»

Таблица 2.3

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	«Dragon Fly 333» [2]				$m_{Л}$ , кг; $\overline{m}_{Л}$	24	
2	Страна – Италия», фирма «Dragon Fly s.r.l.»				$m_{ВТ}$ , кг; $\overline{m}_{ВТ}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{НВ}$ , кг; $\overline{m}_{НВ}$		
4	Экипаж – 1				$m_{ТР}$ , кг; $\overline{m}_{ТР}$		
5	$m_0$ , кг, %	450			$m_{СУ}$ , кг; $\overline{m}_{СУ}$	54	
6	$m_{0\max}$ , кг				$m_{ПУ}$ , кг; $\overline{m}_{ПУ}$		
7	$m_{нуст}$ , кг	230			$m_{\Phi}$ , кг; $\overline{m}_{\Phi}$	14	
8	$m_{\Psi}$ , кг				$m_{ОП}$ , кг; $\overline{m}_{ОП}$		
9	$m_{ПН}$ , кг				$m_{РВ}$ , кг; $\overline{m}_{РВ}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		129,1 Н/м <sup>2</sup>		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,213*		$m_{ОБ}$ , кг; $\overline{m}_{ОБ}$		
12	$V_{кр} \overline{K}_{ПН}$ , км/ч				$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч				$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$		
14	год нр, 1п, св	1993					
15	пас., дес., ран.	1			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{Г}, \nu_{Г}, h_{Г}, M$				Тип	2	
17	$l_{н-р}, \nu_{кор}, M$				$D_{НВ}, D_{РВ}$ , м	6,6	
18	Силовая установка				$\sigma_{НВ}, \sigma_{РВ}$	0,0347	
19	Hirth F 30				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	1,0
20	Страна –				$\Delta\varphi_{Л}$	8°	
21	Количество и тип – 1 ПД 115 л.с.				$\nu_{ЛНВ}, M$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	95,7			проф. корн.	НАСА0012 симметр.	
24	$C_e$ , кг/кВт·ч	28 л/ч			$\overline{C}_{конц}$		
25	$N_{опр}$ , кВт				$\overline{C}_{корн}$		
26	$n_{ов}$ , об/мин	6250			$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	182	
27	$n_{нв}$ , об/мин	500			$\frac{C_T}{\sigma_{НВ}}$		
28	$n_{рв}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		54	0,56	$T_{НВ}, T_{РВ}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		46,8		$M_{кр}$ , кгм		

Окончание табл. 2.3

		6		7
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	П
2	$b_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	150
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	
8	$b_K$ , м		$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}, \frac{м}{м^2}$		$\frac{-}{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V^{ЭК}$ , км/ч	

### 2.3.1. Конструкция вертолета «Dragon Fly 333»

Аппараты данного класса характеризует четко выраженная тенденция к упрощению конструкции, которая приводит к снижению стоимости вертолета. Конструктивные решения отличаются не только простотой, но и функциональностью, оптимальностью и законченностью. На «Dragon Fly 333» применены новые конструктивные и технологические решения, позволившие этому аппарату стать одним из лучших серийных двухместных вертолетов. Для сравнения приведем такие цифры: вертолет имеет массу пустого на 124 кг меньше, чем «Robinson R22» (главный конкурент «Dragon Fly 333»), заводскую цену в 90 – 105 тыс. дол. против 126 тыс. дол. на 1996 г. при сравнимых летных характеристиках. К достоинствам конструкции следует отнести возможность быстрой сборки-разборки, складывание лопастей, модульность конструкции и простоту обслуживания (рис. 2.3.2).

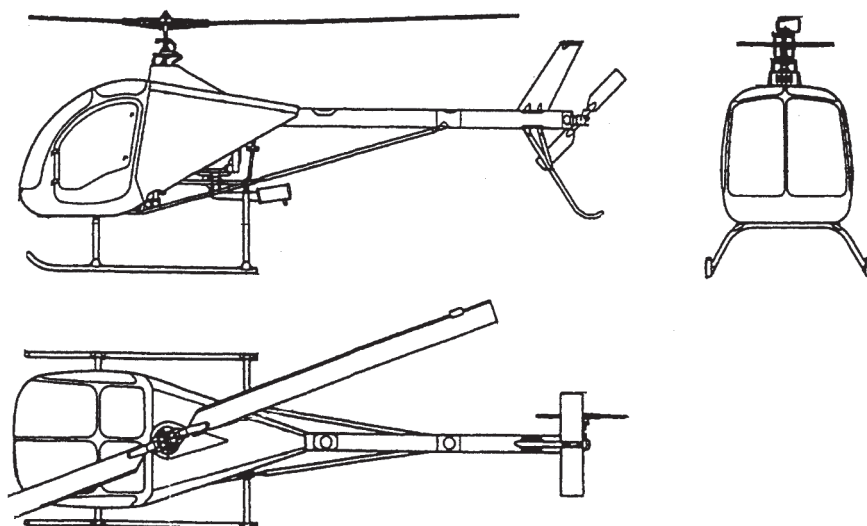


Рис. 2.3.2. Схема вертолета «Dragon Fly 333»

*Конструкция* вертолета позволяет подготовить аппарат к полетам в течение нескольких минут при помощи двух-трех человек. Полностью разобранный вертолет может быть подготовлен к полетам за два часа двумя специалистами. Это возможно благодаря следующим конструктивным решениям:

- трансмиссия несущего винта крепится к ферме фюзеляжа посредством восьми болтов;
- силовая установка крепится на титановом кронштейне, имеющем три точки крепления к ферме;
- хвостовая балка крепится с помощью восьми болтов, а трансмиссионный вал рулевого винта легко расстыковывается благодаря применению упругих муфт;
- лопасти несущего винта могут быть сложены либо сняты за несколько минут, их последующая установка не требует проведения балансировки и занимает также несколько минут;
- кабина фюзеляжа – это отдельный модуль, который может быть легко снят и установлен.

*Электропроводка* подсоединяется посредством двух разъемов. Система управления располагается на ферме фюзеляжа и при отсоединении кабины не затрагивается. Легкосъемный кабинный модуль имеет еще одно преимущество: он может быть заменен другим (с другими размерами) либо снят вообще.

Подобная модульность конструкции, а также легкодоступность всех узлов и агрегатов позволяет проводить ремонт техники или плановые работы в условиях отсутствия специализированного аэродромного обслуживания. К достоинствам данного вертолета относится возможность работы на автомобильных бензинах с октановым числом не ниже 95, в то

время как двигатели «Lycoming», установленные на вертолетах Robinson R.22 или Schweizer 300CB, работают только на авиационном бензине с октановым числом 100. Прямые эксплуатационные расходы, включающие в себя затраты на топливо, амортизацию и труд, а также отчисления на ремонт, составляют 55 дол. на летный час.

Конструктивно «Dragon Fly 333» аналогичен вертолетам данного класса, имеющим несущий и рулевой винты, ползковое шасси, трубчатый ферменный фюзеляж и подкосную хвостовую балку. Базисом для проектирования вертолета послужили FAR 27.

*Двухлопастный несущий винт* имеет общий горизонтальный шарнир. Кроме того, лопасти несущего винта имеют индивидуальные эластомерные шарниры. Благодаря этому удалось достигнуть низких уровней вибрации. Лопасти несущего винта имеют симметричный профиль NACA 0012, линейную крутку в  $8^\circ$  и угол конусности, равный  $2^\circ$ . В качестве материала используют алюминиевый сплав, по химическому составу соответствующий отечественному сплаву Д16, а технология изготовления аналогична применяемой основными производителями для металлических лопастей. Все лопасти балансируются по мастер-лопасти, что позволяет производить замену по отдельным лопастям. Лопасть крепят к втулке через рукав посредством двух болтов, что позволяет их легко сложить или снять.

Масса лопасти составляет 12 кг. Конструкция лопастей проверена методом проникающих красок или магнитным. Детали втулки несущего винта покрыты диоксидом хрома. Внутренняя поверхность лопастей загрунтована, наружная – защищена диоксидом хрома и покрашена (рис. 2.3.3).



Рис. 2.3.3. Лопасти несущего винта

Двухлопастный рулевой винт имеет общий горизонтальный шарнир с геометрическим углом компенсатора взмаха. Подобное решение применяют на вертолетах «Bell 206», «Robinson R22» и некоторых других (рис. 2.3.4).

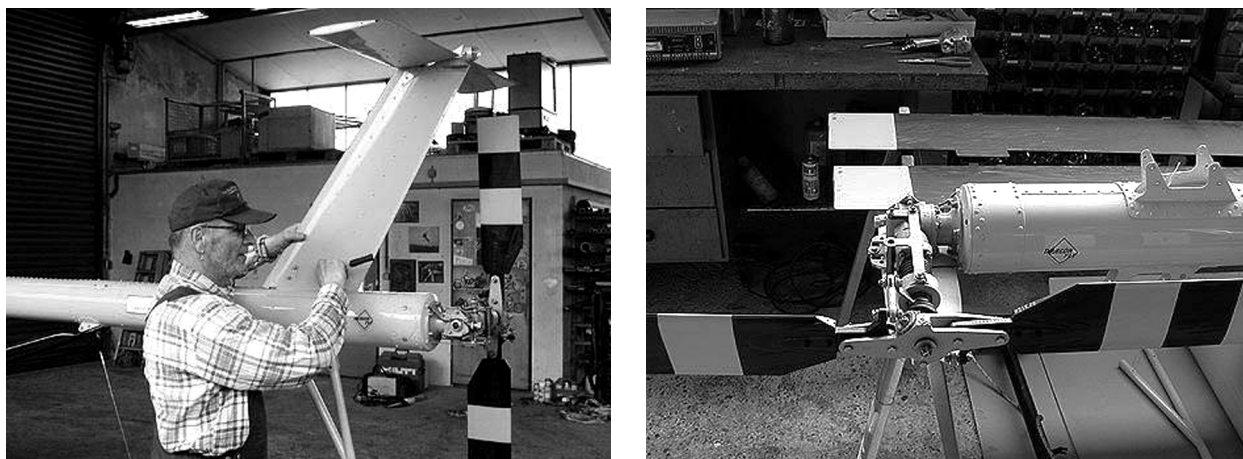


Рис. 2.3.4. Рулевой винт

Трансмиссия несущего винта (рис. 2.3.5) состоит из следующих элементов (в порядке следования от выходного вала двигателя):

- трехколодочная центробежная муфта (включение муфты происходит при 2000 об/мин);
- клиноременной привод с передаточным отношением 2,32 (применяют два строенных ремня);
- кулачковая муфта свободного хода, встроенная в верхний барабан ременного привода, имеющая малую стоимость и высокую несущую способность по сравнению с другими видами муфт;
- одноступенчатый конический главный редуктор с передаточным отношением 8:43, ведомое колесо диаметром 350...400 мм для увеличения жесткости и уменьшения стоимости, выполнено из ступицы с восемью спицами и зубчатого венца. Используют барботажную смазку. Колеса изготовлены из высокопрочной стали, подвергаемой азотированию.

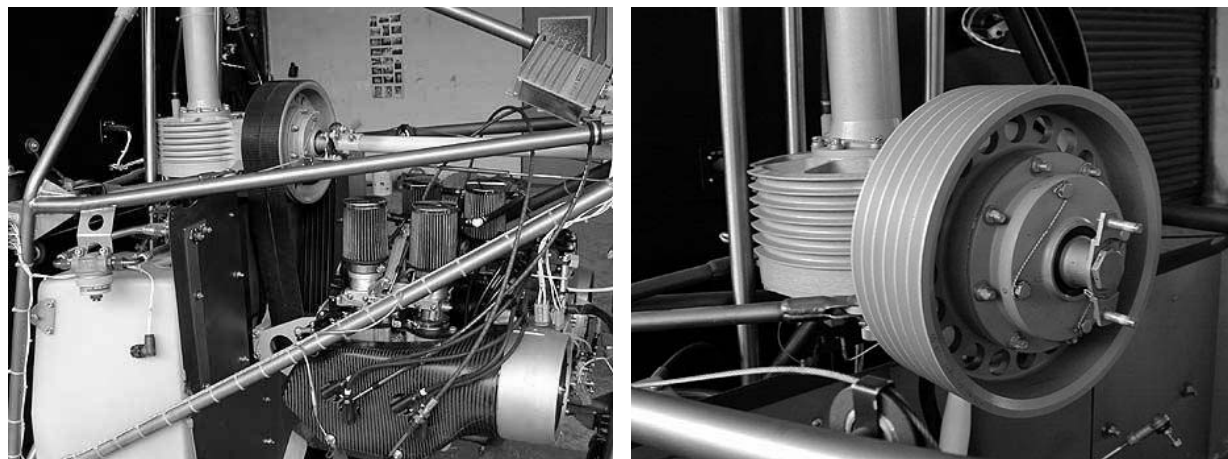


Рис. 2.3.5. Трансмиссия несущего винта

Трубчатый пилон несущего винта имеет вынесенную опору и включен в силовую схему фермы фюзеляжа. Трансмиссионный вал привода рулевого винта представляет собой алюминиевую трубу, подсоединяемую к верхнему барабану ременного привода и редуктору рулевого винта с помощью упругих муфт. Кроме того, вал имеет две промежуточные опоры с компенсируемым осевым перемещением, расположенные внутри хвостовой балки. Редуктор рулевого винта состоит из пары конических шестерен с круговой формой зуба и фрезерованного корпуса с опорами и уплотнениями. Смазка колес – барботажная. На редукторе расположены элементы системы управления шагом рулевого винта (рис. 2.3.6).



Рис. 2.3.6. Втулка несущего винта

В качестве *силовой установки* применен четырехцилиндровый двухтактный двигатель «Dragon Fly HIRTH DF/F30-A26-AK» с выходной мощностью 115 л.с. при 6250 об/мин. Сухая масса двигателя составляет 54 кг, а рабочий объем – 1052 см<sup>3</sup>. Двигатель оснащен четырьмя карбюраторами с автоматической коррекцией высоты и температуры окружающего воздуха, а также четырьмя воздушными фильтрами и автоматическими вакуумными насосами. Система охлаждения – принудительного типа, состоит из двух осевых вентиляторов. Расход топлива на максимальном режиме составляет 28 л в час. По заявлению фирмы, модификации подверглись поршни, цилиндры, сдвоенное зажигание, карбюраторы, системы электроснабжения и охлаждения. Выхлопная система состоит из двух выхлопных труб с глушителями и удовлетворяет нормам ИКАО по шуму на местности. Межремонтный ресурс двигателя – 500 ч. Периодические работы по удалению нагара следует проводить через каждые 100 ч (рис. 2.3.7, 2.3.8). Топливный бак вертолета выполнен из полиэтилена с хорошей ударо- и огнестойкостью, усиленного сетчатой стеклонитью, объем – 64 л. Топливная

система имеет сдвоенные электрические и раздельные вакуумные насосы.

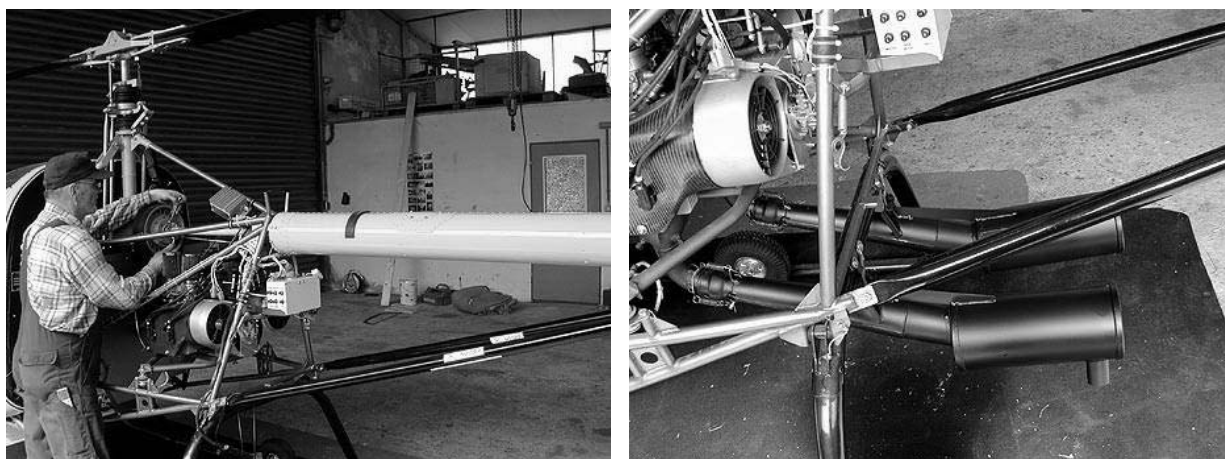


Рис. 2.3.7. Крепление двигателя к мотораме

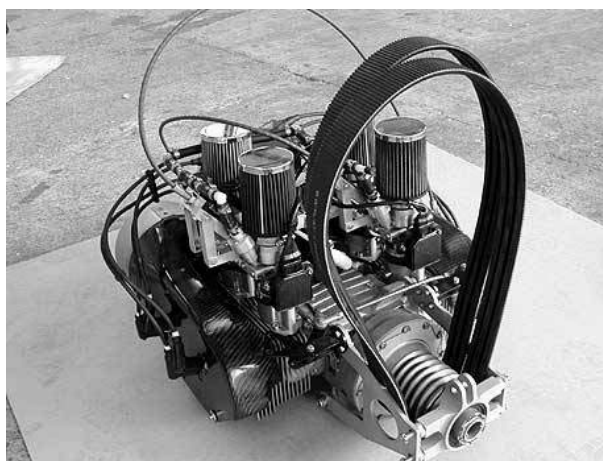


Рис. 2.3.8. Двигатель вертолета

*Фюзеляж* ферменной конструкции сварен из титановых труб в атмосфере аргона (рис. 2.3.9). Все сваренные узлы протестированы методом проникающих красок. Масса фермы – 14 кг.

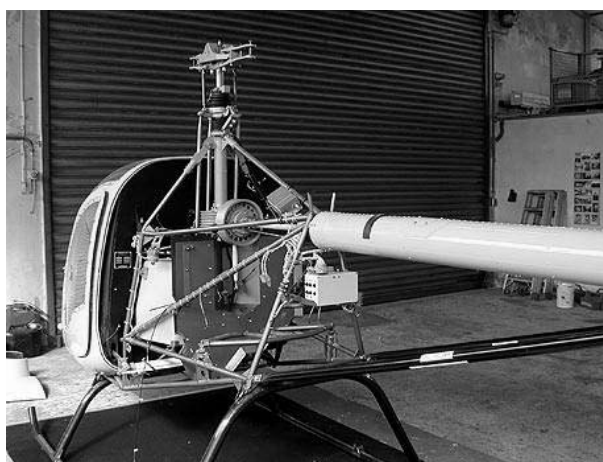


Рис. 2.3.9. Ферма фюзеляжа

*Хвостовая балка* (рис. 2.3.10) выполнена из алюминиевого сплава.



Конструктивно она представляет собой склепанный изогнутый лист толщиной 0,8 мм с подкрепляющими шпангоутами. На верхней поверхности балки расположены две съемные панели для контроля состояния опор трансмиссионного вала привода рулевого винта. Балка имеет защитное покрытие и окраску наружной поверхности. Хвостовая балка подкреплена двумя трубчатыми подкосами с наружным диаметром 400 мм, выполненными из алюминиевого сплава. Подкосы снабжены сферическими шарнирами.



Рис. 2.3.10. Хвостовая балка

*Шасси* вертолета (рис. 2.3.11) ползкового типа выполнено из алюминиевых труб с защитным покрытием. На ползках расположены кронштейны крепления колес для наземной транспортировки.



Рис. 2.3.11. Шасси вертолета

*Кабина фюзеляжа* представляет собой две отформованные стеклопластиковые корки, соединенные в единый элемент. Кабину крепят к базовому модулю с помощью четырех болтов, на задней стенке она имеет полиуретановое покрытие (в качестве противопожарной перегородки) (рис. 2.3.12). Акриловое остекление крепят посредством пластиковых крепежных элементов. Две боковые двери легко снимаются. Обтекатели основного отсека фюзеляжа выполнены из композиционных материалов и

обеспечивают легкий доступ к основным элементам конструкции вертолета.

Стандартная конфигурация вертолета включает в себя сдвоенное управление, необходимый набор пилотажно-навигационного оборудования (рис. 2.3.12), электрический триммер продольного управления, фрикционные элементы положения правой ручки управления циклическим шагом, а также набор предупреждающих и сигнальных устройств, например, детекторы стружки в редукторах, индикаторы низкого напряжения, высокой и низкой температур головок цилиндров двигателя, высокой температуры охлаждающей жидкости главного редуктора, высоких и низких оборотов и некоторые другие.

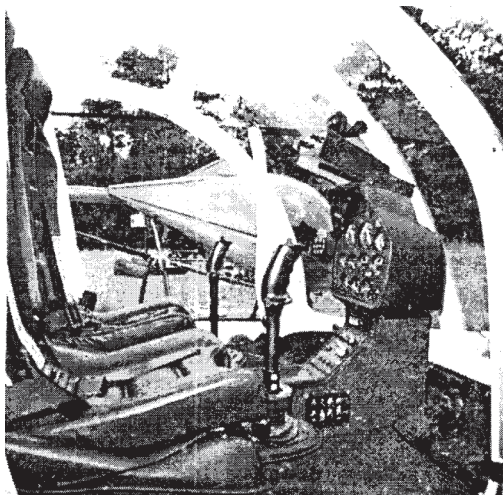


Рис. 2.3.12. Кабина вертолета с пилотажно-навигационным оборудованием

## 2.4. Вертолет Helisport CH-7 Angel

Одноместный сверхлегкий вертолет с закрытой кабиной (рис. 2.4.1, табл. 2.4). Производит итальянская компания Helisport.



Рис. 2.4.1. Вертолет Helisport CH-7 Angel

Таблица 2.4

		1	2	3	4			5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %			
1	Angel CH-7 [2]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m_{\text{Л}}}$			
2	Страна – Италия, фирма «Helisport»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ВТ}}}$			
3	Назначение –				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{НВ}}}$			
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ТР}}}$			
5	$m_0$ , кг	360			$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{СУ}}}$			
6	$m_{0\text{max}}$ , кг				$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ПУ}}}$			
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг	205			$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m_{\text{Ф}}}$			
8	$m_{\text{цн}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ОП}}}$			
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	155			$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{РВ}}}$			
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		10,65		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m_{\text{Ш}}}$			
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,133*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ОБ}}}$			
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч				$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m_{\text{УПР}}}$			
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч				$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m_{\text{КОРП}}}$			
14	год нр., 1п., св.							
15	пас., дес., ран.				Несущий и рулевой винты			
16	$l_{\text{Г}}, \varphi_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$				Тип		2-	2-
17	$l_{\text{н-р}}, \varphi_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м		6,5	
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$		0,035	
19	Rotax 582				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$		1,0	1,0
20	Страна –				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$			
21	Количество и тип – 1 ПД				$\varphi_{\text{ЛНВ}}, M$			
22	Режим		Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт		47,1			проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/ кВт·ч					$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{\text{опр}}$ , кВт					$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин					$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с	168	
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин		520			$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин					$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/ кВт					$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: основного и доп.			31,2		$M_{\text{КР}}$ , кгм		

## Окончание табл. 2.4

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_\phi$ , м		Тип и кол-во опор	
2	$b_\phi$ , м		база/колея, м	
3	$h_\phi$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	140
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{у\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	1500
8	$b_K$ , м		$H_{дин}$ , м	3500
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	330
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{ВО}}{S_{ВО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{ВО}$ , м		$V^{\text{ЭК}}$ , км/ч	

**2.4.1. Конструкция вертолета Helisport CH-7 Angel**

Вертолет Helisport CH-7 Angel выполнен по одновинтовой схеме с рулевым винтом, одним ПД Rotax 582 и лыжным шасси. Каркас сварен из стальных труб, хвостовая часть и полозья – алюминиевые.

Схема вертолета Helisport CH-7 Angel в полете изображена на рис. 2.4.2.

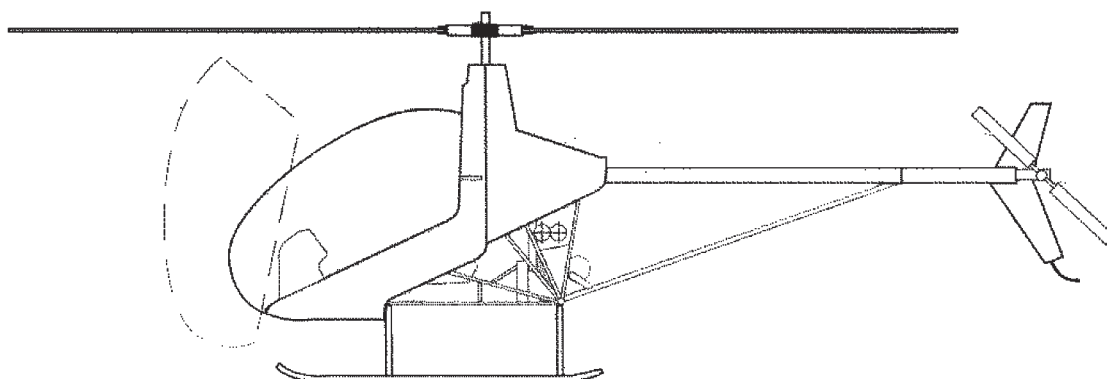


Рис. 2.4.2. Схема вертолета Helisport CH-7 Angel  
Конструктивные особенности вертолета Helisport CH-7 Angel показаны

на рис. 2.4.3 – 2.4.8.

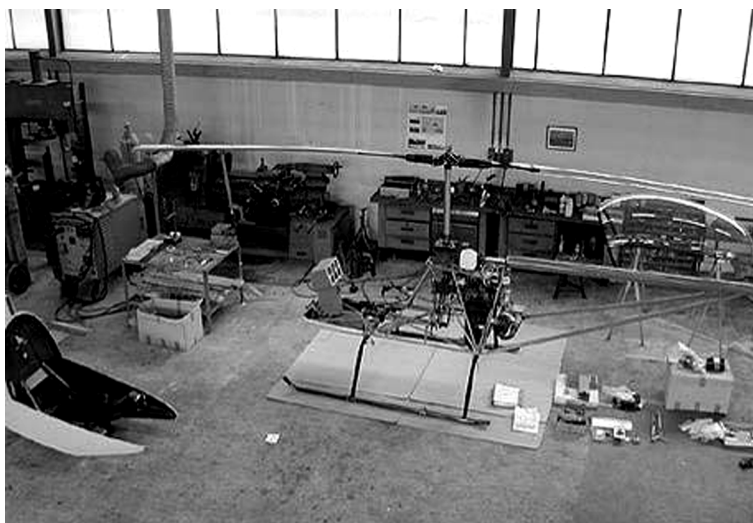


Рис. 2.4.3. Несущая рама вертолета Helisport CH-7 Angel



Рис. 2.4.4. Кабина пилота вертолета Helisport CH-7 Angel



Рис. 2.4.5. Силовая установка вертолета Helisport CH-7 Angel



Рис. 2.4.6. Ротор вертолета Helisport CH-7 Angel

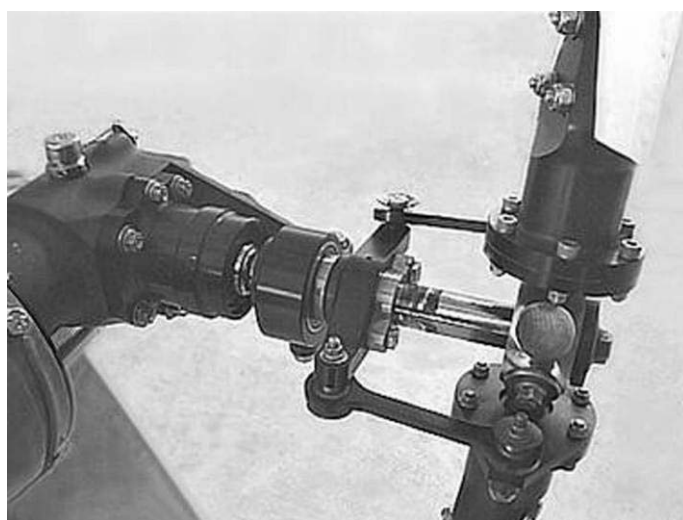


Рис. 2.4.7. Хвостовой винт вертолета Helisport CH-7 Angel



Рис. 2.4.8. Приборная доска вертолета Helisport CH-7 Angel



## 2.5. Вертолет Helisport CH-7 Kompress

Двухместный сверхлегкий вертолет. Название «Kompress» связано с установкой двигателя с турбокомпрессором. Производит итальянская компания Helisport.

Вертолет Helisport CH-7 Kompress (рис. 2.5.1, табл. 2.5) выполнен по одновинтовой схеме, с рулевым винтом, одним ПД Rotax 914 и лыжным шасси. Сиденья пилота и пассажира расположены тандемно, как на мотоцикле. В дальнейшем предполагается реализовать двойное управление.

Схема вертолета Helisport CH-7 Kompress показана на рис. 2.5.2.



Рис. 2.5.1. Вертолет Helisport CH-7 Kompress

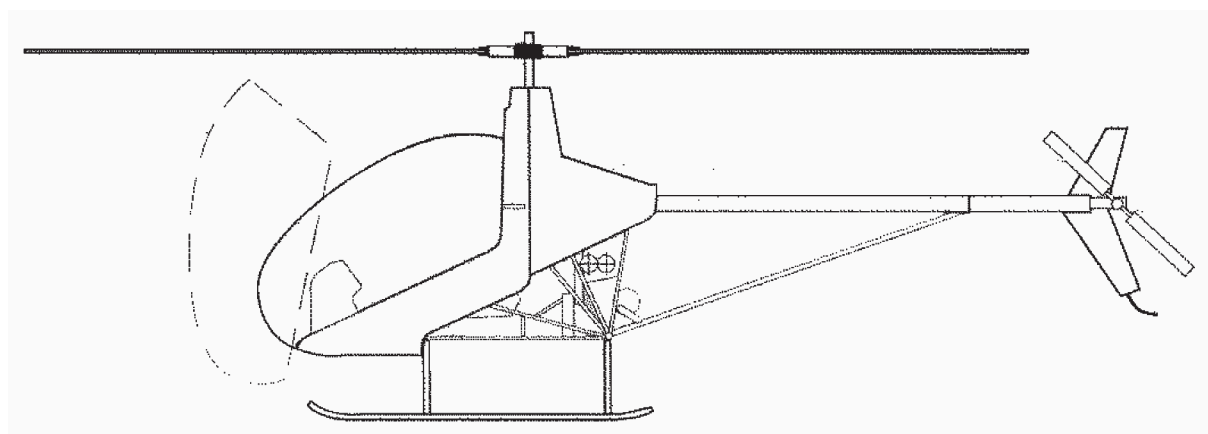


Рис. 2.5.2. Схема вертолета Helisport CH-7 Kompress

Таблица 2.5

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	CH-7 Kompress	[2]			$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m_{\text{Л}}}$		
2	Страна – Италия, фирма «Helisport»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ВТ}}}$		
3	Назначение –				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{НВ}}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ТР}}}$		
5	$m_0$ , кг	450			$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{СУ}}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг				$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ПУ}}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг	252			$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m_{\text{Ф}}}$		
8	$m_{\text{цн}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ОП}}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	198			$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{РВ}}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		11,48		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m_{\text{Ш}}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,188*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ОБ}}}$		
12	$V_{\text{кр}} K_{\text{ПН}}$ , км/ч				$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m_{\text{УПР}}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч				$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m_{\text{КОРП}}}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.	1			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \vartheta_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$				Тип	2-	2-
17	$l_{\text{н-р}}, \vartheta_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	7,0	
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$	0,0327	
19	Rotax 914				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$		
20	Страна –				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1 ПД	114,9 л.с.			$\vartheta_{\text{ЛНВ}}, M$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	84,6			проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин				$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с		
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин				$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг; осн. и доп.	31,2			$M_{\text{КР}}$ , кгм		



## Окончание табл. 2.5

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	
2	$b_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	209
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y.\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	
8	$b_K$ , м		$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	552
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V^{\text{ЭК}}$ , км/ч	

**2.5.1. Конструкция вертолета Helisport CH-7 Kompress**

Конструктивные особенности вертолета Helisport CH-7 Kompress показаны на рис. 2.5.3 – 2.5.10.

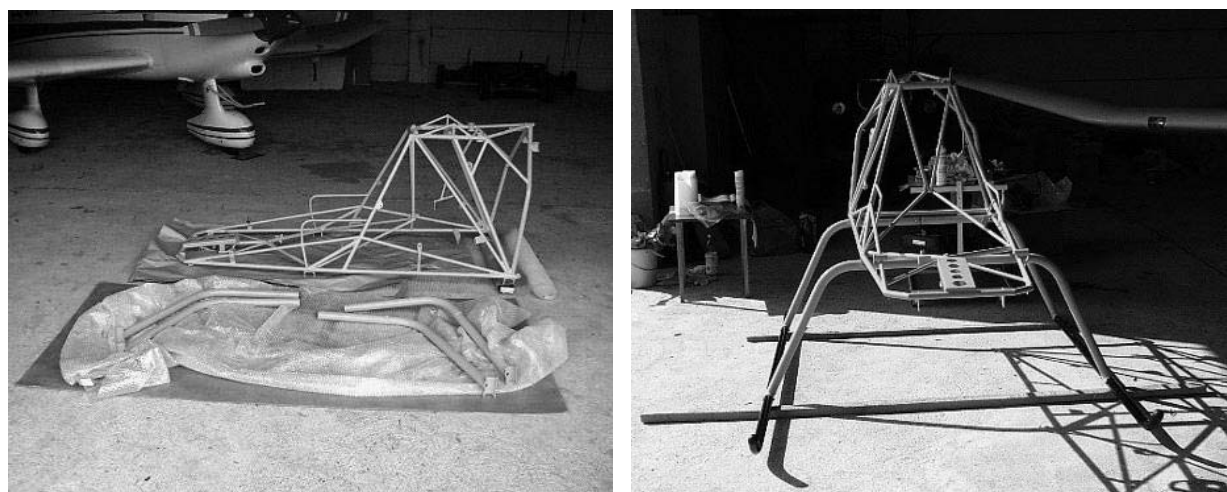


Рис. 2.5.3. Рама вертолета

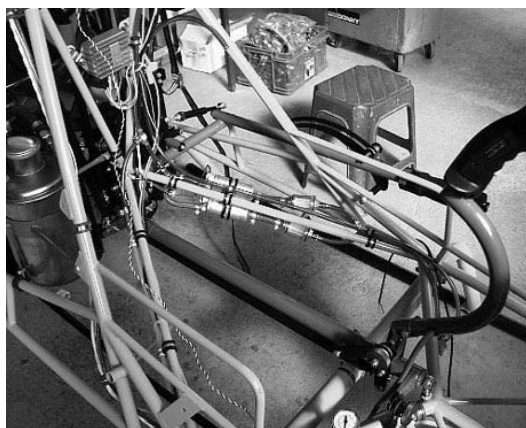


Рис. 2.5.4. Система управления вертолета



Рис. 2.5.5. Ротор вертолета

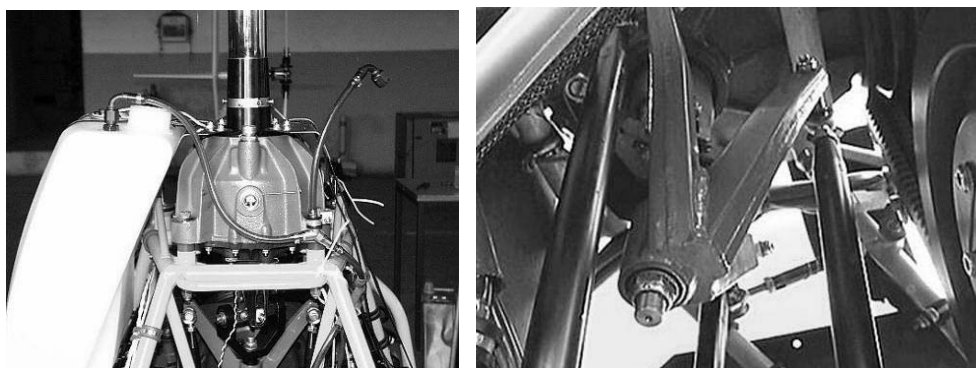


Рис. 2.5.6. Привод ротора вертолета



Рис. 2.5.7. Хвостовой винт вертолета



Рис. 2.5.8. Хвостовой винт вертолета

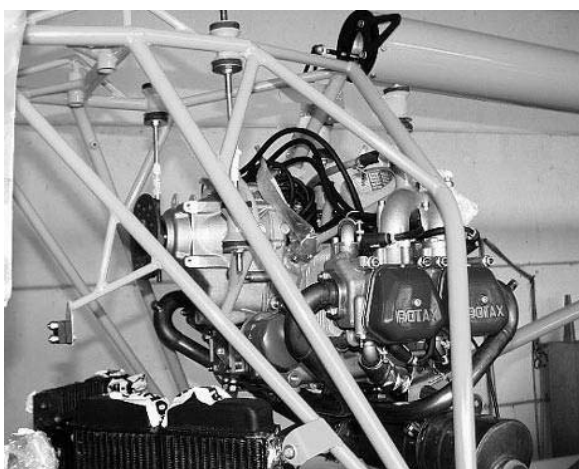


Рис. 2.5.9. Двигатель Rotax 914 Turbo



Рис. 2.5.10. Кабина пилота и приборная доска вертолета

## 2.6. Вертолет Safari «Babe Bell»

Работы по созданию нового вертолета начались в 70-е годы, а на рынке Safari появился только в начале 90-х годов и сразу снискал популярность.

Аппарат имеет отличные летные характеристики, прост в управлении, доступен пилотам даже ниже средней квалификации, а главное – удивительно неприхотлив. Safari разработан специально для использования в полевых условиях, поэтому техническое обслуживание и регламентные работы упрощены.

Двухместные сверхлегкие вертолеты Safari (рис. 2.6.1, табл. 2.6) выпускает канадская компания Canadian Home Rotors Inc в виде сборных комплектов. Вертолет предназначен для учебных, спортивных, развлекательных и деловых полетов, может выполнять различные специальные задачи – авиахимические работы, перевозку грузов на внешней подвеске, воздушная фото- и видеосъемка, а также охота.



Рис. 2.6.1. Вертолет Safari «Baby Bell»

Таблица 2.6

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Safari «Babe Bell»	[ 2 ]			$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		
2	Страна – Канада, фирма CHRI				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		
5	$m_0$ , кг		750		$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг				$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг		375		$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$		
8	$m_{\text{ин}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг		375		$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		17,93		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,147*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		
12	$V_{\text{кр}} K_{\text{ПН}}$ , км/ч				$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч				$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.	1986					
15	пас., дес., ран.	1			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \vartheta_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$				Тип 2-КСС		
17	$l_{\text{н-р}}, \vartheta_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	7,3	
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$		
19	Lycoming 0-320-B2C				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$		
20	Страна –				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип –				$\vartheta_{\text{ЛНВ}}, M$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	110,4			проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C}_{\text{конц}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C}_{\text{корн}}$		
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин				$\omega R_{\text{НВ}}, \omega R_{\text{РВ}}$ , м/с		
27	$n_{\text{НВ}}$ , об/мин				$\frac{C_{\text{T}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{РВ}}$ , об/мин				$\bar{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.	84,2			$M_{\text{КР}}$ , кгм		

Окончание табл. 2.6

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	Л
2	$b_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{у.мах}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	
8	$b_K$ , м	1,17	$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{нр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	160
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V^{ЭК}$ , км/ч	

### 2.6.1. Конструкция вертолета Safari «Babe Bell»

Вертолет «Babe Bell» – двухместный ультралегкий. Сиденья пилотов расположены рядом друг с другом (рис. 2.6.2).



Рис. 2.6.2. Вертолет «Babe Bell»

Вертолет «Babe Bell» представляет собой винтокрылый аппарат одновинтовой схемы с рулевым винтом, оснащенный сертифицированным поршневым четырехтактным двигателем «Lycoming O-320-B2C», применяемым на вертолете «Robinson R-22».

*Двигатель* (рис. 2.6.3) имеет вертикальное положение вала, в связи с чем был модифицирован. Изменения в основном касаются системы смазки двигателя. В качестве топлива применяется авиационный бензин с октановым числом не ниже 100.

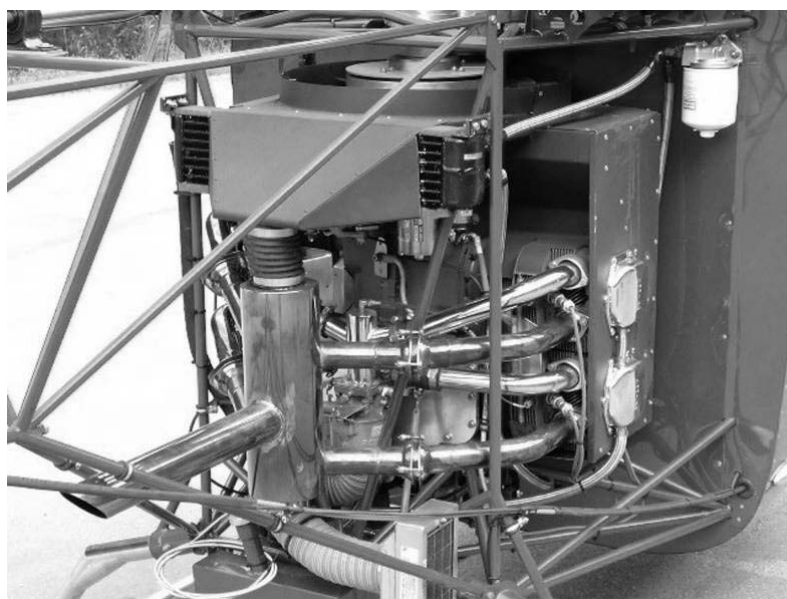


Рис. 2.6.3. Двигатель «Lycoming O-320-B2C»

В Европе наряду с авиационным бензином с октановым числом выше 100 можно применять и высокооктановый автомобильный бензин с добавлением присадок. Вследствие изменения системы смазки одно из основных отличий двигателя «Lycoming O-320-B2C» для «Babe Bell» – использование более узкой крышки клапанной головки цилиндра, крепящейся восемью болтами с фасонными головками. Конструктивные изменения выполнены производителем двигателя специально для вертолета «Babe Bell» по заказу CHRI. Межремонтный ресурс двигателя составляет 2000 ч. Фирма рекомендует проводить регламентные работы на вертолете через каждые 200 ч, в то время как на других вертолетах такого класса аналогичный показатель составляет 25 – 50 ч. Конструкция и внешний вид соответствуют вертолету Bell 47, но в несколько уменьшенном виде.

*Двухлопастный несущий винт* вертолета подвешен на универсальном шарнире и имеет гидростабилизирующий стержень, который служит для демпфирования усилий на ручку управления циклическим шагом и приведения ее в нейтральное положение. *Цельнометаллические лопасти* состоят из тянутого лонжерона, выполненного из алюминиевого сплава, клинообразной тянутой задней кромки, 16 нервюр и обшивок хвостовых отсеков (рис. 2.6.4 – 2.6.6).





Рис. 2.6.4. Фюзеляж и несущий винт вертолета

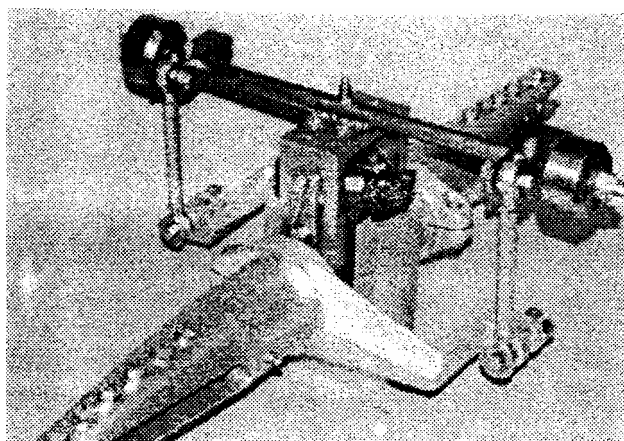


Рис. 2.6.5. Втулка несущего винта

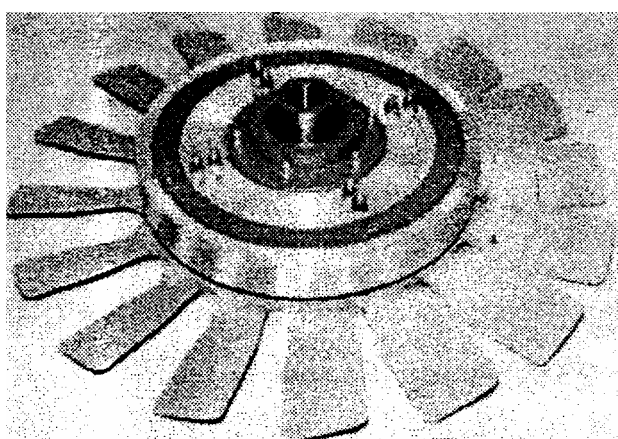


Рис. 2.6.6. Обгонная муфта с лопатками вентилятора системы охлаждения

Главная трансмиссия вертолета состоит из одноступенчатого редуктора с передаточным отношением 1:5,5, обгонной и центробежной муфт (рис. 2.6.7).



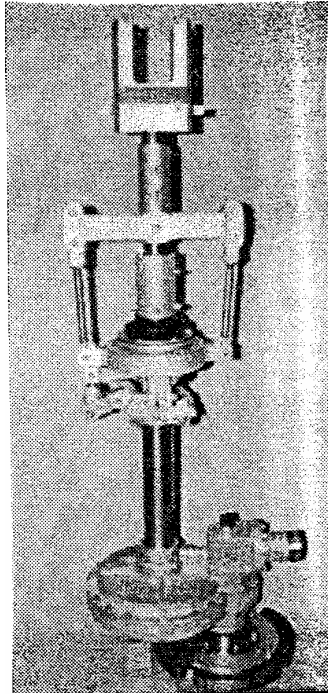


Рис. 2.6.7. Главная трансмиссия вертолета

*Главный редуктор* включает в себя цилиндрические косозубые колеса главной передачи и две конические шестерни с круговым зубом для привода рулевого винта. Последние унифицированы с применением в редукторе рулевого винта. Шестерни главной передачи являются маслоснасосом в компоновке с корпусом редуктора, где есть специальные проточки, которые выступают в роли интегральных насосов, подавая смазку к главному подшипнику и коническим шестерням привода рулевого винта. Это позволяет эффективно смазывать все динамические элементы главного редуктора, используя только барботажную смазку. Механообрабатываемые корпусные детали выполнены из алюминиевых сплавов, которые по химическому составу аналогичны отечественным В95 и Д16, литые корпусные детали – из сплава с высоким содержанием цинка, повышающего вязкость материала и позволяющего применять закалку и искусственное старение для увеличения прочности. Все детали, изготовленные из алюминиевых сплавов, имеют анодное покрытие. Редукторы несущего и рулевого винтов снабжены датчиками-сигнализаторами стружки и смотровыми окошками уровня масла. Применена обгонная муфта с эксцентриковыми роликами от серийного вертолета. Муфту крепят непосредственно к фланцу двигателя и она несет лопасти вентилятора системы охлаждения.

*Центробежная муфта* имеет оригинальную конструкцию, отличающуюся от обычно применяемых тем, что колодки фрикционной связи крепят не к ведущему, а к ведомому валу. Четыре фрикционные колодки поджимаются к ведущему барабану и обеспечивают постоянно действующую фрикционную связь, необходимую для первоначального разгона ведомого вала. Передаваемый первоначальный момент мал и (по

сведениям фирмы) может быть скомпенсирован мизинцем, придерживающим лопасть несущего винта, или эластичным шнуром. При освобождении несущий винт начинает медленно раскручиваться до достижения 1100 об/мин, когда происходит окончательное включение фрикционных колодок. Таким образом, имеется возможность запустить двигатель в ангаре, прогреть его на любых оборотах, включая максимальные, далее выкатить вертолет наружу и, сняв удерживающий эластичный шнур с лопасти, запустить несущий винт.

Благодаря принципиальной доработке конструкции втулки несущего винта технология сборки последнего позволяет автоматически добиться полной балансировки (статической, динамической и аэродинамической) после нескольких запусков. Таким образом, балансировка несущего винта упрощена, поэтому не требуется приглашать специалистов CHRI. Нет необходимости и в применении специального дорогостоящего балансировочного оборудования.

Для использования вертолета «Babe Bell» в широком диапазоне центровок при различных вариантах загрузки применяют легкий балластный груз массой 15 кг. Вертолет настолько неприхотлив к центровке, что можно уверенно пилотировать его и без балласта в отличие от основных конкурентов, при полетах на которых используют балластный груз массой 12,5 кг.

*Цапфы осевых шарниров* несущего и рулевого винтов выполнены из титанового сплава и задают угол конусности несущего винта, равный  $2^\circ$ . Лопастей рулевого винта изготовлены из нержавеющей стали.

*Втулка рулевого винта* – традиционная для вертолетов такого класса конструкции с общим шарниром качания, имеющим угол  $45^\circ$  по отношению к оси лопастей для компенсации взмаха (рис. 2.6.8).

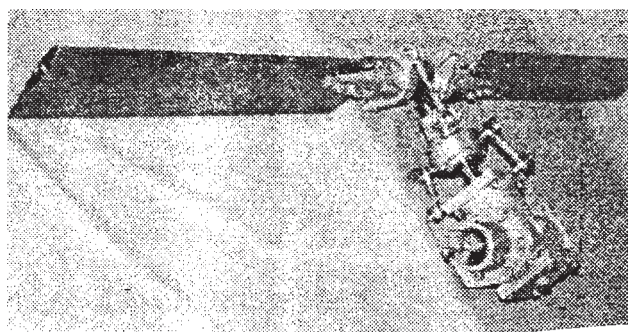


Рис. 2.6.8. Узел рулевого винта

Трансмиссионный вал рулевого винта состоит из пяти промежуточных опор на хвостовой балке и выполнен из стальной трубы. Все динамические элементы вертолета имеют назначенный ресурс 1000 ч. В настоящее время проводят работы по увеличению ресурса до 2000 ч.

Ферма фюзеляжа и хвостовая балка сварены из стальных труб (рис. 2.6.9, 2.6.10).



Рис. 2.6.9. Ферма фюзеляжа

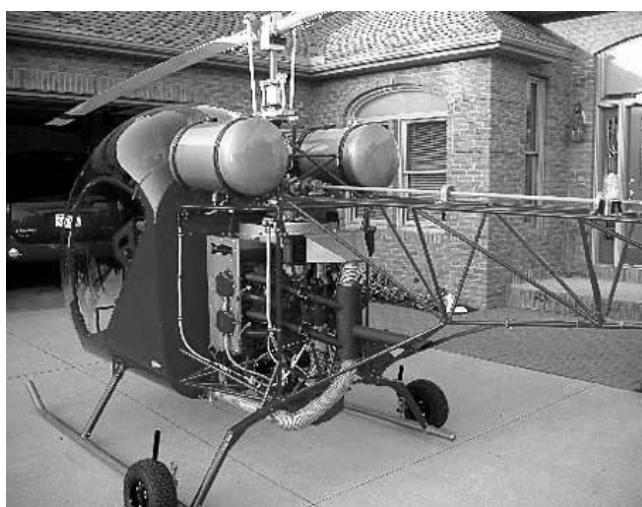


Рис. 2.6.10. Хвостовая балка

*Кабина фюзеляжа* (рис. 2.6.11, 2.6.12) имеет ширину внутри 1168 мм и выполнена из цельнодутого пузыря из оргстекла, обшивок, имеет съемные двери. Благодаря такой конструкции у летчика наилучший обзор во все стороны.



Рис. 2.6.11. Кабина фюзеляжа



Рис. 2.6.12. Кабина пилотов и приборная доска вертолета

Запас *топлива*, находящегося в двух сварных баках из алюминиевых сплавов, составляет 106 л (рис. 2.6.13), маслбак – 7,5 л. Для обеспечения требуемой центровки при различных вариантах загрузки используют противовес массой 15 кг.

*Ползковое шасси* (см. рис. 2.6.13) вертолета выполнено из алюминиевых труб диаметром 50,8 мм.

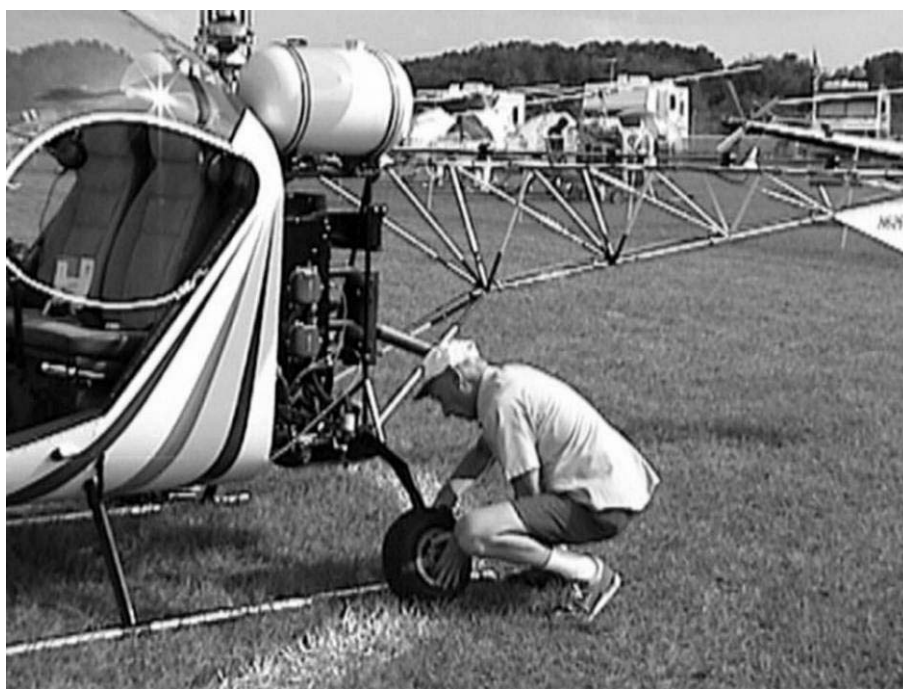


Рис. 2.6.13. Ползковое шасси вертолета и топливные баки

Вертолет может выполнять следующие задачи: авиахимработы, выпас скота, инспекционные полеты, фотографирование местности, перевоз небольших грузов, в том числе на внешней подвеске, летное обучение и т.д.

## 2.7. Вертолет PZL Sw-4

Sw-4 – легкий многоцелевой вертолет, рассчитанный на пять мест – пилот и четыре пассажира (рис. 2.7.1, табл. 2.7). Работы по его проектированию начались в начале 80-х годов. Первый полет Sw-4 совершил в октябре 1996 г. Соответствует требованиям JAR-27 и FAR-27. Имеет классическую конструкцию из алюминиевых сплавов и композитных материалов (рис. 2.7.2).



Рис. 2.7.1. Вертолет PZL Sw-4

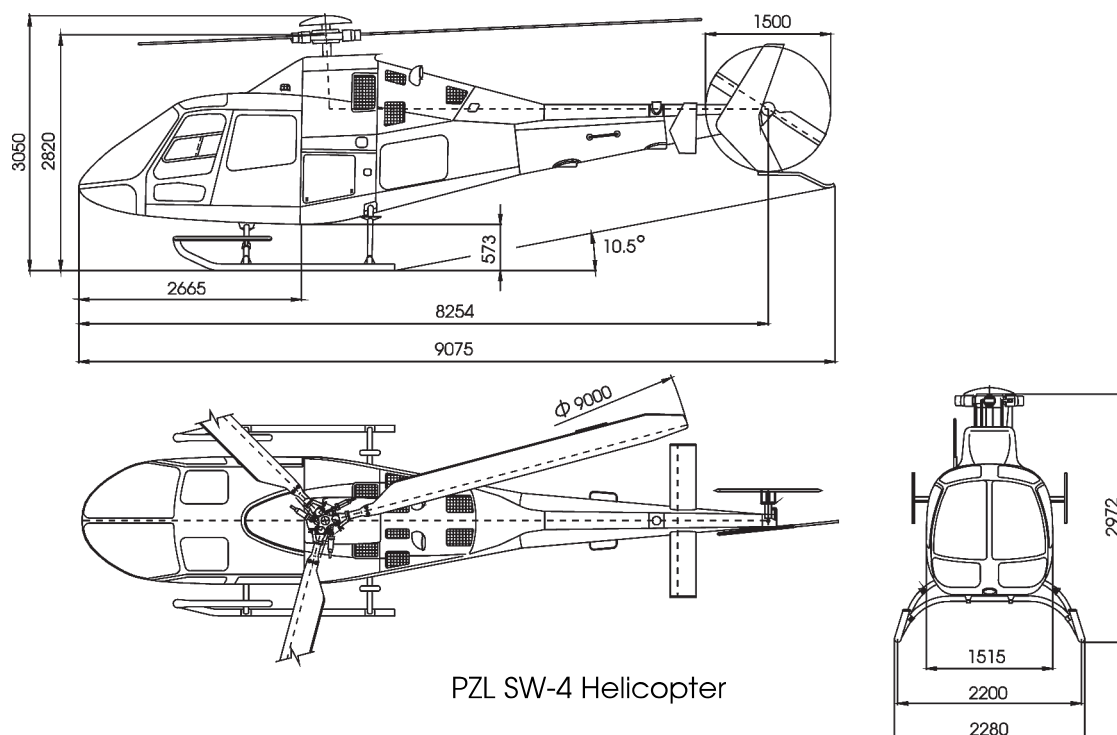


Рис. 2.7.2. Схема и размеры вертолета PZL Sw-4

Таблица 2.7

	1				2	3	4		5
Вертолет						Масса, кг; относительная масса, %			
1	Sw-4 [ 2 ]					$m_{Л}$ , кг; $\overline{m_{Л}}$			0,034*
2	Страна – Польша, фирма PZL					$m_{ВТ}$ , кг; $\overline{m_{ВТ}}$			0,027*
3	Назначение – многоцелевой					$m_{НВ}$ , кг; $\overline{m_{НВ}}$			0,061*
4	Экипаж – 1					$m_{ТР}$ , кг; $\overline{m_{ТР}}$			0,059*
5	$m_0$ , кг	1650				$m_{СУ}$ , кг; $\overline{m_{СУ}}$			
6	$m_{0\max}$ , кг	1700				$m_{ПУ}$ , кг; $\overline{m_{ПУ}}$			
7	$m_{пуст}$ , кг	900				$m_{\Phi}$ , кг; $\overline{m_{\Phi}}$			0,113*
8	$m_{цн}$ , кг	600				$m_{ОП}$ , кг; $\overline{m_{ОП}}$			
9	$m_{ПН}$ , кг	750				$m_{РВ}$ , кг; $\overline{m_{РВ}}$		1,6*	0,0009*
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		26,2			$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m_{Ш}}$		1,7*	0,01*
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,159*			$m_{ОБ}$ , кг; $\overline{m_{ОБ}}$		267,5	
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч		105,1*			$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m_{УПР}}$			
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч		178,7*			$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m_{КОРП}}$			
14	год нр., 1п., св.								
15	пас., дес., ран.		4		1 ран. и 2 сопр.	Несущий и рулевой винты			
16	$l_{Г}, v_{Г}, h_{Г}, м$		10,55	1,51	2,97	Тип		3-ШУ	2-
17	$l_{н-р}, v_{кор}, м$		8,25	1,5		$D_{НВ}, D_{РВ}$ , м		9	1,5
18	Силовая установка					$\sigma_{НВ}, \sigma_{РВ}$		0,077*	
19	A250-C20R/2					$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$		1,0	1,0
20	Страна – США					$\Delta\varphi_{Л}$			
21	Количество и тип – 1 ТВД 360 л.с.					$v_{ЛНВ}, м$			
22	Режим		Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		НАСА 23012	
23	$N$ , кВт		270			проф. корн.			
24	$C_e$ , кг/кВт·ч					$\overline{C_{конц}}$			
25	$N_{огр}$ , кВт					$\overline{C_{корн}}$		12%	
26	$n_{дв}$ , об/мин					$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с		205	
27	$n_{нв}$ , об/мин					$\frac{C_T}{\sigma_{НВ}}$			
27	$n_{рв}$ , об/мин					$\overline{V} = \mu$			
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт			76	0,28	$T_{НВ}, T_{РВ}$ , кг			
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.			500л		$M_{кр}$ , кгм			



Окончание табл. 2.7

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	8,25	Тип и кол-во опор	П 2
2	$e_{\phi}$ , м		база/колея, м	$\overline{2,2}$
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	245
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	184
6	Кабина		$V_{у.мах}$ , м/с	
7	$l_K$ , м	2,14	$H_{ст}$ , м	3500 (СВЗ) 2800 (БВЗ)
8	$e_K$ , м	1,42	$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м	1,27	$H_{np}$ , м	5200
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>	3,86	$L_{\max}$ , км	900
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\overline{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{ВО}}{S_{ВО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{ВО}$ , м		$V^{ЭК}$ , км/ч	220

### 2.7.1. Конструкция вертолета PZL Sw-4

Вертолет PZL Sw-4 – одновинтовой с рулевым винтом. Пятая часть массы конструкции выполнена из стекловолокна. Кабина вертолета (шириной 1,42 м) имеет одну сдвижную дверь, одну – автомобильного типа с каждой стороны. Число мест: экипажа – 1, пассажиров – 4, в санитарном варианте – 1 человек на носилках и 2 – сопровождающие. На *хвостовой балке* размещен киль, установленный под небольшим углом к продольной оси вертолета, и стабилизатор с вертикальными шайбами на концах (см. рис. 2.7.1).

*Шасси* – лыжное, колея – 2 м (см. рис. 2.7.2).

*Несущий винт* – трехлопастный, с шарнирным креплением лопастей, лопасти с трапециевидными законцовками (рис. 2.7.3).

*Рулевой винт* диаметром 1,5 м двухлопастный, лопасти прямоугольной формы в плане.

*Силовая установка* (рис. 2.7.4) состоит из одного турбовального двигателя Allison 250-C20R/2. Сухая масса двигателя – 76 кг, размеры – 0,985х0,483х0,589 м.

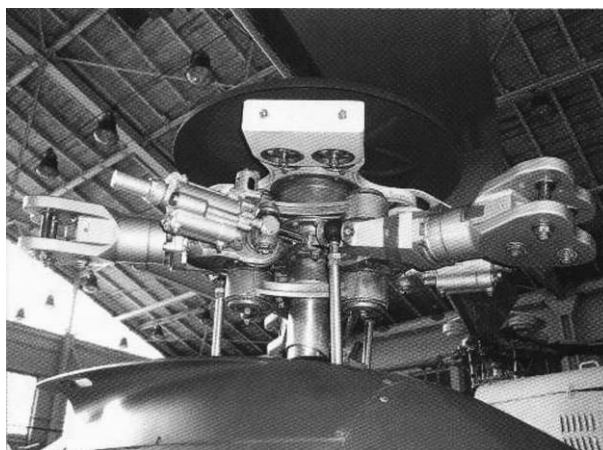


Рис. 2.7.3. Автомат перекоса вертолета PZL Sw-4

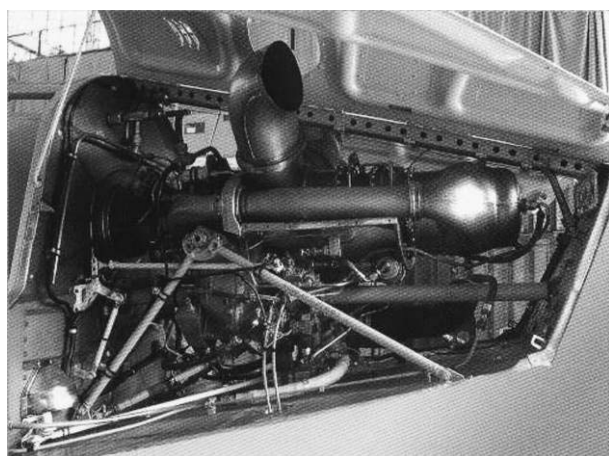


Рис. 2.7.4. Силовая установка и багажный отсек вертолета PZL Sw-4

*Топливная система* включает в себя топливный бак емкостью 500 л, возможны дополнительные топливные баки.

На опытных вертолетах установлено *оборудование* фирмы «Бендикс/Кинг», что позволяет выполнять полеты только в простых погодных условиях, на серийных вертолетах планируется оборудование, обеспечивающее выполнение полетов по приборам.

## 2.8. Вертолет Ми-34

Вначале вертолет Ми-34 (рис. 2.8.1, табл. 2.8) был разработан как легкий учебно-спортивный вместо вертолетов Ми-1 и Ми-2. Применение при разработке Ми-34 последних технических достижений, новых материалов в конструкции фюзеляжа, несущего винта и трансмиссии, а также более простых конструктивных решений, например, лыжного шасси, позволило получить простой по конструкции и удобный в эксплуатации вертолет с высокими летными характеристиками. В процессе проектирования вертолета были заложены высокие, расчетные перегрузки – от 2,5g до -0,5g, что обеспечивало выполнение сложных фигур высшего пилотажа и позволяло использовать вертолет для выполнения



спортивных упражнений по программам международных соревнований, включая полеты на точность пилотирования и навигации и вертолетный слалом.



Рис. 2.8.1. Вертолет Ми-34

Первый опытный вертолет Ми-34 совершил полет в ноябре 1986 г. (летчик-испытатель Б.В. Савинов, погиб при испытаниях вертолета Ми-34). Во время испытаний на вертолете Ми-34 было впервые продемонстрировано выполнение таких фигур высшего пилотажа, как «бочка» и «петля Нестерова». В 1987 г. был построен второй опытный вертолет; в 1987 г. вертолет Ми-34 впервые был показан на Парижском авиационно-космическом салоне, а затем на многих других международных выставках, демонстрируя высокие летные характеристики.

В процессе разработки вертолета Ми-34 были расширены возможности его использования как многоцелевого вертолета для пассажирских и грузовых перевозок, а также в качестве связного и патрульного вертолета. Разработан ряд вариантов вертолета:

- Ми-34 ВАЗ – с двумя роторно-поршневыми двигателями ВАЗ-430 мощностью по 162 кВт, обладающий лучшими высотными характеристиками и большими грузоподъемностью и дальностью полета. Планировалось, что вертолет Ми-34 ВАЗ совершит первый полет в 1993 г., однако из-за задержки в создании двигателей затянулась и разработка вертолета. На выставке МАКС-95 демонстрировался макет вертолета Ми-34 с американским ГТД Аллисон-250;
- Ми-34М – усовершенствованный военный вариант вертолета Ми-34 ВАЗ с такими же двигателями; предполагалось использование для целеуказания и разведки;
- Ми-34 – патрульный вертолет для милиции с осветительной фарой и громкоговорителями; впервые демонстрировался на МАКС-95 и на 27-м Европейском вертолетном форуме в Санкт-Петербурге.

Начато производство вертолетов малой серией на Арсеньевском авиационном заводе с последующей их доводкой на МВЗ.

Таблица 2.8

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Ми-34 [16]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		80
2	Страна – Россия, ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		51
3	Назначение – учебно-спортивный				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		131
4	Экипаж – 2				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		$m_{\text{хр}} = 4,8\ 84$
5	$m_0$ , кг	1200			$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		270,5/144/84
6	$m_{0\text{max}}$ , кг	1250			$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг	870			$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$		160
8	$m_{\text{ин}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		6
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	249			$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		5,0
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		15,3*		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		28
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг <sup>2</sup>		0,202*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		108,2
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч		49,5*		$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		33
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч		59,4*		$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., лп., св.	1980	17.11.1986	с 1993			
15	пас., дес., ран.				Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, v_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$	11,48(вр.)	1,42		Тип	4-ШУ	2-
17	$l_{\text{н-р}}, v_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	10	1,48
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$		
19	М-14В26				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$		1,0
20	Страна – Россия				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		9°
21	Количество и тип – 1ПД			325 л.с.	$v_{\text{ЛНВ}}, M$		0,22 0,1
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	242			проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч	265...295	250...290	220...265	$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{\text{де}}$ , об/мин	865			$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с		203,8*
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин	389			$\frac{C_{\text{т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин	2395			$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		штатная 120	доп.	$M_{\text{кр}}$ , кгм		

Окончание табл. 2.8

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	8,71	Тип и кол-во опор	П
2	$b_{\phi}$ , м	1,42	база/колея, м	2,10/2,06
3	$h_{\phi}$ , м	2,75	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	210
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	180
6	Кабина		$V_{y, \max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	800 (БВЗ)
8	$b_K$ , м		$H_{дин}$ , м	4500
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	360
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}, \frac{м}{м^2}$	<u>1,57</u>	$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{ВО}}{S_{ВО}}, \frac{м}{м^2}$	<u>0,774</u>	$t_{\max}$ , ч	1 ч 22 мин
15	$L_{ВО}$ , м			

### 2.8.1. Конструкция вертолета Ми-34

Вертолет построен по одновинтовой схеме с четырехлопастным несущим винтом диаметром 10 м и двухлопастным рулевым винтом диаметром 1,42 м (рис. 2.8.2).



Рис. 2.8.2. Общий вид вертолета Ми-34

Экипаж вертолета состоит из двух человек (инструктор и курсант или два летчика-спортсмена (или один) в пилотажном и перегоночном вариантах) и располагается в кабине, находящейся в фонаре фюзеляжа (рис. 2.8.3).

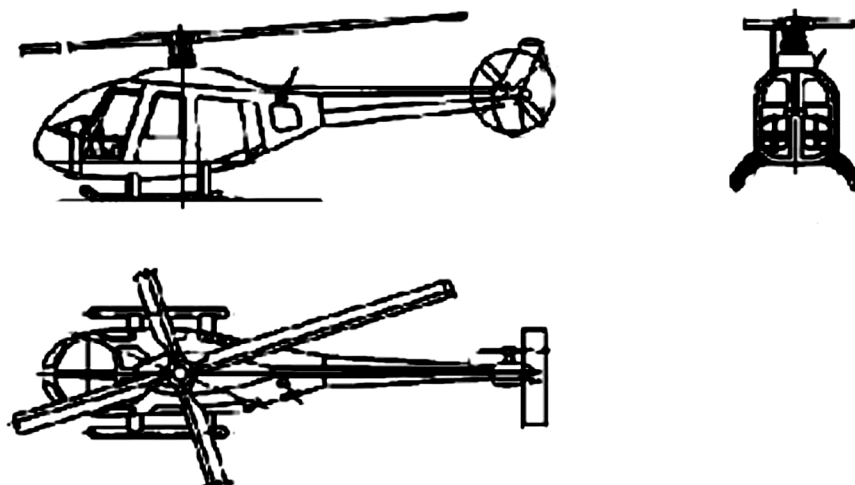


Рис. 2.8.3. Схема вертолета Ми-34

*Фюзеляж* (рис. 2.8.4) представляет собой цельнометаллический полумонокок переменного сечения, изготовленный из алюминиевых сплавов. Состоит из фонаря, центральной части фюзеляжа с хвостовой балкой, оперения, включающего в себя киль и стабилизатор, и верхнего капота-обтекателя.



Рис. 2.8.4. Фюзеляж вертолета

*Фонарь* расположен в носовой части фюзеляжа до шпангоута № 3 и состоит из каркаса и остекления. Каркас выполнен из композиционных материалов. Остекление занимает большую часть фонаря и выполнено из органического стекла. В фонаре размещены кабина экипажа с двумя входными дверями, органы управления вертолетом и пилотажно-навигационное оборудование.

*Центральная часть фюзеляжа* состоит из пола, шпангоутов, панелей, дверей, двигательного отсека и отсека оборудования. Шпангоуты № 3 и 5 – силовые. Сверху между шпангоутами № 3 и 5 проходят продольные прессованные балки с узлами для крепления главного редуктора. Между

шпангоутами № 5 и 8 размещен двигательный отсек. Двигатели крепят с помощью подкосов к узлам, находящимся на шпангоуте № 5.

Между шпангоутами № 3 и 5 расположено сиденье на два человека. Сиденье – легкоъемное и крепится к каркасу с помощью стопорных шпилек (рис. 2.8.5).



Рис. 2.8.5. Кабина пилота и пассажирский отсек вертолета

*Хвостовая балка* представляет собой полумонококовую конусообразную конструкцию и состоит из верхней и нижней поверхностей и девяти шпангоутов (№ 2 – 10).

*Стык хвостовой балки с ЦЧФ* – неразъемный (технологический). На силовых шпангоутах № 9 и 10 крепят хвостовой редуктор и киль.

*Киль* и расположенный на нем *стабилизатор* имеют клепаную однолонжеронную конструкцию.

*Шасси* вертолета – ползкового типа. Состоит из двух дюралевых опор и двух ползков, вследствие упругих деформаций воспринимает нормированную работу при посадке вертолета. Для предотвращения задевания рулевым винтом за землю при посадках вертолета на киле снизу установлен костыль.

*Управление* вертолетом относительно осей осуществляется путем изменения величины и направления силы тяги несущего и рулевого винтов.

В систему управления вертолетом входят:

- продольно-поперечное;
- пружинными механизмами разгрузки;
- путевое;
- объединенное «шаг-газ»;
- муфтой сцепления;
- тормозом несущего винта.

*Продольно-поперечное управление* – двойное. Состоит из ручек управления и жесткой проводки, связывающей ручки между собой и с автоматом перекаса. Пружинные механизмы разгрузки установлены в

системе продольно-поперечного управления. Управление пружинными механизмами разгрузки осуществляется кнопками, расположенными на ручках продольно-поперечного управления через электромеханизмы.

*Путевое управление* – двойное. Состоит из педалей и жесткой проводки, связывающей педали со штоком хвостового редуктора. Тяги проводки перемещаются в направляющих втулках. Педали левого и правого летчиков связаны между собой жесткой проводкой. Органы управления правого летчика съемные.

*Объединенное управление «шаг-газ»* – двойное, состоит из рычага общего шага и жесткой проводки, связывающей рычаг с автоматом перекоса и двигателем. Рычаги соединены между собой валом.

*Управление муфтой сцепления* состоит из ручки и жесткой проводки, соединяющей ручку с рычагом муфты сцепления двигателя.

*Управление тормозом несущего винта* состоит из ручки и тросовой проводки, связывающей ручку с рычагом тормоза.

*Несущий винт* (рис. 2.8.6). Лопасти несущего винта выполнены из композиционных материалов. Основной силовой элемент лопасти – лонжерон, выполненный методом спиральной намотки однонаправленных стеклолент. Для стыковки лопасти с втулкой несущего винта на комле лонжерона лопасти выполнены отверстия с запрессованными стальными втулками под болты крепления рычага поворота лопасти и торсиона втулки несущего винта.



Рис. 2.8.6. Несущий винт вертолета

*Втулка несущего винта* изготовлена из высокопрочной стали с пластинчатыми торсионами, воспринимающими центробежную силу противоположных лопастей.

*Механизм ограничения свеса* лопастей компенсационного типа состоит из толкателей и плавающего кольца, обеспечивающих необходимый угол свеса лопастей на земле и максимальный угол взмаха лопасти вниз (до  $10^\circ$ ) в полете.

*Автомат перекоса* (рис. 2.8.7) предназначен для изменения углов установки лопастей НВ, а следовательно, величины и направления тяги НВ. Автомат перекоса состоит из рамки, на которой установлен кронштейн с вращающейся на подшипнике тарелкой. Последняя соединена четырьмя тягами с концевыми шарнирами рычагов поворота лопастей НВ.



Рис. 2.8.7. Автомат перекоса несущего винта

*Управление автоматом перекоса* осуществляется тремя винтовыми механизмами, которые подсоединяются к проушинам рамки (продольное управление и общий шаг) и к серьге на кронштейне, установленном на фланце главного редуктора (поперечное управление).

*Рулевой винт* (рис. 2.8.8) состоит из втулки рулевого винта и лопастей, состыкованных между собой с помощью болтов. *Втулка рулевого винта* торсионного типа.



Рис. 2.8.8. Рулевой винт

*Лопастки рулевого винта* имеют стеклопластиковый лонжерон, переходящий в комлевой части в корпус осевого шарнира с приклеенным к нему рычагом поворота лопасти. *Рулевой винт* на валу хвостового редуктора закрепляют гайкой.

Изменение углов установки лопастей осуществляется посредством ползуна, перемещающегося по валу хвостового редуктора на металлофторопластовых втулках под действием рычага, соединенного с жесткой тягой путевого управления.

*Двигатель М-14В26* – поршневой девятицилиндровый с воздушным охлаждением и центробежным нагнетателем, имеет специальный редуктор и комбинированную муфту включения выводного вала редуктора на систему

несущего винта.

Основные технические данные двигателя:

- диаметр цилиндра, мм 105
- рабочий объем всех цилиндров, л 10,16
- степень сжатия  $6,3 \pm 0,1$
- передаточное число редуктора 0,309
- время непрерывной работы двигателя:
  - на взлетном режиме не более, мин 5
  - на номинальном первом режиме
  - на земле не более, мин 15
  - на высоте 400 м и выше не ограничено
  - на остальных режимах не ограничено
- приемистость – время перехода от м.г. до взлетного 5...7 с.
- применяемое топливо В-91/115, ГОСТ 1012-72
- применяемое масло зимой МС-20, ГОСТ 1012-72
- применяемое масло летом МК-22, ГОСТ 21743-76

Двигатель оборудован системой воздушного запуска. Режимы работы двигателя приведены в табл. 2.8.1.

Таблица 2.8.1

Наименование режима		Мощность, л.с.	Удельный расход топлива, г/л
Взлетный	325 - 2 %	приведенная	265...295
Номинальный I	275 - 2 %	приведенная	250...290
Номинальный II	245 - 2 %	приведенная	245...270
Крейсерский I	190	замеренная	220...240
Крейсерский II	145	замеренная	240...265

Трансмиссия вертолета состоит из главного и хвостового редукторов, соединительного вала и хвостового.

Трансмиссия может отключаться от двигателя при его запуске, опробировании или авторотации вертолета с помощью комбинированной муфты, встроенной в редуктор двигателя.

Основные технические данные главного редуктора:

Частота вращения валов редуктора при взлете:

- ведущего 865 об/мин
- несущего 388,6 об/мин
- привода хвостового вала 2395,4 об/мин

Мощность передаваемого на привод РВ:

- на висении 25 л.с.
- на выводе из левого разворота и доведении правой педали до упора (при взлете и  $T_{н.в} = -40^{\circ}\text{C}$ ) 110 л.с.

Смазка главного редуктора – барботажная. Уровень масла в главном редукторе замеряют по масломерному стеклу. Редуктор охлаждается воздухом, протекающим в подкапотном пространстве.



Для сигнализации о появлении в масле ферромагнитной стружки в редукторе установлен сигнализатор стружки, для контроля за температурой в редукторе – сигнализатор температуры.

Главный редуктор крепят непосредственно к силовому набору фюзеляжа с помощью четырех болтов.

Хвостовой редуктор предназначен для привода рулевого винта и изменения частоты его вращения.

Основные технические данные хвостового редуктора:

- частота вращения ведущей шестерни – 2395 об/мин,
- частота вращения вала рулевого винта – 2838 об/мин,
- передаточное отношение – 1,179,
- применяемое масло – смесь масел 50 % АМГ-10 и 50 % гипоидного масла,
- количество заливаемого масла – 0,7 л,
- масса сухого редуктора – 4,8 кг,
- смазка редуктора – барботажная.

Уровень масла в редукторе контролируют по масломерному стеклу.

*Топливная система* предназначена для обеспечения бесперебойного питания топливом двигателя на всех режимах как в условиях нормального полета, так и при действии перегрузок при выполнении вертолетом фигур высшего пилотажа.

Топливная система состоит из двух мягких топливных баков, электронасоса, струйного насоса, камеры отрицательных перегрузок, системы разжижения масла, системы заливки смесесборника двигателя, бензофильтра, кранов и трубопроводов.

Топливоизмерительная система – два поплавково-рычажных датчика, устанавливаемых по одному в каждом баке, и однострелочный указатель.

Маслосистема двигателя: маслобак, воздушно-масляный радиатор, датчик давления, приемник температуры, сигнализатор минимального давления, краны и трубопроводы. Контроль за уровнем масла в маслобаке осуществляется по мерным рискам на стекле уровнемера бака.

В процессе эксплуатации при температурах наружного воздуха ниже +5°C происходит разжижение масла бензином.

Пневматическая система предназначена для запуска двигателя. Она включает в себя баллон емкостью восемь литров, воздушный компрессор АК-50 (на двигателе), автомат давления, фильтр-отстойник, кран и трубопроводы.

Противопожарная защита предназначена для своевременного обнаружения и тушения пожара. Система сигнализации о пожаре обнаруживает возникновение пожара и выдает сигнал на световое табло «Пожар», расположенное на приборной доске летчиков.

При возникновении пожара летчик должен совершить посадку и потушить пожар с помощью ручного огнетушителя ОП-2, 0-20-30,

установленного у правого борта между шпангоутами № 3 и 4.

Система обогрева служит для обогрева кабины экипажа и обдува стекол в целях предотвращения их запотевания. Система обогрева состоит из электрического обогревателя «1010» и патрубков обдува.

Основные технические данные обогревателя:

- теплопроизводительность – не менее 1400 ккал/ч,
- напряжение питания постоянным током –  $27 \pm 10$  % В,
- потребляемый ток – не более 70 А.

Система электроснабжения включает в себя системы электроснабжения постоянного тока 27 В (первичная система), переменного трехфазного и однофазного тока постоянной частоты 3400 Гц 36 В и 1400 Гц 115 В.

Источник электроэнергии системы постоянного тока – генератор ГСР-3000М мощностью 3 кВт, который работает совместно с угольным регулятором Р-25АМ.

Источник системы электроснабжения переменным током – электромагнитный трехфазный преобразователь ПТ-200Ц. Источник питания приемников электроэнергии однофазного переменного напряжения 115 В частотой 400 Гц – трансформатор ТР3365-115-400 В.

Для питания потребителей при запуске двигателя на случай отсутствия аэродромного источника питания на вертолете установлены в общем контейнере четыре последовательно соединенные аккумуляторные батареи ЗМТ-8 общей емкостью 8 А·ч и напряжением 6 В каждая.

*Пилотажно-навигационное, радио- и приборное оборудование (рис. 2.8.9).*



Рис 2.8.9. Приборная панель вертолета

Устанавливаемое на вертолет пилотажно-навигационное радио- и приборное оборудование обеспечивает:

- пилотирование и решение задач навигации в учебных и спортивных

полетах днем в простых метеорологических условиях;

- двухстороннюю телефонную радиосвязь с наземными радиостанциями, радиостанциями других вертолетов и самолетов в полете, а также радиосвязь между членами экипажа;
- контроль за работой двигателя, редукторов и отдельных систем вертолета.

Пилотажно-навигационное, радио- и приборное оборудование по своему назначению подразделяют:

- 1) на приборы и системы пилотирования и навигации;
- 2) радиоаппаратуру вертолетовождения;
- 3) приборы контроля силовой установки и систем вертолета;
- 4) радиоаппаратуру связи.

Часть оборудования (радиокомпас АРК-22, курсовая система «Гребень-1», индикатор РМИ-2, самолетное переговорное устройство СПУ-9, радиовысотомер А-037) в целях уменьшения полетной массы подлежит снятию с вертолетов в варианте для свободного пилотажа. При выполнении фигур свободного пилотажа это оборудование не используется, оно выполнено легкоъемным.

1. Пилотажно-навигационное оборудование подразделяют на две группы:

- анероидно-мембранные приборы,
- приборы измерения пространственного положения вертолета.

Анероидно-мембранные приборы:

- указатель скорости УС-250;
- вариометр ВАР-30МК;
- высотомер ВМ-15ПВ.

2. Приборы измерения пространственного положения вертолета:

- авиагоризонт АГР-74;
- радиоманитный индикатор РМИ-2;
- курсовая система «Гребень-1»;
- магнитный компас КИ-13.

3. Приборы контроля силовой установки включают в себя приборы, контролирующие частоту вращения вала двигателя и несущего винта, давление в системе наддува двигателя, температуру двигателя и его маслосистемы.

Приборы контроля силовой установки:

- тахометр ИТЭ-2Т;
- мановакуумметр МВ-16К;
- термометр ТЦТ-9;
- индикатор температуры воздуха ИТ2-50/150 на входе в карбюратор;
- индикатор давления масла И2-15;
- фильтр-сигнализатор ФС появления стружки в маслосистеме двигателя и соответствующее светосигнальное табло «*Стружка двигат.*» на приборной доске.

Приборы контроля трансмиссии:

- сигнализаторы максимально допустимой температуры масла СТ-1-117 главного и хвостового редукторов и соответствующее светосигнальное табло (красного цвета) на приборной доске;
- сигнализатор стружки ПС-34 хвостового редуктора и светосигнальное табло (красного цвета) на приборной доске;
- сигнализатор стружки ПС-34 главного редуктора и светосигнальное табло (красного цвета) на приборной доске.

К приборам контроля топливной системы относится топливомер ТПР-14 поплавковый рычажный, в состав которого входят:

- датчик ДРП4-2;
- датчик ДРП4-3;
- индикатор ИУ-8-4.

Индикатор топливомера расположен на приборной доске. Датчики устанавливают на топливных баках сверху. Электропитание топливомера: переменный ток напряжением 115 В, частотой 400 Гц, постоянный ток напряжением 27 В.

4. Радиоаппаратура связи:

- командная радиостанция «Бриз» метрового диапазона волн (МВ),
- самолетное переговорное устройство СПУ-9.

Радиостанция «Бриз» предназначена для обеспечения беспойсковой и бесподстроечной телефонной связи в пределах видимости вертолета с наземными командными пунктами и другими вертолетами и самолетами. Она состоит из приемопередатчика, на лицевой панели которого размещены органы управления радиостанцией. Приемопередатчик размещен на центральном пульте летчиков. Радиостанция работает на штыревую антенну, которая размещена сверху хвостовой балки вертолета.

Самолетное переговорное устройство СПУ-9 предназначено для обеспечения:

- внутривертолетной двухсторонней телефонной связи между летчиками как на земле, так и в полете;
- внешней двухсторонней радиосвязи между летчиками через установленную на вертолете радиостанцию «Бриз»;
- прослушивания летчиками сигналов приводных и других радиостанций, принимаемых радиокомпасом АРК-22;
- прослушивания летчиками сигнала опасной высоты, выдаваемого радиовысотомером А-037.

Самолетное переговорное устройство СПУ-9 состоит из блока усилителей, размещенного на правом борту кабины вертолета возле шпангоута № 5.

В состав радиоаппаратуры вертолетовождения входят:

- автоматический радиокомпас АРК-22,

- радиовысотомер А-037.

Радиокомпас АРК-22 предназначен для решения следующих задач:

- полет на радиостанцию и от нее с визуальной индикацией курсового угла на установленном на вертолете радиомагнитном индикаторе РМИ-2;
- заход на посадку по системе обеспечения слепой посадки совместно с радиомагнитным индикатором РМИ-2;
- автоматическое и непрерывное определение и визуальная индикация на радиомагнитном индикаторе РМИ-2 курсового угла радиостанции (КУР) в пределах  $0...360^\circ$ ;
- прием позитивных сигналов радиостанций, работающих в диапазоне частот радиокомпаса.

В качестве ненаправленной антенны используют антенну радиостанции «Бриз». Пульт управления размещен на центральном пульте летчиков (рис. 2.8.10).



Рис. 2.8.10. Пульт управления радиооборудованием

Радиовысотомер А-037 предназначен для измерения истинной текущей высоты полета над любой поверхностью и выдает экипажу следующую информацию:

- визуальные данные о текущей высоте с указателя высоты, установленного на приборной доске летчиков;
- сигнал опасной высоты в виде светового сигнала с указателя высоты (лампа «Опасная высота») и звукового сигнала через переговорное устройство СПУ-9.

В состав радиовысотомера входят такие блоки:

- приемопередатчик А-037-1;
- две антенны А-037-2 (передающая и приемная);
- указатель высоты А-034-4-17;
- рама амортизационная ГУ4.137.080-1.

Приемопередатчик на амортизационной раме размещен в отсеке

оборудования (между шпангоутами № 7 и 8), а антенны – внизу хвостовой балки. Указатель высоты размещен на приборной доске летчиков.

Ниже (рис. 2.8.11 – 2.8.21) приведены материалы по конструктивному исполнению отдельных агрегатов и систем легкого учебно-спортивного вертолета Ми-34.

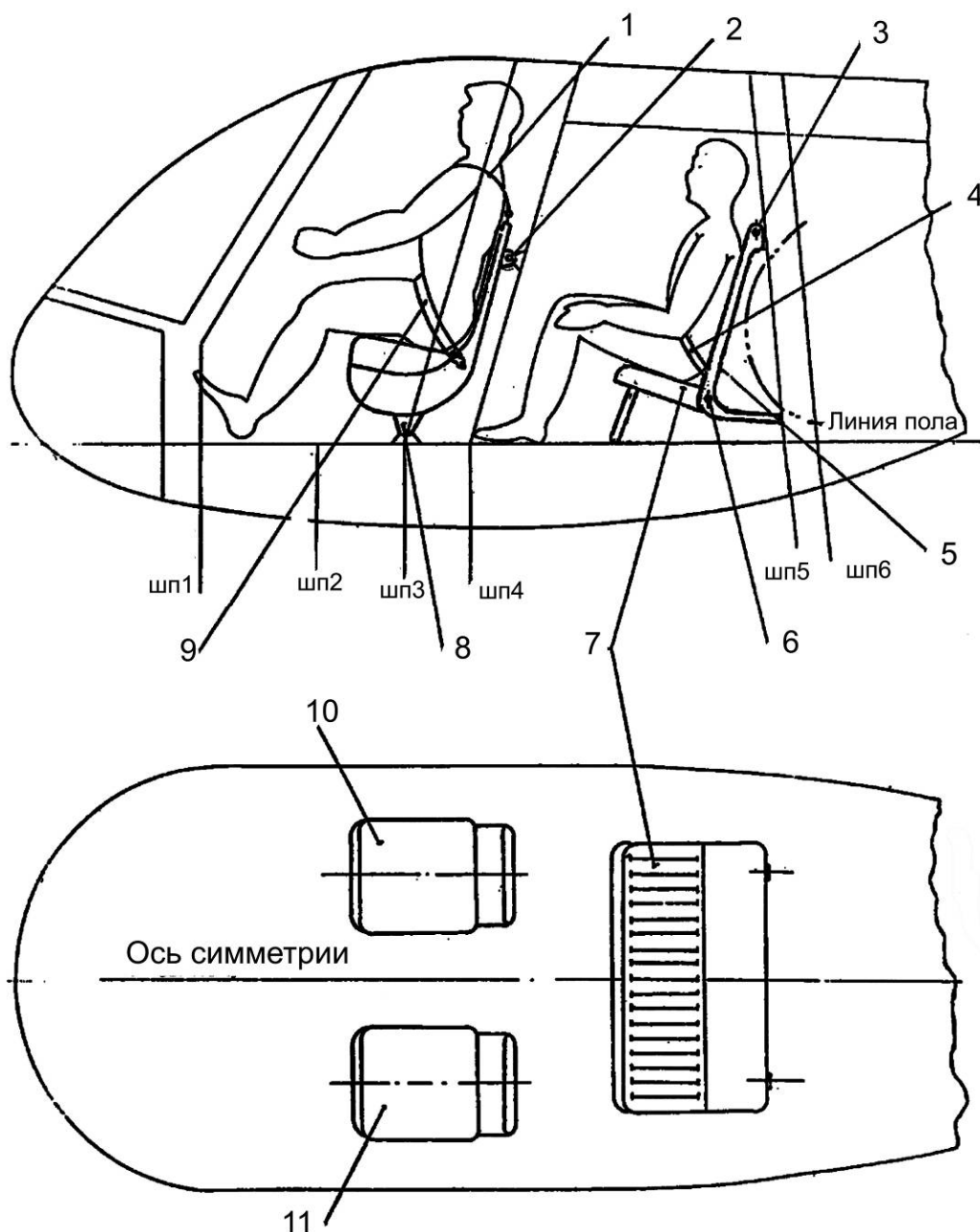
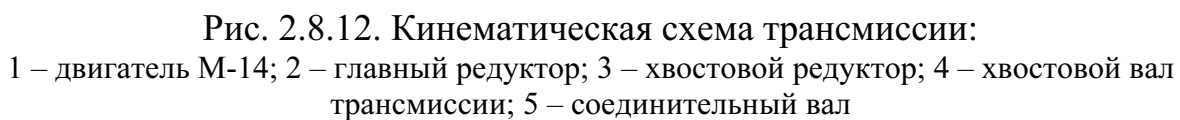


Рис. 2.8.11. Размещение сидений летчика и пассажиров:

1 – плечевые привязные ремни; 2 – узел крепления сиденья летчика к шпангоуту № 4; 3 – узел крепления сиденья пассажиров к шпангоуту № 5; 4 – поясные привязные ремни; 5 – спинка; 6 – ось поворота сиденья; 7 – сиденье; 8 – узел крепления сиденья к полу; 9 – поясные привязные ремни; 10 – сиденье правого летчика; 11 – сиденье левого летчика



1 – конус верхний; 2 – ступица; 3 – пластина стеклопластиковая; 4 – болт крепления узла осевого шарнира к пластине; 5 – цапфа крепления лопасти; 6 – узел осевого шарнира; 7 – рычаг поворота лопасти; 8 – конус нижний; 9 – палец торсиона; 10 – торсион; 11 – подшипник игольчатый; 12 – корпус осевого шарнира

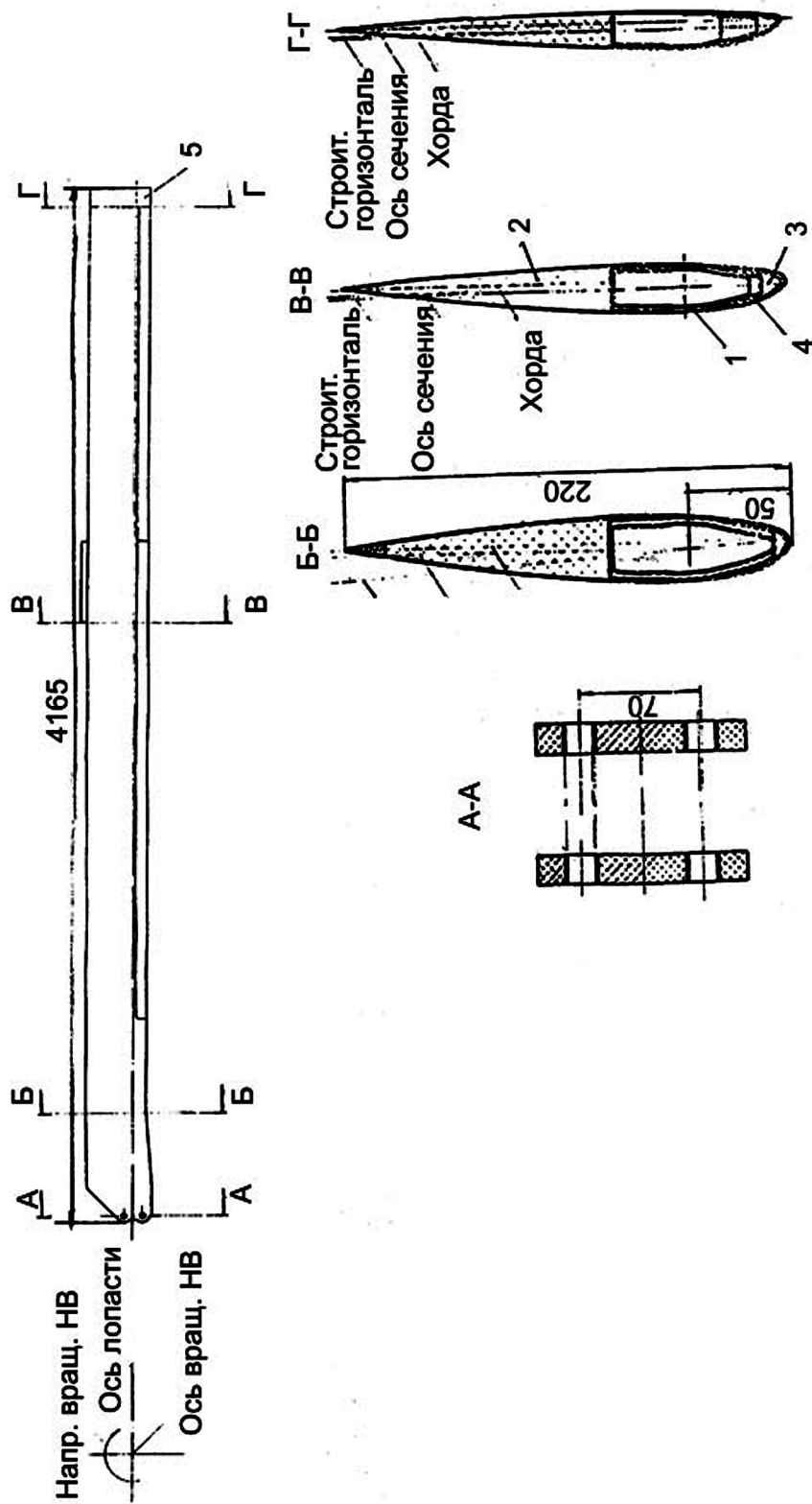


Рис. 2.8.14. Лопасть несущего винта:

1 – лонжерон; 2 – хвостовой отсек; 3 – противовес; 4 – накладка противобалансирная; 5 – узел балансировочный



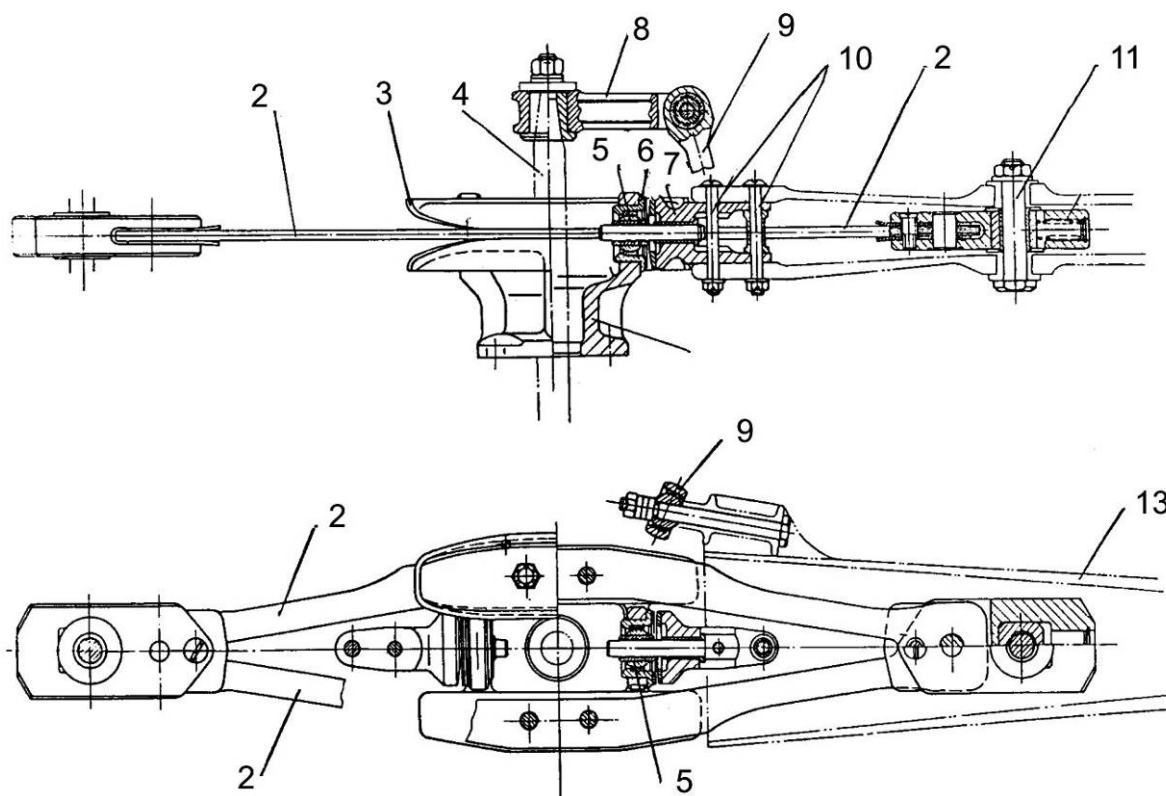


Рис. 2.8.15. Рулевой винт:

1 – ступица; 2 – торсион; 3 – губа-ложемент; 4 – шток; 5 – подшипник сферический; 6 – упор кольцевой; 7 – кронштейн; 8 – поводок; 9 – тяга поворота лопасти; 10 – болты крепления комля лопасти; 11 – болт крепления торсиона; 12 – пружинное устройство; 13 – лопасть

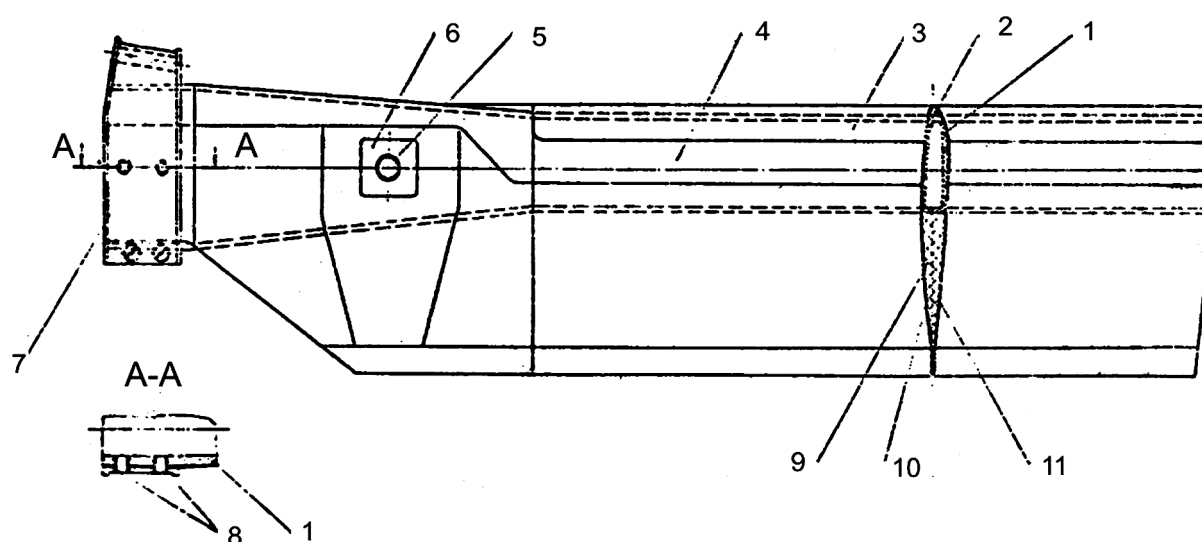


Рис. 2.8.16. Лопасть рулевого винта:

1 – лонжерон; 2 – противовес; 3 – оковка титановая; 4 – накладка резиновая; 5 – втулка; 6 – пластина; 7 – тяга; 8 – втулка; 9 – наполнитель; 10, 11 – обшивка

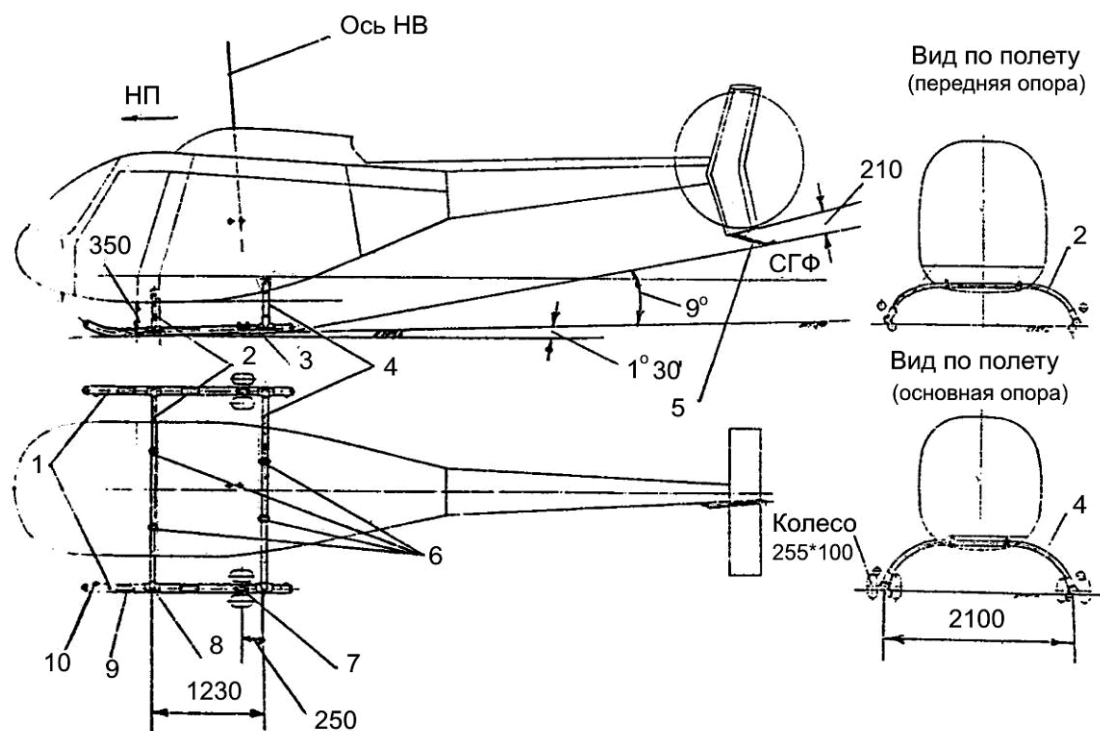


Рис. 2.8.17. Схема размещения на вертолете взлетно-посадочных устройств:

1 – полозки; 2 – передняя опора; 3 – накладка; 4 – основная опора; 5 – хвостовая опора; 6 – узлы крепления опор к фюзеляжу; 7 – узел для установки буксировочного приспособления; 8 – узел крепления полоза к опоре; 9 – полиуретановая накладка; 10 – узел для швартовки лопасти несущего винта

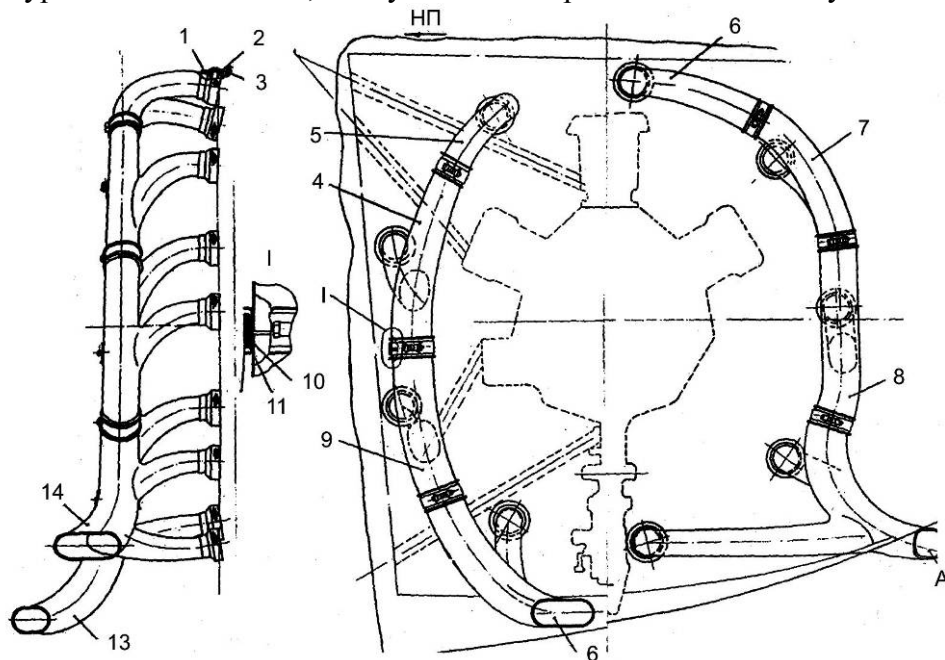


Рис. 2.8.18. Система выхлопа:

1 – гайка накладная; 2 – кольцо промежуточное; 3 – патрубок двигателя цилиндра; 4, 5 – секции переднего коллектора; 6 – 8 – секции заднего коллектора; 9 – секция переднего коллектора; 10 – кольцо тонкостенное; 11 – хомут стяжной; 12 – муфта медно-асбестовая; 13 – передний коллектор; 14 – задний коллектор; А – выход заднего коллектора; Б – выход расширенный переднего коллектора

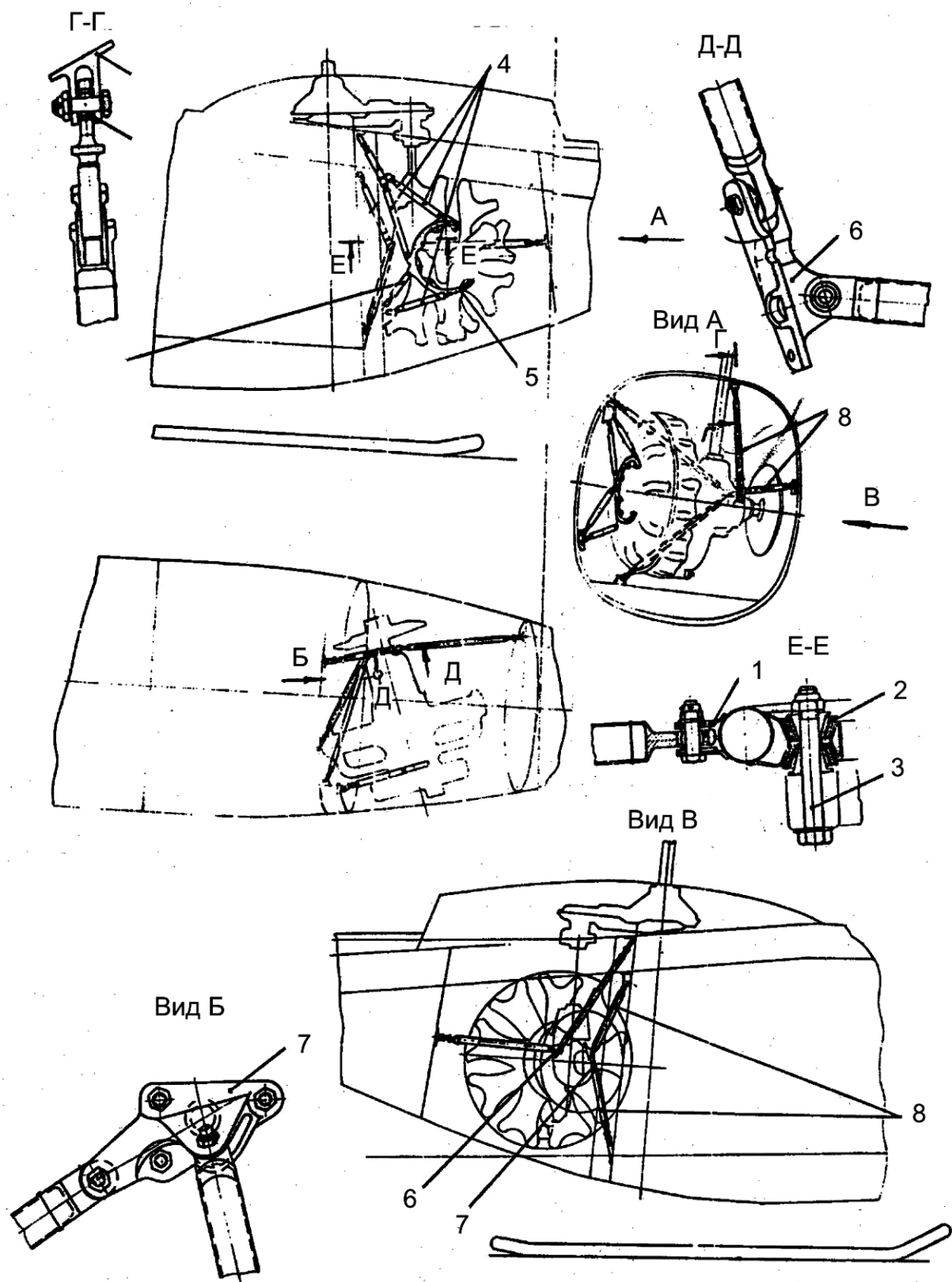


Рис. 2.8.19. Крепление двигателя:

1 – сочленение шарнирное; 2 – муфта эластичная; 3 – болт; 4 – тяги трубчатые регулируемые; 5 – кольцо трубчатое незамкнутое; 6, 7 – кронштейны; 8 – тяги регулируемые; 9 – шарнир; 10 – проушина вильчатая

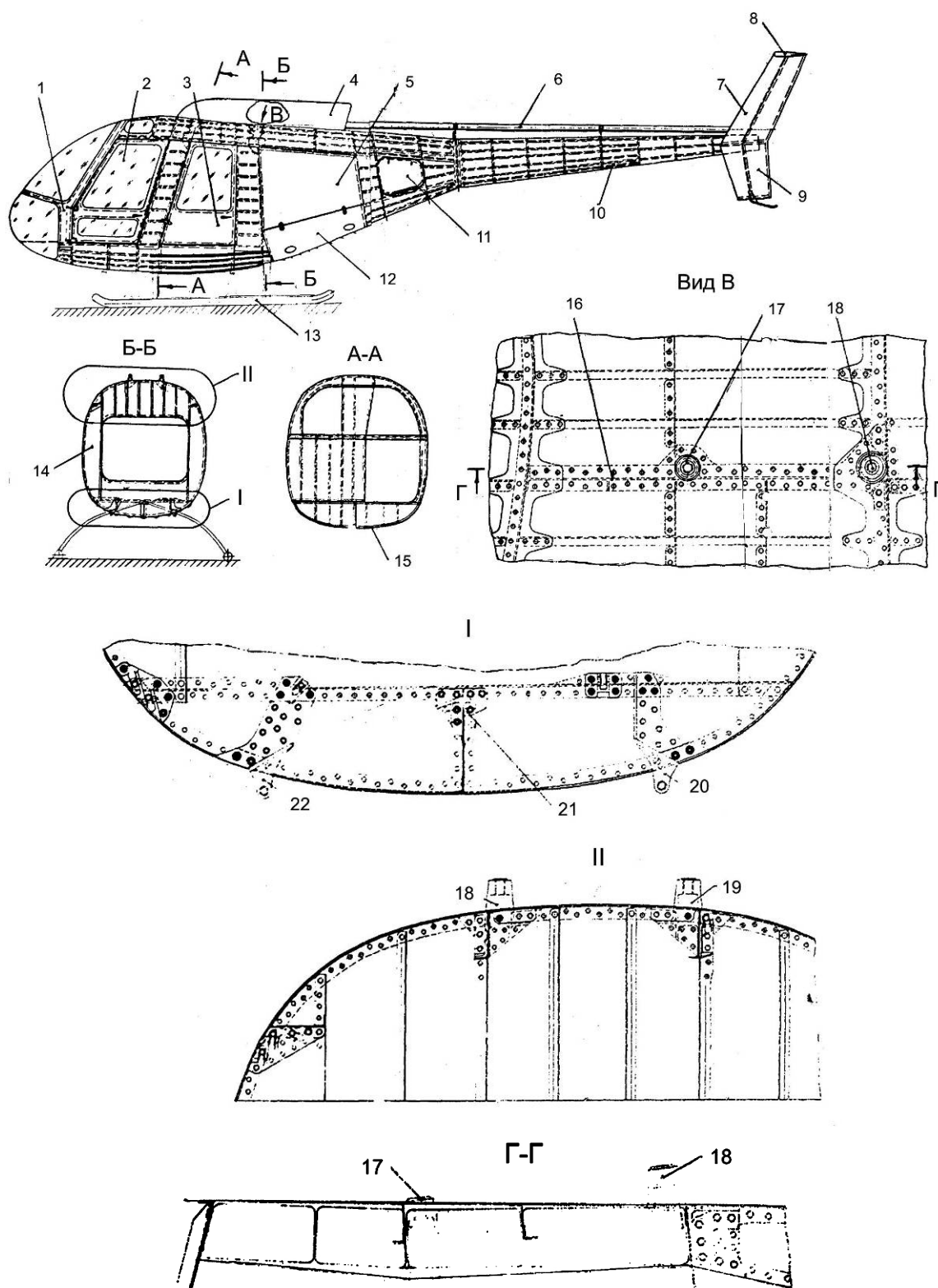


Рис. 2.8.20. Фюзеляж:

1 – фонарь; 2, 3 – двери; 4 – верхний капот-обтекатель; 5 – крышка люка; 6 – обтекатель вала трансмиссии; 7 – верхний киль; 8 – стабилизатор; 9 – нижний киль; 10 – хвостовая балка; 11 – крышка люка отсека оборудования; 12 – крышка люка; 13 – ползковое шасси; 14 – шпангоут № 6; 15 – шпангоут № 4; 16 – балка; 17, 18, 19 – узлы; 20, 21, 22 – кронштейны

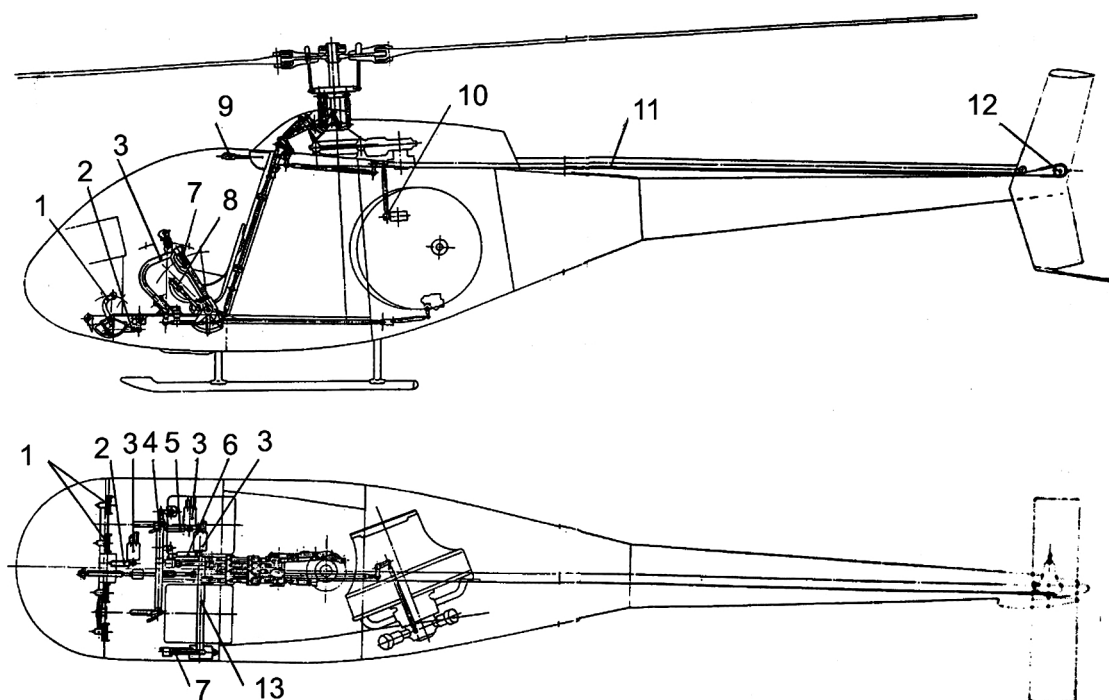


Рис. 2.8.21. Схема управления вертолетом:

1 – педали; 2 – пружинный механизм загрузки путевого управления; 3 – электромеханизм градиента усилий; 4 – ручка продольно-поперечного управления; 5 – пружинный механизм загрузки продольного управления; 6 – пружинный механизм загрузки поперечного управления; 7 – рычаг управления общим шагом; 8 – ручка тормоза несущего винта; 9 – ручка управления муфтой сцепления; 10 – муфта сцепления; 11 – тросовая проводка управления рулевым винтом; 12 – звездочка; 13 – вал

## 2.9. Вертолет Ми-34С

Модификация вертолета Ми-34, оборудованного в соответствии с сертификационными требованиями, получила название Ми-34С (рис. 2.9.1, табл. 2.9).



Рис. 2.9.1. Вертолет Ми-34С

Таблица 2.9

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Ми-34С [15, 16]				$m_{Л}$ , кг; $\overline{m}_{Л}$		
2	Страна – Россия, ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля»				$m_{ВТ}$ , кг; $\overline{m}_{ВТ}$		
3	Назначение – патрульный				$m_{НВ}$ , кг; $\overline{m}_{НВ}$		
4	Экипаж – 1				$m_{ТР}$ , кг; $\overline{m}_{ТР}$		
5	$m_0$ , кг	1450			$m_{СУ}$ , кг; $\overline{m}_{СУ}$		
6	$m_{0\max}$ , кг	1450			$m_{ПУ}$ , кг; $\overline{m}_{ПУ}$		
7	$m_{пуст}$ , кг	950			$m_{\Phi}$ , кг; $\overline{m}_{\Phi}$		
8	$m_{цн}$ , кг	240			$m_{ОП}$ , кг; $\overline{m}_{ОП}$		
9	$m_{ПН}$ , кг	500			$m_{РВ}$ , кг; $\overline{m}_{РВ}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		18,47*		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг	0,0178 кВт/Н	0,175*		$m_{ОБ}$ , кг; $\overline{m}_{ОБ}$		
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч		58,6*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч		85*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.	3			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{Г}, \varphi_{Г}, h_{Г}, M$				Тип	4-	2-
17	$l_{н-р}, \varphi_{кор}, M$				$D_{НВ}, D_{РВ}$ , м	10	
18	Силовая установка				$\sigma_{НВ}, \sigma_{РВ}$		
19	М14В 26В				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	1,0
20	Страна – Россия				$\Delta\varphi_{Л}$		
21	Количество и тип – 1 ПД		325 л.с.		$\varphi_{ЛНВ}$ , м		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	253,5			проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч		45 (Н = 500 м) кг/ч		$\overline{C_{конц}}$		
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$		
26	$n_{дв}$ , об/мин				$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с		
27	$n_{нв}$ , об/мин				$\frac{C_T}{\sigma_{НВ}}$		
27	$n_{рв}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		134,2		$T_{НВ}, T_{РВ}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		126		$M_{КР}$ , кгм		

Окончание табл. 2.9

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	П
2	$\phi_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	210
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	170
6	Кабина		$V_{у\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	400
8	$\phi_K$ , м		$H_{дин}$ , м	5000
9	$h_K$ , м		$H_{нр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	360
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	2 ч 6 мин
15	$L_{BO}$ , м			

### 2.9.1. Конструкция вертолета Ми-34С

Вертолет Ми-34С – это классический образец легкого многоцелевого вертолета (рис. 2.9.2), предназначенного для перевозки пассажиров и грузов; патрулирования автомобильных дорог, линий электропередач и нефте-, газопроводов; выполнения работ для милиции, спецподразделений и муниципальных организаций; первоначального обучения пилотов, спортивного пилотажа, а также для коммерческих заказов. Полеты проводят в простых метеоусловиях по правилам визуальных полетов.

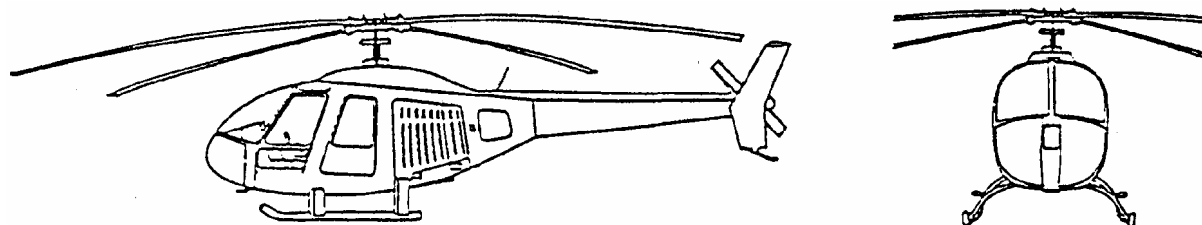


Рис. 2.9.2. Схема вертолета Ми-34С

В вертолете предусмотрено размещение одного пилота и трех

пассажиров. В условиях пересеченной местности, бездорожья и больших расстояний вертолет Ми-34С, который называют «летающим джипом», имеет преимущества по эффективности, экономичности и безопасности сравнительно с другими наземными транспортными средствами. По основным техническим характеристикам вертолет Ми-34С не уступает зарубежным аналогам.

Вертолет Ми-34С оснащен поршневым девятицилиндровым двигателем М-14В26В мощностью 325 л.с. Дальность полета с полезной нагрузкой 245 кг – 360 км при взлетной массе 1450 кг и полной заправке бензобака (172 л).

Вертолет обладает высокой прочностью, выдерживает перегрузки до 3 g, имеет низкий расход топлива – 45 кг/ч, малые эксплуатационные расходы – 86...113 дол./ч в сочетании с крейсерской скоростью – 170 км/ч (максимальная – 220 км/ч), допускает посадку в режиме авторотации.

В 1995 г. вертолет Ми-34С прошел сертификацию в соответствии с международными требованиями FAR-27 и имеет сертификаты Авиационного регистра Межгосударственного авиационного комитета:

- сертификат типа на вертолет Ми-34С № 72-34С,
- сертификат типа на двигатель М-14В26В № 71-Д,
- сертификат типа по шуму на местности № 56.

*Дальность и продолжительность полета* (рис. 2.9.3). Дальность и продолжительность полета на крейсерской скорости – 160...180 км/ч, на высоте полета 500 м и взлетной массе вертолета 1450 кг (в том числе масса вертолета, масса пилота, массы пассажиров и груза, массы топлива и масла двигателя). Максимальная взлетная масса 1450 кг установлена после испытаний в дополнение к сертификату типа № 72-34С на вертолет Ми-34С. При этом время висения при взлете и посадке – 2 мин, расход топлива – 2,4 кг.

Запас топлива, кг	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130
Дальность полета, км	59	90	121	150	183	213	245	275	308	337	371
Продолжительность, ч:мин	0:24	0:36	0:47	1:00	1:10	1:22	1:33	1:44	1:56	2:07	2:19
Массы пассажиров и груза, кг	356	346	336	326	316	306	296	286	276	266	256

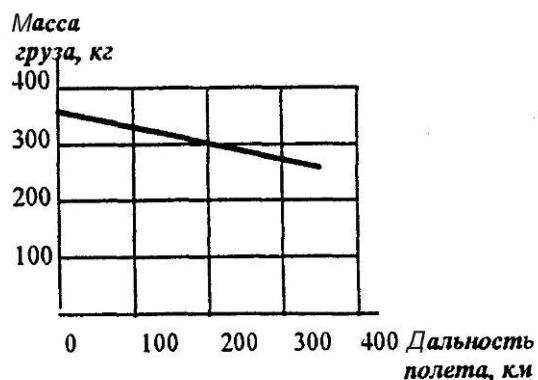
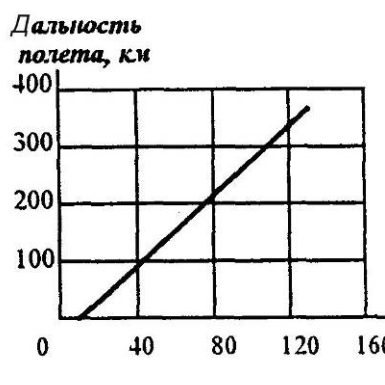


Рис. 2.9.3. Дальность и продолжительность полета



*Эксплуатация.* Вертолет Ми-34С может базироваться, выполнять взлеты и посадки с бетонированных, грунтовых, травянистых площадок. Эксплуатация вертолетов осуществляется как на базе существующих авиапредприятий и аэродромов, так и индивидуальными владельцами при наличии площадки размером 20 х 20 м. (Площадка для стоянки вертолета – 11,5 х 11,5 м).

Конструкция и состав оборудования вертолета Ми-34С обеспечивают его эксплуатацию при температурах от -35 до +45°С.

Периодический осмотр вертолета проводят через каждые 50 ч, регламентные работы – через каждые 100, 200 и 400 ч, контрольно-восстановительные – 1000 ч. Календарный срок службы – 15 лет. Назначенный ресурс двигателя – 2500 ч, межремонтный ресурс до первого ремонта – 750 ч, межремонтный ресурс агрегатов – 1000 ч.

## **2.10. Вертолеты Ми-34А, Ми-34L**

Ми-34А и Ми-34L – модификации вертолета Ми-34 в части использования в составе силовой установки турбовальных двигателей: в варианте Ми-34А (рис. 2.10.1, табл. 2.10) – американский ГТД Аллисон 250-С20R мощностью 335 кВт/450 л.с.; в варианте Ми-34L – ГТД «Текстрон Лайкоминг» Т10-5401 мощностью 261 кВт/350 л.с.

Вертолет планируется к использованию в транспортном, пассажирском, патрульном и учебно-спортивном вариантах.



Рис. 2.10.1. Макет вертолета Ми-34А с двигателем Аллисон 250-С20R

Таблица 2.10

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Ми-34А, Ми-34L	[15, 16]			$m_L$ , кг; $\overline{m_L}$		
2	Страна – Россия, ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля»				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m_{BT}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m_{HB}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m_{TP}}$		
5	$m_0$ , кг				$m_{CY}$ , кг; $\overline{m_{CY}}$		
6	$m_{0\max}$ , кг	1450			$m_{PY}$ , кг; $\overline{m_{PY}}$		
7	$m_{пуст}$ , кг				$m_\phi$ , кг; $\overline{m_\phi}$		
8	$m_{ин}$ , кг				$m_{OP}$ , кг; $\overline{m_{OP}}$		
9	$m_{ПН}$ , кг				$m_{PB}$ , кг; $\overline{m_{PB}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>				$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m_{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг <sup>2</sup>				$m_{OB}$ , кг; $\overline{m_{OB}}$		
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч				$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m_{УПР}}$		
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч				$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m_{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.	3(4)			Несущий и рулевой винты		
16	$l_\Gamma, \varphi_\Gamma, h_\Gamma, M$			2,76	Тип	4-	2-
17	$l_{н-р}, \varphi_{кор}, M$				$D_{HB}, D_{PB}$ , м	10-	1,48
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$		
19	Allison 250–C20R				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1	1
20	Страна – США				$\Delta\varphi_L$	9°	
21	Количество и тип – 1 ТВД	450 л.с.			$\varphi_{ЛНВ}, M$	0,22	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	335	301	251	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/ кВт·ч				$\overline{C_{конц}}$		
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$		
26	$n_{де}$ , об/мин				$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с		
27	$n_{нв}$ , об/мин				$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$		
27	$n_{рв}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{HB}, T_{PB}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг; осн. и доп.				$M_{кр}$ , кгм		

Окончание табл. 2.10

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	8,71	Тип и кол-во опор	П
2	$b_{\phi}$ , м	1,42	база/колея, м	$\overline{2,06}$
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	225
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	210
6	Кабина		$V_{у.мак}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	2750 (БВЗ)
8	$b_K$ , м		$H_{дин}$ , м	5000
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	550
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\overline{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{ВО}}{S_{ВО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{ВО}$ , м			

### 2.10.1. Конструкция вертолетов Ми-34А, Ми-34L

Двигатели размещены на потолочной панели. Остальные элементы и части агрегатов в основном неизменны по сравнению с базовым Ми-34. На рис. 2.10.2 показана схема вертолета Ми-34А.

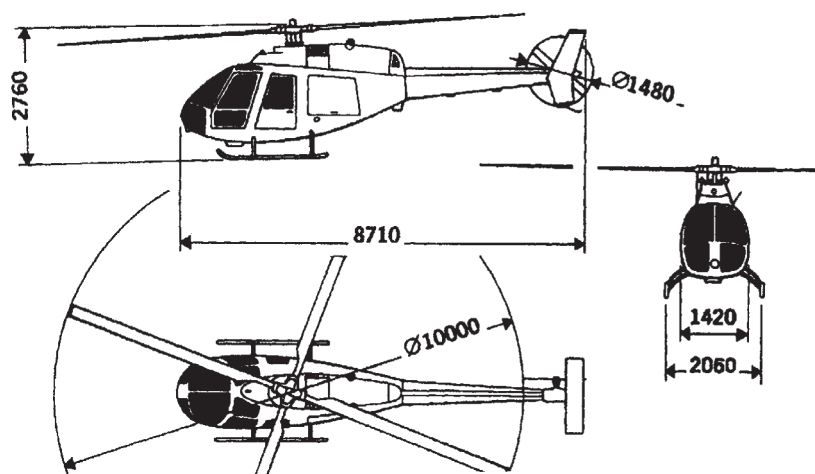


Рис. 2.10.2. Схема вертолета Ми-34А

## 2.11. Вертолет Ми-34М

Большие перспективы дальнейшей модернизации и развития Ми-34 открывает совершенствование силовой установки, одно из направлений которого – возможность форсирования мотора М-14В26В до мощности 370 л.с. при одновременном повышении КПД несущего винта и снижении вредного сопротивления фюзеляжа. Кроме того, конструкторы МВЗ им. М.Л. Миля совместно с инженерами Волжского автомобильного завода разработали проект модификации Ми-34ВАЗ (военное обозначение – Ми-34М), предусматривающей установку на вертолете роторно-поршневых двигателей (рис. 2.11.1, табл. 2.11).



Рис. 2.11.1. Вертолет Ми-34М

Ми-34ВАЗ – вертолет с двумя роторно-поршневыми двигателями РПД-430ВАЗ (типа «Ванкель»), которые изготавливает Волжский автозавод. При суммарной мощности двигателей 325 кВт вертолет с четырьмя пассажирами на борту развивает скорость до 180 км/ч. Расход автомобильного бензина составляет 25 л на 100 км.

Ми-34М – военная модификация, представляющая собой вариант вертолета Ми-34ВАЗ со специальным оборудованием для целеуказания и разведки. Первый испытательный полет вертолет Ми-34М совершил в 1993 г.

Таблица 2.11

	1		2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Ми-34М [16, 17]				$m_{Л}$ , кг; $\overline{m}_{Л}$		
2	Страна – Россия, ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля»				$m_{ВТ}$ , кг; $\overline{m}_{ВТ}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{НВ}$ , кг; $\overline{m}_{НВ}$		
4	Экипаж – 1				$m_{ТР}$ , кг; $\overline{m}_{ТР}$		
5	$m_0$ , кг	1700			$m_{СУ}$ , кг; $\overline{m}_{СУ}$		
6	$m_{0\max}$ , кг				$m_{ПУ}$ , кг; $\overline{m}_{ПУ}$		
7	$m_{пуст}$ , кг				$m_{\phi}$ , кг; $\overline{m}_{\phi}$		
8	$m_{ин}$ , кг				$m_{ОП}$ , кг; $\overline{m}_{ОП}$		
9	$m_{ПН}$ , кг				$m_{РВ}$ , кг; $\overline{m}_{РВ}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		21,6*		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг				$m_{ОБ}$ , кг; $\overline{m}_{ОБ}$		
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч				$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч				$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.	4			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{Г}, \varphi_{Г}, h_{Г}, M$				Тип	4-	2-
17	$l_{н-р}, \varphi_{кор}, M$				$D_{НВ}, D_{РВ}$ , м	10	1,48
18	Силовая установка				$\sigma_{НВ}, \sigma_{РВ}$		
19	ВАЗ-430				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$		
20	Страна –				$\Delta\varphi_{Л}$		
21	Количество и тип – 2 РПД				$\varphi_{ЛНВ}, M$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	161,9			проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/ кВт·ч				$\overline{C_{конц}}$		
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$		
26	$n_{ов}$ , об/мин				$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с		
27	$n_{нв}$ , об/мин	212 (м/с)			$\frac{C_T}{\sigma_{НВ}}$		
27	$n_{рв}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/ кВт				$T_{НВ}, T_{РВ}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.				$M_{КР}$ , кгм		

Окончание табл. 2.11

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	
2	$b_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	210
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y.\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	
8	$b_K$ , м		$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м			

### 2.11.1. Конструкция вертолета Ми-34М

Вертолет Ми-34М создан на базе Ми-34, предназначенного для обучения пилотов и выполнения спортивного пилотажа (рис. 2.11.2).

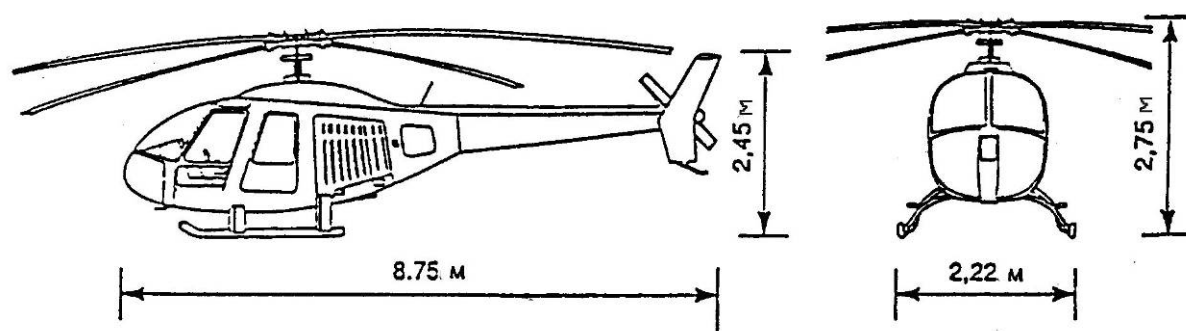


Рис. 2.11.2. Схема вертолета Ми-34М

Установка на Ми-34М двух роторно-поршневых двигателей (типа «Ванкель») позволяет значительно увеличить по сравнению с Ми-34 транспортные возможности, улучшить летно-технические характеристики, обеспечить безопасность при отказе одного двигателя, запуск при низких

температурах (рис. 2.11.3).



Рис. 2.11.3. Роторно-поршневой двигатель РПД-430ВАЗ

Компоновочная схема силовой установки вертолета Ми-34М показана на рис. 2.11.4.

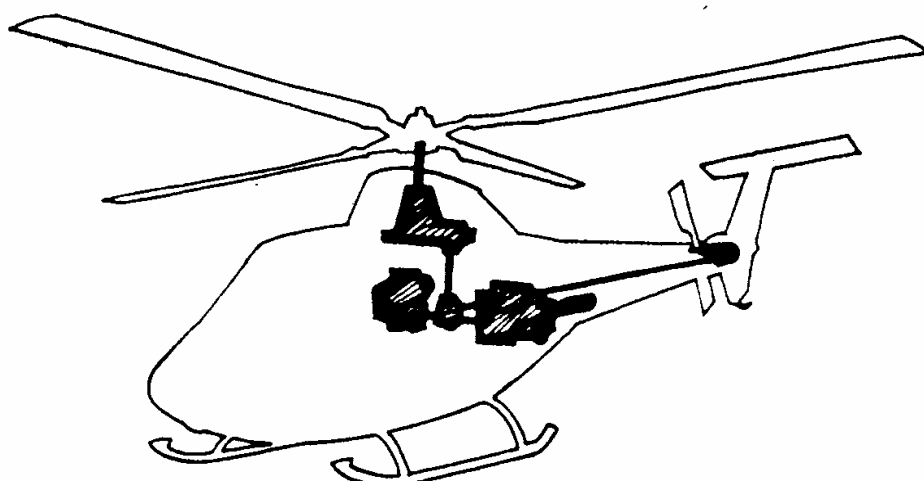


Рис. 2.11.4. Компоновочная схема силовой установки

Варианты компоновок вертолета Ми-34М показаны на рис. 2.11.5.

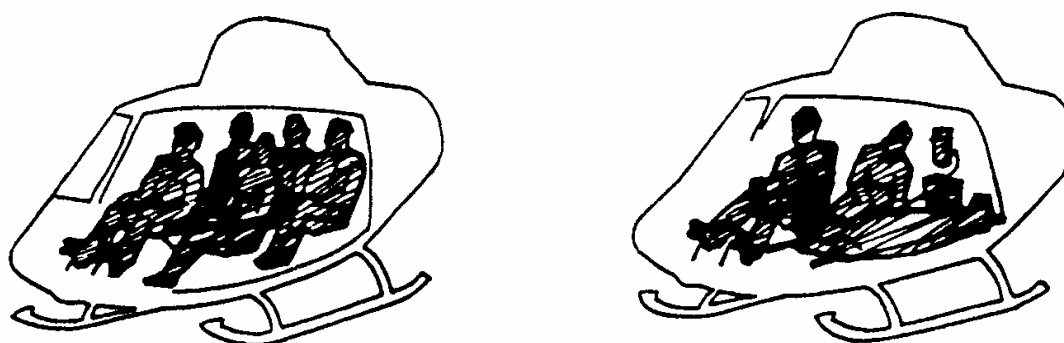


Рис. 2.11.5. Варианты компоновок вертолета

## 2.12. Вертолет «Актай»

Вертолет «Актай» (рис. 2.12.1, табл. 2.12) предназначен для выполнения коммерческих авиауслуг и специальных задач в системе авиации общего назначения. Особенности применения вертолета: простота технического обслуживания; пониженный уровень шума; надежная работа в условиях запыленных и заснеженных площадок; надежный запуск двигателя при низких температурах; возможность использования недорогих автомобильных топлив и масел; рекордно низкий расход топлива; перевозка носилочного больного с сопровождающим; большой багажный отсек.



Рис. 2.12.1. Вертолет «Актай»

На базе вертолета «Актай» предусмотрено создание нескольких модификаций целевого назначения. Пассажирская модификация предназначена для перевозки не более двух пассажиров и багажа. В административном варианте предусмотрена установка одного комфортабельного кресла. Спасательный и медико-эвакуационный варианты предназначены для спасения терпящих бедствие, эвакуации больных и раненых в количестве двух человек на сиденьях или одного лежащего больного на носилках. Медико-эвакуационная модификация оснащена медицинским оборудованием для оказания пострадавшим первой медицинской помощи. Наиболее эффективно применение вертолета «Актай» для патрулирования магистральных газо- и нефтепроводов, линий электропередач, транспортных магистралей, экономических зон и пограничных районов. Возможно также использование вертолета для обнаружения очагов лесных и промышленных пожаров и координации действий наземных служб ликвидации пожаров. Компоновка вертолета «Актай» с двумя креслами в первом ряду и одним дополнительным креслом сзади удобна для создания на его базе учебно-тренировочной модификации со сдвоенным управлением.



Таблица 2.12

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	«Актай» [5, 16]				$m_{Д}$ , кг; $\overline{m}_{Д}$		
2	Страна – Россия, Казанский вертолетный завод				$m_{ВТ}$ , кг; $\overline{m}_{ВТ}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{НВ}$ , кг; $\overline{m}_{НВ}$		
4	Экипаж – 1				$m_{ТР}$ , кг; $\overline{m}_{ТР}$		
5	$m_0$ , кг	1050			$m_{СУ}$ , кг; $\overline{m}_{СУ}$		
6	$m_{0\max}$ , кг	1150			$m_{ПУ}$ , кг; $\overline{m}_{ПУ}$		
7	$m_{пуст}$ , кг	605			$m_{Ф}$ , кг; $\overline{m}_{Ф}$		
8	$m_{цн}$ , кг				$m_{ОП}$ , кг; $\overline{m}_{ОП}$		
9	$m_{ПН}$ , кг	445			$m_{РВ}$ , кг; $\overline{m}_{РВ}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		13,4*		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,168*		$m_{ОБ}$ , кг; $\overline{m}_{ОБ}$		
12	$V_{кр} K_{ПН}$ , км/ч		65,7*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч		69*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$		
14	год нр., 1п., св.	1993					
15	пас., дес., ран.	2			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{Г}, \theta_{Г}, h_{Г}, M$	11,64		2,69	Тип	4-	2-
17	$l_{н-р}, \theta_{кор}, M$				$D_{НВ}, D_{РВ}$ , м	10	1,6
18	Силовая установка				$\sigma_{НВ}, \sigma_{РВ}$		
19	ВАЗ – 4265				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	1,0
20	Страна – Россия				$\Delta\varphi_{Д}$		
21	Количество и тип 1РПД 240 л.с.				$\theta_{ЛНВ}, M$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	177			проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч	28...35 кг/ч		18...22 кг/ч на 100 км	$\overline{C}_{конц}$		
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C}_{корн}$		
26	$n_{дв}$ , об/мин				$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с		
27	$n_{нв}$ , об/мин				$\frac{C_T}{\sigma_{НВ}}$	0,155	
27	$n_{рв}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{НВ}, T_{РВ}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		штатная	доп.	$M_{кр}$ , кгм		

Окончание табл. 2.12

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	8,35	Тип и количество опор	П
2	$b_{\phi}$ , м	1,7	база/колея, м	$\overline{2}$
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	190
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	155
6	Кабина		$V_{у\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	1300 (БВЗ)
8	$b_K$ , м		$H_{дин}$ , м	4700
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	100 ( $m_{цн} = 310$ кг) 600 ( $m_{цн} = 190$ кг)
11	Оперение		$q$ , кг/км	28...35 кг/ч
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}, \frac{м}{м^2}$		$\overline{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{ВО}}{S_{ВО}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{ВО}$ , м		$L_{пр}$ , км	400

### 2.12.1. Конструкция вертолета «Актai»

Вертолет выполнен по одновинтовой схеме с рулевым винтом, одним РПД и ползковым шасси и отличается меньшими размерами фюзеляжа и взлетной массой по сравнению с вертолетом Ми-34. Вертолет разработан в соответствии с требованиями российских авиационных правил АП-27, гармонизированных с FAR-27 и JAR-27.

Общий вид и схема вертолета «Актai» показаны на рис. 2.12.2 и 2.12.3.



Рис. 2.12.2. Общий вид вертолета «Актai»

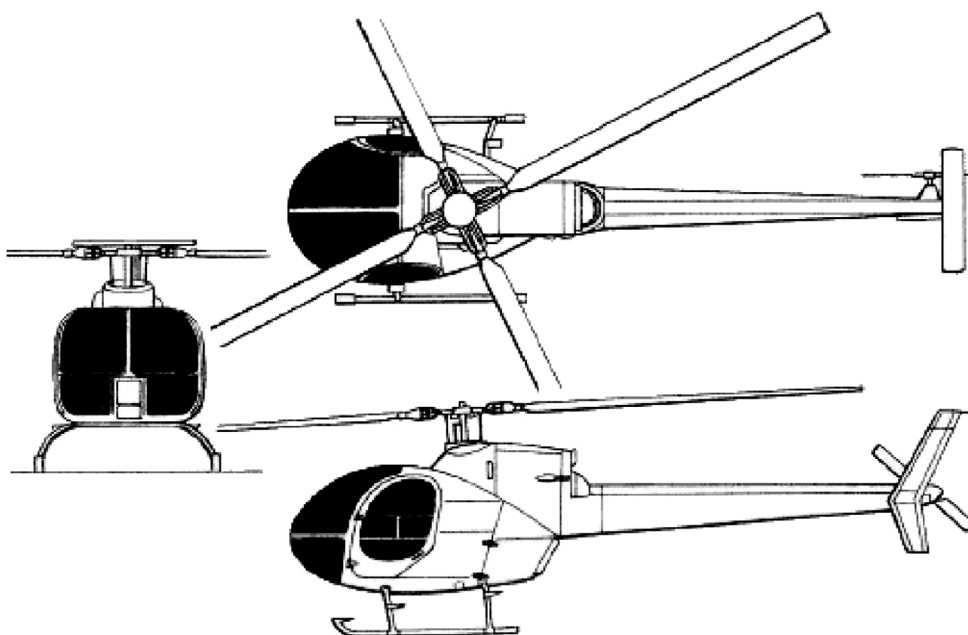


Рис. 2.12.3. Схема вертолета «Актай»

*Фюзеляж* вертолета (рис. 2.12.4) – цельнометаллический типа полумонокок. Основные силовые элементы конструкции выполнены из алюминиевых сплавов. Вертолет имеет остекление из органопластиков, обеспечивающее хороший обзор, лобовые стекла кабины оборудованы стеклоочистителями. В задней части кабины расположен топливный бак и багажный отсек. Кабина снабжена двумя боковыми дверями, дополнительным люком для доступа в багажный отсек, а также для погрузки и выгрузки носилок, багажа или крупногабаритных грузов. В моторном отсеке, расположенном над кабиной, находятся редуктор и двигатель.



Рис. 2.12.4. Фюзеляж вертолета

Несущая система с четырехлопастным несущим винтом диаметром 10 м и двухлопастным рулевым винтом диаметром 1,48 м такая же, как в Ми-34. Трапециевидные лопасти несущего и прямоугольные лопасти рулевого винтов выполнены из стеклопластика методом выкладки. Втулка несущего винта с эластомерными подшипниками. Цельнометаллическая клепаная хвостовая балка снабжена Т-образным оперением и хвостовой опорой, трансмиссионный вал рулевого винта закрыт гаргротом (рис. 2.12.5).

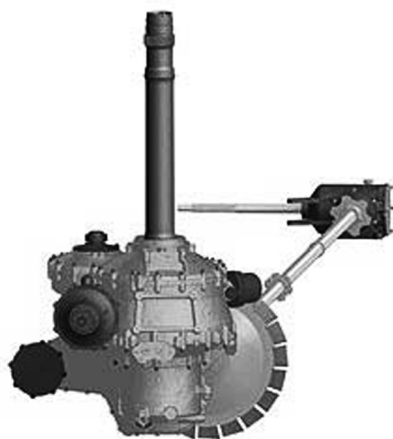


Рис. 2.12.5. Трансмиссия вертолета «Актай»

Вертолет оборудован шасси ползкового типа из стальных труб (рис. 2.12.6).



Рис. 2.12.6. Шасси вертолета

Приборное оборудование, установленное на вертолет, обеспечивает эксплуатацию по правилам визуального полета (рис. 2.12.7). Вертолет укомплектован радиостанцией ДМВ-диапазона.



Рис. 2.12.7. Приборное оборудование вертолета

При взлетной массе 1050 кг вертолет может перевозить полезную нагрузку 300 кг на расстояние 100 км и 190 кг – на 600 км. Из-за ограниченной мощности двигателя крейсерская скорость не превышает 155 км/ч, а максимальная – 190 км/ч, зато часовой расход топлива составляет 28...35 кг/ч, что соответствует, если отнести его к крейсерской скорости полета, расходу топлива 18...22 кг на 100 км, т.е. как в автомобиле при такой скорости движения; статистический потолок вне влияния земли – 1300 м, а динамический – 4700 м. В качестве силовой установки выбран роторно-поршневой двигатель ВАЗ-426 со взлетной мощностью 177 кВт (240 л.с.), работающий на автомобильном бензине (рис. 2.12.8).



Рис. 2.12.8. Силовая установка вертолета «Актай»

### 2.13. Вертолет Ми-60 МАИ

Вертолет Ми-60 МАИ (рис. 2.13.1, табл. 2.13) разработан на кафедре проектирования вертолетов Московского государственного авиационного института при участии специалистов АО «Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля» и поддержке АО «РостВЕРТОЛ». Руководитель работы – профессор, д-р техн. наук, академик РАН М.Н. Тищенко.



Рис. 2.13.1. Вертолет Ми-60 МАИ

Назначение вертолета – перевозка пассажиров или эквивалентного по массе груза как внутри кабины, так и на внешней подвеске при эксплуатации в географических, климатических и мониторинговых условиях России. Области применения: первоначальное обучение летчиков; патрулирование линий электропередач, газо- и нефтепроводов; экологический контроль; сельскохозяйственные работы; проведение кино- и фотосъемок, теле- и радиорепортажей; спортивные соревнования.

Вертолет Ми-60 МАИ проектировали по заданию Государственного комитета по науке и технологиям РФ первоначально в двухместном варианте с одним двигателем на основе технического предложения, получившего в 1994 г. положительное заключение расширенного научно-технического совета факультета авиационной техники с участием представителей ведущих научно-исследовательских и проектных организаций гражданской авиации и авиационной промышленности России.

В 1997 г. по предложению Управления сухопутных войск МО РФ, которое считает целесообразным в существующих экономических условиях использовать вертолет данного класса для первоначальной подготовки летчиков, проект был выполнен в двухдвигательном варианте.

По мнению руководства Российского оборонно-спортивного технического общества, двухместный двухдвигательный вертолет является оптимальным для первоначальной подготовки летчиков и в условиях аэроклубов.

В 1998 г. в соответствии с пожеланиями АО «РостВЕРТОЛ», которое предполагает организовать серийное производство вертолета, в его конструкцию были внесены изменения:

- грузоподъемность аппарата увеличена таким образом, чтобы перевозить двух пассажиров или эквивалентный по массе груз;
- для обеспечения безопасности и проведения полетов по категории «А» вертолет оснащен двумя поршневыми двигателями;
- в состав оборудования вертолета включены противообледенительная система лопастей несущего и рулевого винтов, система обогрева и вентиляции кабины.

Впервые в практике российского вертолетостроения проект Ми-60 МАИ выполнен с использованием современных компьютерных CAD/CAE/CAM технологий.

Проект разработан в соответствии с требованиями специальных норм летной годности, составленных на основании российских (НЛГВ-2) и американских (FAR-27) норм.

Вертолет предназначен для первоначального обучения, воздушного патрулирования, экологического мониторинга и других операций, не требующих сложного навигационного оборудования.

Таблица 2.13

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Ми-60 МАИ [11]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		
2	Страна – Россия, ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		
3	Назначение – обучение, экологический мониторинг				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		
5	$m_0$ , кг				$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг		1400		$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг		1000		$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$		
8	$m_{\text{ин}}$ , кг		200 на 400 км		$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг		400		$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		17,8*		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,2*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч		54,2*		$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч		75,9*		$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.	2			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \nu_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$	8,585 (б.вр.в)	1,46	2,3	Тип	3-ШУ	2-
17	$l_{\text{н-р}}, \nu_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	10	1,3
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$		
19	М-332А фирмы Lom Praha				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$		
20	Страна – Чехия				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 2 ПД 2x140 л.с.				$\nu_{\text{ЛНВ}}, M$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	103	126	105	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч			162 кг/км	$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин	2750			$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с		
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин				$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		141	1,05	$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.				$M_{\text{КР}}$ , кгм		

Окончание табл. 2.13

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	П
2	$b_{\phi}$ , м		база/колея, м	/1,9
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	210
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	190
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	8,4
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	2200 (СВЗ) 1500 (БВЗ)
8	$b_K$ , м		$H_{дин}$ , м	4500
9	$h_K$ , м		$H_{нр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	400
11	Оперение		$q$ , кг/км	10
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	3,3
15	$L_{BO}$ , м		$V^{эк}$ , км/ч	

### 2.13.1. Конструкция вертолета Ми-60 МАИ

Вертолет Ми-60 МАИ (рис. 2.13.2) выполнен по одновинтовой схеме с рулевым винтом, двумя ПД и ползковым шасси на основе традиционных технических решений, дополненных передовыми достижениями вертолетостроения и возможностью внедрения перспективных технологий изготовления агрегатов с широким использованием композиционных материалов.



Рис. 2.13.2. Компоновка вертолета Ми-60 МАИ



Вертолет Ми-60 МАИ при решении некоторых задач может заменить используемые в настоящее время более тяжелые и дорогие вертолеты. В пассажирском варианте он перевозит одного пассажира и до 120 кг малогабаритных грузов или двух пассажиров и до 40 кг груза на дальность 400 км, в грузовом варианте – до 200 кг груза или специального оборудования на дальность 400 км. Для удобства загрузки и размещения груза в кабине заднее сиденье съемное. Патрульный вариант вертолета обеспечивает контроль автомобильных дорог, трубопроводов или экологический мониторинг в течение 3 ч.

Схема вертолета Ми-60 МАИ показана на рис. 2.13.3.

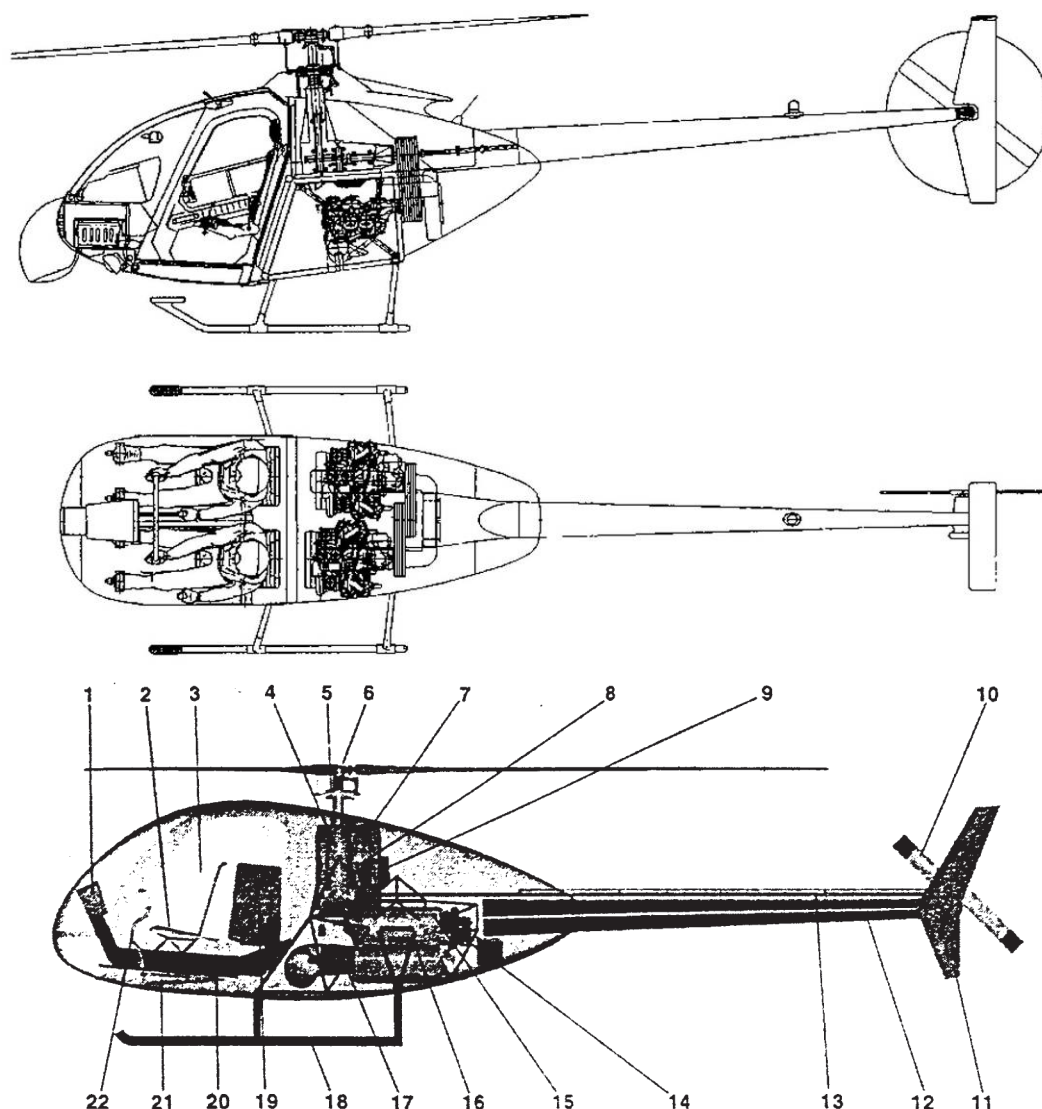


Рис. 2.13.3. Схема вертолета Ми-60 МАИ:

1 – приборная доска; 2 – кресло пилота (пассажира); 3 – кабина экипажа; 4 – главный редуктор; 5 – автомат перекоса; 6 – несущий винт; 7 – топливный бак; 8 – стойки крепления редуктора; 9 – маслобак; 10 – рулевой винт; 11 – оперение; 12 – хвостовая балка; 13 – трансмиссионный вал; 14 – фильтр; 15 – двигатель; 16 – ферма; 17 – вентилятор; 18 – шасси; 19 – откидное сиденье; 20 – балка; 21 – проводка управления; 22 – ручка управления

*Силовая установка* вертолета выполнена в двухдвигательном варианте. Наличие двух двигателей повышает безопасность полета при отказе одного из них, обеспечивает хороший статический потолок и запас мощности для работы противообледенительной системы и системы обогрева и вентиляции кабины.

Для удовлетворения техническим требованиям на вертолете установлены авиационные поршневые двигатели воздушного охлаждения М-332А фирмы «Lom Praha» (Чехия), которые имеют высокие удельные характеристики по сравнению с другими поршневыми двигателями аналогичного класса (рис. 2.13.4). Компоновка вертолета позволяет заменять двигатели на другие, близкие по внешним характеристикам.

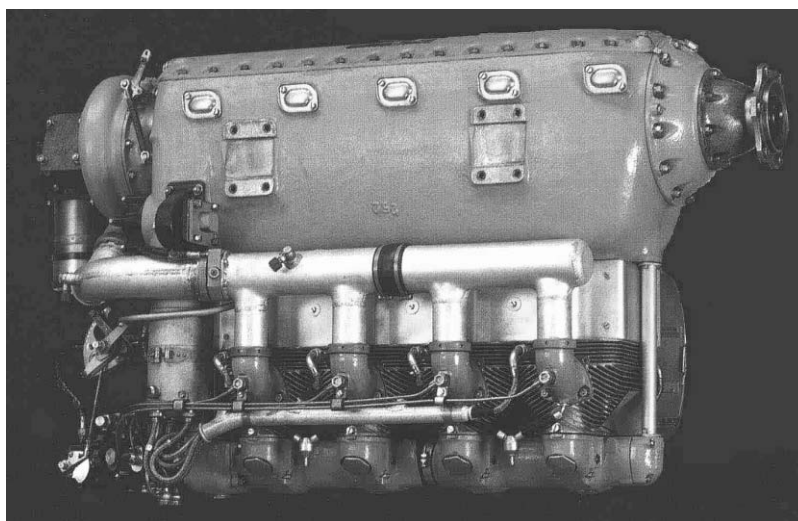


Рис. 2.13.4. Двигатель М-332А Lom Praha

Двигатель имеет автономные масляную, топливную и электрическую системы, снабжен низконапорным впрыском топлива перед впускными клапанами и приводным отключаемым центробежным нагнетателем. Запуск двигателей полностью автономен и осуществляется от бортовой аккумуляторной батареи.

Двигатель М-332А имеет российский сертификат и работает на автомобильных высокооктановых бензинах (табл. 2.13.1). Это значительно расширяет географию возможных регионов эксплуатации вертолета в условиях России.

При эксплуатации на масле без присадок-аддитивов (МС-20) для двигателя установлен ресурс до первого капитального ремонта на нормальном режиме полета без выполнения фигур высшего пилотажа – 800 летных часов. При эксплуатации на маслах с присадками-аддитивами (AeroShell Oil W 100) ресурс двигателя до первого капитального ремонта и межремонтный ресурс на нормальном режиме полета – 2000 летных часов и на режимах сложного и высшего пилотажа – 1400 летных часов.

*Несущий винт* – трехлопастный, выполнен по схеме «бесподшипникового» винта с упругими элементами, осуществляющими

функции шарниров классического шарнирного винта (рис. 2.13.5). Маховое движение лопастей в плоскости взмаха и вращения и изменение углов их установки обеспечиваются вследствие изгибных деформаций и закручивания упругих элементов, включенных в конструкцию втулки.

Таблица 2.13.1

ТОПЛИВО	
Бензин	октановое число не менее 78 содержание тетраэтилсвинца не более 0,06%
Рекомендуемые марки и сорта:	
авиационные	СБ 78.Б 91/115 (ГОСТ 1012-72) Б 92 (ТУ 38401-58-47-92) БЛ 78 (НСН 656510) Shell Avgas 80 и др. (5) (MIL-G-5572F)
автомобильные	А 76 (ГОСТ 2084-77) А 92 (ТУ 38 001165-87)
МАСЛА	
Кинематическая вязкость при $t = 100^{\circ}\text{C}$	не менее $20 \text{ мм}^2 \text{с}^{-1}$
Осадкообразование	не более 0,29%
Рекомендуемые марки: - для обкатки - нормальной эксплуатации	MC 20 (ГОСТ 21743-76) AeroShell Oil W 100 (MIL-L-6082) MC 20 (ГОСТ 21743-76) AeroShell Oil W 100* (MIL-L-22851 C) ELF Aviation AD 100* (MIL-L-22851 C) MOBIL Aero Oil 100* (MIL-L-22851 C) BP Aero D 100* (MIL-L-22851 C) CASTROL Aero AD 100* (MIL-L-22851 C) TOTAL Aero D 100* (MIL-L-22851 C)

Примечания: \*) – масла, содержащие присадки-аддитивы.  
– топлива и масла, имеющие российский сертификат.



Рис. 2.13.5. Несущий винт вертолета

Лопasti несущего винта изготовлены из волокнистого композиционного материала методом продольной и перекрестно-спиральной намотки. Наружные слои намотки образуют тонкостенную двухконтурную оболочку хвостовой части лопасти, а внутренние перекрестные слои – трубчатый лонжерон Д-образного сечения (рис. 2.13.6).

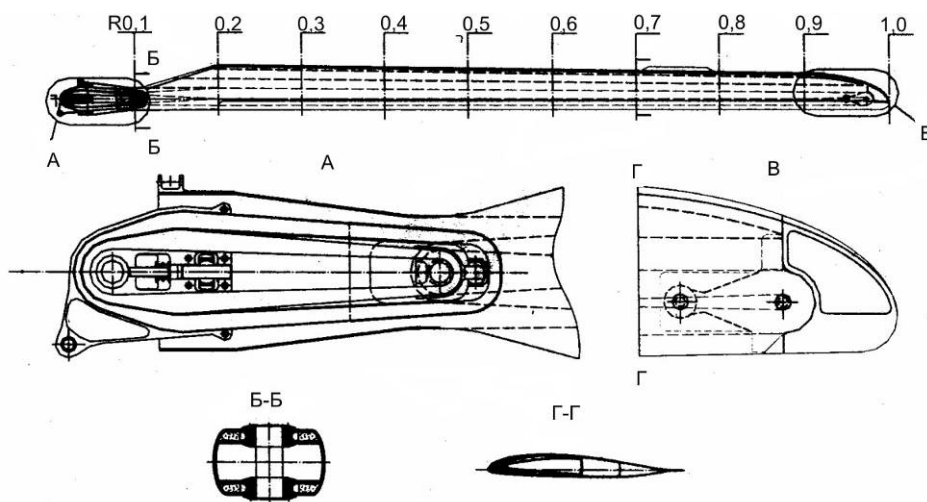


Рис. 2.13.6. Лопасть несущего винта

Продольные пояса имеют постоянную площадь поперечного сечения, что позволяет использовать для их изготовления метод круговой намотки волокнистого композиционного материала (рис. 2.13.7). В комлевой части лопасти лонжерон переходит в жесткий на кручение кожух, внутри которого находится упругий элемент. В корпусе комлевого стыковочного узла лопасти размещены встроенный ограничитель свеса, центрирующая шаровая опора и эластомерный демпфер колебаний лопасти в плоскости вращения. Лопасти оборудованы противообледенительной системой.

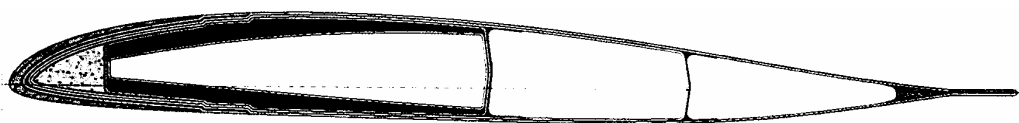


Рис. 2.13.7. Сечение лопасти несущего винта

*Рулевой винт* – двухлопастный, состоит из втулки, лопастей и механизма изменения общего шага (рис. 2.13.8). Втулка рулевого винта имеет общий косой горизонтальный шарнир, обеспечивающий маховые движения лопастей в плоскости взмаха, и осевые шарниры, обеспечивающие изменение углов установки лопастей.

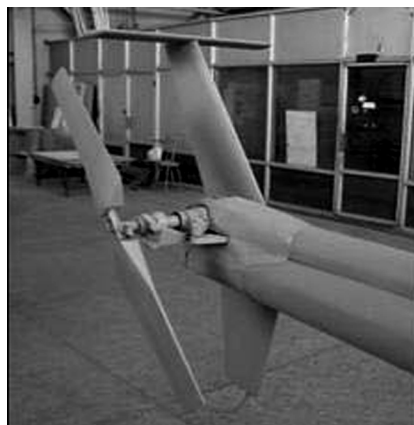


Рис. 2.13.8. Рулевой винт вертолета

Фюзеляж вертолета представляет собой комбинированную ферменно-каркасную металлическую конструкцию с панелями и капотами, выполненными из композиционных материалов. В центральной части фюзеляжа (рис. 2.13.9) расположены двигатели, суммирующий и главный редукторы, два топливных бака. К каждому двигателю обеспечен свободный доступ для обслуживания и монтажных работ.



Рис. 2.13.9. Фюзеляж вертолета

В передней части фюзеляжа расположена кабина экипажа, имеющая три двери. Слева установлено кресло пилота, справа – место первого пассажира, в учебном варианте может находиться второе управление. Сзади них расположено сиденье второго пассажира, которое в грузовом варианте может быть снято (рис. 2.13.10 – 2.13.12). В кабине установлены приборная доска и пульт управления системами вертолета.



Рис. 2.13.10. Кабина экипажа вертолета

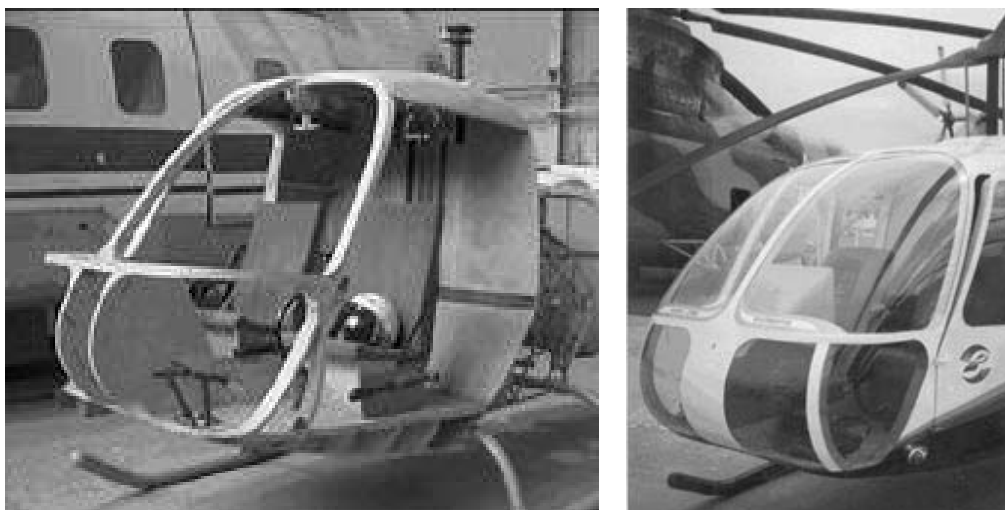


Рис. 2.13.11. Фюзеляж и остекление кабины экипажа



Рис. 2.13.12. Схема размещения экипажа и пассажиров

*Трансмиссия* (рис. 2.13.13) обеспечивает передачу мощности на привод несущего винта от двух двигателей через суммирующий редуктор на входной вал главного редуктора, а на рулевой винт — через трансмиссионный вал от главного на хвостовой редуктор.



Рис. 2.13.13. Трансмиссия вертолета

Двигатели соединены с суммирующим редуктором через муфты свободного хода и сцепление. Малая нагруженность редукторов позволяет отказаться от специальной маслосистемы. Смазка редукторов – барботажная, охлаждение осуществляется воздухом, протекающим в подкапотном пространстве. Это упрощает конструкцию и техническое обслуживание редукторов. Для своевременного обнаружения возможных признаков износа и разрушения элементов редуктора предусмотрена установка системы сигнализации стружки в масле.

*Шасси* вертолета – ползкового типа (рис. 2.13.14). Для предотвращения задевания при посадке за землю на киле снизу установлен костыль. Для перемещения вертолета по аэродрому на ползки устанавливают колесные тележки.



Рис. 2.13.14. Шасси вертолета

*Управление* общим и циклическим шагом лопастей несущего винта осуществляется с помощью автомата перекоса классической схемы (рис. 2.13.15). Путьное управление – общим шагом лопастей рулевого винта. Проводка управления несущим винтом выполнена по жесткой безбустерной схеме, управление рулевым винтом и тормозом несущего винта – по тросовой схеме. Для облегчения пилотирования в системе продольно-поперечного управления и управления общим шагом нагрузки, приходящие с лопастей, передаются на фюзеляж, а в проводке управления установлены пружинные механизмы загрузки.



Рис. 2.13.15. Автомат перекоса

*Оборудование* вертолета: системы электро-, радиосвязного, светотехнического, пилотажно-навигационного оборудования, обогрева и

вентиляции кабины, охлаждения двигателей, контроля силовой установки, трансмиссии и запуска двигателя и противообледенительная система несущего и рулевого винтов.

*Система электроснабжения* включает в себя системы постоянного и переменного токов. Система переменного тока в качестве источника энергии использует генератор, который питает штатное оборудование вертолета и противообледенительную систему. Система постоянного тока предназначена для запуска двигателей и питания пилотажно-навигационного и связного оборудования. Основные источники энергии – выпрямительное устройство и аккумуляторная батарея, являющаяся одновременно резервным источником питания.

*Система обогрева и вентиляции* кабины использует тепло от системы охлаждения двигателя. Она поддерживает заданную температуру воздуха в кабине и обеспечивает подвод тепла к лобовым стеклам кабины, ногам летчика и пассажиров.

*Противопожарное оборудование* состоит из системы сигнализации о пожаре и переносного огнетушителя. В качестве противопожарной защиты используют элементы конструкции вертолета, выполненные в виде продольно-поперечных перегородок и шпангоутов, препятствующих распространению пламени.

*Пилотажно-навигационное и радиосвязное оборудование* обеспечивает пилотирование вертолета днем в простых метеоусловиях.

## **2.14. Вертолет Ми-52-1**

В 1990 г. в МВЗ была начата разработка перспективного легкого многоцелевого вертолета Ми-52-1 «Снегирь» (рис. 2.14.1, табл. 2.14) на основе современных технологий и с максимальным использованием опыта создания вертолета Ми-34.



Рис. 2.14.1. Вертолет Ми-52-1 «Снегирь»



Таблица 2.14

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Ми-52-1 [10]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$	56	
2	Страна – Россия, ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$	37	
3	Назначение – многоцелевой				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$	93	
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$	54	
5	$m_0$ , кг		1150	100%	$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$	183	
6	$m_{0\text{max}}$ , кг		1200	104%	$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$	330	
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг		655	57%	$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$	116	
8	$m_{\text{цн}}$ , кг		350	30,4%	$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$	5,1	
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг		485	38%	$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$	45	
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		15,2*		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$	30	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,167*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$	110	
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч		68,8*		$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$	28+12 (АП)	
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч		79,1*		$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$	296,1	
14	год нр., лп., св.	1990					
15	пас., дес., ран.	4 или 350 кг			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \theta_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$				Тип	4-ШУ	2-
17	$l_{\text{н-р}}, \theta_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	10	1,35
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$		
19	ВАЗ-4265				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$		
20	Страна – Россия				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1 РПД		270 л.с.		$\epsilon_{\text{ЛНВ}}, M$	0,22	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	200	198,7	202,5	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч			0,225 кг/кВт 52 кг/ч	$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин				$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с		
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин				$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\bar{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		300		$M_{\text{КР}}$ , кгм		

Окончание табл. 2.14

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	8,54	Тип и кол-во опор	$\frac{K}{3}$
2	$e_{\phi}$ , м	1,5	база/колея, м	$\frac{2,0}{2,2}$
3	$h_{\phi}$ , м	2,76	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	215
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	160
6	Кабина		$V_{y.max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	1300 (БВЗ)
8	$e_K$ , м		$H_{дин}$ , м	4000
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>	0,9·1,2·1,27	$L_{\max}$ , км	200 (с $m_{цн} = 320$ ) 800
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{ВО}}{S_{ВО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	5
15	$L_{ВО}$ , м		$V^{эк}$ , км/ч	

### 2.14.1. Конструкция вертолета Ми-52-1

Вертолет Ми-52-1 имеет такую же несущую систему, как Ми-34: четырехлопастный несущий винт и двухлопастный рулевой винт, выпускают его с силовой установкой из одного роторно-поршневого двигателя Волжского автомобильного завода ВАЗ-4265 взлетной мощностью 200 кВт (270 л.с.). Вертолет работает на автомобильном бензине АИ-93/АИ-95 и обладает высокой экономичностью и приемистостью. Разработан проект и изготовлен макет вертолета Ми-52, который предлагается использовать как административный для перевозки пассажиров и грузов, первоначального обучения летчиков вертолетов, санитарных и спасательных операций и для воздушного патрулирования. Рассматривается возможность установки на вертолете зарубежных ГТД.

Вертолет выполнен по одновинтовой схеме с рулевым винтом, одним или двумя РПД и ползковым или колесным шасси (рис. 2.14.2).

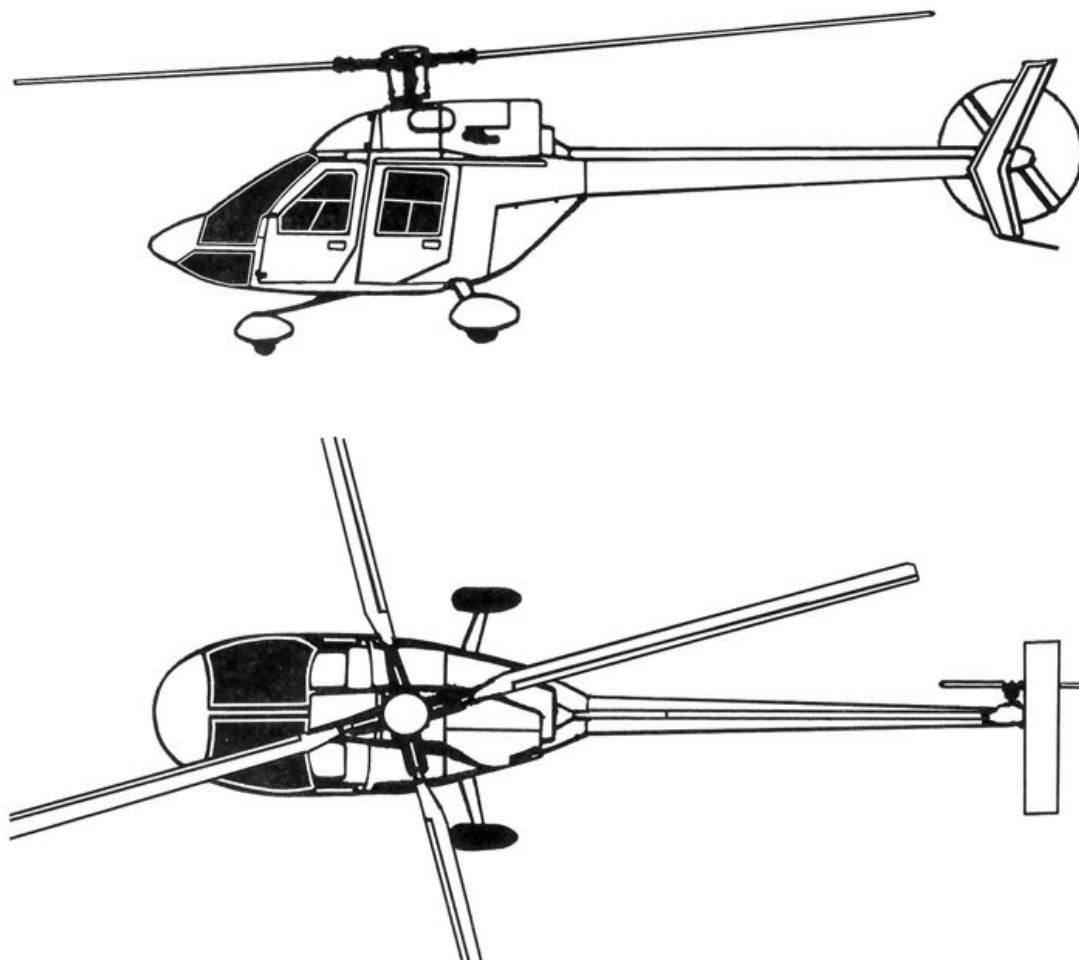


Рис. 2.14.2. Схема вертолета Ми-52-1 «Снегирь»

Силовая установка находится сверху фюзеляжа за редуктором несущего винта, освобождая фюзеляж для размещения пассажиров и грузов. В просторной кабине с большой площадью остекления установлены впереди два или три сиденья и сзади три. Вариант Ми-52-1 с одним летчиком рассчитан на перевозку четырех пассажиров или грузов массой 350 кг, а на внешней подвеске – грузов массой до 400 кг. В учебно-тренировочном варианте впереди находятся летчик-инструктор и курсант.

Большое внимание уделено упрощению технического обслуживания и возможности внеаэродромного базирования. Для упрощения погрузки и выгрузки кабина имеет большие сдвижные двери с обеих сторон фюзеляжа и сзади грузовой люк с открывающимися в сторону створками, позволяющими перевозить длинномерные грузы. Травмобезопасные энергопоглощающие кресла обеспечивают безопасность при грубой посадке. Кабина снабжена системой кондиционирования, в ней может быть установлена бензиновая печка для автономной эксплуатации зимой.

Лопастей несущего винта могут складываться, а оперение сниматься при транспортировке вертолета. Лопастей несущего винта оснащены противообледенительной системой, а втулки несущего и рулевого винтов

обслуживаются по состоянию.

*Шасси* в базовом варианте – *полосковое* с большой энергоемкостью, по желанию заказчика можно устанавливать колесное или поплавковое шасси. Колея шасси – 2 м.

*Двигатели* снабжены двухступенчатыми глушителями для уменьшения уровня шума и эжекторами для снижения температуры выхлопных газов для снижения акустической и ИК заметности, а также воздушными фильтрами для эксплуатации с затопленных или заснеженных площадок и системой электрозапуска.

*Пилотажно-навигационное оборудование* по желанию заказчика можно эксплуатировать по правилам визуальных полетов или полетов по приборам.

## 2.15. Вертолет Ми-52-2

Вертолет Ми-52-2 (рис. 2.15.1, табл. 2.15) выпускается в варианте с силовой установкой из двух роторно-поршневых двигателей Волжского автомобильного завода ВАЗ-4265 взлетной мощностью 200 кВт (270 л.с.). Вертолет работает на автомобильном бензине АИ-93/АИ-95 и обладает высокой экономичностью и приемистостью. Двухдвигательный вариант вертолета Ми-52-2 представляет интерес для Вооруженных сил, у которых нет специализированного современного вертолета первоначального обучения.



Рис. 2.15.1. Вертолет Ми-52-2 «Снегирь»

Таблица 2.15

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Ми-52-2 [10, 16]				$m_{Л}$ , кг; $\overline{m}_{Л}$	56	
2	Страна – Россия, ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля»				$m_{ВТ}$ , кг; $\overline{m}_{ВТ}$	37	
3	Назначение – многоцелевой				$m_{НВ}$ , кг; $\overline{m}_{НВ}$	93	
4	Экипаж – 1				$m_{ТР}$ , кг; $\overline{m}_{ТР}$	54	
5	$m_0$ , кг		1350	100%	$m_{СУ}$ , кг; $\overline{m}_{СУ}$	366	
6	$m_{0max}$ , кг		1700	126%	$m_{ПУ}$ , кг; $\overline{m}_{ПУ}$	513	
7	$m_{пуст}$ , кг		850	63%	$m_{\Phi}$ , кг; $\overline{m}_{\Phi}$	116	
8	$m_{ин}$ , кг		max 500	37%	$m_{ОП}$ , кг; $\overline{m}_{ОП}$	5,1	
9	$m_{ПН}$ , кг		485	36%	$m_{РВ}$ , кг; $\overline{m}_{РВ}$	45	
10	$P$ , кг/м²		21,6*max		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$	30	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,235*		$m_{ОБ}$ , кг; $\overline{m}_{ОБ}$	110	
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч		66,6*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$	40	
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч		89,9*		$m_{КОРП}$ , кг;	296,1	
14	год нр., 1п., св.	1990					
15	пас., дес., ран.	5 или 500 кг			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{Г}, \epsilon_{Г}, h_{Г}, M$				Тип	4-ШУ	2-
17	$l_{н-р}, \epsilon_{кор}, M$				$D_{НВ}, D_{РВ}$ , м	10	1,35
18	Силовая установка				$\sigma_{НВ}, \sigma_{РВ}$		
19	ВАЗ-4265				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$		
20	Страна –Россия				$\Delta\varphi_{Л}$		
21	Количество и тип – 2 РПД		2х270 л.с.		$\epsilon_{ЛНВ}$ , м	0,22	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	2х200	2х198,7	2х202,5	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч			0,225 кг/км 52 кг/ч	$\overline{C_{конц}}$		
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$		
26	$n_{дв}$ , об/мин				$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с		
27	$n_{нв}$ , об/мин				$\frac{C_T}{\sigma_{НВ}}$		
27	$n_{рв}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/ кВт		183	0,91	$T_{НВ}, T_{РВ}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		300		$M_{КР}$ , кгм		

Окончание табл. 2.15

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	8,54	Тип и кол-во опор	$\frac{K}{3}$
2	$e_{\phi}$ , м	1,5	база/колея, м	$\frac{-}{2}$
3	$h_{\phi}$ , м	2,76	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	215
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	180
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{cm}$ , м	1500 (БВЗ)
8	$e_K$ , м		$H_{дин}$ , м	5000
9	$h_K$ , м		$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	200 (с $m_{цн} = 320$ кг) <i>max</i> 720
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\frac{-}{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V^{ЭК}$ , км/ч	

### 2.15.1. Конструкция вертолета Ми-52-2

Вертолет одновинтовой схемы с рулевым винтом с двумя роторно-подшипниковыми двигателями Волжского автомобильного завода и колесным шасси.

Вариант Ми-52-2 с одним летчиком рассчитан на перевозку пяти пассажиров или грузов массой 500 кг, а на внешней подвеске – грузов массой до 400 кг.

Конструкция вертолетов Ми-52-2 и Ми-52-1 одинакова.

Различия в снаряжении приведены в табл. 2.14 и 2.15.

### 2.16. Вертолет Ehec 162F

Двухместный вертолет Rotorway Ehec 162F (рис. 2.16.1, табл. 2.16) – продукция компании Rotorway International (США), заслуженного ветерана рынка легких вертолетов, предназначенных для любительского пилотиро-

вания. Ехес 162F воплощает в себе целый ряд новых технических решений, приближающих этот вертолет по его летно-техническим характеристикам к гораздо более дорогим машинам, выпускаемым гигантами авиастроения – компаниями Bell и Robinson. Впервые для легкого вертолета был специально разработан новый двигатель RI 162F (рабочий объем – 2655 см<sup>3</sup>, система FADEC) с дублированными системами питания и зажигания.



Рис. 2.16.1. Вертолет Ехес 162F

Отличные характеристики. Дублированная система управления вертолетом обеспечивает его повышенную устойчивость и позволяет использовать Ехес162F не только как транспортное средство, но и для обучения пилотов. Во всем мире эта машина помогает выполнять самые разные задачи – химическую обработку сельхозугодий, патрулирование труднодоступных территорий и др. Возможно использование вертолета с поплавковым шасси.

Благодаря высокому качеству конструкций и стильному дизайну вертолеты RotorWay ежегодно выигрывают призы на престижных мировых чемпионатах легкой авиации. Ехес 162F – абсолютный чемпион авиашоу EAA AirVenture Oshkosh (Wisconsin, USA) и победитель соревнований Sun’N Fun Fly-In (Lakeland, Florida). Компактный и надежный. Ехес 162F собирают и хранят в обычном гараже, рассчитанном на один автомобиль. Его обслуживание не требует специальных инструментов, так как этот вертолет ориентирован на непрофессионального конструктора. Готовые к сборке части Ехес 162F позволяют даже неопытному механику легко собрать вертолет. Применение высокотехнологичных материалов исключает необходимость сварки элементов конструкции вертолета. По соотношению цены/качества с ним не может сравниться ни один серийно выпускаемый двухместный вертолет.

Таблица 2.16

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Ехес 162F [2]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		
2	Страна – США компания «Rotorway International»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		
5	$m_0$ , кг		680	100%	$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг				$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг		442	65%	$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$		
8	$m_{\text{ин}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг		238	35%	$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		14,92		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,22*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч				$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч				$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.	1			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \varphi_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$				Тип	2-	2
17	$l_{\text{н-р}}, \varphi_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	7,62	
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$	0,03	
19	Rotorway 162				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	1	
20	Страна –				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1 ПД 150 л.с.				$\varphi_{\text{ЛНВ}}, M$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	110,4	99,4	82,8	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин				$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с		
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин				$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		50,7		$M_{\text{КР}}$ , кгм		



Окончание табл. 2.16

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	П
2	$\phi_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	185
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{у\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	2285
8	$\phi_K$ , м		$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	323
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{ВО}}{S_{ВО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{ВО}$ , м		$V^{\text{ЭК}}$ , км/ч	

### 2.16.1. Конструкция вертолета Ехес 162F

Двухместный вертолет одновинтовой схемы с рулевым винтом, одним поршневым двигателем и лыжным шасси (рис. 2.16.2).

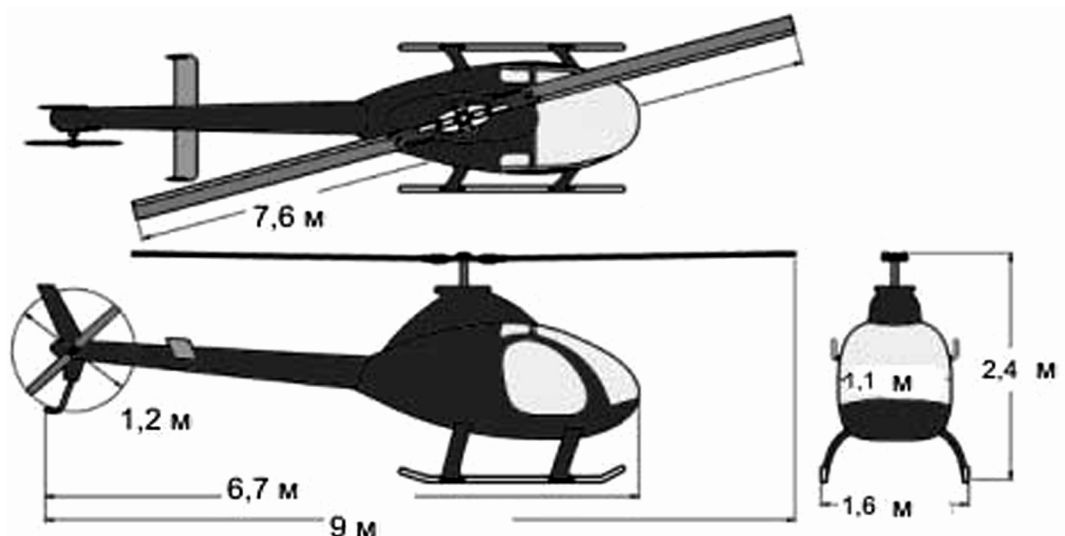


Рис. 2.16.2. Схема вертолета Ехес 162F

В настоящее время силовой агрегат вертолета Ехес 162F (рис. 2.16.3) – самый передовой в вертолетной промышленности и использует полностью автоматизированную систему управления двигателем FADEC. В действительности данная система есть не что иное, как автоматизированное управление параметрами впрыска топлива, воздуха и зажигания, необходимого для оптимального полета с минимальным расходом топлива.

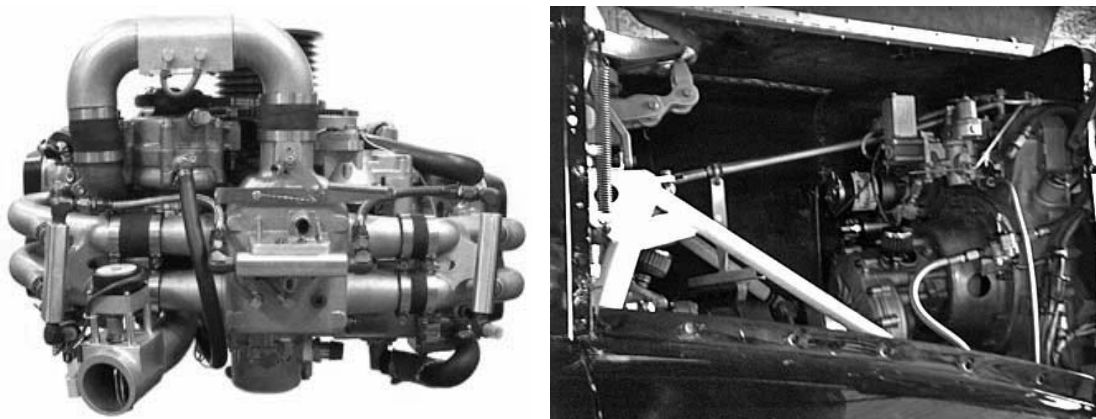


Рис. 2.16.3. Двигатель RI 162F

С применением электронного управления достигается более высокая точность впрыска, что сказывается на экономичности двигателя и равном распределении нагрузки между четырьмя цилиндрами. Это также продлевает жизнь всех компонентов двигателя и освобождает пилота от ручной подстройки двигателя во время полета на разных высотах.

Вместо одного сенсора система FADEC производства RotorWay имеет два страхующих друг друга сенсора, подключенных к центральному процессору. Это уникальная среди аналогичных систем в авиации функция, обеспечивающая дополнительное резервирование. Данные сенсоры осуществляют мониторинг важнейших функций двигателя: давление во всасывающем коллекторе, внешнее давление воздуха, электрическое напряжение системы, положение дроссельных заслонок, температура воды, масла и охлаждения двигателя, поток горючего, число оборотов в минуту, что обеспечивает мониторинг синхронности системы зажигания и циклов впрыска топлива. Вся информация отображена на цифровой панели в кабине вертолета. Система FADEC автоматически подменяет узлы, работающие неправильно, узлами из общей цепочки, сигнализируя о поломке узла как во время обследования на земле, так и в воздухе.

Уникальность данной системы заключается в ее полном резервировании всех узлов и агрегатов при отказе или полной поломке любого компонента системы, включая центральный процессор.

Последующее улучшение системы FADEC – запасной процессор постоянно следит за работой системы и окружающей средой вертолета, включаясь на адекватных условию полета настройках и делая переход между двумя разными процессорами плавным и незаметным.

Следующее улучшение функций системы FADEC позволило записывать крайние четыре часа полета вертолета. Опрос датчиков системы происходит каждую секунду, что позволяет диагностировать возможные проблемы заранее, а также наблюдать за историей полета и работой всех систем.

Глобальная диагностика двигателей через сеть Internet. С помощью компьютера и модема клиент подсоединяет свой вертолет к компьютеру на заводе, после чего проводят мониторинг и настройку в реальном времени всех узлов вертолета. Заводской компьютер компании RotorWay имеет полное управление двигателями при сервисном обслуживании, и все протекает, как запланировано, с удобством для заказчиков.

Система FADEC позволяет двигателю вертолета совместить высокую эффективность и надежность. Расход топлива менее 30 л в час, тип топлива – обычный автомобильный бензин с девяносто вторым октановым числом, кроме того, долговечные компоненты обеспечивают невероятно низкие эксплуатационные расходы.

Двигатель вертолета оснащен системой ACIS (рис. 2.16.4) – высотной системой компенсации воздушной смеси двигателя, что позволяет добиться значительного увеличения летных качеств на больших высотах.

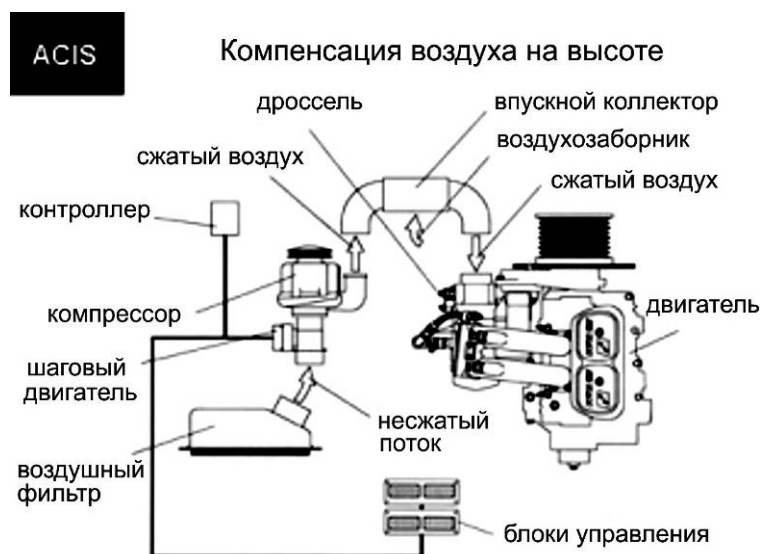


Рис. 2.16.4. Принцип работы системы ACIS

Эта новая система позволяет RI 162F поддерживать качество работы двигателя, сходное с работой двигателя на высоте уровня моря, но на гораздо больших, чем прежде, высотах. Система не требует большего расхода топлива, нет дополнительного износа узлов двигателя, однако улучшаются его летные характеристики при работе на больших высотах.

Принцип ACIS простой, но очень эффективный. Используя ремневой привод и концепцию компрессора, охлажденный на высоте воздух подается в камеру сжатия до давления, аналогичного при работе двигателя на уровне моря. Этот метод отличается от менее удачного метода турбонаддува, при котором воздух подается нагретым со значительными запаздываниями. Сжатый

ACIS воздух доступен воздухозаборникам двигателя через дроссель (систему регулирования расхода воздуха в воздуховоде). Давление в воздуховоде ограничивается только количеством сжатого к этому моменту воздуха. Результат на выходе – значительное увеличение летных характеристик двигателя на больших высотах. Уникальность данной системы – она поддерживает систему безопасного полета двигателя RI 162F. Система ACIS связана с системой FADEC, которая наблюдает за характеристиками воздуха внутри ACIS и за бортом вертолета во время полета и подстраивает ACIS под оптимальные значения.

Ехес 162F использует асимметричные лопасти винта для улучшения автовращения (авторотации) на форс-мажорный случай остановки двигателя, что улучшает безопасность полетов (рис. 2.16.5, 2.16.6). Резиновый сердечник ротора устраняет много ненужных двигающихся деталей, упрощая общую конструкцию системы.



Рис. 2.16.5. Несущий винт вертолета

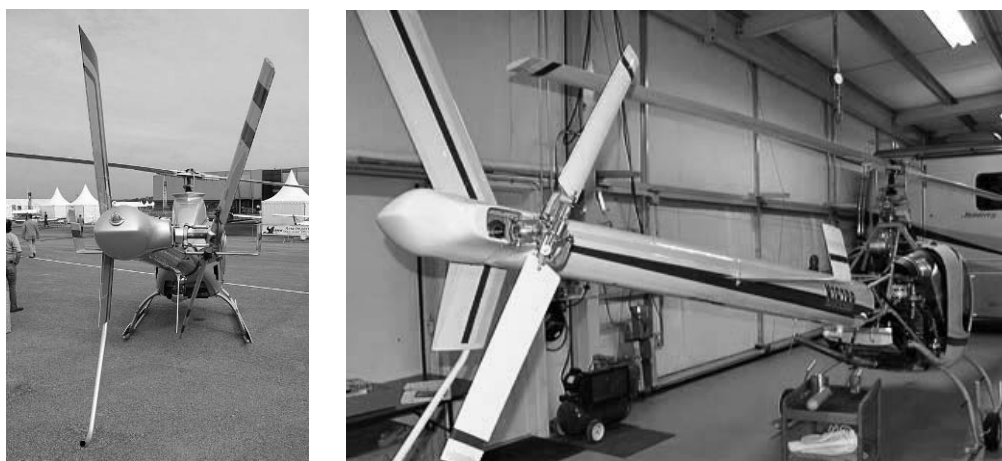


Рис. 2.16.6. Рулевой винт вертолета

Вертолет Ехес 162F рассчитан на любительскую сборку: не нужно специальных инструментов, не требуется сварки компонентов, вертолет поставляют с детальной пронумерованной инструкцией в картинках и фотографиях от начала сборки до момента запуска готового к полету вертолета. Все компоненты вертолета упакованы отдельными логическими блоками (рис. 2.16.7). Общее время на полную сборку вертолета – около 450 ч.

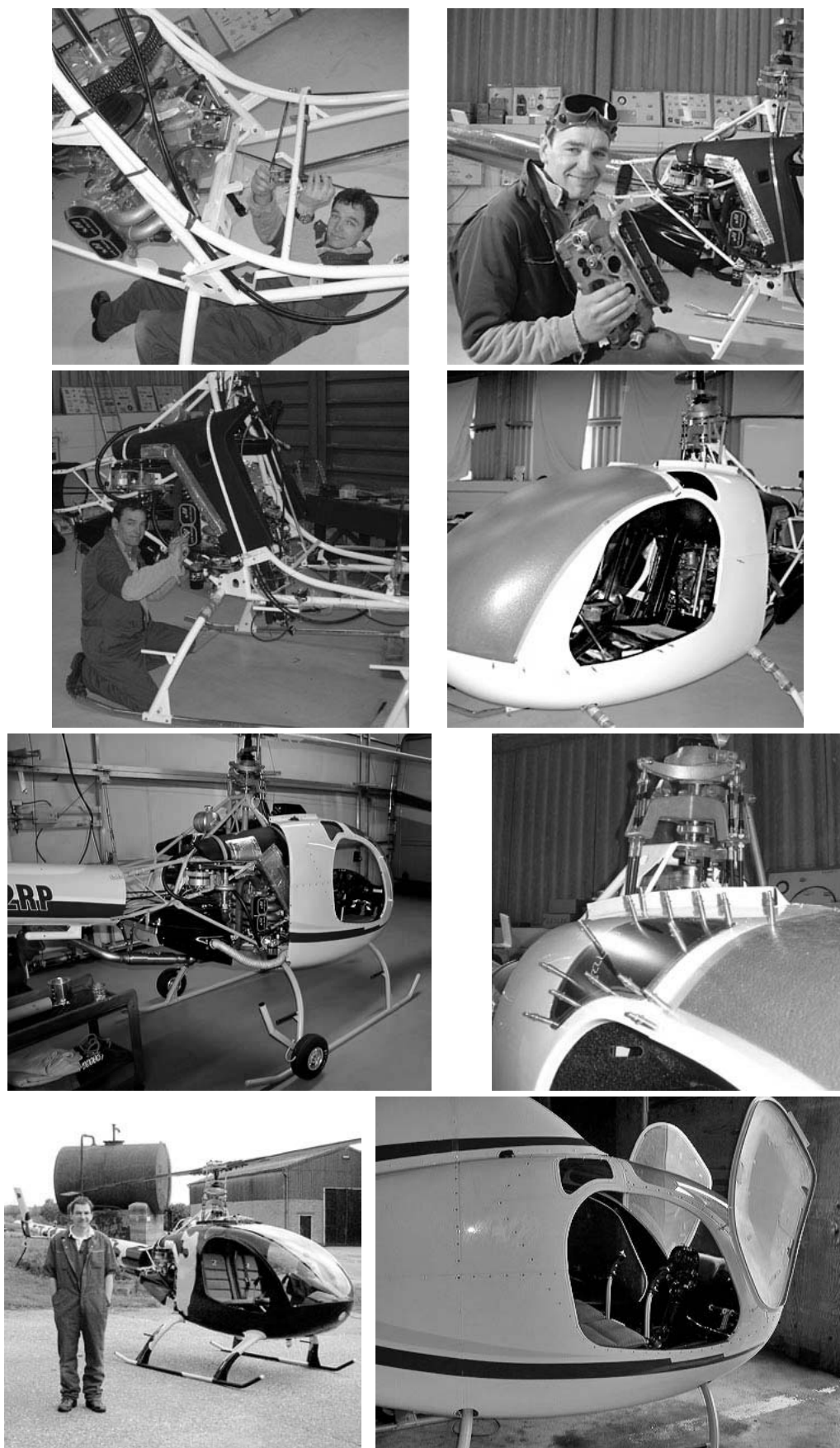


Рис. 2.16.7. Этапы сборки вертолета

Преимущества вертолета Eхес 162F:

- отмеченная многочисленными наградами конструкция;
- хромомолибденовая рама;
- подтвержденные летные характеристики и надежность;
- исчерпывающее руководство по сборке и обслуживанию (видеокурсы);
- низкая стоимость при покупке и низкие расходы в обслуживании;
- просторный и комфортный салон, отличный обзор из салона (рис. 2.16.8);

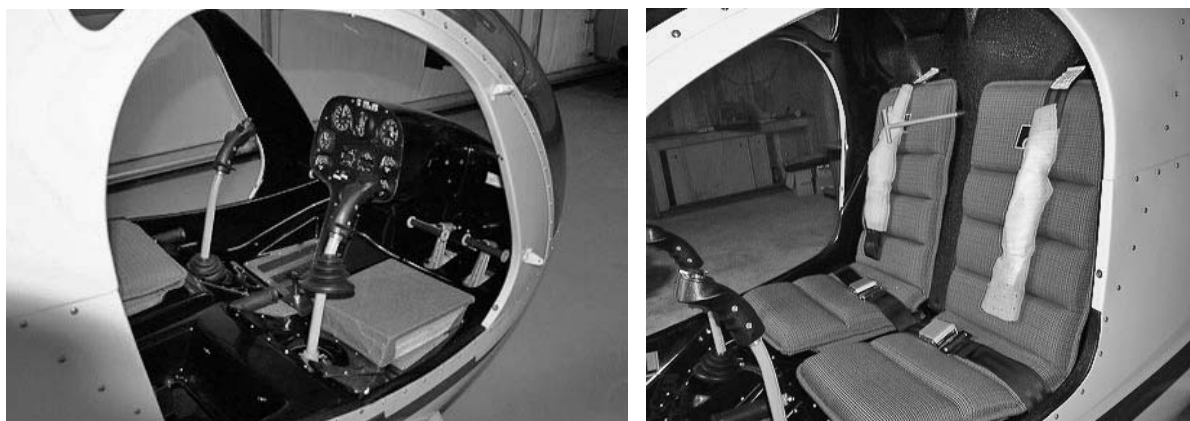


Рис. 2.16.8. Кабина вертолета

- быстрая подготовка к транспортировке;
- вертикальный взлет и посадка (VTOL);
- спортивный инжекторный двигатель;
- автоматическое компьютерное управление двигателем (FADEC);
- система компенсации впрыска топлива для больших высот (ACIS);
- опциональный багажник (рис. 2.16.9);



Рис. 2.16.9. Вертолет с багажником

- работает на авиационном бензине или обыкновенном Аи 92, или на комбинации обоих типов.

## 2.17. Вертолет Robinson R.22 «Alpha»

Прежде чем создавать фирму, Франк Д. Робинсон почти 20 лет работал конструктором в известных вертолетных фирмах – Белл, Цессна, Хьюз и Каман. Первой самостоятельной конструкцией фирмы Robinson Helicopter Company был R.22 – одномоторный вертолет одновинтовой схемы с рулевым винтом (рис. 2.17.1, табл. 2.17), первый полет которого состоялся в 1975 г.



Рис. 2.17.1. Вертолет Robinson Model R.22 «Alpha»

Если сравнивать вертолеты с ГТД и ПД, то вертолеты Робинсон R.22 стоят на особом месте, потому что это единственный вертолет, построенный в соответствии с самыми последними стандартами летной годности FAA для гражданских ЛА.

По своим техническим особенностям, методам производства и эффективности вертолет R.22 целесообразнее отнести к легким многоцелевым вертолетам Сикорский S-76 и MBV BK.117. Кроме того, R.22 оснащен одним из наиболее надежных поршневых двигателей. По мнению некоторых специалистов, конструкция и летные качества вертолета R.22 находятся на одном уровне с лучшими образцами японской продукции, например, продукции такого промышленного гиганта, как фирма Хонда, причем Япония – основной заказчик R.22. Вертолет спроектирован с учетом преимуществ использования самых современных материалов и методов производства, что обеспечило создание надежно работающей конструкции при сохранении минимальных размеров. Однако, несмотря на свои малые размеры, вертолет R.22 соответствует всем требуемым стандартам проектирования. Принципы проектирования и методы производства этого

вертолета не уступают по сложности любым другим вертолетам.

В процессе проектирования основных элементов конструкции вертолета R.22 применен так называемый «закон квадрата-куба». При уменьшении в два раза размеров какой-нибудь детали ее площадь уменьшается в квадратичной зависимости, а масса – в кубической, т.е. деталь, размеры которой уменьшены в два раза, имеет в четыре раза меньшую площадь и в восемь раз – меньшую массу. Поэтому фирма Робинсон, изготавливающая небольшие по размерам вертолеты, может использовать материалы наивысшего качества при незначительном увеличении общей стоимости. Стоимость обслуживания – фиксированная, а дополнительные расходы на выбранный материал, например, переплавленную с применением вакуумной дуги сталь, могут быть небольшими благодаря малым размерам деталей вертолета R.22.

На этом вертолете использован также необычно большой процент штампованных основных деталей вертолета. Методом формовки изготовлены детали с правильной структурой частиц, имеющие вдвое и втрое большую прочность по сравнению с деталями неформованных материалов. Детали, например, цапфа осевого шарнира, формуют до их окончательной обработки на станках с числовым программным управлением. Ручка управления изготовлена методом сварки из двух частей путем нагрева вследствие силы трения, что является существенным усовершенствованием по сравнению с традиционными процессами сварки, однако с одним ограничением – возможностью сварки лишь по кругу. При этом одна часть установлена неподвижно, а вторая – вращается с большой скоростью, затем обе они сближаются и под воздействием тепла, высвобождающегося от сил трения, соединяются в одно целое. Конечное изделие имеет почти монолитную структуру и значительно прочнее, чем изделия, сваренные обычным способом.

Программа переоборудования вертолетов R.22 после 2000 ч налета предполагает замену всех агрегатов, выработавших ресурс или имеющих ограниченный ресурс; заново отделывают интерьер, вертолет перекрашивают. По желанию заказчика на вертолете устанавливают регулятор мощности двигателя, который может одновременно регулировать общий шаг несущего винта, в результате чего уменьшается нагрузка на летчика; цена регулятора – 3750 дол. США. Цена нового вертолета R.22 – 98850 дол. США, а переоборудованного – 40 % этой суммы.

Большое число вертолетов R.22 приобретают для использования вместо автомобилей в связи с проблемами «пробок» на автодорогах, а также для увеселительных прогулок. Они используются рыболовецкими и сельскохозяйственными фирмами, а также необходимы для контроля за нефтепроводами, полицейского патрулирования и телевидения, перевозки медицинского персонала. Существуют и другие возможности применения



этого универсального транспортного средства, имеющего скорость в 3 - 10 раз большую, чем скорость наземных транспортных средств.

Выпускают следующие модификации вертолета:

- R.22 «Beta» – усовершенствованный вертолет с поплавковым или колесным шасси (рис. 2.17.2);



Рис. 2.17.2. Вертолет Robinson Model R.22 «Beta»

- R.22 «Mariner» – с поплавковым шасси (рис. 2.17.3).



Рис. 2.17.3. Вертолет Robinson Model R.22 «Mariner»

Таблица 2.17

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	R.22 «Альфа» [10, 19]				$m_L$ , кг; $\overline{m}_L$	20*	0,0409
2	Страна – США, компания «Robinson HC»				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m}_{BT}$	23*	0,054
3	Назначение – многоцелевой				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m}_{HB}$	43*	
4	Экипаж – 1				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m}_{TP}$	35*	0,0552
5	$m_0$ , кг	621	100%		$m_{CY}$ , кг; $\overline{m}_{CY}$	171*	
6	$m_{0\max}$ , кг				$m_{PY}$ , кг; $\overline{m}_{PY}$	249*	
7	$m_{нуст}$ , кг	374	60,2%		$m_\phi$ , кг; $\overline{m}_\phi$	67*	0,108
8	$m_{цн}$ , кг	179			$m_{OP}$ , кг; $\overline{m}_{OP}$	5*	0,00164
9	$m_{ПН}$ , кг				$m_{PB}$ , кг; $\overline{m}_{PB}$		0,019
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		13,4*		$m_{ш}$ , кг; $\overline{m}_{ш}$	19*	0,0264
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,192*		$m_{OB}$ , кг; $\overline{m}_{OB}$	59	
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч		71,6*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч		44,5*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$	150*	
14	год нр., 1п., св.	06.73	28.08.75	10.79			
15	пас., дес., ран.	1			Несущий и рулевой винты		
16	$l_G, v_G, h_G, M$	8,76	1,12	2,67	Тип	2–Ш	2–
17	$l_{н-р}, v_{кор}, M$	4,39	6,3*		$D_{HB}, D_{PB}$ , м	7,67	1,07
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$	0,03	
19	Авко Лайкоминг О-320–В2С				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	1,0
20	Страна – США				$\Delta\varphi_L$	–8°	
21	Количество и тип – 1ПД 160 л.с.				$v_{ЛНВ}$ , м	0,18	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.	NACA 63015	несим. проф.
23	$N$ , кВт	119	119	89,5	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч			0,275	$\overline{C_{конц}}$		
25	$N_{огр}$ , кВт	92,5	92,5		$\overline{C_{корн}}$	0,184	
26	$n_{ов}$ , об/мин	2700	2700		$\omega R_{HB}, \omega R_{PB}$ , м/с	217*	182
27	$n_{HB}$ , об/мин	539,9			$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$	0,152*	
27	$n_{PB}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$	0,243*	
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		~125	1,05	$T_{HB}, T_{PB}$ , кг	655*	31,4*
30	кол-во топлива, кг; осн. и доп.		52,5+	40	$M_{KP}$ , кгм	138*	

Окончание табл. 2.17

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_\phi$ , м	6,3	Тип и кол-во опор	Л
2	$\epsilon_\phi$ , м	1,12	база/колея, м	1,89
3	$h_\phi$ , м	2,67	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>	1,31*	$V_{\max}$ , км/ч	190
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>	9,6*	$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{у.мах}$ , м/с	6,1
7	$l_K$ , м	1,12	$H_{ст}$ , м	2165
8	$\epsilon_K$ , м	1,12	$H_{дин}$ , м	4265
9	$h_K$ , м		$H_{нр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	592
11	Оперение		$q$ , кг/км	0,143* (л/км)
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}, \frac{м}{м^2}$	0,14	$\bar{q}$ , %	2,47*
13	$L_{ГО}$ , м	4,2*	$m_{T.нер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$	0,27	$t_{\max}$ , ч	3 ч 20 мин
15	$L_{BO}$ , м	4,2*	$V_{кр}$ , км/ч	177 (БРЛ)

### 2.17.1. Конструкция вертолета Robinson R.22 «Alpha»

Схема вертолета Robinson Model R.22 «Alpha» показана на рис. 2.17.4.

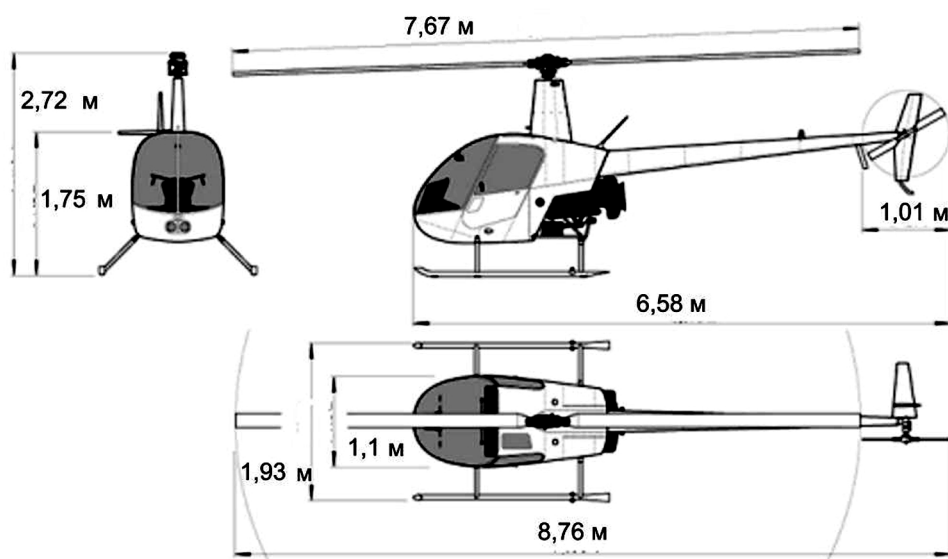


Рис. 2.17.4. Схема вертолета

Основная конструкция фюзеляжа состоит из сварных стальных труб и каркаса из алюминиевых сплавов. Во второстепенных конструкциях вертолета, где имеются сложные обводы, применяют стекловолокно и термопластики (рис. 2.17.5).



Рис. 2.17.5. Конструкция фюзеляжа

Кабина вертолета (рис. 2.17.6), несмотря на его небольшие размеры, достаточно просторная и хорошо оборудована.



Рис. 2.17.6. Кабина вертолета

Центральный пульт управления имеет рациональную компоновку. Внутренняя отделка кабины такая же, как и в других двухместных вертолетах авиации общего назначения. В кабине обеспечена хорошая видимость во всех направлениях, включая верхнюю часть кабины над головой летчика, где расположено небольшое окно.

На вертолете R.22 нет багажного отсека, хотя небольшой багаж можно поместить под каждым сиденьем. В кабине остается достаточно большой свободный объем для размещения оборудования во время полета ночью.

В предполетную проверку оборудования кабины (рис. 2.17.7) входит корректировка приборов системы управления, проверка автоматов защиты цепи и приборов контроля работы радиоэлектронного оборудования и двигателя. При включении муфты сцепления загорается желтая лампочка, которая продолжает гореть, пока работает мотор привода муфты сцепления; лампочка гаснет, когда ремни правильно натянуты. На новых вертолетах лампочка может на 1...2 с загораться, если муфте сцепления требуется дополнительное напряжение для компенсации растяжения ремней, однако частое зажигание лампочки или зажигание ее более чем на 5 с считается сигналом аварийной остановки.



Рис. 2.17.7. Приборная панель вертолета

*Несущий винт* (рис. 2.17.8) – двухлопастный, на универсальном шарнире и с эластичным ограничителем махового движения лопастей (в целях предотвращения удара лопастей о балку при запуске или остановке несущего винта в условиях сильного ветра).

*Лопасты несущего винта* – цельнометаллические, прямоугольной формы в плане, хорда лопасти – 0,18 м. Лонжерон лопасти имеет форму носка профиля и изготовлен из закаленной нержавеющей стали толщиной 2,5 мм, которая способна хорошо противостоять эрозии. Задняя часть лопасти имеет слоистую конструкцию с сотовым заполнителем и обшивкой из алюминиевого сплава. Профиль лопасти – модифицированный NASA 63015.

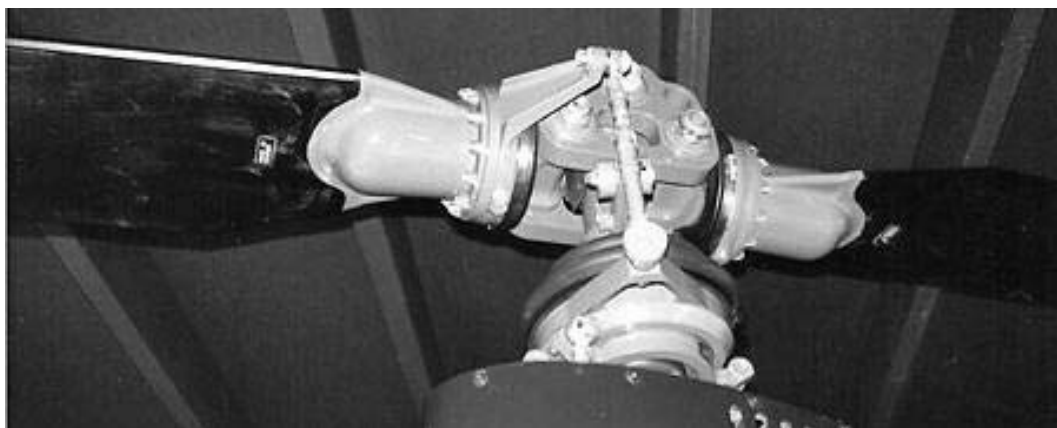


Рис. 2.17.8. Несущий винт

Серийная лопасть выполнена немного длиннее, чем требуется, чтобы можно было использовать небольшую ее часть на исследование прочности склеивания. Каждую 50-ю по счету лопасть испытывают на разрушение. По достижении срока эксплуатации 2000 ч лопасти заменяют. За время эксплуатации ранее построенных вертолетов было два случая разрушения лопастей, причины которых установлены и устранены. За последние более чем 8 лет эксплуатации не было сообщений об отказах на вертолетах R.22, обусловленных недостатками конструкции лопастей.

Двухлопастный несущий винт вертолета имеет втулку на кардане с тремя горизонтальными шарнирами (рис. 2.17.9).

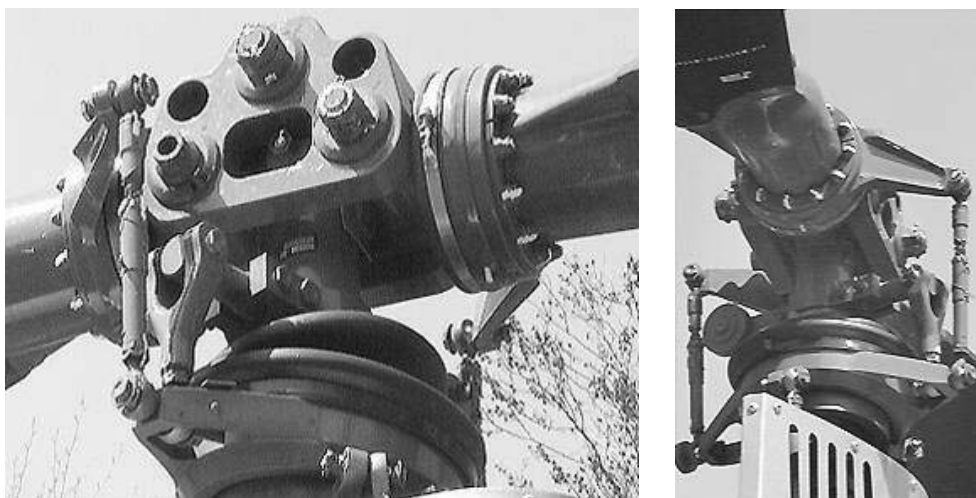


Рис. 2.17.9. Втулка несущего винта

Центральный горизонтальный шарнир дает возможность свободного наклона несущего винта, а два дополнительных внешних горизонтальных – обеспечивают изменение угла конусности лопастей без возникновения изгибающих моментов, вызывающих изменение угла балансировки. В результате достигается повышенная реакция управления и уменьшения нагрузок, что позволяет обойтись без применения гидравлики.

Несущий винт вертолета – легконагруженный, а окружная скорость концов лопастей – 213 м/с. Эти характеристики, а также использование

большого глушителя и малой окружной скорости лопастей рулевого винта делают вертолет R.22 самым малошумным из всех существующих.

*Систему трансмиссии и редукторов рулевого винта* изготавливают на заводе фирмы Робинсон в Калифорнии (рис. 2.17.10).

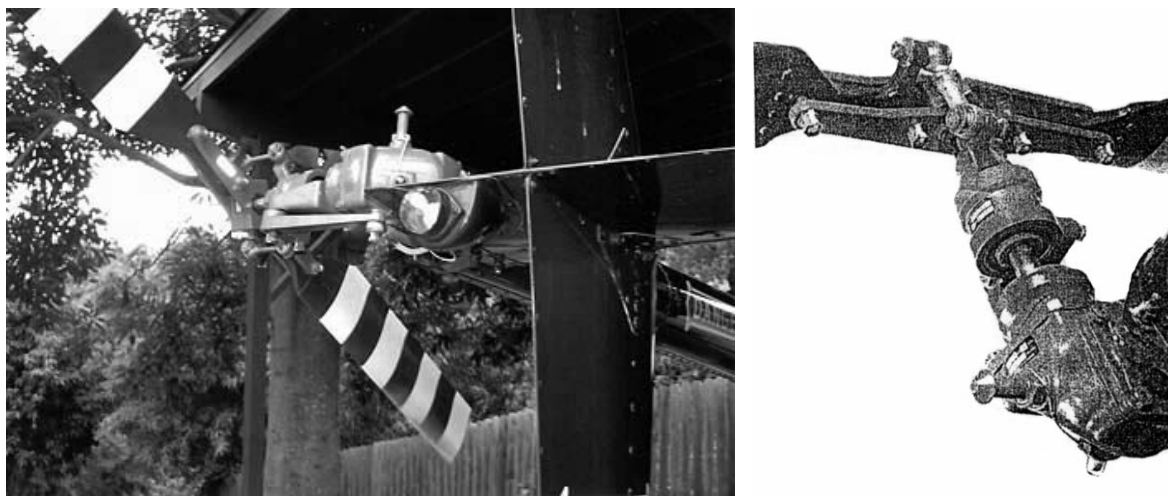


Рис. 2.17.10. Рулевой винт и втулка рулевого винта R.22

В системе трансмиссии используют V-образные ремни для передачи мощности от двигателя к двум редукторам. Нарезной барабан для V-образных ремней прикреплен болтами непосредственно к выходному валу двигателя. Верхний барабан имеет муфту сцепления, обеспечивающую работу несущего винта в режиме самовращения. V-образные ремни натягивают для обеспечения привода несущего винта посредством механизма муфты сцепления, спроектированного и построенного фирмой Робинсон. После запуска двигателя переключателем муфты сцепления на переднем пульте управления и контроля включается электромотор, приводящий червячную передачу, с помощью которой медленно поднимается верхний барабан, обеспечивая требуемое натяжение ремней. После включения приводного механизма муфты сцепления требуется 30...60 с до полного натяжения ремней, поэтому включение несущего винта автоматическое и очень плавное. Перед выключением привода несущего винта летчик нажимает переключатель, и приводной механизм медленно опускает верхний барабан для ослабления натяжных ремней.

Предполетная проверка упрощена небольшими размерами вертолета и наличием специальных люков, обеспечивающих хороший доступ ко всем основным агрегатам. Оба редуктора имеют приборы для контроля уровня масла. Внутри правой закрытой обтекателем двери расположены четыре обтекателя для электроприборов.

В кабине есть четыре красных сигнализатора, связанных с магнитометрами, контролирующими работу системы трансмиссии и других систем. Один из магнитометров контролирует работу редуктора рулевого винта и расход топлива. При остатке топлива около 3,8 л загорается

предупредительная надпись. Кроме этих сигнализаторов в кабине расположены три телеэкрана, на которых представлена информация о максимальных величинах температуры, регистрируемых датчиками, которые предупреждают при наземном осмотре о любом зарегистрированном перегреве.

Взлет вертолета проходит плавно, *рулевой винт* имеет достаточную эффективность. Лопастей рулевого винта вертолета R.22 имеют несимметричный профиль, обеспечивающий достаточную тягу в любых условиях. Даже при уменьшении числа оборотов до 80 % при боковом ветре и резких поворотах есть достаточный запас перемещения педалей управления. Эффективность рулевого винта имеет большое значение, так как, по данным армии США, за последнее десятилетие резко возросло число аварий, вызванных отказом рулевых винтов.

Поршневой двигатель Textron Lycoming O-320-B2C – один из самых легких поршневых двигателей с межремонтным периодом 2000 ч. На вертолете R.22 его расчетная мощность 160 л.с. уменьшена до 124 л.с. (взлетная мощность 131 л.с.) или на 20 %, вследствие чего обеспечивается (при нормальном техническом обслуживании) его длительная эксплуатация. В действительности этот ПД обладает большей надежностью при меньших затратах на техобслуживание по сравнению со многими небольшими ТВД (рис. 2.17.11).

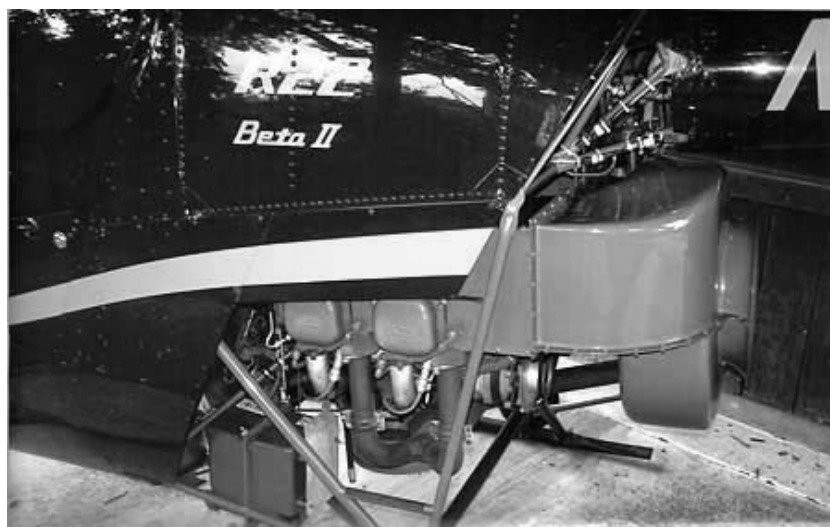


Рис. 2.17.11. Двигатель Textron Lycoming O-320-B2C

Вертолет R.22 можно пилотировать, прилагая небольшие усилия на ручке управления на всех режимах полета. *Проводка системы управления* связана с кольцом автомата перекося и включает в себя тяги управления и коленчатые рычаги.

Реакция управления на вертолете R.22 хуже, чем в больших вертолетах с гидравлической системой управления, однако это компенсируется механической обратной связью с системой управления. Вертолетом хорошо управлять на всех режимах полета.

Переход к режиму авторотации имеет особенности в связи с



использованием на этом вертолете малоинерционного несущего винта. Вход в режим авторотации должен быть мгновенным после потери тяги, так как обороты несущего винта резко падают. При уменьшении общего шага до минимума планирование становится плавное, на высотомере регистрируется скорость снижения 7,1 м/с. Посадка проходит с обычным выравниванием и резким увеличением общего шага у земли, так как инерции несущего винта недостаточно для корректировки неточностей расчета. После посадки несущий винт отключается автоматически с помощью электрической системы муфты сцепления.

Фирма составила свою программу по обеспечению безопасности полетов и установила собственные нормы безопасности. Инструкторы и механики должны посещать организованные на фирме курсы обучения по программе усвоения норм безопасности и технического обслуживания этих вертолетов. Известные проблемы, связанные с обеспечением безопасности, обсуждаются в регулярно публикуемых материалах. С момента ввода в действие этой программы в 1982 г. было зарегистрировано 76 %-ное уменьшение числа летных происшествий с серьезными и катастрофическими последствиями и 90 %-ное – летных происшествий во время тренировочных полетов.

*Система управления циклическим шагом* запатентована. Она включает в себя центральный пульт с Т-образным рычагом с двумя рукоятками управления для каждого летчика. Рычаг свободно отклоняется поперек центрального пульта, давая возможность летчику, осуществляющему пилотирование, отклонить свою рукоятку вниз в наиболее удобное положение. При этом другая рукоятка второго летчика поднимается. Это простое устройство имеет важное назначение. Вертолет R.22 настолько мал, что обычная ручка управления была бы слишком короткой и давала сверхчувствительное управляющее усилие. Самый простой способ преодоления так называемого «размерного эффекта» – удлинение ручки управления, конструкция Т-образного рычага как раз для этого и предназначена. Далее централизованный Т-образный рычаг может двигаться по более широкой дуге, чем обычные ручки управления, которым бы мешали колени летчиков. Еще одно преимущество этой конструкции – легкость входа и выхода из вертолета, небольшое, но существенное уменьшение массы ручки управления и единая линия связи.

*Система управления общим шагом* несущего винта и мощностью двигателя включает в себя механический «коррелятор», который поддерживает обороты двигателя, в то время как рычаг управления общим шагом поднят или опущен. Более старые вертолеты с поршневыми двигателями также имеют механические корреляторы, однако на вертолете R.22 благодаря этому значительно улучшена точность пилотирования.

По желанию заказчика на вертолете можно установить электронный

регулятор с уровнем точности управления мощностью двигателя и общим шагом несущего винта. Это обеспечивает чувствительность, подобную чувствительности автомата тяги, а также может быть полезно при использовании вертолетов R.22 в операциях, требующих значительного внимания летчика.

## 2.18. Вертолет Robinson R.44

Летом 1986 г. компания Robinson Helicopter Company объявила о начале разработки четырехместного вертолета на основе R.22. Новый аппарат, получивший обозначение R.44 (рис. 2.18.1, табл. 2.18), очень похож на своего предшественника и сохранил двухлопастный несущий винт. 31 марта 1990 г. поднялся в воздух первый опытный образец.



Рис. 2.18.1. Вертолет Robinson Model R.44

Вертолет R.44 продемонстрировал все качества, чтобы стать таким же популярным, как его двухместный предшественник. Расход топлива составляет менее 68 л в час, запатентованный трехшарнирный несущий винт Robinson оснащен тормозом.

Вертолет R.44:

- безопасный – самая низкая статистика отказов по сравнению с другими легкими вертолетами;
- экономичный – расходы на эксплуатацию R.44 ниже, чем на любой другой вертолет;
- дешевый – при качестве, комфорте и характеристиках, сравнимых с дорогими газотурбинными вертолетами, стоимость R.44 минимум в четыре раза ниже.

Вертолет Robinson R.44 сертифицирован в России. Поставляется в нескольких комплектациях, предназначенных для выполнения различных специальных задач. Задние пассажирские сиденья стандартного R.44 можно использовать для размещения специальной техники, например, приборов

контроля утечек в газопроводах, что позволяет значительно снизить стоимость мониторинга состояния трубопроводов.

*R.44 Raven* (рис. 2.18.2). Великолепный аэродинамический дизайн Raven позволяет развивать максимальную скорость 235 км/ч и поддерживать крейсерскую скорость 210 км/ч при среднем потреблении топлива от 45 до 60 литров в час. При необходимости можно установить съемный второй комплект управления. Салон вертолета оснащен удобными сиденьями «2+2». Все четыре сиденья приподнимаются, освобождая доступ к багажным отделениям. Большая площадь остекления, отсутствие переборок и стоек между передними и задними сиденьями обеспечивают отличный обзор для всех пассажиров. Высоко поднятый несущий винт увеличивает безопасность подхода к вертолету и посадки на неподготовленную площадку.



Рис. 2.18.2. Вертолет Robinson Model R.44 Raven

*R.44 Clipper* укомплектован надувным поплавковым шасси, которое позволяет совершать посадку на воду (рис. 2.18.3). Это значительно увеличивает безопасность при полетах над водной поверхностью.



Рис. 2.18.3. Вертолет Robinson Model R.44 Clipper

*R.44 Police* оснащен специальным оборудованием: управляемым ксеноновым прожектором мощностью 500 Вт, управляемой видеокамерой с инфракрасным сенсором и 7xzoom, большим цветным LCD дисплеем и прочей техникой (рис. 2.18.4).



Рис. 2.18.4. Вертолет Robinson Model R.44 Police

*R.44 IFR* – вертолет-тренажер, имеющий расширенную приборную панель для обучения и тренировки пилотов правилам визуального полета, а также для аттестации навыков полетов по приборам (рис. 2.18.5).



Рис. 2.18.5. Вертолет Robinson Model R.44 IFR

*R.44 Newscopter* – первая специализированная воздушная платформа, спроектированная для высококачественной видеосъемки и передачи телевизионного сигнала в прямом эфире (рис. 2.18.6).



Рис. 2.18.6. Вертолет Robinson Model R.44 Newscopter

Таблица 2.18

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	R.44 [18]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		
2	Страна – США, компания «Robinson HC»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		
5	$m_0$ , кг	1088	100%		$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг				$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг	635	58%		$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$		
8	$m_{\text{цн}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	453	42%		$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		13,43		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,179*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч				$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		
13	$V_{\text{кр}} \overline{m_0}$ , т·км/ч				$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.		03.1990	1994			
15	пас., дес., ран.	2...3			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \theta_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$	9,16		2,67	Тип	2-	
17	$l_{\text{н-р}}, \theta_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	10,06	
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$		
19	Lycoming 0-540-F185				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	1,0	
20	Страна – США				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1ПД		260 л.с.		$\theta_{\text{ЛНВ}}, M$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	191,4	172,3	143,5	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин				$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с		
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин				$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/ кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		89,7 кг	53,8 кг	$M_{\text{КР}}$ , кгм		

Окончание табл. 2.18

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	6,7	Тип и кол-во опор	П
2	$b_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м	2,67 (с каб.)	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	247
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y.\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	1524 (БВЗ)
8	$b_K$ , м	1,12	$H_{дин}$ , м	4267
9	$h_K$ , м		$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	643 (без АИЗ)
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	3 ч 20 мин
15	$L_{BO}$ , м		$V_{кр}$ , км/ч	193

### 2.18.1. Конструкция вертолета Robinson R.44

Четырехместный вариант R.44 разработан фирмой Робинсон на базе вертолета R.22. Внешне R.44 отличается от R.22 несколько удлиненным фюзеляжем, что характеризуется специальной вставкой в центральную часть фюзеляжа R.22 длиной 400 мм (схема вертолета R.44 показана на рис. 2.18.7). В R.44 учтены многие особенности конструктивных решений R.22 в части высоких летных качеств, простого технического обслуживания и низкой эксплуатационной стоимости.

*Надежный двигатель.* Авиационные двигатели Lycoming хорошо известны своей безотказной и экономичной работой. Установленный на R44 двигатель Lycoming O-540 работает в пониженном режиме – 205 л.с. (взлет при 225 л.с.). Это позволяет достигать высокой продолжительности срока службы и непревзойденной надежности.

*Время между капитальными ремонтами.* Время между капитальными ремонтами для двигателя и отдельных узлов составляет 2200 ч или 12 лет. В конструкции вертолета все узлы имеют гарантированный срок службы не менее 2200 ч.

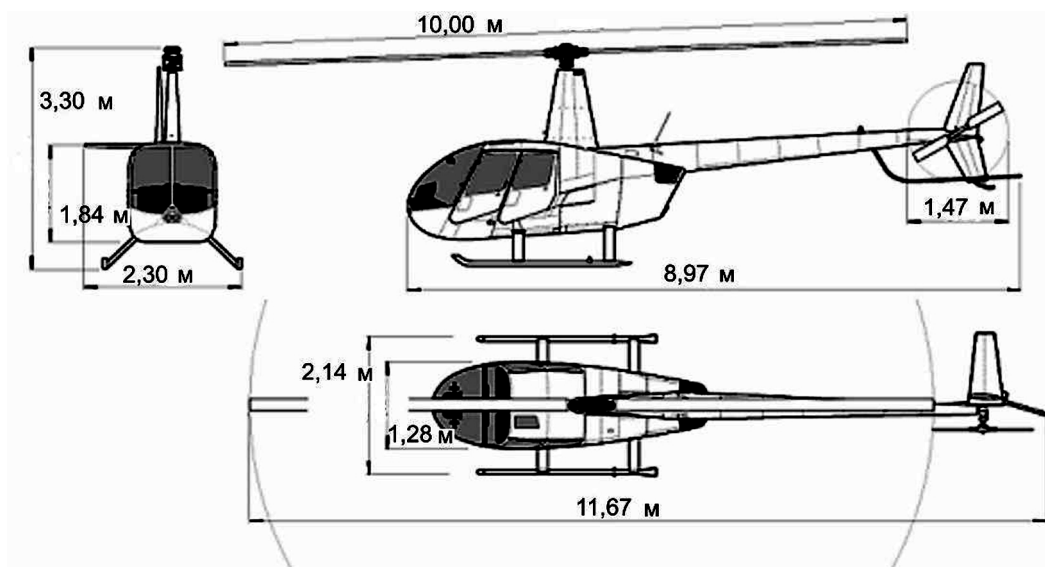


Рис. 2.18.7. Схема вертолета R.44

Ниже приведены материалы по конструктивному исполнению отдельных агрегатов и систем вертолета R.44 (рис. 2.18.8 – 2.18.12).



Рис. 2.18.8. Втулка несущего винта и автомат перекоса

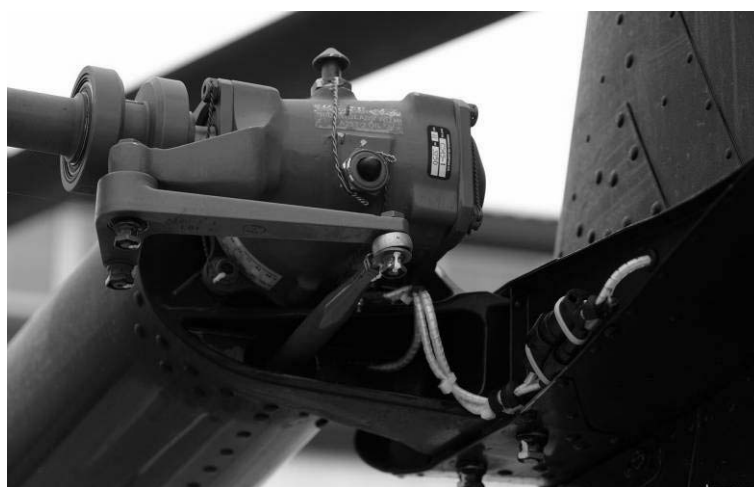


Рис. 2.18.9. Рулевой винт и вертикальное оперение

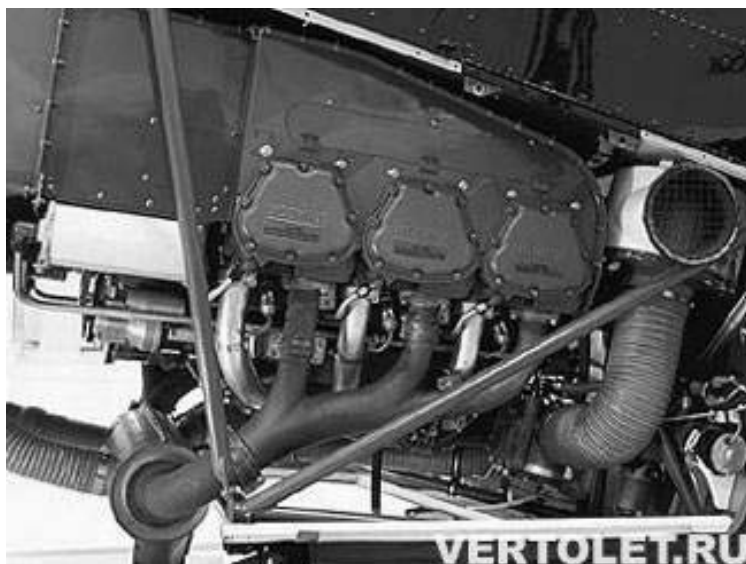


Рис. 2.18.10. Двигательный отсек



Рис. 2.18.11. Кабина вертолета



Рис. 2.18.12. Приборная панель вертолета



Robinson R.44 Newscopter – профессиональный телевизионный вертолет. Спроектирован специально для нужд телекомпаний и производителей различной видео- и кинопродукции. Оснащение Newscopter'a позволяет проводить высококачественную видеосъемку с передачей материала в прямой эфир. Все видео- и аудиооборудование, установленное на нем, интегрировано в единую платформу, что является одним из основных условий получения качественной картинки.

Рабочее место оператора расположено внутри салона во втором ряду, оборудовано специальным пультом управления, обеспечивающим доступ к полному меню камеры, и имеет интегрированные переключатели передачи, переговорное устройство и видео. С помощью пульта можно переключать видеомagneтофон, аудиопанель и четыре цветных монитора, установленных в кабине вертолета.

В носовой части фюзеляжа размещена 5-осевая гиростабилизированная платформа, на которой установлена видеокамера Ikegami HL-59WNA. Непрерывное вращение позволяет управлять камерой вкруговую на 360°. Механизм стабилизации изображения позволяет избежать любых, даже самых незначительных вибраций.

Для новостного режима работы есть три дополнительные микрокамеры. Оператор, который находится сзади, может переключать съемку с основной камеры на микрокамеру, расположенную в хвостовой части, что позволяет показать сам вертолет в момент полета над объектом. Вторая микрокамера внутри салона направлена на журналиста, ведущего репортаж. Третья камера, расположенная за корреспондентом, снимает вид из салона. Эти дополнительные камеры позволяют качественно улучшить работу съемочной группы. Оператор имеет возможность разнообразить планы съемок и контролировать все пространство вокруг, а корреспондент может в полете без помех вести репортаж, имея перед собой полную картину происходящего внизу. Изменение фокусного расстояния камеры – 21х (42х с увеличителем) дает возможность снимать объекты с очень большого расстояния практически без потери качества.

Для работы в режиме прямого эфира вертолет может быть оборудован передатчиком ТВ-сигнала с моторизированной антенной, управляемой с помощью GPS. Это позволяет работать в прямом эфире в радиусе до 100 км от антенны приемника. Видеосигнал также может быть записан на бортовой видеомagneтофон Sony DVCAM.

## **2.19. Вертолет Hughes 269A**

В сентябре 1955 г. фирма Hughes начала разработку двухместного вертолета модели 269 (рис. 2.19.1, табл. 2.19). Первые два прототипа совершили полет через 13 месяцев.



Рис. 2.19.1. Вертолет Hughes 269

Летные испытания и доводка нового вертолета заняли много времени. Совершенствование конструкции велось в направлении наиболее полного удовлетворения требований эксплуатантов легкой винтокрылой техники. В первую очередь конструкторы фирмы Hughes убедились, что практически пригодный и коммерчески выгодный малый вертолет должен быть как минимум двухместным, летчику и пассажиру необходимо обеспечить все удобства при полетах в теплое и холодное время года, в хорошую и плохую погоду. На вертолет установили закрытую кабину и стандартный комплект приборного оборудования. Конструкцию большинства агрегатов и систем дорабатывали в целях упрощения и удешевления их эксплуатации. Назначенные ресурсы всех агрегатов и систем вертолета изначально превышали 1000 ч.

В ходе испытаний и доводки взлетная масса опытного вертолета постоянно росла. Мощность силовой установки увеличили. Рассмотрев несколько вариантов, конструкторы остановились на четырехцилиндровом оппозитном 180-сильном моторе Lycoming O-360-C2E. Такими двигателями были оснащены первые пять предсерийных Hughes 269A. Масса их конструкции составляла 393 кг, а взлетная масса – 704 кг. Столь высокая весовая отдача (44 %) считалась в то время рекордной для вертолетов с поршневыми двигателями. Конструкторы фирмы Hughes первыми доказали возможность достижения на вертолете с поршневым двигателем высокой весовой отдачи, аналогичной всем другим винтокрылым аппаратам второго поколения.

Так как вертолеты Hughes 269A предназначались для использования в качестве наблюдательных и связных в армии США, им присвоили военное обозначение YHO-2HU (Helicopter Observer). Однако вскоре военные уточнили свои требования к подобного рода вертолетам в первую очередь по комплекту устанавливаемого на борту специального оборудования. Они оказались непомерными для столь малых машин, и фирма Hughes

приступила к разработке нового легкого вертолета Модель 369 (НО-6) со взлетной массой свыше тонны.

Первыми заказчиками вертолета Hughes 269А стали гражданские эксплуатанты – аэроклубы, спортсмены, фермеры, полиция, лесники и т.п. Получив сертификаты типа и производителя, фирма Hughes начала серийное производство на заводе в Калвер Сити (Калифорния) летом 1961 г. В октябре того же года первые Hughes 269А поступили заказчикам (рис. 2.19.2).



Рис. 2.19.2. Вертолет Hughes 269А

- Было построено около 3000 вертолетов всех модификаций, в том числе:
- ТН-55 – учебно-тренировочный вертолет с двойным управлением (для армии США);
  - Hughes Модель 200 Utility (рис. 2.19.3, 2.19.4) – усовершенствованный вариант вертолета 269А с двигателем Авко Лайкоминг НЮ-360-В1А (Avco Lycoming) мощностью 134 кВт (180 л.с.);



Рис. 2.19.3. Вертолет Hughes Модель 200



Рис. 2.19.4. Вертолет Hughes Модель 200 с поплавковым шасси  
 – Hughes Модель 269А-1 (рис. 2.19.5) – легкий учебно-тренировочный вертолет;



Рис. 2.19.5. Вертолет Hughes 269А-1  
 – TH-55А Osage (рис. 2.19.6) (TH-55J – построен компанией Kawasaki);

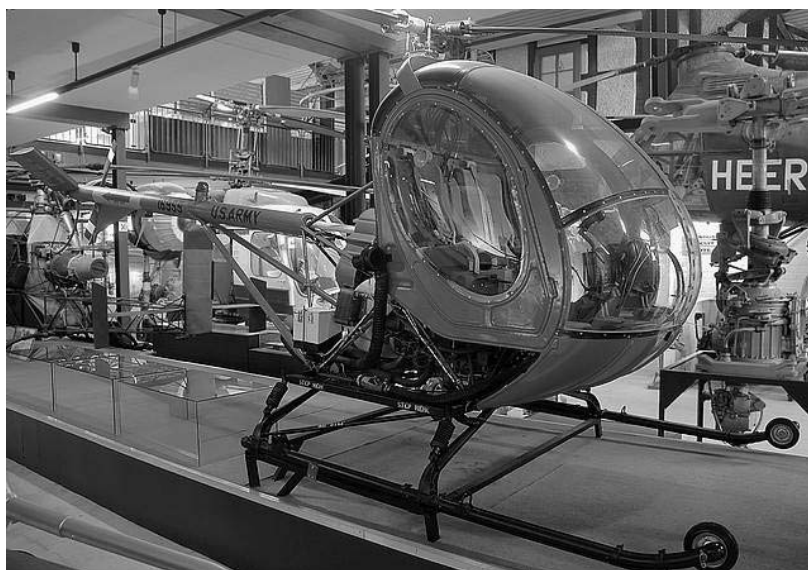


Рис. 2.19.6. Вертолет TH-55А Osage  
 – Hughes Модель 200 Deluxe – усовершенствованная Модель 200 Utility.

Таблица 2.19

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Hughes 269A [2]				$m_{Л}$ , кг; $\overline{m}_{Л}$	28*	
2	Страна – США, фирма «Hughes»				$m_{ВТ}$ , кг; $\overline{m}_{ВТ}$	23*	
3	Назначение – учебный				$m_{НВ}$ , кг; $\overline{m}_{НВ}$	51*	
4	Экипаж – 2				$m_{ТР}$ , кг; $\overline{m}_{ТР}$	46*	
5	$m_0$ , кг	757	100%		$m_{СУ}$ , кг; $\overline{m}_{СУ}$	186*	
6	$m_{0\max}$ , кг	839	110,8*%		$m_{ПУ}$ , кг; $\overline{m}_{ПУ}$	283*	
7	$m_{пуст}$ , кг	457	60,4*%		$m_{\Phi}$ , кг; $\overline{m}_{\Phi}$	82*	
8	$m_{цн}$ , кг				$m_{ОП}$ , кг; $\overline{m}_{ОП}$	6*	
9	$m_{ПН}$ , кг	300	40*%		$m_{РВ}$ , кг; $\overline{m}_{РВ}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		16,2*	18,0*	$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$	21*	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,177*	0,160*	$m_{ОБ}$ , кг; $\overline{m}_{ОБ}$	74*	
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч		41,2*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч		31,2*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$	183*	
14	год нр., 1п., св.	09.55	10.56	10.61			
15	пас., дес., ран.				Несущий и рулевой винты		
16	$l_{Г}, v_{Г}, h_{Г}, M$	8,8		2,5	Тип	3–Ш	
17	$l_{н-р}, v_{кор}, M$	4,29	6,8		$D_{НВ}, D_{РВ}$ , м	7,71	1,17
18	Силовая установка				$\sigma_{НВ}, \sigma_{РВ}$	0,043*	0,065*
19	Лайкоминг Н О-360–В1А				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	1,0
20	Страна – США				$\Delta\varphi_{Л}$		
21	Количество и тип – 1ПД 180 л.с.				$v_{ЛНВ}$ , м	0,174	0,06*
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	134	134	101	проф. корн.	NACA 0015	
24	$C_e$ , кг/кВт·ч			0,315	$\overline{C_{конц}}$	0,15	
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$		
26	$n_{ов}$ , об/мин	2900	2900		$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	195*	
27	$n_{нв}$ , об/мин	483			$\frac{C_T}{\sigma_{НВ}}$	0,158*	
27	$n_{рв}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$	0,196*	
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		135	1,01*	$T_{НВ}, T_{РВ}$ , кг	880*	51,5*
30	КОЛ-ВО ТОПЛИВА, КГ: ОСН. И ДОП.		95		$M_{КР}$ , кгм	220*	

Окончание табл. 2.19

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	6,7	Тип и кол-во опор	Л
2	$\phi_{\phi}$ , м	1,3*	база/коля, м	2,0
3	$h_{\phi}$ , м	2,5	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	138
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	104
6	Кабина		$V_{у\max}$ , м/с	7,35
7	$l_K$ , м	1,4	$H_{ст}$ , м	1145
8	$\phi_K$ , м	1,3	$H_{дин}$ , м	3500
9	$h_K$ , м	1,32	$H_{нр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	328
11	Оперение		$q$ , кг/км	0,233*
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}$ , $\frac{м}{м^2}$	$\overline{0,3}$	$\overline{q}$ , %	3,24*
13	$L_{GO}$ , м	4,2*	$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$	$\overline{0,11}$	$t_{\max}$ , ч	2,58
15	$L_{BO}$ , м	3,6*	$V_{эк}$	106

### 2.19.1. Конструкция вертолета Hughes 269A

Вертолет одновинтовой схемы с хвостовым винтом, одним ПД и лыжным шасси (рис. 2.19.7).



Рис. 2.19.7. Вертолет Hughes 269A

Схема вертолета Hughes 269A показана на рис. 2.19.8.

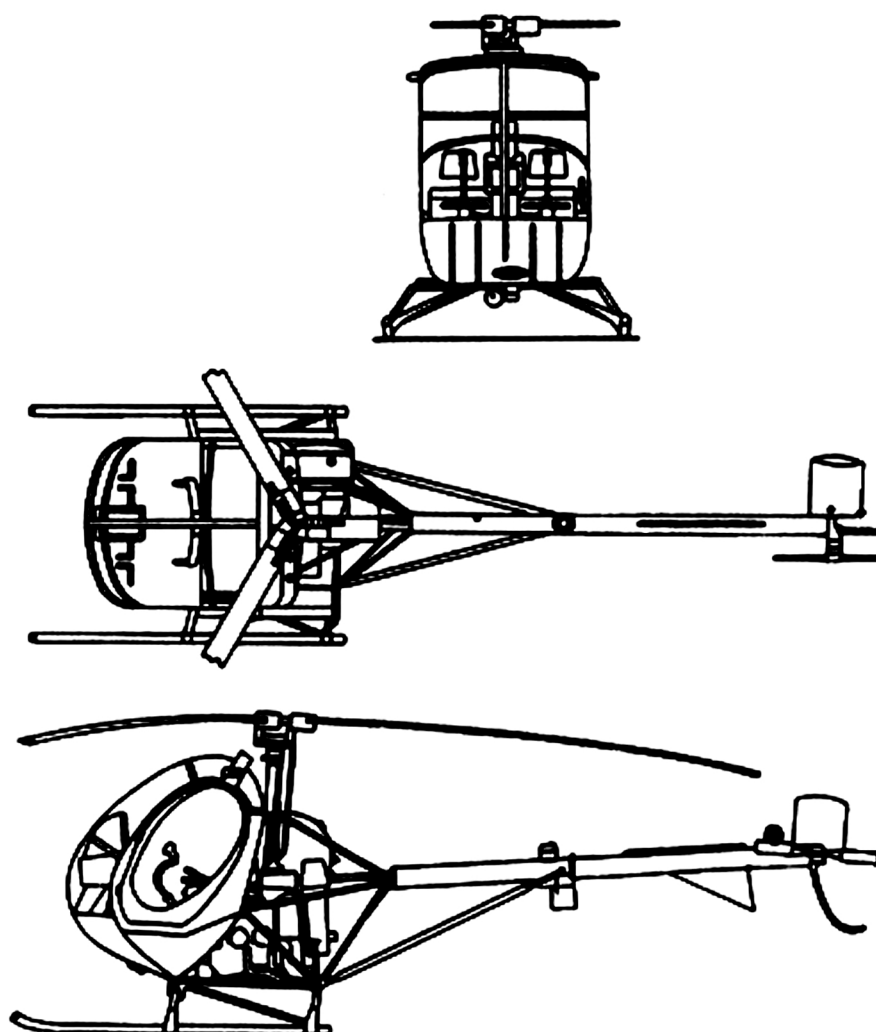


Рис. 2.19.8. Схема вертолета Hughes 269A

*Фюзеляж* ферменной конструкции из стальных труб (рис. 12.19.9, 12.19.10). В передней части размещена двухместная кабина клепаной конструкции с большим сферическим фонарем, которая обеспечивает всесторонний обзор для летчика. Сиденье летчика расположено справа. При использовании вертолета для тренировки летного состава в кабине установлено двойное управление. К средней части фюзеляжа крепят лыжное шасси и хвостовую балку, поддерживаемую двумя подкосами. На хвостовой балке установлены небольшая килевая поверхность и неуправляемый стабилизатор площадью около  $0,3 \text{ м}^2$ .

*Силовая установка* состоит из четырехцилиндрового ПД воздушного охлаждения Лайкоминг 0-360-C2D, установленного в горизонтальном положении под кабиной в центральной части фюзеляжа (рис. 12.19.11).

*Двигатель* соединен с редуктором с помощью ремней, уменьшающих вибрации. Управление двигателем осуществляется посредством вращающейся рукоятки на рычаге общего шага. Запускают двигатель стартером.



Рис. 2.19.9. Фюзеляж вертолета



Рис. 2.19.10. Кабина вертолета



Рис. 2.19.11. Двигатель Лайкоминг 0-360-C2D

*Топливный бак* емкостью 95 л установлен сзади кабины на специальной платформе.

*Несущий винт* – трехлопастный с шарнирным креплением лопастей (рис. 2.19.12).





Рис. 2.19.12. Несущий винт и автомат перекоса

*Лопаст* – цельнометаллические прямоугольной формы в плане. Штампованный лонжерон из алюминиевого сплава имеет в сечении форму носка профиля. К лонжерону на клею крепят дюралевую обшивку. На задней кромке внутри лопасти установлены пружинные демпферы. Хорда лопасти – 0,17 м. Ресурс лопастей – 1400 ч.

*Хвостовой винт* – двухлопастный диаметром 1 м (рис. 2.19.13).

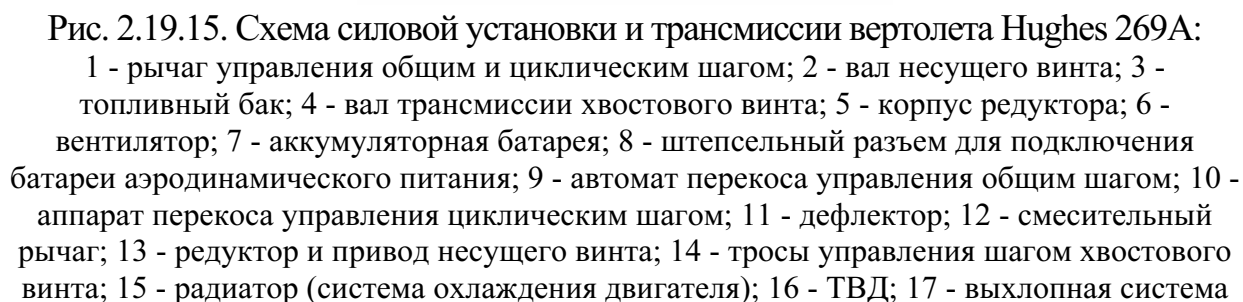
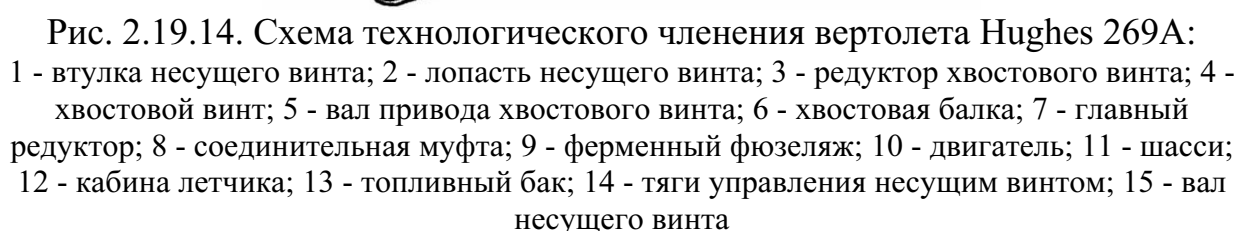


Рис. 2.19.13. Хвостовая балка и хвостовой винт

*Лопаст* состоит из стального лонжерона, к которому крепят стекло-текстолитовую обшивку. Скорость вращения хвостового винта – 4500 об/мин. Ресурс лопастей – 1000 ч.

*Шасси* вертолета – лыжное. Стойки шасси снабжены масляными амортизаторами. Для передвижения по земле на лыжи устанавливают колеса. На конце хвостовой балки есть предохранительная опора.

Ниже показана схема технологического членения (рис. 2.19.14), силовой установки и трансмиссии (рис. 2.19.15) вертолета Hughes 269A.



## 2.20. Вертолет Hughes 269В

Вертолет Hughes 269В имеет высокие летно-технические и экономические характеристики вертолета Hughes 269А. Конструкторы приступили к проектированию трехместного варианта Hughes 269В. Для размещения третьего кресла кабину пришлось немного расширить. Одновременно в конструкцию некоторых частей вертолета были внесены доработки на основе опыта эксплуатации. Установка лопастей измененной конструкции привела к увеличению диаметра несущего винта с 7,62 до 7,71 м.

Вертолет Hughes 269В (рис. 2.20.1, табл. 2.20) – трехместный вариант гражданского назначения. Оснащен двигателем Лайкоминг НЮ-360-А1А (134 кВт), установлен новый рулевой винт, снизивший уровень шума вертолета.



Рис. 2.20.1. Вертолет Hughes 269В

Модернизированную машину Hughes 269В дилеры фирмы Hughes стали предлагать потребителям в двух вариантах под названиями Hughes 200 и Hughes 300. Главное их отличие – количество мест в кабине (два или три). Для Hughes 300 разработали специальный подвесной комплект приспособлений для использования при авиационных работах. В его состав входили резервуары на 227 л химических веществ и распыляющая штанга размахом 10,67 м.

Кабина увеличенного объема предоставляла эксплуатанту большие возможности. При необходимости ее можно переделать в двухместную или одноместную, демонтировав пассажирские кресла. Конструкторы Hughes специально разработали на базе Модели 300 вариант 280, при котором из кабины удалялось все, кроме кресла пилота, даже двери в целях максимального увеличения перевозимой платной нагрузки внутри кабины или на внешней подвеске. Такой вариант считался оптимальным и для подвески агрохимического оборудования. Трехместный вариант можно переделать в двухместный с двойным комплектом рычагов управления. Со второй половины

60-х годов модель 300 стала основной в производстве фирмы Hughes.

Передел машины из двухместной в трехместную положительно сказался на потребительских качествах вертолета. Спрос на машину не снижался. В 1967 г. фирма передала заказчику тысячный вертолет, а через два года – полуторатысячный.

По ходу производства и эксплуатации конструкцию вертолета Hughes 300 постоянно совершенствовали. Электрические триммеры в системе управления стали обязательным элементом комплектации вертолета как и многие другие средства повышения пилотажных характеристик и комфорта. Большое внимание конструкторы уделили снижению шума вертолета. В 1967 г. на Hughes 300 установили новый «бесшумный» рулевой винт. Уровень шума, по оценкам специалистов, снизился на 80 % и стал сопоставим с шумом обычного легкомоторного самолета.

На гражданскую версию вертолета (Модель 269В или Модель 300) в декабре 1969 г. был получен сертификат типа.

Построено несколько модификаций вертолета, в том числе:

- Hughes Модель 300 – трехместный вариант вертолета 269В. Бесшумный хвостовой винт установлен в 1967 г.;
- Hughes Модель 300С – усовершенствованный вариант вертолета 300 с двигателем Авко Лайкоминг НЮ-360-D1А. Этот вертолет изготавливали по лицензии в Италии компанией Бреда Нарди (Breda Nardi) под обозначением NH-300С (рис. 2.20.2);



Рис. 2.20.2. Вертолет NH-300С

- Hughes Модель 300СQ – вариант вертолета Модель 300 с уровнем шума примерно на 75 % меньше, чем первые варианты;
- Скай Найт – полицейский патрульный вариант вертолета Модель 300. Оснащен энергопоглощающими креслами, усиленными средствами связи, прожектором, громкоговорителем и инфракрасной поисковой системой FLIR.

Таблица 2.20

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Hughes 269B [2]				$m_{Л}$ , кг; $\overline{m}_{Л}$	30*	
2	Страна – США, фирма «Hughes»				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m}_{BT}$	25*	
3	Назначение – В. Наблюдения и управления				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m}_{HB}$	55*	
4	Экипаж – 1				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m}_{TP}$	55*	
5	$m_0$ , кг		930*	100%	$m_{CV}$ , кг; $\overline{m}_{CV}$	188*	
6	$m_{0\max}$ , кг				$m_{ПУ}$ , кг; $\overline{m}_{ПУ}$	298*	
7	$m_{пуст}$ , кг		476	51%	$m_{\Phi}$ , кг; $\overline{m}_{\Phi}$	100*	
8	$m_{ин}$ , кг				$m_{ОП}$ , кг; $\overline{m}_{ОП}$	8*	
9	$m_{ПН}$ , кг		454*	49%	$m_{PB}$ , кг; $\overline{m}_{PB}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		17,7*		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$	25*	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,153*		$m_{ОБ}$ , кг; $\overline{m}_{ОБ}$	96*	
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч		70,8*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , Т·км/ч		65,8*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$	229*	
14	год нр., 1п., св.		08.1969	1964			
15	пас., дес., ран.	2			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{Г}, \epsilon_{Г}, h_{Г}, M$	9,4		2,67	Тип	3-Ш	
17	$l_{н-р}, \epsilon_{кор}, M$	4,7*	7,0*		$D_{HB}, D_{PB}$ , м	8,18	1,3
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$	0,04*	0,06*
19	Авко Лайкоминг Н О-360-DIA				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	1,0
20	Страна – США				$\Delta\varphi_{Л}$		
21	Количество и тип – 1 ПД 190 л.с.				$\epsilon_{ЛНВ}, M$	0,171*	0,062*
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.	N0015	
23	$N$ , кВт	140	126	103	проф. корн.	N0015	
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C_{конц}}$	0,15	
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$	0,15	
26	$n_{дв}$ , об/мин	3200			$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	202*	212*
27	$n_{нв}$ , об/мин	471			$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$	0,174*	0,23*
27	$n_{рв}$ , об/мин	1307			$\overline{V} = \mu$	0,233*	
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		135	0,95*	$T_{HB}, T_{PB}$ , кг	980*	51,9*
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		103,5	72	$M_{КР}$ , кгм	240*	

Окончание табл. 2.20

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	6,3*	Тип и кол-во опор	П
2	$e_{\phi}$ , м	1,3*	база/коля, м	$\overline{1,98}$
3	$h_{\phi}$ , м	1,8*	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	169
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{у.мах}$ , м/с	3,82
7	$l_K$ , м		$H_{см}$ , м	823
8	$e_K$ , м		$H_{дин}$ , м	3110
9	$h_K$ , м		$H_{нр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	370
11	Оперение		$q$ , кг/км	0,338
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}$ , $\frac{м}{м^2}$	$\overline{0,32}$	$\overline{q}$ , %	3,9
13	$L_{GO}$ , м	4,6*	$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$	$\overline{0,26}$	$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м	4,1	$V^{ЭК}$ , км/ч	124

### 2.20.1. Конструкция вертолета Hughes 269B

Вертолет – модификация вертолета Hughes 269A (рис. 2.20.3). Конструктивно модель Hughes 269B подобна модели Hughes 269A.



Рис. 2.20.3. Вертолет Hughes 269B

*Фюзеляж* – ферменной конструкции, силовые элементы – стальные трубки, в качестве хвостовой балки используется *Al* труба.

Экипаж размещен на двух креслах, расположенных рядом под фонарем из оргстекла.

*Несущий винт* – трехлопастный с шарнирным креплением к втулке.

*Рулевой винт* – двухлопастный с  $F_{\text{ом}} = 0,81 \text{ м}^2$ .

Схема вертолета Hughes 269B показана на рис. 2.20.4.

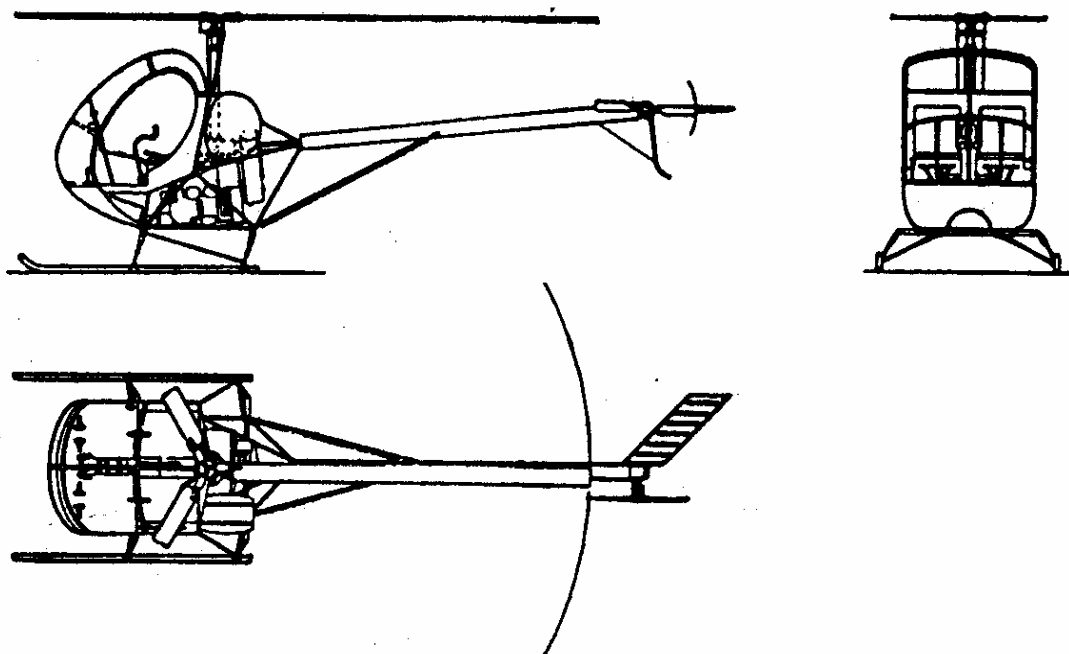


Рис. 2.20.4. Схема вертолета Hughes 269B

## 2.21. Вертолет Schweizer 300C

Модель 300C – глубоко усовершенствованная Модель 269, представляет собой один из самых распространенных в мире вертолетов с поршневым двигателем.

Первый полет вертолета 300C состоялся в августе 1969 г. Модифицированный вертолет 300C имеет на 45 % большую перевозимую нагрузку.

В мае 1970 г. на Hughes 300C был выдан сертификат типа, но, к сожалению, в те годы спрос на такие машины заметно снизился. Во-первых, произошло насыщение рынка, во вторых, разразившийся энергетический кризис больно ударил по основным потребителям легкомоторной авиации – мелким владельцам авиационной техники. Тем не менее до конца 70-х годов эксплуатанты приобрели на фирме Hughes свыше 550 моделей 300C. Итальянская компания Breda Nardi с 1976 г. выпускает по лицензии Hughes 300C.

В начале следующего десятилетия спрос на Hughes 300C возрос, но в

это время компания претерпела организационные катаклизмы. Ушел из жизни Г. Хьюз, и вся созданная им промышленная империя «пошла с молотка». Вертолетостроительная фирма перешла в январе 1984 г. в собственность корпорации McDonnell-Douglas. Лицензию на Hughes 300С концерн уступил небольшой фирме легкомоторной авиации Schweizer Aircraft, находящейся в г. Элмира, штат Нью-Йорк. Предвидя большой рынок для малых вертолетов, крупные американские банковские круги субсидировали эту коммерческую операцию.

Около года ушло на передачу технологий, переезд персонала и передислокацию оборудования. В июне 1984 г. первый собранный Schweizer 300С «покинул» завод в Элмире (рис. 2.21.1, табл. 2.21). Это был 1166-й вертолет такого типа (300С). В 1986 г. фирма Schweizer приобрела все права на вертолет и к началу 90-х годов восстановила выпуск «трехсотых» в прежних объемах, достигнув в 1990 г. рекордной для себя величины поставок – 83 вертолета! На выставке HeliExpo-1994 фирма Schweizer продала 500-й 300С своего производства. В число этих машин вошли тридцать TH-300С, заказанные армией США для восполнения естественной убыли TH-55А в летных училищах, 58 аналогичных машин для армейской авиации Тайланда и еще ряд крупных правительственных заказов. История 300-й модели – положительный пример успешно проведенной коммерческой операции по передаче авиационного бизнеса из одной фирмы в другую.



Рис. 2.21.1. Вертолет Schweizer 300С

Трехместный 300С предназначен для выполнения следующих функций:

- правоохранительная деятельность;
- патрулирование ЛЭП, нефте- и газопроводов;
- пассажирские перевозки;
- подготовка летчиков.

Главная особенность вертолета – повышенная безопасность.



Таблица 2.21

	1	2	3	4	5
Вертолет				Масса, кг; относительная масса, %	
1	Schweizer 300C (Hughes 300C) [2]			$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$	
2	Страна – США, фирма «Schweizer», Италия – лиц.			$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$	
3	Назначение – многоцелевой			$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$	
4	Экипаж – 1			$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$	
5	$m_0$ , кг			$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$	
6	$m_{0\text{max}}$ , кг	930		$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$	
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг	499		$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$	
8	$m_{\text{цн}}$ , кг			$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$	
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	431		$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$	
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>	17,8 м		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг			$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$	
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч			$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$	
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч			$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$	
14	год нр., 1п., св.	VIII.1969			
15	пас., дес., ран.	2		Несущий и рулевой винты	
16	$l_{\text{Г}}, \vartheta_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$	9,4 (вр.в)	2,65	Тип	3-Ш 2-
17	$l_{\text{н-р}}, \vartheta_{\text{кор}}, M$			$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	8,18 1,3
18	Силовая установка			$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$	
19	Textron Lycoming НЮ360DIA			$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	
20	Страна – США			$\Delta\varphi_{\text{Л}}$	
21	Количество и тип – 1 ПД 190 л.с.			$\vartheta_{\text{ЛНВ}}, M$	
22	Режим	Взл.	Ном.	проф. конц.	симметр.
23	$N$ , кВт	140	125,8	проф. корн.	симметр.
24	$C_e$ , кг/кВт·ч	37...47 кг/ч		$\overline{C_{\text{конц}}}$	
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт			$\overline{C_{\text{корн}}}$	
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин			$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с	
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин			$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$	
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин			$\overline{V} = \mu$	
29	масса, кг; уд. масса, кг/ кВт	135	0,95*	$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг	
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.	82	68	$M_{\text{кр}}$ , кгм	

Окончание табл. 2.21

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	6,76	Тип и кол-во опор	П
2	$e_{\phi}$ , м		база/колея, м	$\overline{1,99}$
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	176
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	145
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	382
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	840(БВЗ)
8	$e_K$ , м	1,3	$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	4300
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	370 (H=1220м)
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}, \frac{м}{м^2}$		$\overline{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V^{эк}$ , км/ч	

### 2.21.1. Конструкция вертолета Schweizer 300C

Вертолет Hughes 300C (ныне Schweizer 300C) создан по классической одновинтовой схеме. Его размеры относительно невелики: длина – 9,4 м, высота – 2,67 м и ширина – 2,44 м (при частично сложенных лопастях) (рис. 2.21.2).

Максимальная взлетная масса – 930 кг; максимальная крейсерская скорость у земли – 145 км/ч; на высоте 1220 м – 153 км/ч; максимальная скороподъемность – 3,82 м/с; статический потолок без учета влияния земли – 840 м; дальность – 370 км (на высоте 1220 м).

Облик вертолета определяют пилотская кабина оригинальной формы с большой площадью остекления, открытая силовая установка с оппозитным поршневым двигателем, ползковое шасси, трехлопастный трехшарнирный несущий винт и хвостовая сборная цилиндрическая балка из алюминиевых сплавов.

Фюзеляж (рис. 2.21.3) сварной ферменной конструкции из стальных труб и дюралевой обшивки. В передней части на балочном силовом полу размещена трехместная полумонококовая кабина своеобразной и характерной «стрекозиной» формы с большим плексигласовым фонарем.

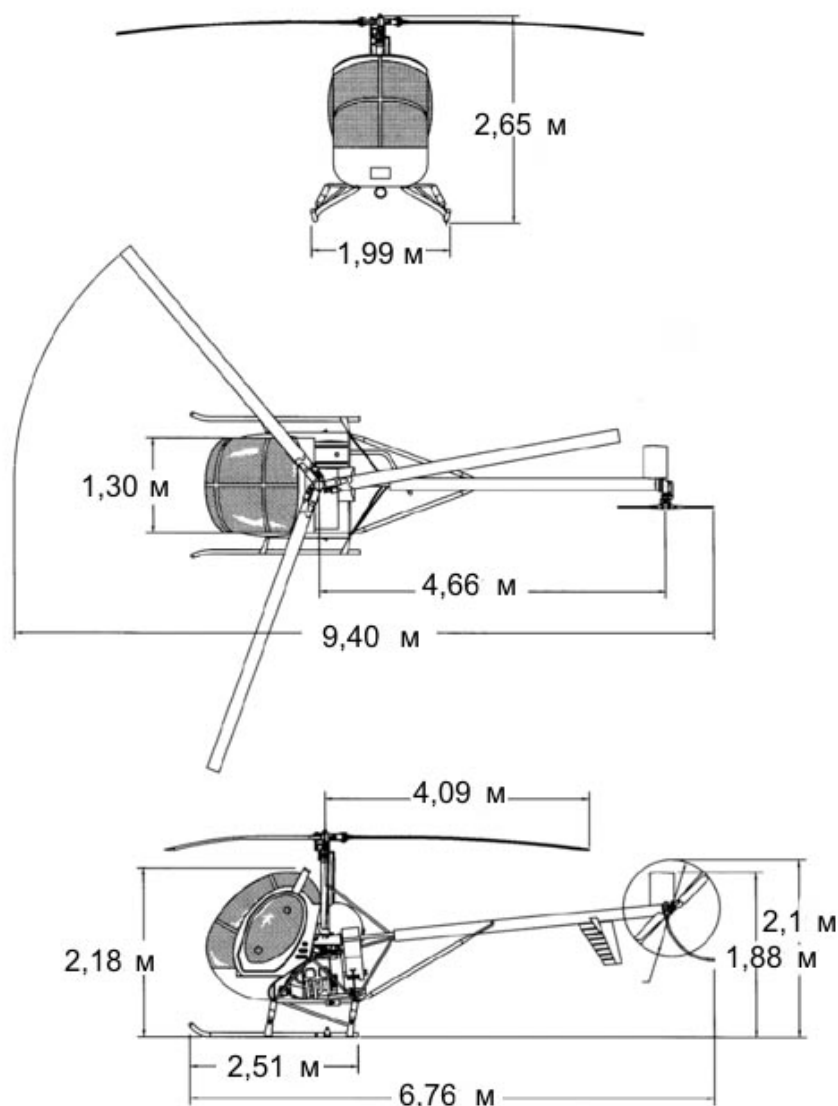


Рис. 2.21.2. Схема вертолета Schweizer 300С

Обзор из кабины – практически 360°. Длина кабины – 1,4 м, ширина – 1,3 м, высота – 1,32 м. Эллипсовидные прозрачные двери кабины открываются вперед, имеют высоту 1,09 м, ширину 0,97 м. Летчик и два пассажира располагаются рядом, плечом к плечу на удобных мягких креслах. Кабина оборудована вентиляцией, системой обогрева и некоторыми другими элементами комфорта. Багажный отсек под полом кабины вмещает 45 кг багажа.

Сразу за багажником, непосредственно под сиденьями, установлен горизонтально четырехцилиндровый оппозитный двигатель coming НПО-360-D1A (рис. 2.21.4). В середине 70-х годов в качестве альтернативного рассматривался роторно-поршневой мотор Wankel RC2-60 в 185 л.с. Два алюминиевых топливных бака общим объемом 185,5 л (133 л на модели 300СВ) расположены над двигателем. Здесь же находится маслобак вместимостью 9,5 л (см. рис. 2.21.3). Ресурс двигателя – 2200 ч.



Рис. 2.21.3. Конструкция фюзеляжа и силовая установка

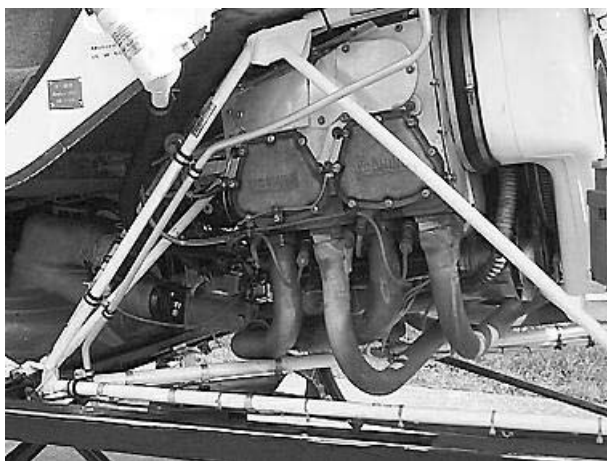


Рис. 2.21.4. Двигатель Lycoming серии 360

*Трансмиссия* (рис. 2.21.5) выполнена исключительно простой конструкции. Двигатель посредством клиноременной передачи приводит трансмиссионный вал и редуктор несущего винта. Автоматическая электросистема контролирует натяжение ремня. Трансмиссионный вал проходит внутри хвостовой балки к редуктору рулевого винта. Редукторы с шестернями со спиральными зубьями. Передаточное число от вала двигателя к валу несущего винта – 6,8:1, к валу рулевого винта – 1:0,97.

*Несущий винт* – трехлопастный с шарнирным креплением лопастей и эластомерными демпферами (рис. 2.21.5, 2.21.6). Лопасты – металлические, клееной конструкции, прямоугольной формы в плане, со штампованным лонжероном из алюминиевого сплава. Профиль лопасти NACA 0015, хорда – 0,171 м. На 0,75 радиуса лопасти расположены триммеры.

*Рулевой винт* установлен на универсальном шарнире (рис. 2.21.7). Лопасты имеют лонжерон, выполненный из стальной трубы, и обшивку из стекловолокна.



Рис. 2.21.5. Несущий винт и трансмиссия

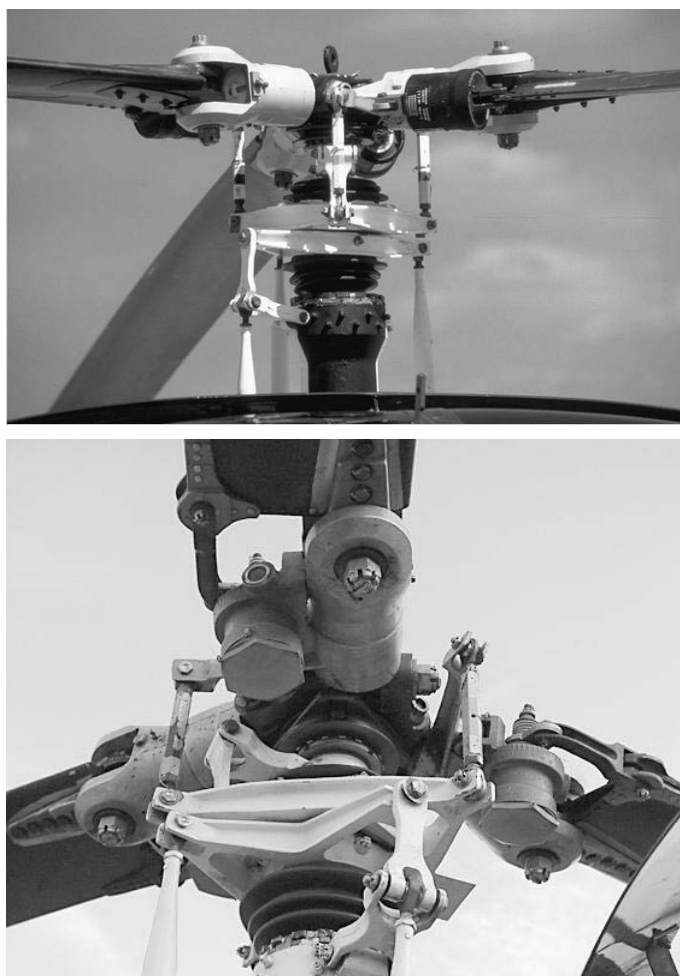


Рис. 2.21.6. Втулка несущего винта и автомат перекося

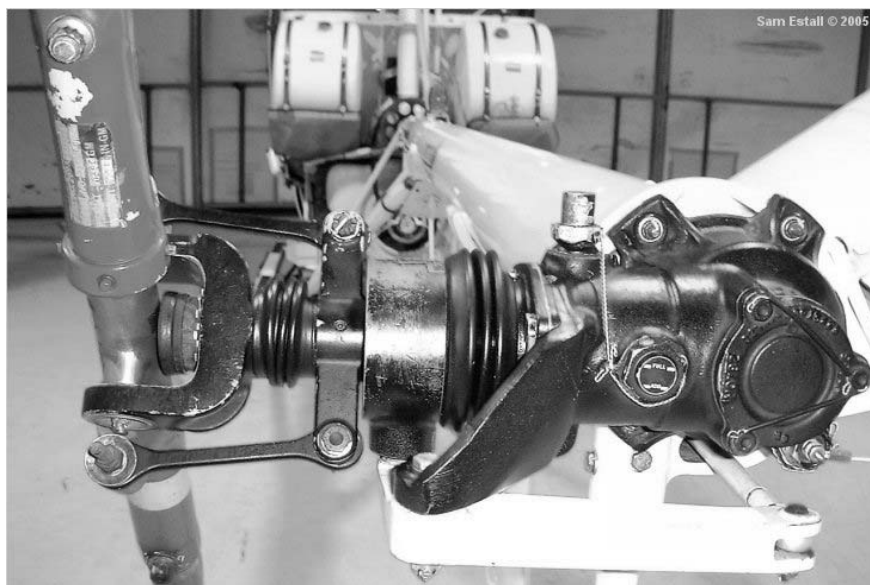


Рис. 2.21.7. Втулка рулевого винта

*Хвостовая балка* (рис. 2.21.8) – усиленная снизу кронштейнами дюралюминиевая труба, на которой установлено вертикальное и горизонтальное оперение площадью 0,26 и 0,32 м<sup>2</sup> соответственно.



Рис. 2.21.8. Хвостовая балка

*Шасси* – неубирающееся, ползковое, длина лыж – 2,51 м, колея – 1,99 м. Стойки с пневмогидравлической амортизацией. На ползках установлены колеса для перемещения вертолета на стоянке. Ползки могут быть заменены поплавками из нейлона с полиуретановым покрытием длиной 4,7 м и массой 27,2 кг (рис. 2.21.9).

*Система управления* – стандартная, облегченного типа. Проводка управления жесткая. В системе продольно-поперечного управления установлен электрический триммерный механизм. Электросистема состоит из генератора переменного тока (24 В, 70 А), аккумуляторной батареи (24 В),

электростартера и розетки разъема наземного питания.



Рис. 2.21.9. Вертолет на поплавковом шасси

В настоящее время радиооборудование вертолета состоит из приемопередатчика AlliedSignal KY-196 с внутренней переговорной системой, радиоответчика KR-86ADF или KT-76A, автоматического радиопеленгатора 650A или KR-86. Стандартный набор приборного оборудования (рис. 2.21.10) обеспечивает пилотирование вертолета в условиях естественного освещения и при положительной температуре воздуха. Противообледенительная система не предусмотрена. Для полетов ночью вертолет оборудован прожектором.



Рис. 2.21.10. Приборное оборудование вертолета

Эксплуатационная гибкость вертолета 300С многократно увеличивается при использовании широкого спектра предлагаемых опций оборудования. Даже при полной заправке топливом с экипажем из двух

человек вертолет способен решать множество различных задач с дополнительным оборудованием:

- крюк для транспортировки грузов на наружной подвеске;
- комплект оборудования для летного обучения по «Правилам полетов по приборам»;
- тепловизоры и фары-искатели для нужд полицейского патрулирования;
- комплект оборудования для аэрофотосъемки;
- регулятор постоянных оборотов несущего винта для симуляции управления силовой установкой «как с ГТД»;
- грузовые поддоны для транспортировки грузов;
- баллонеты для работы на воде.

Ключевыми средствами для достижения таких высоких показателей безопасности вертолета Schweizer 300C являются следующие конструктивные мероприятия:

- стратегическое расположение двигателя в целях смещения центра тяжести вертолета вниз;
- ударопоглощающее шасси, сминаемые сиденья, выполненные из алюминиевых труб, энергопоглощающая конструкция фюзеляжа для надежной защиты лиц, находящихся на борту;
- размещение топливных баков отдельно от основной конструкции для противопожарной защиты;
- общая компоновка, обеспечивающая целостность кабины и защиту от соударения лопастей в ожидаемых условиях эксплуатации.

Характеристики вертолета Schweizer 300C изображены на рис. 2.21.11 – 2.21.18.

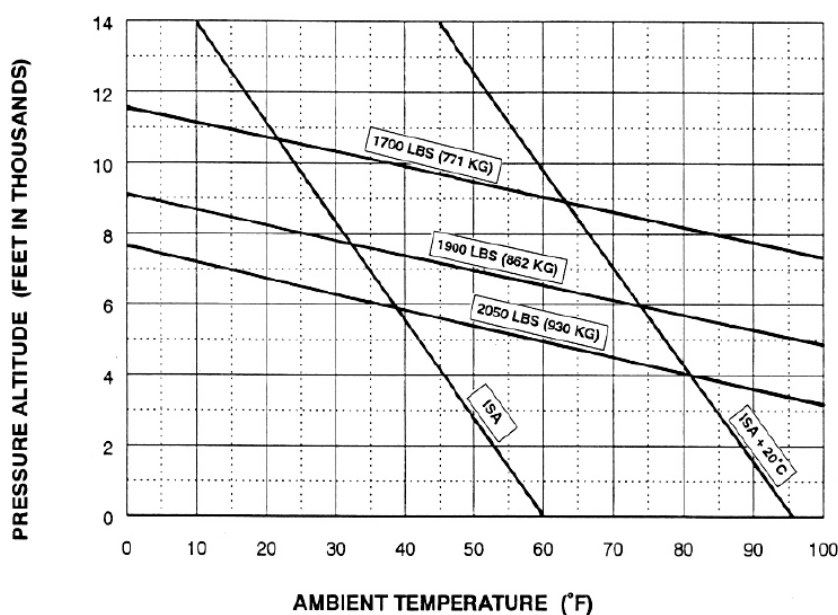


Рис. 2.21.11. Hover Ceiling In-Ground-Effect



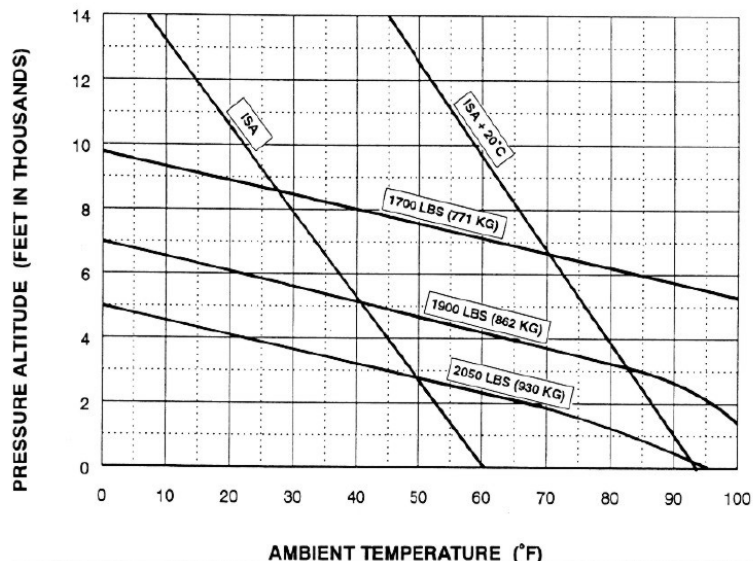


Рис. 2.21.12. Hover Ceiling Out-of-Ground-Effect

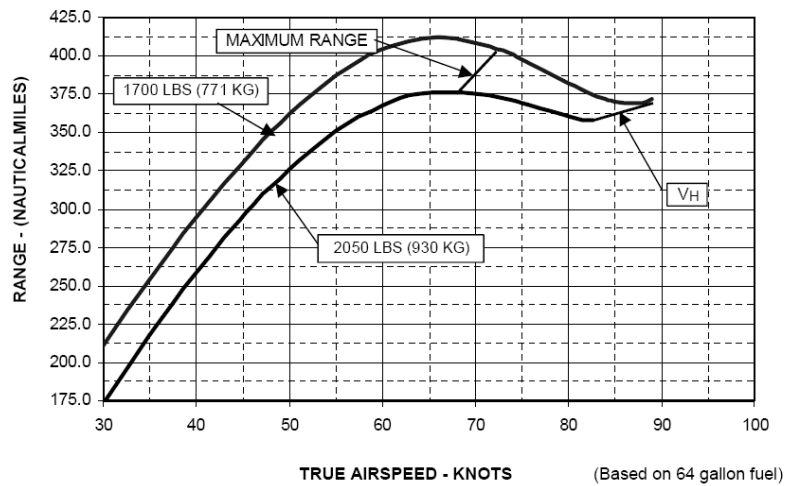


Рис. 2.21.13. Speed vs. Range

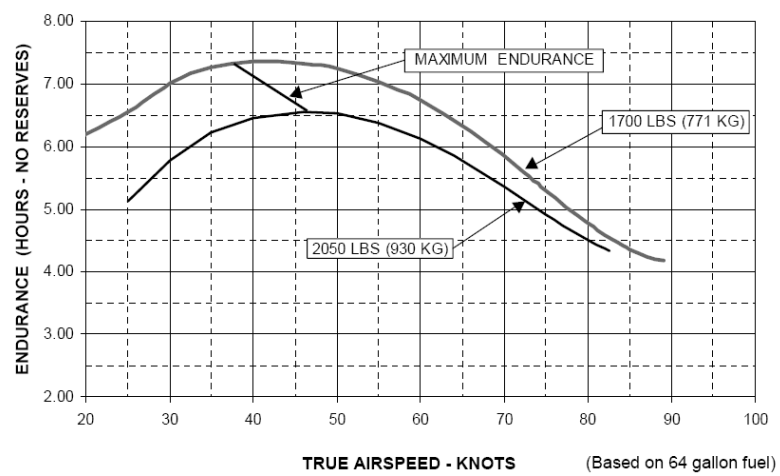


Рис. 2.21.14. Speed vs. Endurance

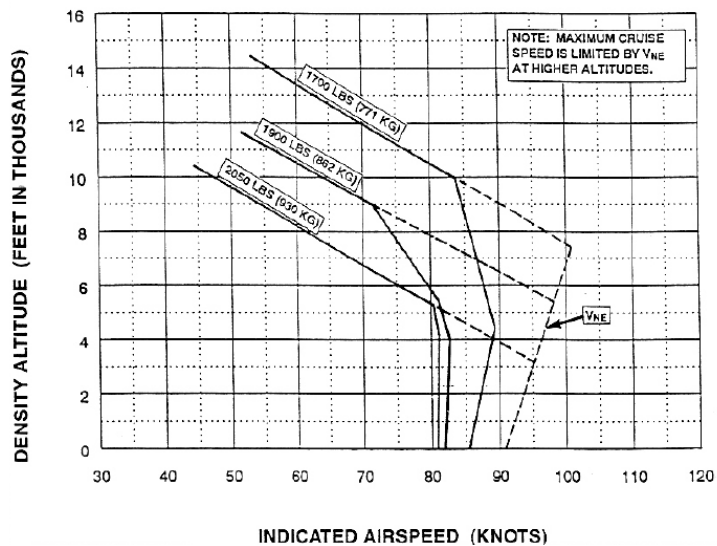


Рис. 2.21.15.  $V_{NE}$  vs. Density Altitude

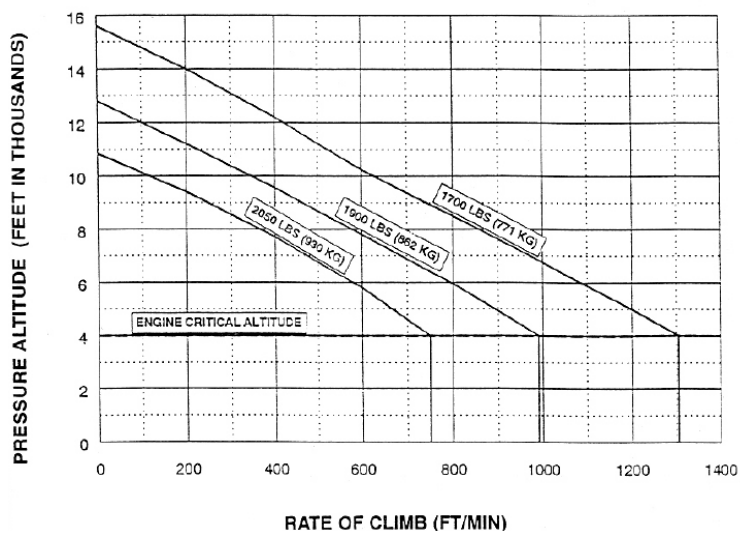


Рис. 2.21.16. Rate of Climb Chart

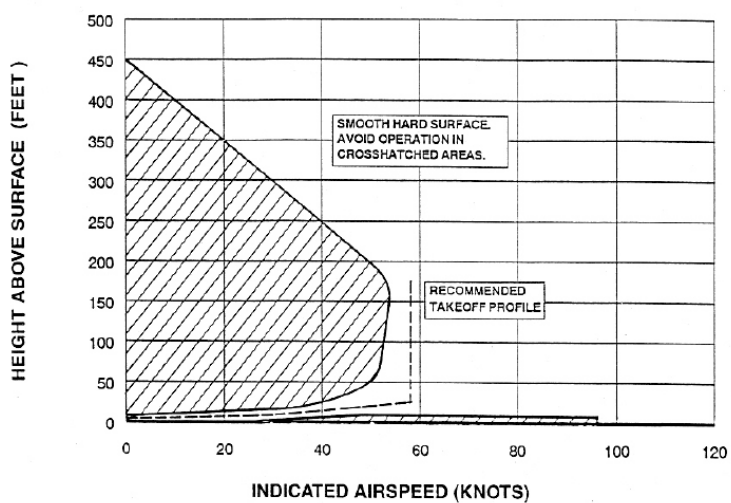


Рис. 2.21.17. Height-Velocity Diagram

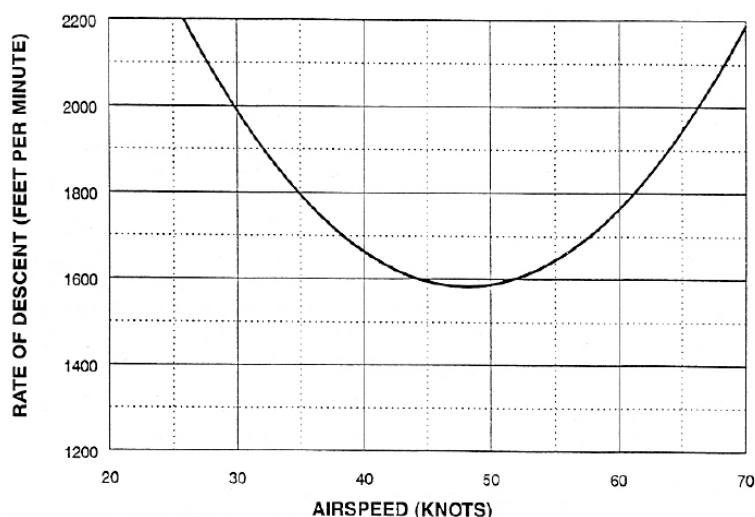


Рис. 2.21.18. Autorotation Rate of Descent

## 2.22. Вертолет Schweizer 300CB

Разработанный в 1993 г. Schweizer 300CB (рис. 2.22.1, табл. 2.22) – это специализированная учебно-тренировочная модификация. Вертолет двухместный, оснащен двойным комплектом рычагов управления, менее мощным (для снижения эксплуатационных расходов) двигателем Lycoming HO-360-C1A в 180 л.с., топливными баками меньшего (132 л) объема, новой «безуходной» втулкой, переделанным валом несущего винта и некоторыми другими нововведениями, призванными снизить стоимость эксплуатации и повысить пилотажные характеристики. Безопасность вертолета повышена вследствие применения удароустойчивого герметичного топливного бака, энергопоглощающей конструкции пола кабины и сидений, а также специальной системы, защищающей кабину от случайного удара лопастью при аварии.

Вариант с инжекторным впрыском топлива, автоматической системой контроля работы винтомоторной группы и некоторыми другими доработками в системах называется Schweizer 300CBi (рис. 2.22.2).

Schweizer 300CB прошел в 1995 г. (300CBi – в 2002 г.) сертификацию и в настоящее время пользуется неплохим спросом в летных школах и училищах крупного и среднего уровней, где уверенно конкурирует с лидером рынка двухместным Robinson R.22, но уступает ему в борьбе за индивидуального владельца-спортсмена из-за относительно высокой стоимости. Ресурс большинства агрегатов вертолета достигает 4000 ч (на модели 300CB – 2000 ч). Schweizer 300CB считается самым безопасным средством первоначального обучения. Отмечая в 2004 г. двадцатилетие производства вертолетов, президент Schweizer Aircraft отметил, что флот Schweizer 300CB «налетал» уже свыше 250 тыс. ч и продемонстрировал самый низкий среди машин с поршневыми двигателями процент

авиационных аварий и катастроф.



Рис. 2.22.1. Вертолет Schweizer 300CB



Рис. 2.22.2. Вертолет Schweizer 300CBi

Schweizer-300CB разработан для оптимизации летной подготовки. Кабина вертолета приятна для визуального восприятия и удобна для пилотов. Просторная кабина и регулируемые педали путевого управления позволяют пилоту занять удобное положение. Использование общепринятой компоновки органов управления вертолетом обеспечивает освоение новых типов вертолетов. Вертолет послушен в управлении, обладает высокой степенью устойчивости и маневренности.

Производство Schweizer-300CB составляет примерно 12-17 машин в год.

Таблица 2.22

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Schweizer 300 СВ [ 2 ]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		
2	Страна – США фирма «Schweizer»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		
5	$m_0$ , кг				$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг	793,8			$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг	493,5			$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$		
8	$m_{\text{ин}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	300,3			$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		15,1 м		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,166*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		
12	$V_{\text{кр}} K_{\text{ПН}}$ , км/ч				$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч				$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.	2			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \varphi_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, \text{м}$	9,4 (вр.в)		2,65	Тип	3-	2-
17	$l_{\text{н-р}}, \varphi_{\text{кор}}, \text{м}$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	8,18	1,3
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$		
19	Textron Lycoming НЮ360С1А				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$		
20	Страна – США				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1 ПД 180 л.с.				$\varphi_{\text{ЛНВ}}, \text{м}$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	132	118,8	99	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч	37...47 кг/ч			$\overline{C}_{\text{конц}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C}_{\text{корн}}$		
26	$n_{\text{де}}$ , об/мин	2500...2700			$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с	192,9	
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин	436...471			$\frac{C_T}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		135	0,95*	$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		95		$M_{\text{КР}}$ , кгм		

Окончание табл. 2.22

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	6,76	Тип и кол-во опор	П
2	$e_{\phi}$ , м	1,30	база/колея, м	$\overline{1,99}$
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y.\max}$ , м/с	7
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	2377 (СВ3) 1707 (БВ3)
8	$e_K$ , м		$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{np}$ , м	4300
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\overline{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{ВО}}{S_{ВО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	3,0
15	$L_{ВО}$ , м		$V^{ЭК}$ , км/ч	

### 2.22.1. Конструкция вертолета Schweizer 300СВ

Вертолет Schweizer 300СВ представляет собой «базовую» версию стандартного вертолета модели 300С (рис. 2.22.3). Вертолет, сконструированный специально для подготовки летчиков и выполнения «мелких» перевозок, двухместный с правым командирским местом. С одной стороны, в нем сохранены проверенная система привода, ротор и органы управления модели 300С, а с другой – вертолет доработан в целях снижения расходов на производство и обслуживание.

На вертолете 300СВ установлен двигатель Textron Lycoming HO-360-C1A мощностью 180 л.с. (взлетной и максимальной крейсерской) при 2700 об/мин (рис. 2.22.4). Скорость вращения двигателя 2500...2700 об/мин, скорость вращения несущего винта 436...471 об/мин. Таким образом, максимальная скорость вращения несущего винта с введенной (471 об/мин) и невведенной (390...504 об/мин) муфтой сохраняется такой же, как и на модели 300С.

На модели 300СВ упрощены установка и обслуживание двигателя. Прежде всего, межремонтный ресурс повышен до 2200 ч, что на 700 ч

больше по сравнению с двигателем НЮ-360-D1А (на 300С), что снижает эксплуатационные расходы.

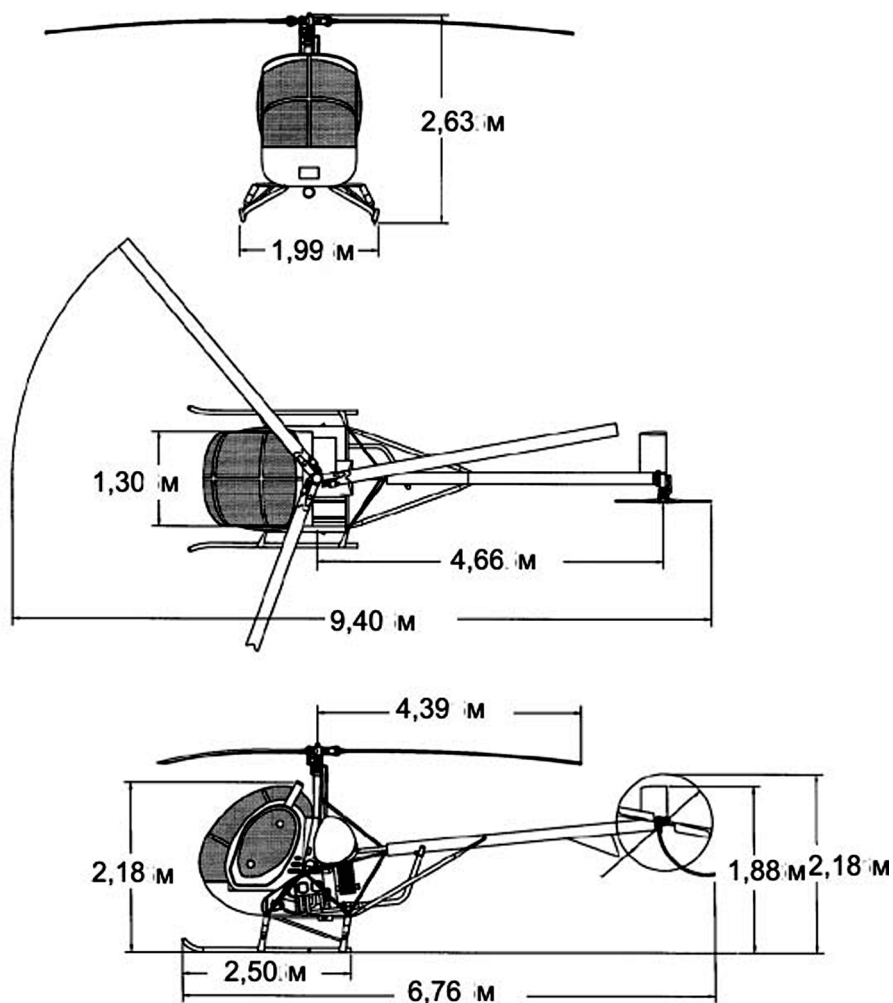


Рис. 2.22.3. Схема вертолета Schweizer 300CB



Рис. 2.22.4. Компоновка двигателя и трансмиссии  
На двигателе НЮ-360-D1А вместо сервопоса установлен карбюратор.

Наличие поплавковой камеры и расположение бензобака обеспечивают подачу топлива в двигатель самотеком, что снимает необходимость установки электрического топливного насоса. Двигатель Lycoming имеет большой запас по перегрузке, что снижает риск отказов.

300СВ спроектирован для обеспечения минимального уровня трудозатрат на техническое обслуживание, удобен в эксплуатации в полевых условиях. Единственное обслуживание, которого требует вертолет в период между 100-часовыми регламентными проверками, – смазка несущей системы через каждые 25 ч и замена масла через каждые 50 ч. Каждая 100-часовая проверка включает в себя несложные процедуры осмотров и обслуживания до наступления срока 600-часового обслуживания.

На вертолете установлен полнопоточный масляный фильтр, который легко доступен, что значительно облегчает его обслуживание. Кроме того, на двигателе вертолета модели 300СВ установлен только один прерыватель магнето в отличие от двух на модели 300С.

Обслуживание двигателя на вертолете 300СВ упрощается вследствие установки новой алюминиево-стекловолоконной нижней обшивки кабины и системы воздушного фильтра. Средняя часть обшивки также изготовлена из алюминия и установлена стационарно. В ней расположены первичный, вторичный воздухозаборники, а также воздухозаборник обогрева карбюратора. Конструкция средней части обшивки такова, что перед впуском в двигатель воздух в первичном воздухозаборнике и в воздухозаборнике обогрева карбюратора предварительно фильтруется. Воздушный фильтр быстросъемный. Две боковые секции нижней обшивки также быстросъемные, один механик может снять или установить их в течение нескольких секунд.

Одно из усовершенствований силовой установки – система выхлопа. Она направляет выхлопные газы вверх в сбегающий воздушный поток несущего винта. Смещение выхлопа с потоком несущего винта обеспечивает снижение шума. В результате проверки FAA вертолет модели 300С с такой выхлопной системой в соответствии с нормами FAR 36 (Приложение J) имеет меньший уровень шума, чем вертолет, оснащенный глушителем или глушителем/резонатором. Новая выхлопная система создает значительно меньшее противодействие, чем система с глушителем или глушителем/резонатором. В результате налицо минимальная потеря мощности. Кроме того, масса новой выхлопной системы (3,2 кг) ниже, чем системы с глушителем (3,8 кг) или глушителем/резонатором (7 кг).

Другие особенности модели 300СВ – топливный бак объемом 136 л, монолитная втулка верхнего шкива, алюминиевый спойлер на кабине и вертикальный стабилизатор, идентичный стабилизатору модели ТН-55. Топливный бак, больший по объему в сравнении с моделью 300С, увеличивает продолжительность полета вертолета модели 300СВ до трех с лишним часов. Монолитный верхний шкив заменен более сложным по конструкции шкивом,



установленным на модели 300С, и значительно проще в обслуживании. Замена стекловолоконного спойлера на алюминиевый многократно снизила трудозатраты и повысила прочность спойлера при боковых нагрузках. Возврат к вертикальному стабилизатору ТН-55 также намного уменьшил затраты на его производство. Испытательные полеты показали, что с треугольным вертикальным стабилизатором устойчивость вертолета более чем достаточна. Для работы в районах с холодным климатом дополнительно можно устанавливать обогреватель. Высокопроизводительный вентилятор устанавливают под полом кабины. Забирая горячий воздух от горизонтальной части выхлопной трубы, он подает воздух в кабину через регулируемые жалюзи в полу кабины. На приборной панели установлен реостат, с помощью которого пилот может контролировать температуру в кабине (рис. 2.22.5).



Рис. 2.22.5. Кабина вертолета

В целях уменьшения прямых эксплуатационных затрат и простоев вертолета назначенные ресурсы для осевых шарниров, хвостовой балки, горизонтального стабилизатора и вала несущего винта составляют 4200 ч (рис. 2.22.6).



Рис. 2.22.6. Автомат перекося несущего винта

Что касается безопасности, то вертолет модели 300СВ унаследовал трехступенчатую систему поглощения энергии удара от модели 300С: демпферы шасси, сминаемая конструкция пола и конструкция сиденья, которые

сводят к минимуму нагрузки на пилота и пассажира при аварии (рис. 2.22.7).

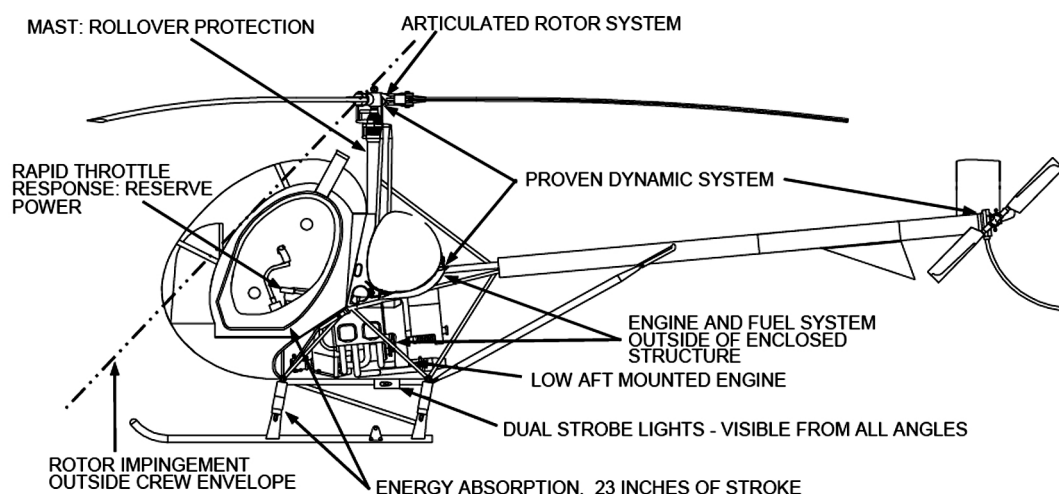


Рис. 2.22.7. Система безопасности вертолета

Представив новую модель 300CB, компания Schweizer показала наиболее гибкий, надежный и совершенный из существующих на сегодняшний день вертолетов с поршневой силовой установкой. Значительная особенность 300CB – минимальные затраты при его эксплуатации в целях летного обучения.

Разработанные для Schweizer 300C и Schweizer 300CB различные системы дополнительного подвешного оборудования существенно расширяют возможности вертолета. С этой точки зрения определенный интерес представляют грузовые контейнеры, которые устанавливают с одной или сразу с двух сторон вертолета. Вместимость одного контейнера – 0,246 м<sup>3</sup>, грузоподъемность – 90 кг. Контейнеры позволяют снизить существенный недостаток вертолетов 269-го семейства – малую вместимость кабины и багажника.

Летные характеристики модели Schweizer 300CB сравнимы с другими легкими вертолетами, а во многом и превосходят их (рис. 2.22.8 – 2.22.11):

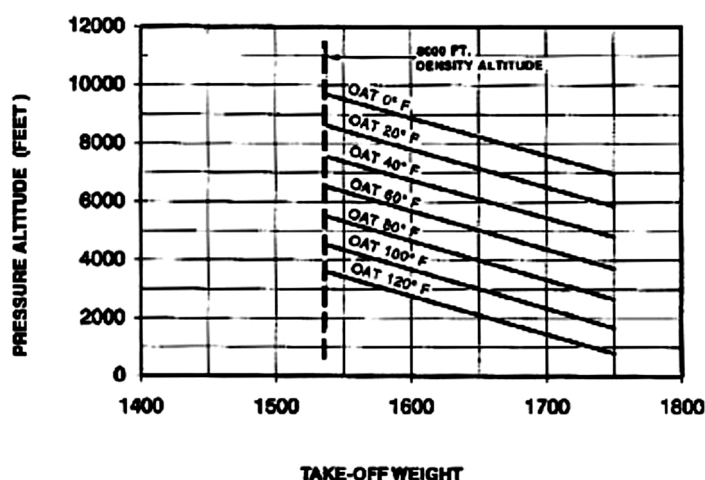


Рис. 2.22.8. HIGE Ceiling vs Take-Off Weight

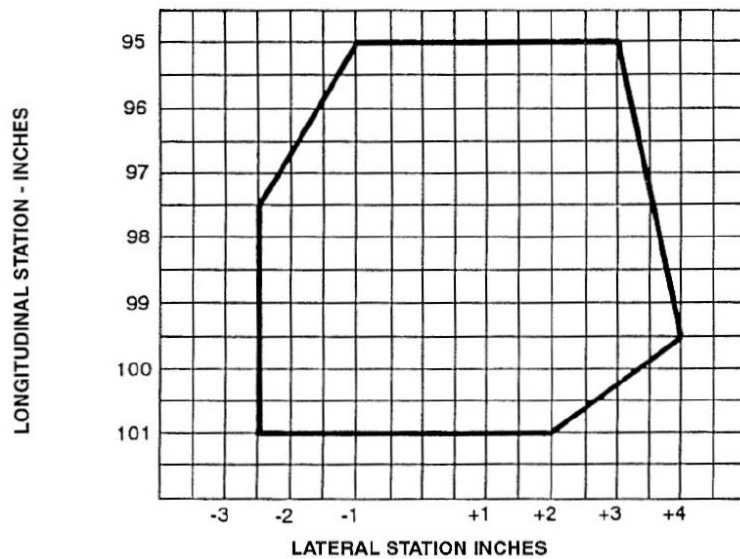


Рис. 2.22.9. Center of Gravity Envelope

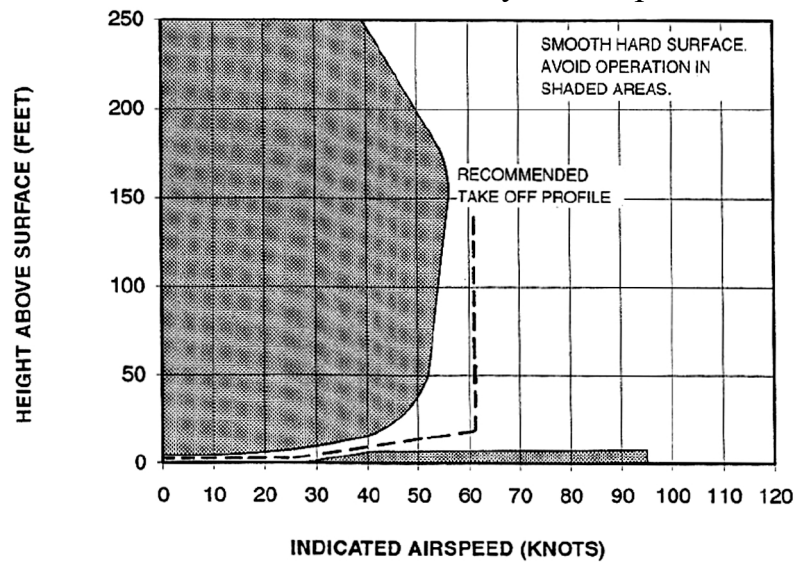


Рис. 2.22.10. Height-Velocity Diagram

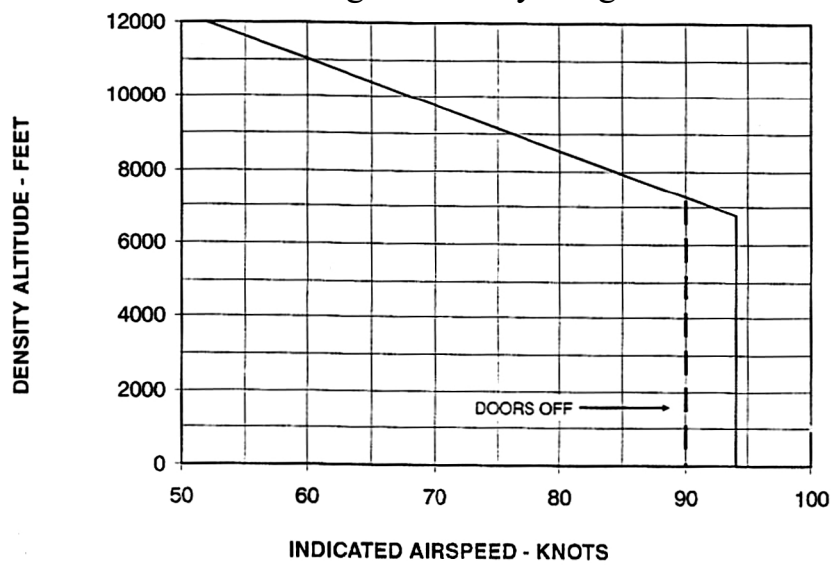


Рис. 2.22.11.  $V_{NE}$  vs Density Altitude

Спроектированный специально для обучения Schweizer 300CB демонстрирует высокие характеристики управляемости, надежности и безопасности. Отличительные особенности вертолета:

- превосходные характеристики управляемости, мягкие и адекватные усилия на органах управления, отсутствие вибраций;
- исключительные резервы по прочности и запасу мощности;
- ударопоглощающая конструкция;
- отличные характеристики авторотации, просторная кабина и большая коммерческая нагрузка;
- возможности замены компонентов в полевых условиях для обеспечения обслуживания;
- графики обслуживания оптимизированы для уменьшения простоев вертолета и эксплуатационных затрат.

### **2.23. Вертолет Hughes 369**

Легкий вертолет наблюдения Hughes Модель 369 (рис. 2.23.1, табл. 2.23) был выбран среди вертолетов, представленных на конкурс совместно с компаниями Белл (Bell) и Хиллер (Hiller), и ему было дано обозначение НО-6 (позже ОН-6).



Рис. 2.23.1. Вертолет Hughes 369

Эта удачная машина установила серию международных рекордов. В кабине вертолета размещается экипаж из двух человек. В задней части она имеет два складывающихся сиденья, которые в сложенном виде открывают пространство пола для перевозки четырех полностью экипированных солдат или достаточно тяжелого (экономически целесообразного) груза.

Таблица 2.23

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Hughes 369 [2]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		
2	Страна – США, фирма «Hughes»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		
5	$m_0$ , кг	980	100%		$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг	1225	125%		$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг	557	57%		$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$		
8	$m_{\text{цн}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	450	46%		$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		21,8		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,24*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч		98,9*		$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч		96,9*		$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.	1961	27.02.1969	1966.1971			
15	пас., дес., ран.	3÷4			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \varphi_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$	9,25 (вр.в)			Тип	4-	2-
17	$l_{\text{н-р}}, \varphi_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	8,03	1,3
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$	0,055	
19	Аллисон Т-63-А-5А				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	1,0	1,0
20	Страна –США				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1ТДВ 317 л.с.				$\varphi_{\text{ЛНВ}}, M$	0,171	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	233	200	175	проф. корн.	NACA 0015	
24	$C_e$ , кгс/л.с.·ч	0,32	0,34	0,35	$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{\text{ов}}$ , об/мин				$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с	199	
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин	472,9			$\frac{C_T}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\vec{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/ кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	КОЛ-ВО ТОПЛИВА, КГ: ОСН. И ДОП.		230 л		$M_{\text{КР}}$ , кгм		

Окончание табл. 2.23

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	7,01	Тип и кол-во опор	П
2	$b_{\phi}$ , м	1,39	база/колея, м	<u>2,06</u>
3	$h_{\phi}$ , м	2,48	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>	2,38*	$V_{\max}$ , км/ч	240
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>	21,7*	$V_{кр}$ , км/ч	230
6	Кабина		$V_{у\max}$ , м/с	10,25
7	$l_K$ , м	2,44	$H_{ст}$ , м	
8	$b_K$ , м	1,37	$H_{дин}$ , м	1830 (БВЗ)
9	$h_K$ , м	1,31	$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	605
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}, \frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	3,27
15	$L_{BO}$ , м		$V_{эк}$ , км/ч	106

### 2.23.1. Конструкция вертолета Hughes 369

Вертолет одновинтовой схемы с хвостовым винтом, одним ТВД и лыжным шасси (рис. 2.23.2, 2.23.3).



Рис. 2.23.2. Вертолет Hughes 369

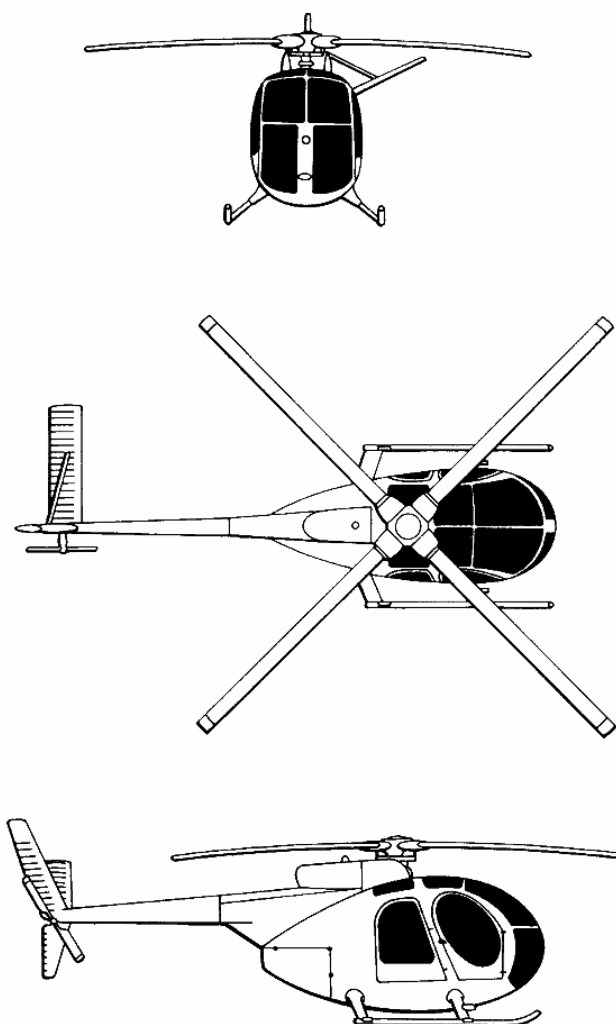


Рис. 2.23.3. Схема вертолета Hughes 369

*Фюзеляж* – цельнометаллический типа полумонокок каплеобразной формы. К хвостовой балке крепят верхний и нижний кили и горизонтальный стабилизатор. В кабине экипажа находятся рядом летчик и наблюдатель, в грузовой кабине – четыре вооруженных солдата на полу или два – на двух откидных сиденьях. С каждой стороны вертолета расположены двери кабины экипажа и грузовой кабины.

*Несущий винт* с упругим креплением лопастей. *Лопаст*и – прямоугольной формы в плане, цельнометаллические клееные с С-образным штампованным лонжероном из алюминиевого сплава, складывающиеся. Крепят их к втулке с помощью торсионов.

*Рулевой винт* с общим косым горизонтальным шарниром и общим торсионом, к которому крепят лопасти. *Лопаст*и – прямоугольной формы в плане, имеют стальной лонжерон и обшивку из стеклопластика.

*Двигатель* размещен под углом  $45^\circ$  в хвостовой части фюзеляжа. Воздухозаборник расположен в передней части обтекателя вала несущего винта. Сухая масса двигателя – 63 кг.

*Трансмиссия* включает в себя двухступенчатый главный редуктор и редуктор рулевого винта. Главный редуктор охлаждается вентилятором, установленным на выходном валу двигателя. Вал привода рулевого винта выполнен из алюминиевого сплава, масса – 2,7 кг. Передаточное отношение от двигателя к несущему винту – 12,8:1, от двигателя к рулевому винту – 1,98:1.

*Топливная система* состоит из двух протектированных баков, расположенных под полом грузовой кабины, емкость баков – 232 л.

*Система управления* – стандартная, облегченного типа (рис. 2.23.4). Проводка управления – жесткая. Предусмотрен электрический триммер разгрузки ручки управления.



Рис. 2.23.4. Кабина пилота

## **2.24. Вертолет Schweizer 330**

Начиная с 60-х годов прошедшего столетия конструкторы фирмы Hughes предпринимали попытки установить на малом вертолете газотурбинный двигатель, но все они ограничивались созданием только экспериментальных образцов. Потребность в вертолете такого типа вновь возникла во второй половине 80-х годов, когда вооруженные силы США объявили о своем желании заказать для летных училищ новые учебные вертолеты с ГТД. Для повышения интенсификации подготовки в кабине помимо инструктора должно было находиться не менее двух учеников.

Конструкторы Schweizer создали новую модификацию Schweizer 330 (269D – по заводской нумерации) (рис. 2.24.1, табл. 2.24). 14 июня 1988 г. ее первый раз демонстрировали в воздухе и в 1992 г. она прошла сертификацию. Объемы кабины были увеличены вследствие удлинения ее на 0,61 м и расширения на 0,43 м.

Благодаря этому в кабине имеется три пилотских места, оснащенных



полным комплектом рычагов управления. Центральное место конструкторы немного приподняли и сдвинули назад относительно двух крайних, обеспечив таким образом удобство одновременного обучения сразу двух курсантов. В качестве силовой установки они использовали газотурбинный двигатель Allison 225-C10A с «обрезанной» взлетной мощностью 235 л.с. Вместимость топливных баков увеличили до 277 л.



Рис. 2.24.1. Вертолет Schweizer 330 (Модель 269D)

В сравнении с предыдущими моделями 330-я имеет обтекаемый фюзеляж и более высокие летные характеристики. Уникальная форма фюзеляжа в сочетании с развитым горизонтальным и вертикальным оперением обеспечивает хорошую устойчивость в полете. Простая и надежная конструкция автомата перекаса, гидравлическое бустерное управление и развитое оперение облегчают работу пилоту. Установка газотурбинного двигателя, специальные решения в конструкции фюзеляжа снижают уровень шума и вибраций, что в сочетании с анатомическими креслами повышает комфорт пассажиров и снижает утомляемость пилота.

Для достижения требуемых летно-технических данных передней части кабины придали остроносую форму, силовую установку закапотировали. Фюзеляж Schweizer 330 с помощью обтекателей из легких сплавов и композитов плавно переходит в хвостовую балку. Возросла площадь вертикального хвостового оперения. Изменилось и приборное оборудование. Оно стало современным с отображением информации на объединенных дисплеях на жидких кристаллах. На вертолете предусматривалось использовать семь вариантов комплекта учебно-тренировочного оборудования.

К большому сожалению сотрудников фирмы Schweizer Aircraft, военный департамент США по соображениям, ведомым только чиновникам, предпочел принять на вооружение учебно-тренировочную версию значительно более тяжелого Bell 407. Schweizer 330 с 1993 г. стали продавать гражданским эксплуатантам в многоцелевом варианте.

Таблица 2.24

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Schweizer 330 [2]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m_{\text{Л}}}$		
2	Страна – США, фирма «Schweizer», Иордания – лиц.				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ВТ}}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{НВ}}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ТР}}}$		
5	$m_0$ , кг				$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{СУ}}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг	1025			$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ПУ}}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг	517			$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m_{\text{Ф}}}$		
8	$m_{\text{цн}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ОП}}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	508			$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{РВ}}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		17,46 м		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m_{\text{Ш}}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг				$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ОБ}}}$		
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч				$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m_{\text{УПР}}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч				$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m_{\text{КОРП}}}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.	3			Несущий и рулевой винты		
16	$l_z, \theta_z, h_z, m$			3,4	Тип	3–	2–
17	$l_{\text{н-р}}, \theta_{\text{кор}}, m$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	8,65	1,3
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$		
19	Аллисон 250-С20В (225-С10А)				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	1,0	1,0
20	Страна – США				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1 ГТД		220 л.с.		$\theta_{\text{ЛНВ}}, \text{м}$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	161	144,9	120,7	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт	до 200 л.с.			$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{\text{ов}}$ , об/мин				$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с	217	
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин	479			$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		224		$M_{\text{КР}}$ , кгм		

Окончание табл. 2.24

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	6,82	Тип и кол-во опор	П
2	$b_{\phi}$ , м	1,90	база/колея, м	$\overline{1,9}$
3	$h_{\phi}$ , м	1,54	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	200
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	185
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	2469 (СВЗ)
8	$b_K$ , м	1,73	$H_{дин}$ , м	4900
9	$h_K$ , м	1,45	$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	556
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}, \frac{м}{м^2}$		$\overline{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{ВО}}{S_{ВО}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	3,8
15	$L_{ВО}$ , м			

### 2.24.1. Конструкция вертолета Schweizer 330

Фюзеляж Schweizer 330 участвует в создании подъемной силы на большинстве режимов полета, его форма позволяет оптимизировать воздушный поток, отбрасываемый несущим винтом (рис. 2.24.2, 2.24.3). При этом уменьшается вредное сопротивление и, соответственно, при той же мощности двигателя растет скорость горизонтального полета.

Многообъемный фюзеляж обеспечивает возможность многоцелевого использования вертолета как учебно-тренировочного, патрульного, административного. 330-й – первый трехместный газотурбинный вертолет, сертифицированный FAA и оборудованный дублированными органами управления для специальных тренировок.

Вертолет новой модели значительно более безопасный по сравнению с предыдущими. Безопасность полета обеспечивается рядом конструктивных решений. В частности, применением противоударного топливного бака, конструкцией пола кабины и сидений, поглощающих энергию удара при грубой или аварийной посадке.

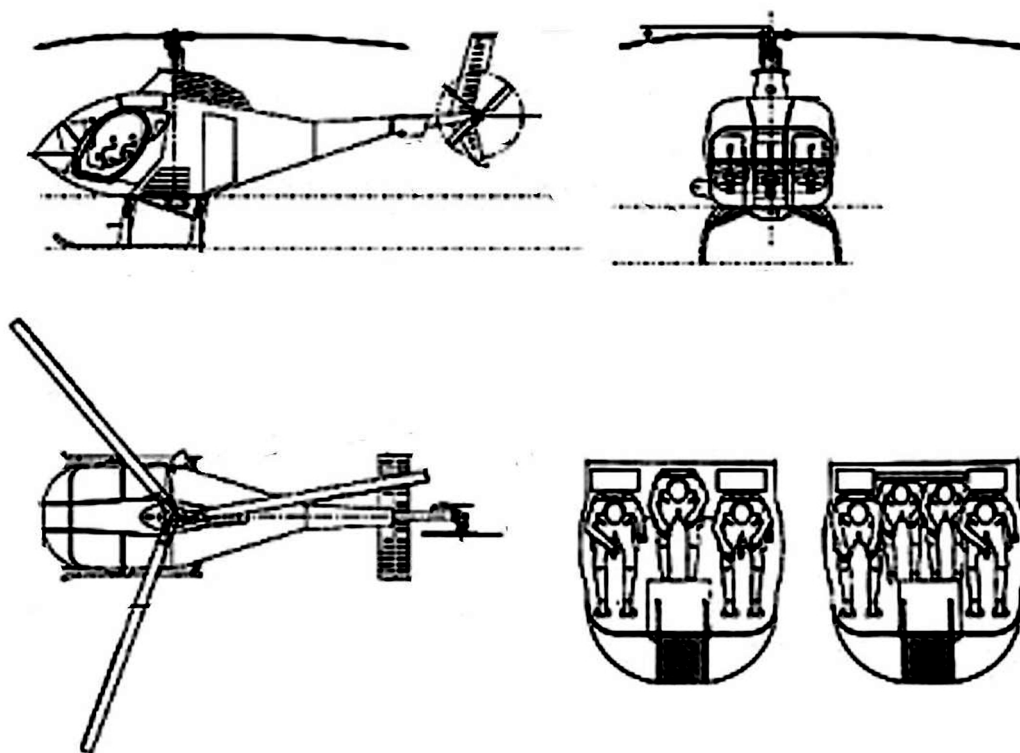


Рис. 2.24.2. Схема вертолета Schweizer 330



Рис. 2.24.3. Компоновка вертолета

Вертолет 330С оснащен *турбовальным ГТД* Аллисон 250-С20 (225-С10А), мощность которого 420 л.с. ограничена трансмиссией до 200 л.с. (рис. 2.24.4).

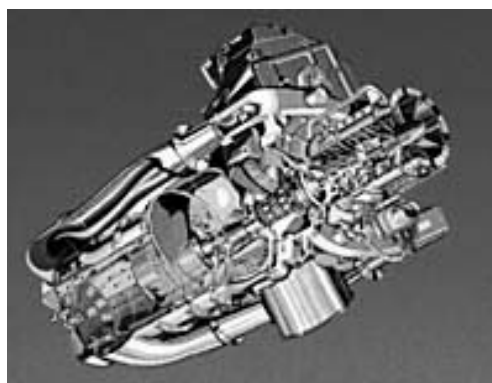


Рис. 2.24.4. Двигатель Аллисон 250-С20

Многие из применяемых на вертолете систем, в том числе *система управления* (рис. 2.24.5), а также *несущий винт* и динамические компоненты, аналогичны используемым на вертолете 300С с ПД. Скорость вращения несущего винта – 479 об/мин. Бортовую радиоэлектронную аппаратуру поставляет фирма Ханиуэлл.



Рис. 2.24.5. Кабина вертолета

Размеры вертолета по сравнению с вертолетом 300С изменились: диаметр несущего винта увеличен на 0,47 м; диаметр рулевого винта – на 0,127 м (это уменьшило нагрузку на ометаемую площадь винтов), что способствовало возможности полета на режиме самовращения и улучшению путевого управления; размеры кабана несущего винта – на 0,15 м; длина хвостовой балки – на 0,30 м.

Изменились также летные данные: крейсерская скорость увеличилась до 186 км/ч; статический потолок без учета влияния земли – до 3050 м; динамический потолок – до 4900 м; продолжительность полета уменьшилась до 3 ч. Длина кабины вертолета увеличена на  $\approx 0,61$  м, ширина – на 0,43 м. Остекленная часть кабины имеет усовершенствованную аэродинамическую форму. Центральное пассажирское кресло поднято (в тренировочном варианте) и сдвинуто назад, что дает возможность его использования обучающимся летчикам. Предусмотрено использование органов управления со всех трех пассажирских мест. Новый пульт управления, находящийся на возвышении, включает в себя панель управления (в соответствии с правилами полетов по приборам) с двумя многофункциональными дисплеями на ЭЛТ. Максимальный запас топлива на вертолете – 227 л. Хвостовая часть фюзеляжа и хвостовая балка заключены в обтекатели.

Преимущество вертолета модели 330 по сравнению с конкурентами – меньшие на 30 % эксплуатационные расходы. Кроме того, несущая система и многие агрегаты вертолета унифицированы с 300-й моделью, что облегчает поиск и приобретение запасных частей.

## 2.25. Вертолет Hughes OH-6A «Cayuse»

Вертолет начали разрабатывать в 1961 г. на основании конкурса армии США на легкий разведывательный и связной по программе LОН (Light Observed Helicopter). Вертолет OH-6A «Cayuse» (рис. 2.25.1, табл. 2.25), совершивший первый полет в 1963 г., был признан лучшим в конкурсе, где участвовали также вертолеты Bell OH-4 и Fairchild-Hiller OH-5. Серийное производство длилось с 1966 по 1971 гг. Всего построено 1434 вертолета.



Рис. 2.25.1. Вертолет Hughes OH-6A «Cayuse»

В 1966 г. на вертолете OH-6A установлено 23 международных рекорда, в том числе абсолютные рекорды дальности по прямой 3561 км и по замкнутому кругу 2800 км. Вертолет OH-6A и его гражданский вариант – Hughes 500A с одним ГТД Allison 250-C18 мощностью 236 кВт, стали базовыми для большого числа военных и гражданских модификаций. Построено более 4000 вертолетов всех модификаций.

Модификации:

- Вертолет OH-6C и его гражданский вариант Hughes 500C (рис. 2.25.2) были снабжены ГТД 250-C20 с увеличенной мощностью 280 кВт и отличались улучшенными высотными характеристиками. Выпускали их серийно вместе с вертолетами OH-6A и 500A.



Рис. 2.25.2. Вертолет Hughes 500C

- OH-6D «Super Scout» был снабжен ГТД Allison 250-C20B мощностью 317 кВт, пятилопастным несущим винтом и Т-образным оперением; отличался увеличенной грузоподъемностью и большей взлетной массой; предлагался по программе усовершенствованного разведывательного вертолета ASH (Advanced Scout Helicopter). Совершил первый полет в 1974 г., серийно производился в США в 1975 – 1983 гг., а также по лицензии в Аргентине, Италии, Южной Корее и Японии. Гражданские варианты Hughes 500D и 500E после приобретения фирмой McDonnell-Douglas фирмы Hughes получили обозначения MD 500D (рис. 2.25.3) и MD 500E (рис. 2.25.4).



Рис. 2.25.3. Вертолет Hughes 500D



Рис. 2.25.4. Вертолет Hughes 500E

- MD 500MD «Scout Defender» – легкий многоцелевой и противотанковый вертолет; снабжен пилонами для установки ПТУР, НАР или пулеметов в контейнерах.
- MD 500D «Tow Defender» (рис. 2.25.5) – легкий противотанковый вертолет, может нести четыре ПТУР «Tow», снабжен прицелом в носовой части фюзеляжа.



Рис. 2.25.5. Вертолет MD 500D «Tow Defender»

- MD 500 ASW «Defender» – противолодочный вертолет, вооружен одной или двумя противолодочными торпедами Mk.46 и может нести магнитометр.
- MD 500MG «Defender» – легкий многоцелевой вертолет для полиции, патрульной и спасательной служб, борьбы с перевозкой наркотиков. Используют в качестве боевых (AH-6C, G, F и J), многоцелевых (MH-6E, B, C, H и J) и электронной разведок (EH-6B и E) в группах специального

назначения армии США; 20 вертолетов поставлено ВВС Филиппин и четыре – ВВС Колумбии.

- MD 500MG «Nightfox» – вариант MD 500MG с системой ночного видения FLIR.
- MD 530F «Lifter» (рис. 2.25.6) – гражданский вариант с удлиненной носовой частью и ГТД Allison 250-C30 взлетной мощностью 317 кВт. Диаметр несущего винта увеличен на 0,3 м, рулевого – на 0,05 м. Вертолет снабжен грузовым крюком, рассчитанным на усилие 907 кг. Первый полет совершен в 1982 г. Поставки начаты в 1984 г. Всего поставлено 109 гражданских вертолетов MD 500/530, кроме того, 26 вертолетов MD 530 – Ираку.



Рис. 2.25.6. Вертолет MD Helicopters MD-530F

- MD 530MG «Дефендер» (рис. 2.25.7) – многоцелевой и боевой вертолет, является модификацией гражданского вертолета MD 530F «Lifter». Предназначен для борьбы с бронетанковой техникой, но может применяться для разведки днем и ночью. Разрабатывается морской вариант для загоризонтного обнаружения целей.



Рис. 2.25.7. Вертолет MD 530MG «Дефендер»



В 1975 г. фирма Hughes, позднее вошедшая в фирму McDonnell-Douglas, начала исследования системы NOTAR (No Tail Rotor), предназначенной для использования вместо рулевого винта, считая, что такая система позволит устранить недостатки, присущие рулевым винтам: расход мощности на привод рулевого винта, дополнительную массу конструкции, высокий уровень вибраций и шума, усложнение технического обслуживания и опасность задевания рулевого винта за препятствия, а также опасность для обслуживающего персонала.

Фирма предложила осуществлять уравнивание реактивного крутящего момента и путевое управление, обеспечиваемые обычно рулевыми винтами в одновинтовых вертолетах, с помощью струйного руля на конце хвостовой балки. К нему подается воздух от вентилятора, приводимого двигателем. Рулевое управление осуществляется посредством аэродинамической боковой силы, создаваемой путем управления циркуляцией при обдувке потоком от несущего винта хвостовой балки, имеющей продольную щель, через которую выдувается воздух, направляемый к струйному рулю (использование эффекта Коанда).

В 1980 г. фирма Hughes получила контракт от министерства обороны на разработку экспериментального вертолета с системой NOTAR на базе серийного вертолета OH-6A. Первый полет экспериментального вертолета состоялся 17 декабря 1981 г. (рис. 2.25.8). После продолжительных летных испытаний вертолет в 1986 г. был модифицирован установкой более мощного ГТД и изменением конструкции системы NOTAR, испытания были продолжены до 1990 г. Результаты этих исследований и летных испытаний были использованы для разработки семейства вертолетов с системой NOTAR.



Рис. 2.25.8. Вертолет OH-6A NOTAR

Таблица 2.25

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	ОН-6А «Сайусе» [2]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		
2	Страна – США, фирма «Hughes»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		
4	Экипаж – 2				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		
5	$m_0$ , кг				$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг		1090		$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг		625		$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$		
8	$m_{\text{цн}}$ , кг		180		$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг		465		$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		19,4 м		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,214*М		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч				$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , Т·км/ч				$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.	1961	1963	1965			
15	пас., дес., ран.	4			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \nu_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, \text{М}$	9,23			Тип	4-	2-
17	$l_{\text{н-р}}, \nu_{\text{кор}}, \text{М}$		4,62		$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}, \text{М}$	8,03	1,3
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$	0,055	
19	Аллисон 250-С18				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	1,0	1,0
20	Страна – США				$\Delta\phi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1 ТВД 317 л.с.				$\nu_{\text{ЛНВ}}, \text{М}$	0,172	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	233	209,7	174,7	проф. корн.	NACA 0015	
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{\text{ов}}$ , об/мин				$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}, \text{М/с}$		
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин				$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		63		$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}, \text{кг}$		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		205		$M_{\text{кр}}, \text{кгм}$		

Окончание табл. 2.25

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	6,48	Тип и кол-во опор	П
2	$e_{\phi}$ , м	2,0	база/колея, м	$\overline{2,06}$
3	$h_{\phi}$ , м	2,48	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	259
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	233
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	10,2 при $V_{гор.}$
7	$l_K$ , м	1,37	$H_{cm}$ , м	3840 (БВЗ) 4450 (СВЗ)
8	$e_K$ , м	1,44	$H_{дин}$ , м	5600
9	$h_K$ , м	1,31	$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	555
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}, \frac{м}{м^2}$	$\overline{0,71}$	$\overline{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$	$\overline{0,52}$	$t_{\max}$ , ч	3 при $V=185$ км/ч
15	$L_{BO}$ , м		$V_{эк}$ , км/ч	169

### 2.25.1. Конструкция вертолета Hughes OH-6A «Cayuse»

Вертолет выполнен по одновинтовой схеме, с рулевым винтом, одним ГТД и лыжным шасси (рис. 2.25.9).

Фюзеляж типа полумонокок каплеобразной формы изготовлен из алюминиевых сплавов. В передней части кабины расположены сиденья летчика и стрелка (или наблюдателя), в задней части – 2 – 4 сиденья для пассажиров. Возможна перевозка до семи человек при установке четырех сидений в задней кабине или двух носилок по бокам фюзеляжа (в санитарном варианте), а также грузов до 900 кг. В задней части кабины имеются 14 узлов крепления грузов, под задними сиденьями – багажный отсек объемом 0,31 м<sup>3</sup>. В кабине две двери с каждой стороны. Под полом кабины в передней части расположен отсек радиоэлектронного оборудования, в задней части – топливные баки. Хвостовое оперение вертолета – Т-образное, с вертикальными шайбами на концах стабилизатора, площадь кия – 0,56 м<sup>2</sup>, площадь стабилизатора – 0,61 м<sup>2</sup>.

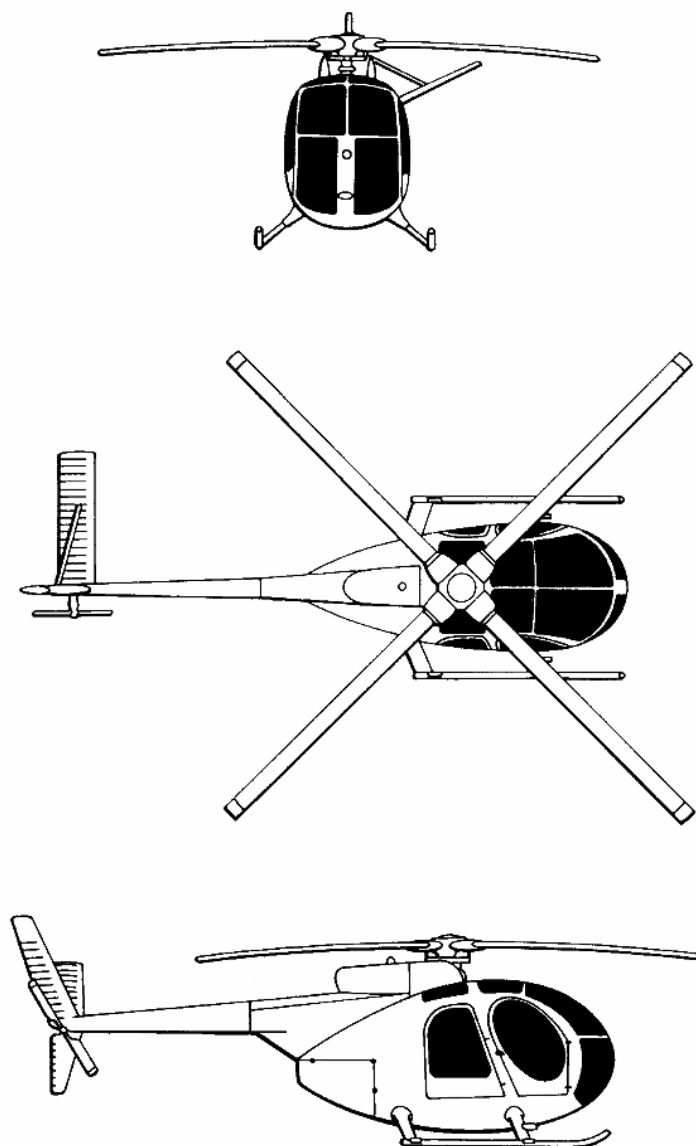


Рис. 2.25.9. Схема вертолета OH-6A «Cayuse»

*Несущий винт* – четырехлопастный, с бесшарнирным креплением лопастей (рис. 2.25.9). *Лопастки* – прямоугольной формы в плане, цельнометаллические, клееные, с С-образным прессованным лонжероном из алюминиевого сплава, крепятся к втулке с помощью пакета стальных лент. Профиль лопасти *NACA 0015*, хорда лопасти – 0,17 м.



Рис. 2.25.9. Несущий винт

*Рулевой винт* диаметром 1,65 м, двухлопастный, с общим косым горизонтальным шарниром и общим торсионом, к которому крепят лопасти. Лопасти прямоугольной формы в плане, имеют стальной лонжерон и обшивку из стеклопластика.

*Силовая установка* включает в себя один двигатель Allison 250, размещенный под углом  $45^\circ$  в хвостовой части фюзеляжа. Воздухозаборник расположен в передней части обтекателя несущего винта. Вентилятор воздушной системы охлаждения главного редуктора и двигателя крепят непосредственно к выходному валу двигателя. Сухая масса двигателя – 72 кг, емкость маслобака – 5,7 л.

*Трансмиссия* состоит из двухступенчатого главного редуктора с косозубыми коническими шестернями и редуктора рулевого винта. Составной вал привода рулевого винта выполнен из алюминиевого сплава и работает на сверхкритических оборотах. Предполагаемый межремонтный ресурс наиболее важных агрегатов – 5000 ч. Передаточное отношение двигателя к несущему винту – 12,6:1, к рулевому – 1,36:1.

*Шасси* лыжное (рис. 2.25.10), из алюминиевого сплава, с обтекателями стоек и масляно-пневматическими амортизаторами. Колея шасси – 1,96 м.



Рис. 2.25.10. Вертолет ОН-6А «Cayuse»

*Топливная система* – два протектированных бака общей емкостью 240 л, расположенных под полом задней кабины. Возможна установка дополнительного топливного бака емкостью 80 л.

*Электронное оборудование* – два связанных приемопередатчика Бендикс/Кинг КУ 195, навигационный связной приемопередатчик КХ 175, автоматический радиокompас КХ 85 и приемоответчик КТ 76, две связанные радиостанции Коллинз VNF-251 метрового диапазона, навигационный связной приемопередатчик VNF-251/351 метрового диапазона, навигационный

индикатор IND-350, автоматический радиокompас ADF-650 и приемоответчик TDR-950; СПУ, шлемофоны, микрофоны и система радиовещания.

В стандартное оборудование (рис. 2.25.11) входят датчик внешней температуры, часы с восьмидневным заводом, измеритель наработки двигателя в часах, пять комплектов привязных наплечных ремней с инерционным замком, узлы крепления груза, огнетушитель, аптечка, подножки для пассажиров, колеса для передвижения по земле, розетка внешнего источника питания, посадочный огонь, АНО, проблесковые огни.



Рис. 2.25.11. Приборная панель вертолета

По желанию заказчика устанавливают безосколочное стекло, систему обогрева и предотвращения запотевания стекол, радиоприемники и СПУ, гироскопический авиагоризонт и гирокомпас, указатель скороподъемности, двойное управление, грузовой крюк, грузовые стеллажи, ПВД с системой обогрева, выдвижные колеса, комплект носилок, аварийные наполняемые поплавки и прожектор.

*Вооружение* противотанкового варианта состоит из четырех ПТУР Хьюз «Тоу» 2 в контейнерах, которые подвешивают на пилонах по бокам фюзеляжа. На этих же пилонах можно подвешивать четыре контейнера по семь НАР калибром 70 мм или два – по 12 НАР, два контейнера с шестиствольными пулеметами М-134 калибром 7,62 мм с боезапасом 2000 патронов или пулеметами калибром 12,7 мм.

Изучалась возможность установки на вертолете «Defender» системы HGS-30, состоящей из пушки XM230 калибром 30 мм с боезапасом 600 снарядов и коллиматорного прицела, разработанного для вертолета АН-64.

Разрабатывался прицел, устанавливаемый над втулкой несущего винта.

Подфюзеляжная турель с пушкой калибром 25 мм или пулеметом калибром 7,62 мм обеспечивает круговой обстрел по азимуту и углам возвышения от +5 до -60° (система HGS-22).

Вооружение для противолодочного варианта вертолета «Defender» (взлетной массой 1520 кг) состоит из двух противолодочных торпед Mk.46. На вертолете установлена поисковая РЛС и буксируемый магнитометр ASQ-81.

## **2.26. Вертолет Hiller FH-1100 (ОН-5А)**

Соревнования среди легких вертолетов наблюдения, проведенные в 1961 г., свелись к конкуренции между вертолетами Bell ОН-4А, Hiller ОН-5А и Hughes ОН-6А, и именно последний выиграл серийный заказ. Тогда компания Hiller решила преобразовать свой проект в гражданский вертолет FH-1100 (рис. 2.26.1, табл. 2.26), первые серийные экземпляры которого были поставлены летом 1966 г. Вертолет выпускали в следующих вариантах: пятиместный общего назначения и четырехместный административный.



Рис. 2.26.1. Вертолет Fairchild Hiller FH-1100

Компания Hiller Aviation, образованная в 1973 г. и именуемая Rogerson Hiller, с 1984 г. выпускает и продает улучшенные варианты вертолета FH-1100 – гражданский RH-1100А «Pegasus» и военный RH-1100М. Последний оборудован новейшей электроникой и вооружен пулеметами, противотанковыми ракетами и ракетами класса «воздух-воздух».

Таблица 2.26

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	FH-1100 (ОН-5А) [19]				$m_L$ , кг; $\overline{m_L}$		
2	Страна – США, фирма «Hiller Aviation»				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m_{BT}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m_{HB}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m_{TP}}$		
5	$m_0$ , кг	1147	100%		$m_{CY}$ , кг; $\overline{m_{CY}}$		
6	$m_{0\max}$ , кг				$m_{PY}$ , кг; $\overline{m_{PY}}$		
7	$m_{пуст}$ , кг	633	55*%		$m_\phi$ , кг; $\overline{m_\phi}$		
8	$m_{\text{чн}}$ , кг				$m_{OP}$ , кг; $\overline{m_{OP}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	514	45*%		$m_{PB}$ , кг; $\overline{m_{PB}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		12,5		$m_{\text{ш}}$ , кг; $\overline{m_{\text{ш}}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг				$m_{OB}$ , кг; $\overline{m_{OB}}$		
12	$V_{кр} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч				$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m_{\text{УПР}}}$		
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч				$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m_{\text{КОРП}}}$		
14	год нр., 1п., св.	1965	VII.1966				
15	пас., дес., ран.	3-4 пас./ до 180 кг			Несущий и рулевой винты		
16	$l_G, \theta_G, h_G, M$	12,6	2,25	2,9	Тип	2-	2-
17	$l_{n-p}, \theta_{\text{кор}}, M$			9,05	$D_{HB}, D_{PB}$ , м	10,8	1,83
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$	0,035	
19	Аллисон 250-С18				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	1,0
20	Страна – США				$\Delta\phi_L$		
21	Количество и тип – 1 ТВД 317 л.с.				$\theta_{ЛНВ}$ , м	0,254	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	233	193	174,7	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/л.с.·ч	0,32	0,35	0,37	$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{ов}$ , об/мин	33150			$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	207	
27	$n_{нв}$ , об/мин	370			$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$		
27	$n_{рв}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/ кВт		62		$T_{HB}, T_{PB}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		214	245	$M_{кр}$ , кгм		



Окончание табл. 2.26

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	8,65	Тип и кол-во опор	П
2	$e_{\phi}$ , м	1,32	база/колея, м	$\frac{2,36}{2,2}$
3	$h_{\phi}$ , м	2,8	Л Т X	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	204 (H = 1525м)
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	9,3 при $V_{гор}$
7	$l_K$ , м	2,35	$H_{cm}$ , м	3385 (БВЗ)
8	$e_K$ , м	1,31	$H_{дин}$ , м	5000
9	$h_K$ , м	1,4	$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	660 (H = 1525 м)
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}, \frac{м}{м^2}$	$\frac{1,5}{}$	$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	4,5 (H = 1525 м)
15	$L_{BO}$ , м		$V_{эк}$ , км/ч	

### 2.26.1. Конструкция вертолета Hiller FH-1100 (ОН-5А)

Вертолет одновинтовой схемы, с рулевым винтом, одним ТВД и лыжным шасси (рис. 2.26.2).

*Фюзеляж* (рис. 2.26.3) – ферменной конструкции типа полумонокок, из алюминиевых сплавов. В передней части кабины находятся рядом летчик и второй летчик (или пассажир) на отдельных сиденьях, за ними на общем сиденье – 3 пассажира. Для доступа в кабину имеются прикрепленные на шарнирах двери, расположенные по две с каждой стороны. По желанию заказчика в кабине могут быть установлены два комплекта носилок. Багажный отсек объемом 0,3 м<sup>3</sup> расположен в задней части кабины. Предусмотрена установка системы вентиляции, системы обогрева (по желанию заказчика) и противообледенительной системы лобового стекла.

*Шасси* – лыжного типа, с амортизацией, осуществляющейся путем закручивания разрезных труб, и подкосами обычного типа или удлиненными (последние нужны при установке по желанию заказчика надувных поплавков); можно устанавливать колеса для передвижения по земле.

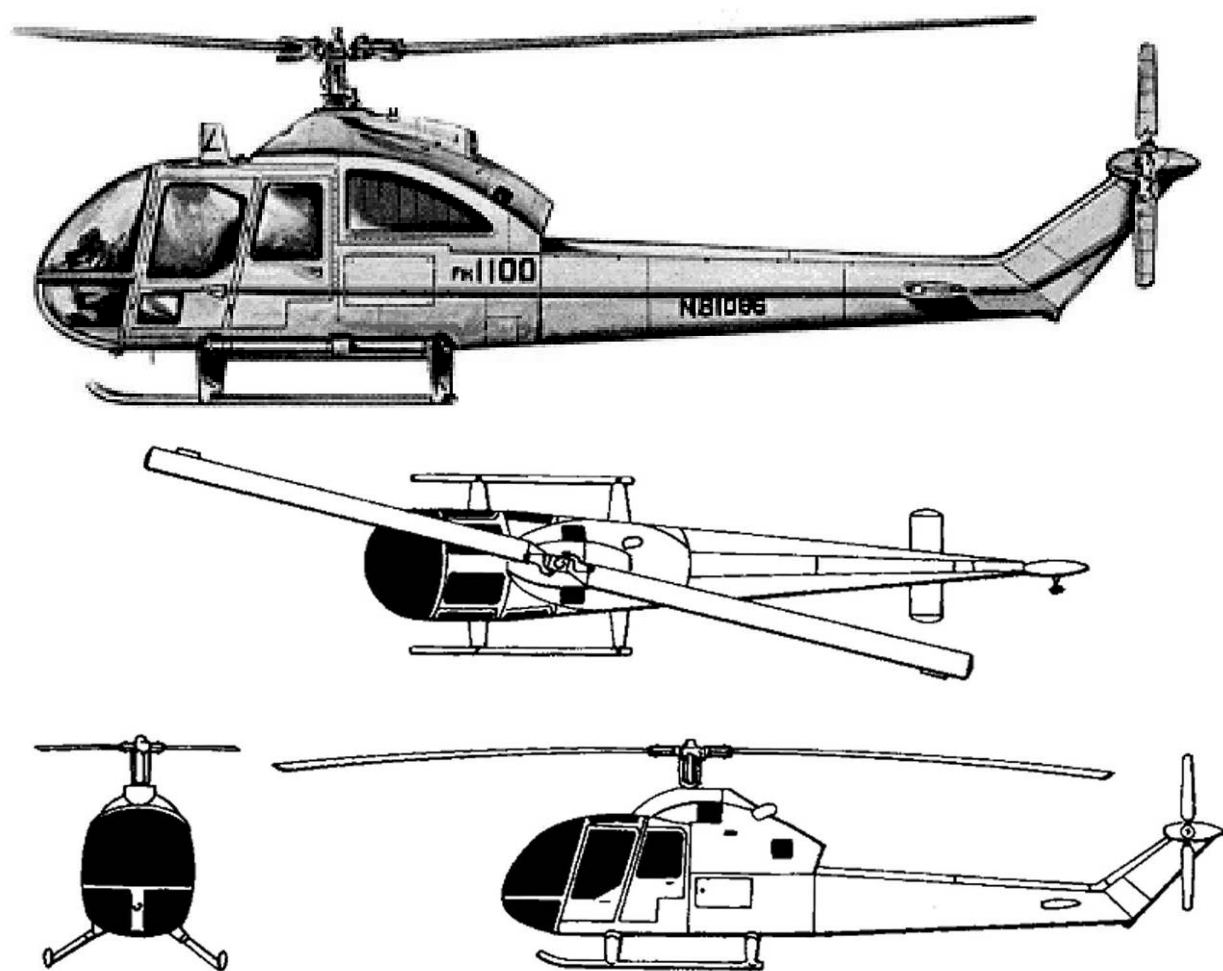


Рис. 2.26.2. Схема вертолета FH-1100



Рис. 2.26.3. Фюзеляж вертолета

*Несущий винт* (рис. 2.26.4) – двухлопастный на универсальном шарнире; лопасти – цельнометаллические, складывающиеся, прямоугольной формы в плане, с профилем НАСА 632015, присоединены к втулке с помощью одного крепежного болта и регулируемой тяги. Хорда лопасти – 0,33 м. Ограничители махового движения обычного типа. Лопасти несущего винта имеют лонжерон в форме носка профиля из листовой нержавеющей стали, скрепленный с выполненной из алюминиевого сплава обшивкой и сотовым наполнителем. Система регулирования усилия на ручке снабжена электрическим приводом.



Рис. 2.26.4. Несущий винт

*Рулевой винт* (рис. 2.26.5) диаметром 1,83 м, с общим горизонтальным шарниром, двухлопастный, лопасти трапецевидной формы в плане, с лонжероном из нержавеющей стали и сотовым наполнителем.



Рис. 2.26.5. Рулевой винт

*Силовая установка* включает в себя один турбовальный ГТД Allison 250-C20B, мощность которого ограничена трансмиссией до 203 кВт.

*Трансмиссия* состоит из главного редуктора с одноступенчатой конической передачей и двухступенчатой основной планетарной передачей, промежуточного редуктора и редуктора рулевого винта. Передаточное число от

несущего винта к двигателю – 1:1630, от рулевого винта к двигателю – 1:2,47.

*Топливная система* включает в себя один топливный бак емкостью 260 л, установленный в нижней центральной части фюзеляжа; заправочная горловина – с правой стороны хвостовой части фюзеляжа. Объем маслобака – 2,6 л.

*Система управления* циклическим и общим шагом – гидравлическая.

*Электросистема* – стартер/генератор постоянного тока силой 28 А.

*Радиоэлектронное оборудование* – набор навигационного и связного оборудования по желанию заказчика.

*Дополнительное оборудование* (рис. 2.26.6) – авиационные часы; счетчик времени работы двигателя; датчик температуры окружающего воздуха; система аварийной сигнализации топливного фильтра; система ночного освещения, вращающиеся светомаяки; подсветка приборной доски; привязные ремни; сдвижные задние окна; затемненные окна; узел крепления грузового крюка и розетка разъема наземного питания.



Рис. 2.26.6. Кабина вертолета и оборудование

Устанавливаемое по желанию заказчика оборудование включает в себя:

- систему повышения устойчивости;
- дублирующую систему управления;
- привязные ремни на задних креслах;
- огнетушитель в кабине;
- аптечку;
- проблесковые огни;
- систему автоматического повторного запуска двигателя;
- противоточный воздухозаборник;
- обогреваемый ПВД;
- грузовой крюк;
- грузовые кронштейны;
- комплект санитарных средств;
- двойной комплект носилок;
- поисковый прожектор;
- распылители химикатов.

## 2.27. Вертолет Hiller 12С

Компания Hiller Helicopter Inc. была создана в 1942 г. Ранние работы по разработке Hiller Model ХН-44, УН-4 Commuter и УН-5, в которых была применена новая система управления несущим винтом «Rotor-Matic», привели к появлению опытной модели Hiller Model 360 (рис. 2.27.1).

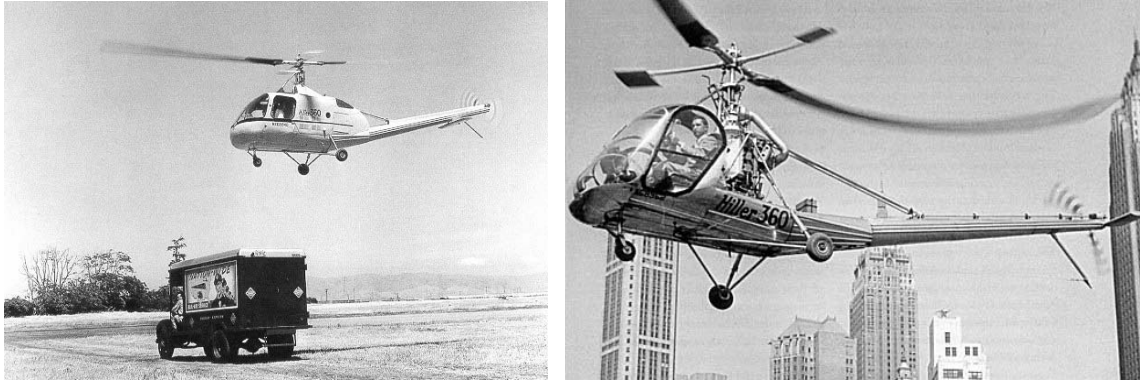


Рис. 2.27.1. Вертолет Hiller Model 360

Первый серийный вертолет компании был выпущен после Hiller 360 и получил обозначение Hiller УН-12. Этот вертолет был прост в изготовлении, имел двухлопастный несущий винт и двухлопастный хвостовой винт на поднятой вверх хвостовой балке. Ранний вариант Model 12 (рис. 2.27.2) – это первый вертолет, совершивший трансконтинентальный полет через США. Всего построено более 2000 вертолетов, около 300 из них были экспортированы.



Рис. 2.27.2. Вертолет Hiller Model 12

ВМФ США приобретал вертолеты УН-12А под обозначением НТЕ-1 (рис. 2.27.3) и НТЕ-2. Вышли модели УН-12В (рис. 2.27.4) и УН-12С (рис. 2.27.5, табл. 2.27). Коммерческие варианты УН-12А – УН-12D (рис. 2.27.6) в армии США получили обозначение ОН-23А – ОН-23D Raven («Ворон»). Вертолет УН-12Е (рис. 2.27.7) – трехместный вариант со спаренным управлением машины ОН-23D, выпускали его в военном варианте как ОН-23G. Четырехместный гражданский вертолет с удлиненным фюзеляжем

UH-12E4 (рис. 2.27.8) в военной версии обозначался как UH-23F. Вертолеты OH-23 экспортировали в Аргентину, Боливию, Колумбию, Чили, Кубу, Доминиканскую Республику, Гватемалу, Гайану, Мексику, Голландию и другие страны. В канадской армии вертолеты OH-23G летали под обозначением CH-112 Nomad. ВМФ Великобритании использовал большое число бывших вертолетов ВМФ США HTE-2 под обозначением Hiller HT.Mk 2.



Рис. 2.27.3. Вертолет Hiller HTE-1 Raven (UH-12A)



Рис. 2.27.4. Вертолет Hiller UH-12B



Рис. 2.27.5. Вертолет Hiller UH-12C



Рис. 2.27.6. Вертолет Hiller OH-23D Raven (UH-12D)



Рис. 2.27.7. Вертолет Hiller UH-12E



Рис. 2.27.8. Вертолет Hiller UH-12E4

Компания Hiller, известная в настоящее время как Rogerson Hiller, возобновила в 1991 г. выпуск вертолетов UH-12E с поршневыми двигателями под обозначением Hauler, многие из которых экспортировали. К разработкам компании также принадлежит учебно-тренировочная Модель UH-12ET с газотурбинным двигателем.

Таблица 2.27

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Hiller 12C	[18, 19]			$m_L$ , кг; $\overline{m_L}$	48*	
2	Страна – США, фирма «Hiller Aviation»				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m_{BT}}$	63*	
3	Назначение – многоцелевой				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m_{HB}}$	111*	
4	Экипаж – 1				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m_{TP}}$	71*	
5	$m_0$ , кг	1135	100%		$m_{CY}$ , кг; $\overline{m_{CY}}$	202*	
6	$m_{0max}$ , кг				$m_{PY}$ , кг; $\overline{m_{PY}}$	384*	
7	$m_{пуст}$ , кг	760	67%		$m_\phi$ , кг; $\overline{m_\phi}$	123*	
8	$m_{ин}$ , кг				$m_{OP}$ , кг; $\overline{m_{OP}}$	10*	
9	$m_{ПН}$ , кг	375	33%		$m_{PB}$ , кг; $\overline{m_{PB}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		11,55		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m_{Ш}}$	26*	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,129*		$m_{OB}$ , кг; $\overline{m_{OB}}$	123%	
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч		37,6*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m_{УПР}}$		
13	$V_{кр} m_0$ , Т·км/ч		42,7*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m_{КОРП}}$	282*	
14	год нр., 1п., св.			1955			
15	пас., дес., ран.	2			Несущий и рулевой винты		
16	$l_G, v_G, h_G, M$	13,8		3,0	Тип	2-КСС	2-
17	$l_{н-р}, v_{кор}, M$				$D_{HB}, D_{PB}$ , м	10,7	1,7
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$	0,03*	
19	Франклин 6V4-200-C-33				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	тр-0,6*	1,0
20	Страна – США				$\Delta\varphi_L$		
21	Количество и тип – 1 ПД	200 л.с.			$v_{ЛНВ}$ , м		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	147		98,6	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч			0,315	$\overline{C_{конц}}$		
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$		
26	$n_{дв}$ , об/мин	3100	3100		$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	201*	188*
27	$n_{нв}$ , об/мин	359*			$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$	0,157*	
27	$n_{рв}$ , об/мин	2138			$\bar{V} = \mu$	0,185*	
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		145	0,973	$T_{HB}, T_{PB}$ , кг	1150*	56*
30	кол-во топлива, кг: осн/ и доп.		106 л	64 л	$M_{кр}$ , кгм	342*	



Окончание табл. 2.27

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	8,4	Тип и кол-во опор	Л
2	$\phi_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	135
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	114
6	Кабина		$V_{у\max}$ , м/с	3,9 с $V_{гп}$
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	
8	$\phi_K$ , м		$H_{дин}$ , м	3400
9	$h_K$ , м		$H_{нр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	360
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	3,2
15	$L_{BO}$ , м		$V_{ЭК}$ , км/ч	114

### 2.27.1. Конструкция вертолета Hiller 12C

Вертолет Hiller 12C – модификация вертолета Hiller 12B (рис. 2.27.9, 2.27.10). Используется для разведки, связи, санитарной и спасательной служб. Построено более 1000 различных модификаций. Выпускается серийно с 1955 г. (Н-23С) и 1958 г. (Н-23D). Вертолет одновинтовой схемы с рулевым винтом, одним ПД и лыжным шасси.

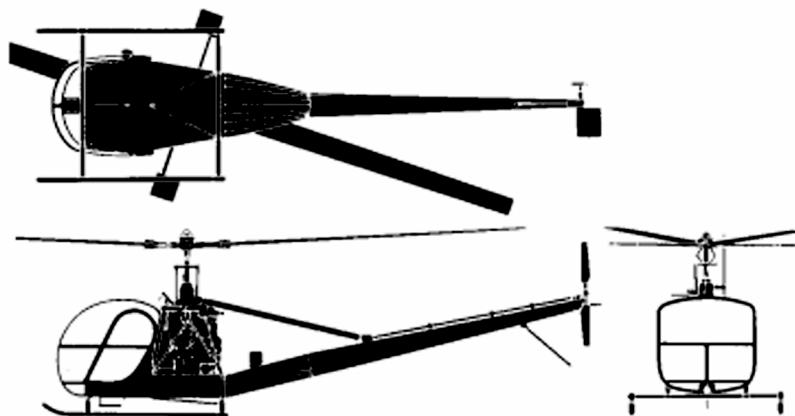


Рис. 2.27.9. Схема вертолета Hiller 12C



Рис. 2.27.10. Вертолет Hiller 12C

*Фюзеляж* – цельнометаллический, типа полумонокок (рис. 2.27.11). Основной силовой элемент фюзеляжа – жесткая платформа, переходящая спереди в сферический фонарь и сзади в хвостовую балку монококовой конструкции. Кабина – трехместная. В санитарном варианте вдоль бортов фюзеляжа установлены носилки.

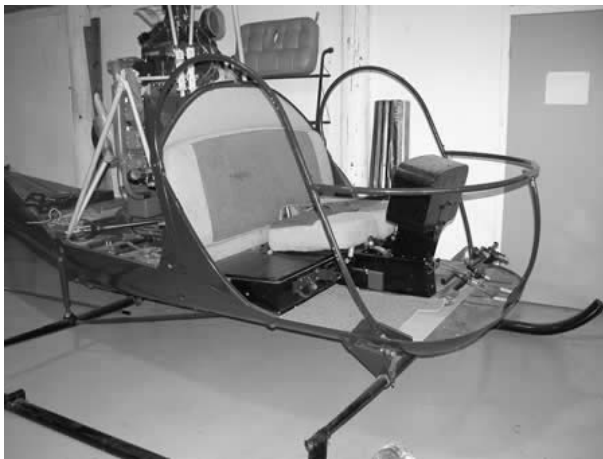


Рис. 2.27.11. Фюзеляж вертолета

*Несущий винт* – двухлопастный, на универсальном шарнире (рис. 2.27.12).

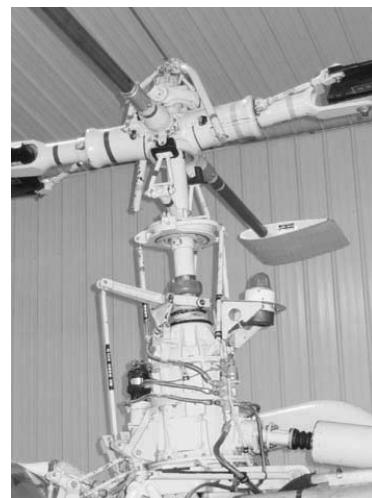


Рис. 2.27.12. Несущий винт и автомат перекося вертолета

Конструкция *втулки несущего винта* модифицирована: применены ограничители колебаний несущего винта. Упорные подшипники в осевых шарнирах отсутствуют; нагрузки от центробежных сил воспринимаются тягой в виде пакета стальных пластин с небольшой жесткостью на кручение, связывающей между собой обе лопасти. *Лопаст*и – деревянные, трапецевидной формы в плане, с геометрической круткой, по наружному контуру оклеены стеклотканью. Ресурс лопастей три-четыре тысячи часов.

*Управление* шагом лопастей осуществляется с помощью стабилизирующего устройства в виде вспомогательного винта с серволопатками. При отклонении автомата перекоса происходит циклическое изменение углов установки серволопаток, вызывающих маховое движение вспомогательного винта (через два шлиц-шарнира), что приводит, в свою очередь, к циклическому изменению угла установки лопастей несущего винта. При циклическом управлении изменение угла установки лопастей достигается посредством поворота несущего винта относительно продольной оси кардана, к которому подвешена втулка несущего винта. Управление общим шагом осуществляется путем перемещения внутри вала несущего винта тяги, которая поводками связана с рычагами лопастей.

*Рулевой винт* (см. рис. 2.27.10) – двухлопастный, диаметром 1,7 м. Лопасти – металлические.

*Силовая установка* состоит из одного двигателя воздушного охлаждения, установленного в вертикальном положении (рис. 2.27.13). Соединение главного редуктора с валом несущего винта жесткое, в едином узле, обладающем большой массой; двигатель крепят к раме в трех точках. Топливо размещено в баке под двигателем. Расход топлива практически не изменяет центровки вертолета.



Рис. 2.27.13. Силовая установка вертолета

*Шасси* – лыжное (рис. 2.27.14). Амортизация при посадке осуществляется из-за упругого прогиба поперечных труб фермы и с помощью двух масляно-воздушных амортизаторов на задней поперечной трубе. На хвостовой балке имеется предохранительная опора (см. рис. 2.27.10).



Рис. 2.27.14. Конструктивные элементы вертолета

## 2.28. Вертолет Goodyear GA-400R «Gizmo»

В 1954 г. компания Goodyear Aircraft Corporation, известная своими дирижаблями, построила маленький одноместный вертолет, получивший обозначение GA-400R «Gizmo». Свой первый полет он совершил 9 мая (рис. 2.28.1, табл. 2.28). Вертолет был оснащен двигателем Mercury 55 мощностью 25 кВт.



Рис. 2.28.1. Вертолет Goodyear GA-400R «Gizmo»

Были построены еще два опытных образца – GA-400R-2 и GA-400R-3 – с двухтактным двигателем Johnson мощностью 28 кВт.

Таблица 2.28

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Goodyear GA-400R «Gizmo» [19]				$m_L$ , кг; $\overline{m}_L$		
2	Страна – США, «Goodyear Aircraft Corporation»				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m}_{BT}$		
3	Назначение – многоцелевой (опытный)				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m}_{HB}$		
4	Экипаж – 1				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m}_{TP}$		
5	$m_0$ , кг	197	100 %		$m_{CY}$ , кг; $\overline{m}_{CY}$		
6	$m_{0max}$ , кг				$m_{PY}$ , кг; $\overline{m}_{PY}$		
7	$m_{пуст}$ , кг	107	54 %		$m_\phi$ , кг; $\overline{m}_\phi$		
8	$m_{ин}$ , кг				$m_{OP}$ , кг; $\overline{m}_{OP}$		
9	$m_{ПН}$ , кг	90	46 %		$m_{PB}$ , кг; $\overline{m}_{PB}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		8,3		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,112*		$m_{OB}$ , кг; $\overline{m}_{OB}$		
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч		41,4*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , Т·км/ч		8,15*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$		
14	год нр., 1п., св.		1954				
15	пас., дес., ран.				Несущий и рулевой винты		
16	$l_G, \nu_G, h_G, M$	6,7	1,5	2,25	Тип	2-	2-
17	$l_{н-р}, \nu_{кор}, M$				$D_{HB}, D_{PB}$ , м	5,5	1,1
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$	0,041	
19	Джонсон				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	1,0
20	Страна – США				$\Delta\varphi_L$		
21	Количество и тип – 1 ПД		30 л.с.		$\nu_{ЛНВ}, M$	0,075	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	22,1			проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C_{конц}}$		
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$		
26	$n_{дв}$ , об/мин				$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с		
27	$n_{нв}$ , об/мин				$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$		
27	$n_{рв}$ , об/мин				$\vec{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{HB}, T_{PB}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.				$M_{кр}$ , кгм		

Окончание табл. 2.28

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	4,9	Тип и кол-во опор	Л
2	$\phi_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	114
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	90
6	Кабина		$V_{у\max}$ , м/с	2
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	1800
8	$\phi_K$ , м		$H_{дин}$ , м	3600
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	80
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	45 мин
15	$L_{BO}$ , м		$V_{ЭК}$ , км/ч	

### 2.28.1. Конструкция вертолета Goodyear GA-400R «Gizmo»

Вертолет Goodyear GA-400R «Gizmo» предназначен для разведки, связи и тренировки летного состава. Экипаж – один человек. Вертолет одновинтовой схемы с рулевым винтом, одним ПД и лыжным шасси (рис. 2.28.2).

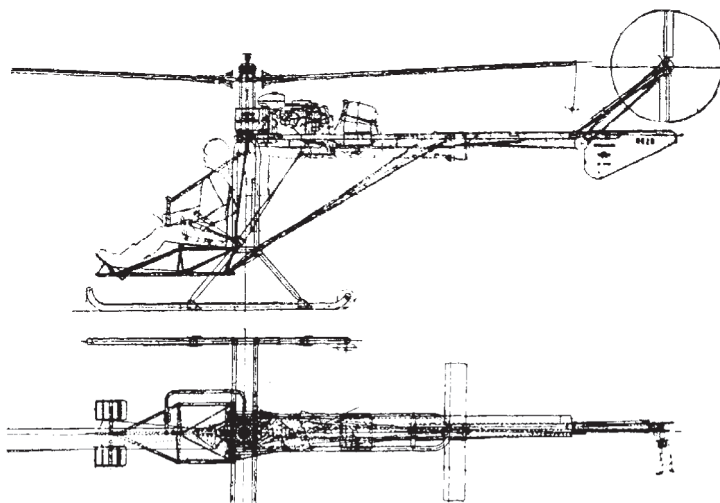


Рис. 2.28.2. Схема вертолета Goodyear GA-400R «Gizmo»

*Фюзеляж* – ферменный, состоит из треугольной рамы и хвостовой балки. Впереди укреплена легкая ферменная платформа с сиденьем для летчика.

*Несущий винт* – двухлопастный, на универсальном шарнире, с деревянными лопастями прямоугольной формы в плане. Длина хорды лопасти – 17,8 см.

*Рулевой винт* – двухлопастный, диаметром 1,1 м. Лопасты – прямоугольной формы в плане, длина хорды – 7,5 см.

*Силовая установка* состоит из одного двигателя водяного охлаждения, укрепленного сверху фюзеляжа.

*Трансмиссия* ременная с центробежной муфтой сцепления и муфтой свободного хода. Передаточное отношение привода несущего винта – 10:1, рулевого – 2:1.

*Шасси* крепят к фюзеляжу с помощью двух поперечных труб. Амортизация при посадке обеспечивается вследствие упругой деформации поперечных труб.

## 2.29. Вертолет Bell OH-4A

В 1960 г. армия США объявила конкурс на новый легкий вертолет наблюдения (ЛВН, LOH – англ.). В спецификации были указаны минимальная скорость 175 км/ч, полезная нагрузка 180 кг и перевозка трех человек, не включая пилота. Двенадцать фирм получили предложения, и в мае 1961 г. Bell, Hiller, а позднее и Hughes были объявлены финалистами соревнования по ЛВН. Каждая из трех компаний в соответствии с контрактом изготовила по пять прототипов этих вертолетов. Они получили обозначения YHO-4A (Bell) (рис. 2.29.1, 2.29.2, табл. 2.29), YHO-5A (Hiller) и YHO-6A (Hughes), а в 1962 г. – YOHN-4A, YOHN-5A и YOHN-6A соответственно.

YOH-4A, который в компании Bell получил обозначение Модель 206, совершил свой первый полет 8 декабря 1962 г.



Рис. 2.29.1. Первый вертолет Bell YOH-4A



Рис. 2.29.2. Прототипы УНО-4А и УНО-5А на испытаниях в армии США

Четырехместный легкий вертолет наблюдения имел двигатель Allison T63 мощностью 250 л.с.

После победы в конкурсе модели Hughes УОН-6А пять машин Bell возвратили изготовителю. Дальнейшее производство данной модели было прекращено.

В дальнейшем компания Bell на базе опытного ОН-4А построила новый опытный экземпляр, который получил обозначение Модель 206А ДжетРэйнджер (JetRanger) (рис. 2.29.3). Новый вертолет был подобен опытному экземпляру ОН-4А, за исключением измененного фюзеляжа, в котором теперь размещалось пять человек. Модифицированный вариант – Модель 206А – в следующем конкурсе армии США, проводившимся в 1968 г., был признан победителем и поставлялся в армию США под обозначением ОН-58 Kiowa (рис. 2.29.4).



Рис. 2.29.3. Вертолет Bell 206А  
JetRanger



Рис. 2.29.4. Вертолет Bell ОН-58А Kiowa  
(Bell 206А-1)



Таблица 2.29

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Bell OH-4A [18]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		
2	Страна – США, фирма «Bell»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		
5	$m_0$ , кг	1000	100%		$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг	1315	131,5%		$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг	680	68%		$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$		
8	$m_{\text{цн}}$ , кг	455	45,5%		$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	455	32%		$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		14		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		18,4*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч		61,4*		$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч		61,4*		$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.	3/1 пас.+180 кг			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \vartheta_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$	11,67	2,01	2,71	Тип	2-	
17	$l_{\text{н-р}}, \vartheta_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	10,16	1,575
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$	0,0413	
19	Т-63-А-5 Аллисон				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	1,0	1,0
20	Страна – США				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1ТВД 250 л.с.				$\vartheta_{\text{ЛНВ}}, M$	0,33	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	184	165,6	138	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/л.с.ч	0,32 (15°C) 0,33 (38°C)	0,35 (15°C)	0,37	$\overline{C_{\text{конц}}}$	11%	
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$	11%	
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин	33150			$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с		
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин				$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
27	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		61,7	0,335	$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.				$M_{\text{КР}}$ , кгм		

Окончание табл. 2.29

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	9,17	Тип и кол-во опор	Л
2	$\epsilon_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	235
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	192 ( $V_{\max кр}$ )
6	Кабина		$V_{у\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	1310 (БВЗ)
8	$\epsilon_K$ , м		$H_{дин}$ , м	5500
9	$h_K$ , м		$H_{нр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$	<u>1,62</u>	$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V_{ЭК}$ , км/ч	

### 2.29.1. Конструкция вертолета Bell OH-4A

Вертолет выполнен по одновинтовой схеме с хвостовым винтом, одним турбовинтовым двигателем и лыжным шасси (рис. 2.29.5).



Рис. 2.29.5. Вертолет Bell OH-4A

*Фюзеляж* выполнен в основном из алюминиевых панелей с сотовым наполнителем (рис. 2.29.6). Основной силовой элемент – нижняя панель слоистой конструкции  $\delta = 25$  мм. На хвостовой балке монококовой конструкции установлены горизонтальное оперение, вертикальное оперение и хвостовой винт.



Рис. 2.29.6. Фюзеляж вертолета Bell OH-4A

*Несущий винт* – двухлопастный со специальным новым профилем, подъемная сила которого на 14 % выше, а профильное сопротивление на 17 % меньше, чем вертолета Белл ОН-В. Лопасть – цельнометаллическая с алюминиевым наполнителем, собрана путем склейки из шести секций. Втулка имеет стабильный стержень, обеспечивающий устойчивость полета с брошенной ручкой.

В кабине установлено стандартное оборудование и управление. *Управление* – бустерное.

*Хвостовая опора* размещена на подфюзеляжном киле.

*Силовая установка* – на фюзеляже.

### **2.30. Вертолет Brantly-Hynes Модель 305**

Опытный вертолет Brantly-Hynes Модель 305 совершил первый полет в январе 1964 г., сертификат FAA выдан 29 июля 1965 г.

Вертолеты фирмы Brantly В-2В и 305 (рис. 2.30.1, 2.30.2, табл. 2.30) изготовлены в США фирмой Хайнс Геликоптер под обозначением Н-2 и Н-5. В 1984 г. была начата разработка тренировочного варианта Н-2-1 для обучения полету по приборам. Разработан телепilotируемый вариант вертолета Н-5.

В октябре 1986 г. фирма Хайнс подписала соглашение с турецкой фирмой Издас Холдинг о сборке и серийном производстве своих вертолетов в Турции. В настоящее время право изготовления и продажи вертолетов Brantly B-2B (H-2) и 305 (H-5) приобретено фирмой NARAS Aviations (штат Флорида).



Рис. 2.30.1. Вертолет Brantly-Hynes Модель 305



Рис. 2.30.2. Пятиместный вертолет Brantly Модель 305 с поплавковым шасси

Таблица 2.30

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Brantly-Hynes Model 305	[2]			$m_L$ , кг; $\overline{m}_L$	50*	
2	Страна – США, фирма «Hynes Helicopters»				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m}_{BT}$	42*	
3	Назначение – многоцелевой				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m}_{HB}$	92*	
4	Экипаж – 1				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m}_{TP}$	77*	
5	$m_0$ , кг	1315	100%		$m_{CY}$ , кг; $\overline{m}_{CY}$	281*	
6	$m_{0max}$ , кг				$m_{PY}$ , кг; $\overline{m}_{PY}$	450*	
7	$m_{пуст}$ , кг	816	62,1*%		$m_\phi$ , кг; $\overline{m}_\phi$	142*	
8	$m_{ин}$ , кг				$m_{OP}$ , кг; $\overline{m}_{OP}$	12*	
9	$m_{ПН}$ , кг	499	38*%		$m_{PB}$ , кг; $\overline{m}_{PB}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		21,8*		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$	36*	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,173*		$m_{OB}$ , кг; $\overline{m}_{OB}$	147*	
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч		73,1*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч		96,2*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$	337*	
14	год нр., 1п., св.		01.64	29.7.65			
15	пас., дес., ран.		4		Несущий и рулевой винты		
16	$l_G, \theta_G, h_G, M$	10		2,44	Тип	3-ШД	
17	$l_{н-р}, \theta_{кор}, M$	5,2	7,44		$D_{HB}, D_{PB}$ , м	8,74	1,3
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$	0,0555*	
19	Авко Лайкоминг JVO-540-B1A				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	
20	Страна – США				$\Delta\varphi_L$		
21	Количество и тип – 1 ПД 305 л.с.				$\theta_{ЛНВ}$ , м	0,254	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.	симметр.	
23	$N$ , кВт	227	227	179	проф. корн.	N0012	
24	$C_e$ , кг/кВт·ч			0,392	$\overline{C_{конц}}$	0,12	
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$	симметр.	
26	$n_{дв}$ , об/мин	3200	3200	3200	$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	222*	
27	$n_{нв}$ , об/мин	485*			$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$	0,128*	
27	$n_{рв}$ , об/мин				$\bar{V} = \mu$	0,241*	
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		199	0,877*	$T_{HB}, T_{PB}$ , кг	1350*	72*
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		163	9,5	$M_{КР}$ , кгм	375*	

Окончание табл. 2.30

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	7,3*	Тип и кол-во опор	К-3д-3
2	$b_{\phi}$ , м	1,45*	база/колея, м	2,1/2,15
3	$h_{\phi}$ , м	1,45*	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>	1,65*	$V_{\max}$ , км/ч	193
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>	24,9*	$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	4,95
7	$l_K$ , м	2,3*	$H_{ст}$ , м	1245
8	$b_K$ , м	1,39	$H_{дин}$ , м	3660
9	$h_K$ , м	1,22	$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	354
11	Оперение		$q$ , кг/км	0,325*
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	2,6*
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м			

### 2.30.1. Конструкция вертолета Brantly-Hynes Модель 305

Легкий вертолет одновинтовой схемы с хвостовым винтом, одним ПД и лыжным шасси (рис. 2.30.3).

Кроме увеличенных размеров Brantly-Hynes Модель 305 отличался от Модели В-2В наличием небольшого стабилизатора с изменяющимся углом установки. Вертолет оснащен шестиплоскостным двигателем Авко Лайкоминг (Avco Lycoming); в кабине два человека размещаются на передних расположенных рядом креслах и еще трое – на скамье позади них.

*Дизайн* – несущий винт и фюзеляж как в В-2В, но увеличены.

*Управление* – обычное прямое механическое.

*Конструкция* – как в В-2В.

*Шасси* – на выбор (полосковое, колесное или поплавковое).

*Силовая установка* – один шестиплоскостной двигатель Textron Lycoming IVO-540-B1A мощностью 227,4 кВт, расположен вертикально, с двухлопастным винтом. Один резиновый топливный бак емкостью 163 л находится под двигателем. Объем масла – 9,5 л.

*Компоновка* – два человека размещаются рядом. Вертолет имеет

двойное управление. Заднее многоместное нераздельное сиденье для трех человек. Дверь на каждой стороне. Задний отсек вмещает 113 кг багажа, с нисходящей шарнирной дверью на стороне правого борта.

*Авионика* – радиостанция AlliedSignal или Narco по выбору заказчика.

*Оборудование* – возможно комплектование оборудованием для «слепого» полета, но вертолет не предназначен для этого.

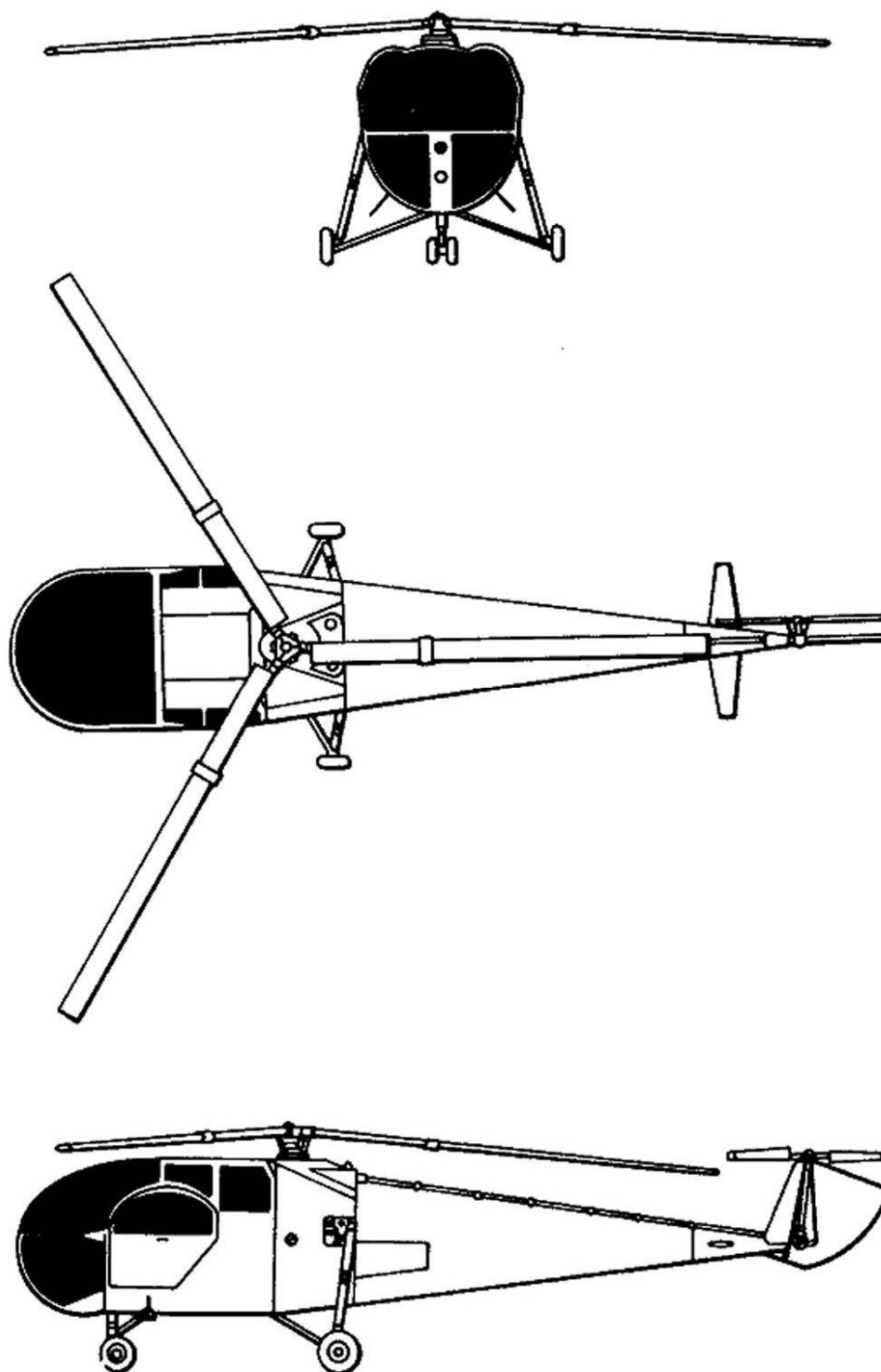


Рис. 2.30.3. Схема вертолета Brantly-Hynes Модель 305

### 2.31. Вертолет Brantly B-2B

В 1943 г. N.P. Brantly начал работу над проектированием легкого вертолета Brantly B-1 (рис. 2.31.1), который был построен и поднялся в воздух в 1946 г. На вертолете использована схема двух соосных несущих винтов для компенсации реактивного момента.



Рис. 2.31.1. Вертолет Brantly B-1

Конструкция получилась очень тяжелой и сложной. После ее доработки 21 февраля 1953 г. поднялся в воздух усовершенствованный вертолет Brantly B-2 с одним несущим и рулевым винтами (рис. 2.31.2). Но только в 1956 г. был создан вертолет, который спустя два года стал производиться серийно.



Рис. 2.31.2. Экспериментальные Brantly B-2 с колесным и полозковым шасси

Вертолет Brantly B-2 в варианте B-2B (рис. 2.31.3, табл. 2.13) выпускали и в 1980-х годах.



Рис. 2.31.3. Вертолет Brantly B-2B



Таблица 2.31

	1	2	3	4	5
Вертолет				Масса, кг; относительная масса, %	
1	Brantly-Hynes H-2 (B-2B) [8]			$m_L$ , кг; $\overline{m}_L$	30*
2	Страна – США, фирма «Hynes Helicopters»			$m_{BT}$ , кг; $\overline{m}_{BT}$	24*
3	Назначение – многоцелевой			$m_{HB}$ , кг; $\overline{m}_{HB}$	54*
4	Экипаж – 1			$m_{TP}$ , кг; $\overline{m}_{TP}$	51*
5	$m_0$ , кг			$m_{CY}$ , кг; $\overline{m}_{CY}$	186*
6	$m_{0\max}$ , кг	757		$m_{PY}$ , кг; $\overline{m}_{PY}$	291*
7	$m_{пуст}$ , кг	463	61,2*	$m_\phi$ , кг; $\overline{m}_\phi$	82*
8	$m_{цн}$ , кг			$m_{OP}$ , кг; $\overline{m}_{OP}$	6*
9	$m_{ПН}$ , кг			$m_{PB}$ , кг; $\overline{m}_{PB}$	
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>	18,4*		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$	21*
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг	0,177*		$m_{OB}$ , кг; $\overline{m}_{OB}$	74*
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч	62,5*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$	
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч	47,3*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$	183*
14	год нр., лп., св.	1956	1959		
15	пас., дес., ран.	1п		Несущий и рулевой винты	
16	$l_G, \vartheta_G, h_G, M$	8,53	2,06	Тип	3-ШД
17	$l_{н-р}, \vartheta_{кор}, M$	4,3*	6,62	$D_{HB}, D_{PB}$ , м	7,24
18	Силовая установка			$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$	0,0536*
19	Авко Лайкоминг IVO-360-AIA			$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0
20	Страна – США			$\Delta\varphi_L$	
21	Количество и тип – 1 ПД 180 л.с.			$\vartheta_{ЛНВ}, M$	0,203*
22	Режим	Взл.	Ном.	проф. конц.	симм.
23	$N$ , кВт	134	134	проф. корн.	N0012
24	$C_e$ , кг/кВт·ч		0,315	$\overline{C_{конц}}$	0,12
25	$N_{огр}$ , кВт			$\overline{C_{корн}}$	0,29
26	$n_{ов}$ , об/мин	2900	2900	$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	183*
27	$n_{нв}$ , об/мин	483*		$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$	0,164*
28	$n_{рв}$ , об/мин	2900*		$\overline{V} = \mu$	0,244*
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт	135	1,01*	$T_{HB}, T_{PB}$ , кг	~870*
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.	83		$M_{КР}$ , кгм	222*

Окончание табл. 2.31

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	6,0*	Тип и кол-во опор	Л
2	$b_{\phi}$ , м	1,25*	база/колея, м	1,73
3	$h_{\phi}$ , м	1,25*	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>	1,56*	$V_{\max}$ , км/ч	161
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>	15*	$V_{кр}$ , км/ч	145
6	Кабина		$V_{у.мах}$ , м/с	9,67
7	$l_K$ , м	1,83	$H_{ст}$ , м	2040
8	$b_K$ , м	1,19	$H_{дин}$ , м	3290
9	$h_K$ , м	0,99	$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	400
11	Оперение		$q$ , кг/км	0,20*
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}, \frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	2,81*
13	$L_{GO}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м			

### 2.31.1. Конструкция вертолета Brantly B-2B

Фюзеляж – цельнометаллический (рис. 2.31.4). В передней части размещена двухместная кабина круглого сечения с дверями автомобильного типа.



Рис. 2.31.4. Фюзеляж вертолета

*Кабина* закрыта прозрачными обтекателями. Сиденья установлены рядом. Имеется двойное управление. К кабине примыкает отделение для ручного багажа массой 23 кг. Фюзеляж плавно переходит в хвостовую балку, заканчивающуюся изогнутой концевой балкой с хвостовым винтом (рис. 2.31.5).

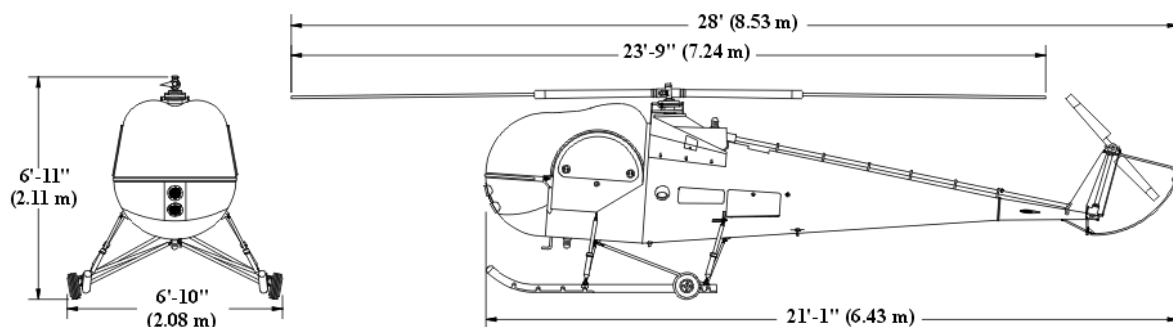


Рис. 2.31.5. Схема вертолета Brantly B2-B

*Силовая установка* состоит из одного ПД Лайкоминг IVO360-A1A, установленного вертикально в центральной части фюзеляжа. Двигатель четырехцилиндровый с оппозитным расположением цилиндров. Скорость вращения двигателя 2700...2900 об/мин. Двигатель охлаждается с помощью эжекции воздуха выхлопными газами. Топливо находится в баке емкостью 117 л, расположенном под двигателем. Запас масла – 8,5 л.

*Несущий винт* – трехлопастный с шарнирным креплением лопастей (рис. 2.31.6 – 2.31.8).



Рис. 2.31.6. Несущий винт, втулка и автомат перекоса несущего винта

*Лопаст* – прямоугольной формы в плане, имеют алюминиевый штампованный лонжерон по форме носка профиля. Хвостовая часть лопасти изготовлена из полиуретана с алюминиевой обшивкой на клею. К лонжерону обшивку крепят на заклепках. Особенность конструкции несущего винта – применение двух горизонтальных шарниров для каждой лопасти: один – на ступице втулки (на расстоянии 67,8 мм от оси), другой – на конце металлической

трубы, соединяющей лопасть и втулку (на расстоянии 1317 мм от оси). Хорда лопасти у комля – 0,22 м; хорда концевой части лопасти – 0,2 м; относительная толщина лопасти у комля – 29 %.

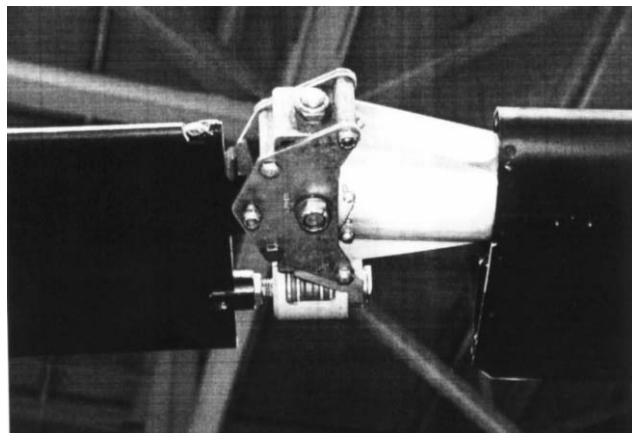


Рис. 2.31.7. Узел навески лопасти несущего винта

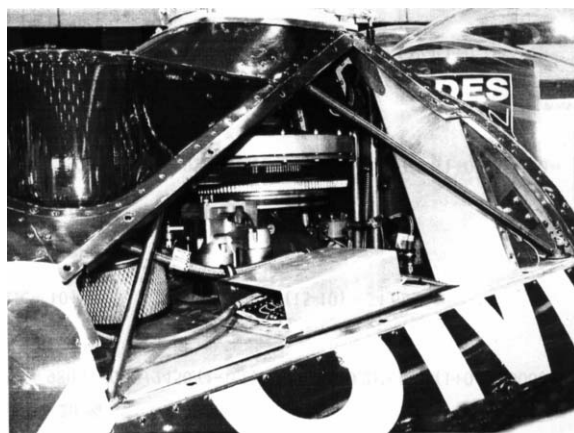


Рис. 2.31.8. Отсек главного редуктора

*Хвостовой винт* – двухлопастный цельнометаллический (рис. 2.31.9 – 2.31.11). Диаметр – 1,3 м. Ометаемая площадь – 1,21 м<sup>2</sup>.

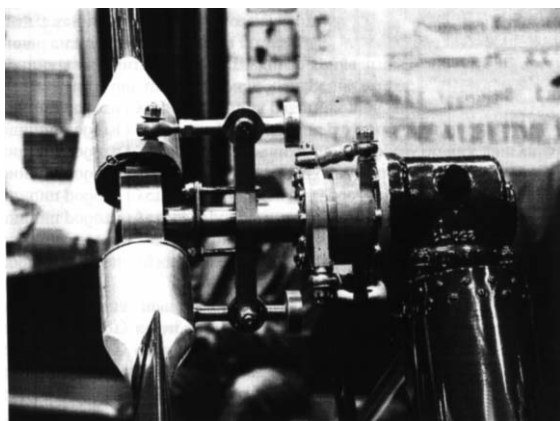


Рис. 2.31.9. Втулка и редуктор рулевого винта

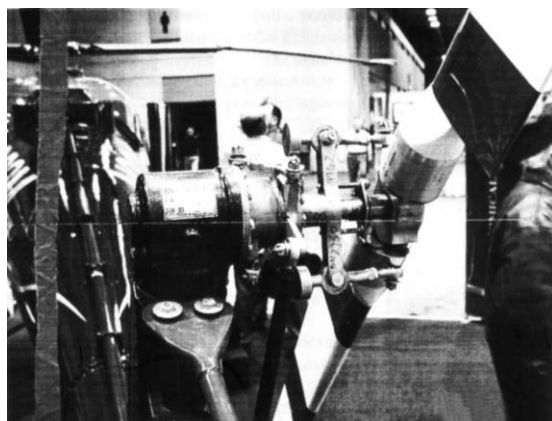


Рис. 2.31.10. Втулка и управление шагом лопастей рулевого винта

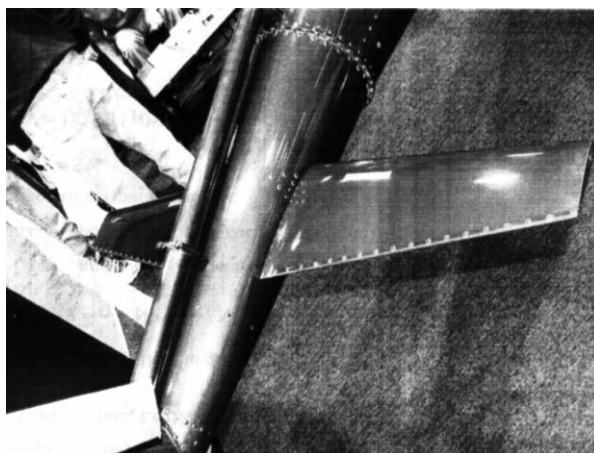


Рис. 2.31.11. Горизонтальное оперение

*Трансмиссия.* Вращение от двигателя к винтам передается через муфту сцепления, планетарный редуктор, конический редуктор и валы. Передаточное отношение от двигателя к несущему винту 6,15:1, от двигателя к хвостовому винту 1:1 (рис. 2.31.12).

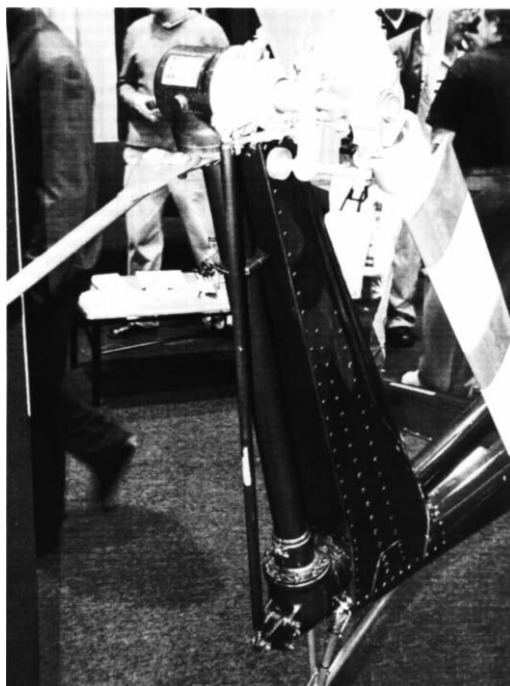


Рис. 2.31.12. Вертикальное оперение и хвостовой участок трансмиссии

*Шасси* – лыжное, изготовлено из труб (рис. 2.31.13). Для передвижения по земле имеется пара небольших выдвижных колес. Четыре стойки шасси снабжены масляными амортизаторами. Колея шасси – 1,73 м. Размеры пневматиков – 254х89 мм; давление – 4,22 кг/см<sup>2</sup>. На конце хвостовой балки имеется предохранительная опора.



Рис. 2.31.13. Шасси вертолета

Электронное оборудование вертолета состоит из стандартных пилотажных приборов и связного оборудования (рис. 2.31.14, 2.31.15).



Рис. 2.31.14. Кабина вертолета



Рис. 2.31.15. Система управления

Вертолет В-2В не имеет сертификата на полеты по приборам. Общая длина вертолета с вращающимися винтами – 8,53 м; общая высота – 2,06 м; диаметр несущего винта – 7,24 м; диаметр рулевого винта – 1,3 м; максимальная взлетная масса – 754 кг; масса пустого с лыжным шасси – 463 кг; максимальная скорость (у земли) – 161 км/ч; максимальная крейсерская скорость (при 75 % мощности) – 145 км/ч; максимальная скороподъемность (у земли) – 9,7 м/с; динамический потолок – 3200 м; статический потолок с учетом влияния земли – 2040 м; дальность с максимальным запасом топлива – 400 км.

## 2.32. Вертолет Hughes 500

Hughes 500A – гражданский вариант вертолета OH-6A с одним ГТД Allison 250-C18 мощностью 236 кВт.

Следующие ниже версии были построены или остаются в производстве для гражданских клиентов и иностранных военных операторов:

- Модель 500 (рис. 2.32.1, табл. 2.32). Оснащена турбовальным двигателем Allison 250-C18A мощностью 317 л.с., уменьшаемой до 278 л.с. на посадке. Первый полет – 13 сентября 1966 г. Вертолет отличался от военного варианта топливным баком (емкость увеличена с 231 до 240 л) и был оснащен коммерческой авиационной радиоэлектроникой. Обеспечивалась вместимость для пилота и четырех пассажиров в базовой конфигурации и для пилота и шести пассажиров или грузов до 776 кг в Модели 500U. Модель 500, предназначенная для управления одним пилотом, могла быть опционально оснащена двойными средствами управления. Возможно оснащение поплавковым шасси.



Рис. 2.32.1. Вертолет Hughes Модель 500

Hughes также выпустил две модели 500-х версий для иностранных военных клиентов: Модель 500M (рис. 2.32.2) – для использования в наблюдении, обучении и обслуживании, Модель 500M/ASW – для противолодочных операций для испанских ВМС. Модель 500M/ASW оснащена буксируемым магнитным датчиком аномалии AN/ASQ-81 на правом борту фюзеляжа и более высоким просветом, обеспечивающим подфюзеляжное размещение контейнера для одной или двух легких торпед Mk.44 или Mk.46.



Рис. 2.32.2. Вертолет Hughes Модель 500M

- Модель 500С (рис. 2.32.3). Первый полет совершен 23 февраля 1970 г. Эта гражданская версия отличалась от Модели 500 турбовальным двигателем Allison 250-С20 мощностью 400 л.с., уменьшаемой до 278 л.с. на посадке, и предлагала вполне достаточный запас мощности для улучшенной работы в условиях жары и высокогорья. Модель 500С могла быть оснащена оборудованием для тушения пожаров Chadwick, состоящим из водного/химического резервуара в фюзеляже в кормовой части кабины пилота, распыления по сторонам фюзеляжа и носовой части резервуара. При медицинской эвакуации двое носилок располагают крестообразно в кормовой части кабины с выпуклыми окнами. Место для медицинского работника находится рядом с пилотом.



Рис. 2.32.3. Вертолет Hughes Модель 500С

- Модель 500D (рис. 2.32.4). Этой версии предшествовала Модель 500, оснащенная пятилопастным несущим винтом увеличенного диаметра (8,08 м против 8,03 м) и Т-образным хвостом с маленькими пластинами на конце для улучшения стабильности, которая была испытана в начале августа 1974 г. Модель 500D совершила первый полет 9 октября 1975 г., а поставки начались в конце 1976 г. Вертолет оснащен двигателем Allison 250-С20В мощностью 420 л.с., уменьшаемой до 375 л.с. на посадке. Добавлен небольшой обтекатель над несущим винтом, чтобы направить поток воздуха по поверхностям хвоста.



Рис. 2.32.4. Вертолет Hughes Модель 500D



Таблица 2.32

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Hughes 500 [18]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$	40*	
2	Страна – США, фирма «Hughes»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$	32*	
3	Назначение – пассажирский				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$	72*	
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$	72*	
5	$m_0$ , кг		1157	100%	$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$	115*	
6	$m_{0\text{max}}$ , кг		1360	117,5*%	$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$	259*	
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг		493	42,6%	$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$	125*	
8	$m_{\text{ин}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$	10*	
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг		664*	57%	$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		22,9*	26,9*м	$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$	27*	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,204*	0,174*м	$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$	125*	
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч		140*		$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , Т·км/ч		162*		$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$	287*	
14	год нр., 1п., св.			1966			
15	пас., дес., ран.	4			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \varphi_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$	9,24		2,48	Тип	4-ШУ	
17	$l_{\text{н-р}}, \varphi_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	8,03	1,3
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$	0,0543*	0,12*
19	Аллисон 250–С18А				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	1,0	
20	Страна – США				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1 ТВД 317 л.с.				$\varphi_{\text{ЛНВ}}, M$	0,171	0,122
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.	N0015	
23	$N$ , кВт	236	201		проф. корн.	N0015	
24	$C_e$ , кг/кВт·ч		0,4к5		$\overline{C_{\text{конц}}}$	0,15	
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт	207	181		$\overline{C_{\text{корн}}}$	0,15	
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин	6016	6016		$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с	198*	206*
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин	470			$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$	0,172*	0,177*
28	$n_{\text{рв}}$ , об/мин	3030			$\bar{V} = \mu$	0,343*	
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		63	0,267*	$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг	1260*	76,3*
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		240		$M_{\text{кр}}$ , кгм	350*	

Окончание табл. 2.32

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	6,7*	Тип и кол-во опор	П
2	$\phi_{\phi}$ , м	1,5*	база/колея, м	$\overline{2,06}$
3	$h_{\phi}$ , м	1,8*	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>	2,38*	$V_{\max}$ , км/ч	2,47
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>	21,7*	$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	8,63
7	$l_K$ , м	2,44	$H_{cm}$ , м	1615
8	$\phi_K$ , м	1,37	$H_{дин}$ , м	4390
9	$h_K$ , м	1,31	$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	600
11	Оперение		q, кг/км	0,317*
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}$ , $\frac{м}{м^2}$	$\frac{1,7}{0,72}$ *	$\overline{q}$ , %	2,99*
13	$L_{GO}$ , м	4,5*	$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$	$\frac{1,9}{0,52}$	$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м	4,8	$V^{эк}$ , км/ч	2,17

### 2.32.1. Конструкция вертолета Hughes 500

Вертолет выполнен по одновинтовой схеме, с рулевым винтом, одним ГТД и лыжным шасси (рис. 2.32.5).

*Фюзеляж* – типа полумонокок (рис. 2.32.6), каплеобразной формы, изготовлен из алюминиевых сплавов. В передней части кабины расположены сиденья для летчика и стрелка или наблюдателя, в задней части – 2 - 4 сиденья для пассажиров. Возможна перевозка до семи человек при установке четырех сидений в задней кабине или двух носилок по бокам фюзеляжа (в санитарном варианте), а также перевозка грузов до 900 кг. В задней части кабины имеются 14 узлов крепления грузов, под задними сиденьями — багажный отсек объемом 0,31 м<sup>3</sup>.

*Кабина* (см. рис. 2.32.6) имеет по две двери с каждой стороны. Под полом кабины в передней части расположен отсек радиоэлектронного оборудования, в задней части – топливные баки.

*Хвостовое оперение* вертолета Т-образное, с вертикальными шайбами на концах стабилизатора, площадь киля – 0,56 м<sup>2</sup>; площадь стабилизатора – 0,61 м<sup>2</sup>.

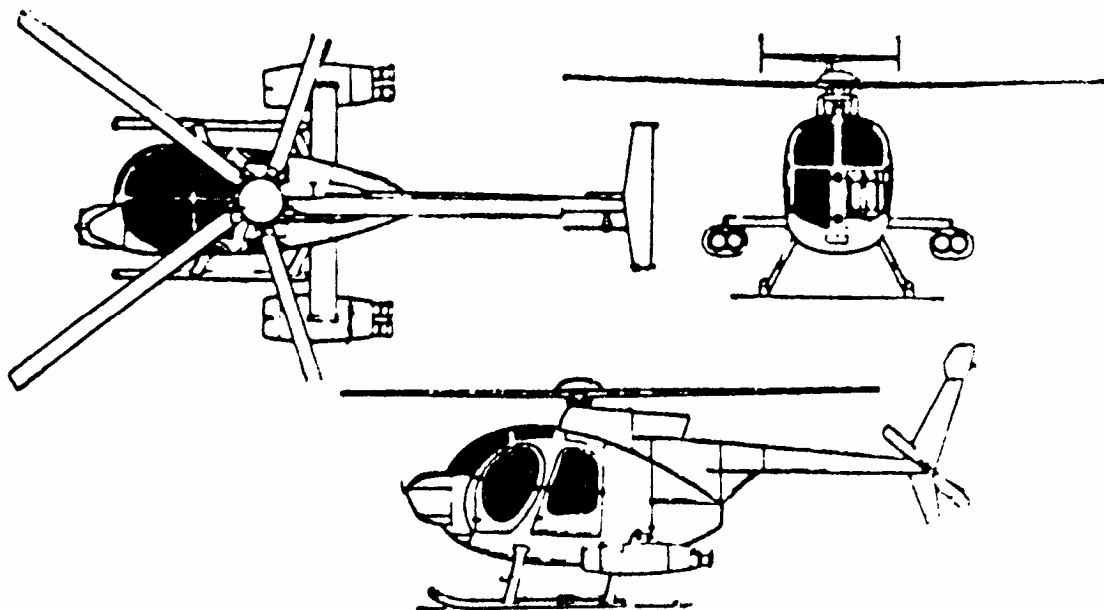


Рис. 2.32.5. Схема вертолета Hughes 500



Рис. 2.32.6. Кабина и фюзеляж вертолета

*Несущий винт* – пятилопастный, с бесшарнирным креплением лопастей (рис. 2.32.7). *Лопасты* – прямоугольной формы в плане, цельнометаллические, клееные, с С-образным прессованным лонжероном из алюминиевого сплава, крепят их к втулке с помощью пакета стальных лент. Профиль лопасти – NASA 0015, хорда лопасти – 0,17 м.

*Рулевой винт* диаметром 1,65 м, двухлопастный, с общим косым горизонтальным шарниром и общим торсионом, к которому крепят лопасти. *Лопасты* – прямоугольной формы в плане, имеют стальной лонжерон и обшивку из стеклопластика. Для уменьшения уровня шума можно устанавливать четырехлопастный рулевой винт с меньшей скоростью вращения, лопасти которого расположены по Х-образной схеме.

*Силовая установка* состоит из одного двигателя Allison 250, размещенного под углом  $45^\circ$  в хвостовой части фюзеляжа (рис. 2.32.8). *Воздухозаборник* расположен в передней части обтекателя несущего винта.

Вентилятор воздушной системы охлаждения главного редуктора и двигателя крепят непосредственно к выходному валу двигателя. Сухая масса двигателя – 72 кг, емкость маслобака – 5,7 л.

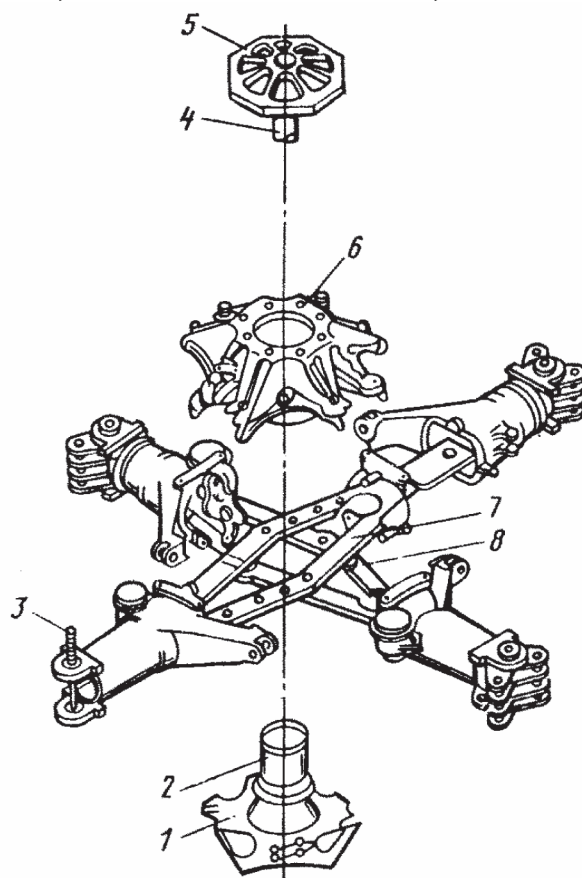


Рис. 2.32.7. Членение втулки несущего винта с торсионом вертолета:  
1 - нижняя направляющая опора; 2 - опорная стойка; 3 - палец ВШ; 4 - приводной вал несущего винта; 5 - верхний фланец приводного вала; 6 - корпус втулки; 7 - верхний пакет торсионных пластин; 8 - нижний пакет торсионных пластин



Рис. 2.32.8. Двигатель Allison 250

*Трансмиссия* состоит из двухступенчатого главного редуктора с косозубыми коническими шестернями и редуктора рулевого винта.

Составной вал привода рулевого винта выполнен из алюминиевого сплава и работает на сверхкритических оборотах. Предполагаемый межремонтный ресурс наиболее важных агрегатов – 5000 ч. Передаточное отношение двигателя к несущему винту 12,6:1, к рулевому – 1,36:1.

*Система управления с жесткой проводкой, безбустерная.*

*Шасси* – лыжное, из алюминиевого сплава, с обтекателями стоек и масляно-пневматическими амортизаторами. Колея шасси – 1,96 м. Возможна установка поплавков.

*Топливная система* состоит из двух протектированных баков общей емкостью 240 л, расположенных под полом задней кабины. Возможна установка дополнительного топливного бака емкостью 80 л.

*Электронное оборудование* включает в себя два связных приемопередатчика Бендикс/Кинг КУ 195, навигационный связной приемопередатчик КХ 175, автоматический радиокompас КХ 85 и приемответчик КТ 76, две связные радиостанции Коллинз VNF-251 метрового диапазона, навигационный связной приемопередатчик VNF-251/351 метрового диапазона, навигационный индикатор IND-350, автоматический радиокompас ADF-650 и приемответчик TDR-950, СПУ, шлемофоны, микрофоны и систему радиовещания.

В стандартное оборудование (рис. 2.32.9) входят датчик внешней температуры, часы с восьмидневным заводом, измеритель наработки двигателя в часах, пять комплектов привязных наплечных ремней с инерционным замком, узлы крепления груза, огнетушитель, аптечка, подножки для пассажиров, колеса для передвижения по земле, розетка внешнего источника питания, посадочный огонь, АНО, проблесковые огни.



Рис. 2.32.9. Приборная доска вертолета

По желанию заказчика устанавливают безосколочное стекло, систему обогрева и предотвращения запотевания стекол, радиоприемники и СПУ, гироскопический авиагоризонт и гироскомпас, указатель скороподъемности,

двойное управление, грузовой крюк, грузовые стеллажи, ПВД с системой обогрева, выдвижные колеса, комплект носилок, аварийные наполняемые поплавки и прожектор.

### 2.33. Вертолет Hughes 500MD

Вертолет Hughes 500MD (рис. 2.33.1, табл. 2.33) – модификация вертолета ОН-6А.



Рис. 2.33.1. Вертолет Hughes 500MD

Вертолет MD 500 Defender – многоцелевой, разработанный американской фирмой McDonnell Douglas Helicopter на базе вертолета Model 500MD. Легкие, чрезвычайно подвижные и относительно недорогие вертолеты относятся к самым маленьким вертолетам, предназначенным для ведения разведки, борьбы с танками и бронетехникой, огневой поддержки сухопутных войск. На вертолете установлено лыжное шасси из алюминиевого сплава с масляными амортизаторами. Вертолет имеет на вооружении (в противотанковом варианте) 30-миллиметровую пушку или пулемет калибра 7,62 мм и четыре противотанковые управляемые ракеты «Тоу» или 14 неуправляемых ракет калибра 70 мм. В разведывательном варианте – 40-миллиметровый гранатомет, 14 неуправляемых ракет калибра 70 мм и 7,62- миллиметровый пулемет.

Модификации вертолета:

- MD 500 Scout Defender – разведывательный вариант;
- MD 500 TOW Defender – противотанковый вариант;
- MD 500 MMS-TOW Defender – противотанковый вариант с системой наведения над главным винтом;
- MD 500 ASW Defender – противолодочный вариант с поисковой РЛС, системой определения магнитных аномалий ASQ-81 и противолодочными торпедами Mk.46;
- MD 500 Defender II – многоцелевой вариант с УР AIM-92 Stingrey.

Таблица 2.33

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Hughes 500MD [18]				$m_{Л}$ , кг; $\overline{m}_{Л}$	50*	
2	Страна – США, «McDonnell Douglas Helicopter»				$m_{ВТ}$ , кг; $\overline{m}_{ВТ}$	41*	
3	Назначение – многоцелевой военный				$m_{НВ}$ , кг; $\overline{m}_{НВ}$	91*	
4	Экипаж – 2				$m_{ТР}$ , кг; $\overline{m}_{ТР}$	89*	
5	$m_0$ , кг		1360	100%	$m_{СУ}$ , кг; $\overline{m}_{СУ}$	136*	
6	$m_{0\max}$ , кг				$m_{ПУ}$ , кг; $\overline{m}_{ПУ}$	316*	
7	$m_{пуст}$ , кг		896	65,9%	$m_{\Phi}$ , кг; $\overline{m}_{\Phi}$	147*	
8	$m_{цн}$ , кг				$m_{ОП}$ , кг; $\overline{m}_{ОП}$	12*	
9	$m_{ПН}$ , кг		464*	34,1*%	$m_{РВ}$ , кг; $\overline{m}_{РВ}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		26,5*		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$	32*	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,230*		$m_{ОБ}$ , кг; $\overline{m}_{ОБ}$	152*	
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч		75,4*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , Т·км/ч		103*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$	343*	
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.				Несущий и рулевой винты		
16	$l_{Г}, \epsilon_{Г}, h_{Г}, M$	9,4		2,64	Тип	5-	2-
17	$l_{н-р}, \epsilon_{кор}, M$	4,67	7,62		$D_{НВ}, D_{РВ}$ , м	8,08	1,4
18	Силовая установка				$\sigma_{НВ}, \sigma_{РВ}$	0,0674*	0,125*
19	Аллисон 250–С20В				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	
20	Страна – США				$\Delta\varphi_{Л}$		
21	Количество и тип – 1 ТВД 420 л.с.				$\epsilon_{ЛНВ}, M$	0,171	0,138
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	313	298	207	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч	0,396		0,432	$\overline{C_{конц}}$		
25	$N_{огр}$ , кВт	280	261		$\overline{C_{корн}}$		
26	$n_{дв}$ , об/мин	6016	6016	6016	$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	202*	225*
27	$n_{нв}$ , об/мин				$\frac{C_T}{\sigma_{НВ}}$	0,154*	0,162*
28	$n_{рв}$ , об/мин				$\bar{V} = \mu$	0,331*	
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		71,5	0,228*	$T_{НВ}, T_{РВ}$ , кг	1553*	99*
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		240*	79,5	$M_{кр}$ , кгм	460*	

Окончание табл. 2.33

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	6,5*	Тип и кол-во опор	П
2	$\vartheta_{\phi}$ , м	1,5*	база/колея, м	$\overline{1,96}$
3	$h_{\phi}$ , м	1,8*	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>	2,38*	$V_{\max}$ , км/ч	241
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>	21,7*	$V_{кр}$ , км/ч	213
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	8,38
7	$l_K$ , м	2,44	$H_{cm}$ , м	1770
8	$\vartheta_K$ , м	1,31	$H_{дин}$ , м	4205
9	$h_K$ , м	1,52	$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	389
11	Оперение		$q$ , кг/км	0,465*
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}$ , $\frac{м}{м^2}$	$\frac{19^*}{0,65^*}$	$\overline{q}$ , %	3,66*
13	$L_{GO}$ , м	5,0	$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$	$\overline{0,56}$	$t_{\max}$ , ч	2,57
15	$L_{BO}$ , м		$V^{эк}$ , км/ч	

### 2.33.1. Конструкция вертолета Hughes 500MD

Вертолет выполнен по одновинтовой схеме, с рулевым винтом, одним ГТД и лыжным шасси (рис. 2.33.2). Описание конструкции – см. модели ОН-6А и Hughes Model 500.

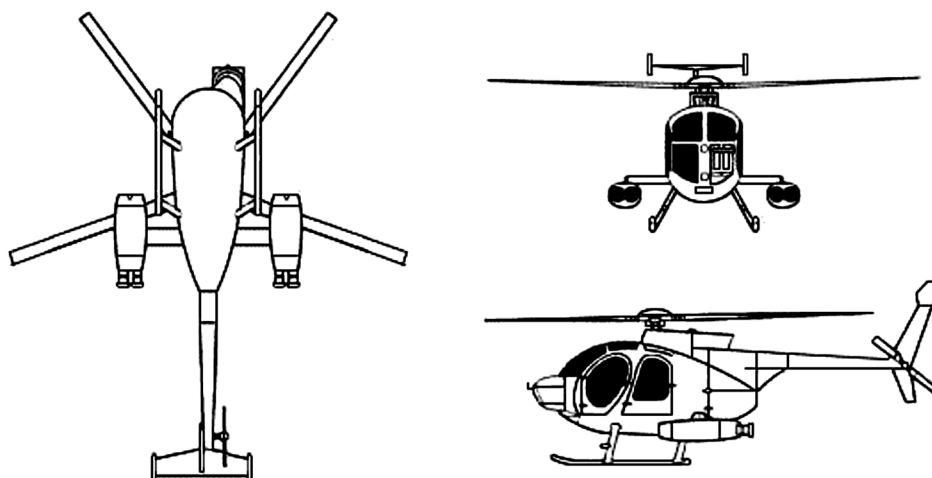


Рис. 2.33.2. Схема вертолета



### 2.34. Вертолет Hughes 500 MG

Вертолет Hughes 500MG – модификация вертолета OH-6A.

Модификации:

- MD 500MG «Defender» (рис. 2.34.1) – легкий многоцелевой вертолет для полиции, патрульной и спасательной служб, борьбы с перевозкой наркотиков. Используется в качестве боевых (AH-6C, G, F и J), многоцелевых (MH-6E, B, C, H и J) и электронной разведки (EH-6B и E) в группах специального назначения армии США;

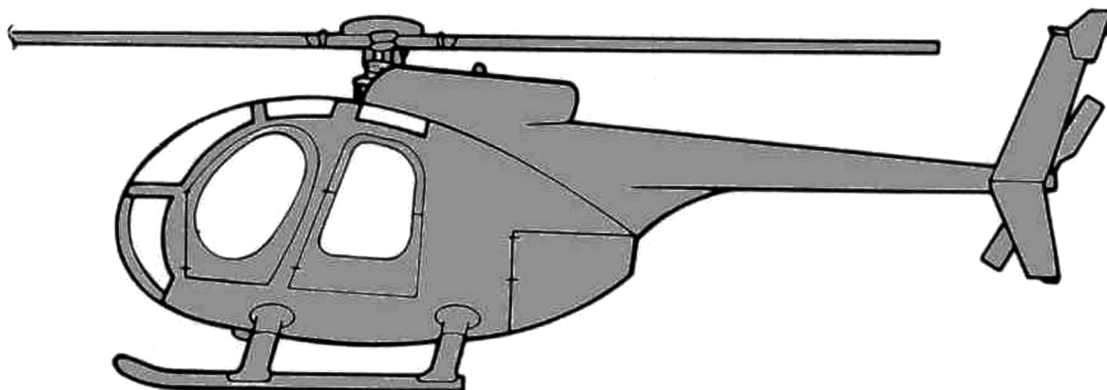


Рис. 2.34.1. Вертолет MD 500MG «Defender»

- MD 500MG «Nightfox» – вариант MD 500MG с системой ночного видения FLIR;
- MD 530MG «Дефендер» (рис. 2.34.2) – многоцелевой и боевой вертолет, с удлиненной носовой частью и ГТД Allison 250-C30 взлетной мощностью 317 кВт. Диаметр несущего винта увеличен на 0,3 м, рулевого – на 0,05 м. Вертолет снабжен грузовым крюком, рассчитанным на усилие 907 кг. Предназначен для борьбы с бронетанковой техникой, но может применяться для разведки днем и ночью. Разрабатывается морской вариант для загоризонтного обнаружения целей.

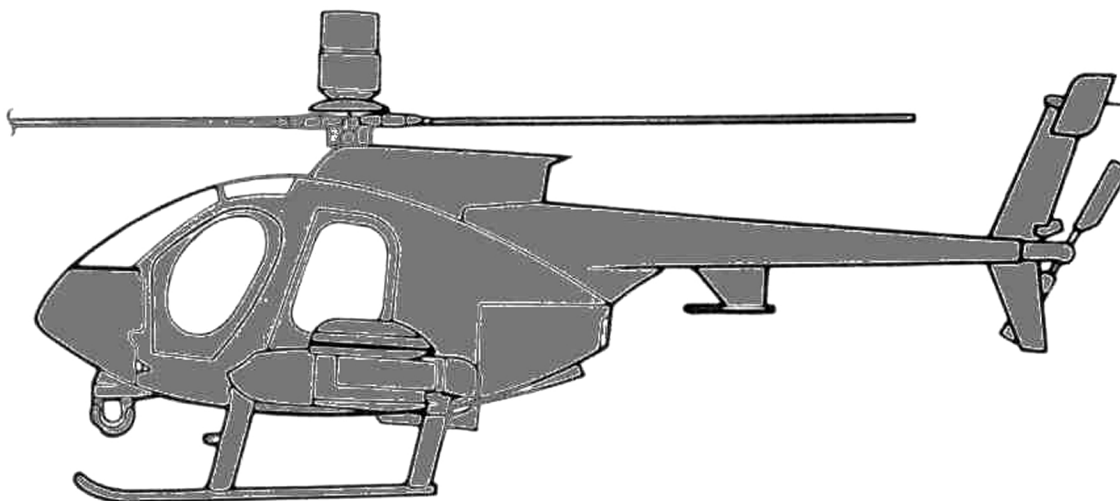


Рис. 2.34.2. Вертолет MD 530MG «Defender»

Таблица 2.34

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Hughes 500 MG [18]				$m_L$ , кг; $\overline{m}_L$	52*	
2	Страна – США, «McDonnell Douglas Helicopter»				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m}_{BT}$	43*	
3	Назначение – многоцелевой военный				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m}_{HB}$	95*	
4	Экипаж – 1				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m}_{TP}$	102*	
5	$m_0$ , кг, %		1406	100%	$m_{CY}$ , кг; $\overline{m}_{CY}$	175*	
6	$m_{0max}$ , кг		1610	114,5*%	$m_{PY}$ , кг; $\overline{m}_{PY}$	372*	
7	$m_{пуст}$ , кг		725*	51,6*%	$m_\phi$ , кг; $\overline{m}_\phi$	152*	
8	$m_{ин}$ , кг				$m_{OP}$ , кг; $\overline{m}_{OP}$	12*	
9	$m_{ПН}$ , кг		681*	48,4%	$m_{PB}$ , кг; $\overline{m}_{PB}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		25,8*	29,5*	$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$	30*	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,371*	0,324*	$m_{OB}$ , кг; $\overline{m}_{OB}$	159*	
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч		107*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , Т·км/ч		151*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$	353*	
14	год нр., 1п., св.	1983	IV.1984				
15	пас., дес., ран.		4–6	2 нос.	Несущий и рулевой винты		
16	$l_G, e_G, h_G, M$	9,78		3,4	Тип	5-	2-
17	$l_{н-р}, e_{кор}, M$	4,88	7,29		$D_{HB}, D_{PB}$ , м	8,33	1,45
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$	54,5*	1,65*
19	Аллисон 250–С30				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	
20	Страна – США				$\Delta\phi_L$		
21	Количество и тип – 1 ТВД 700 л.с.				$e_{ЛНВ}, M$	0,171	0,138*
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	522	485	312	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч	0,361		0,40	$\overline{C_{конц}}$		
25	$N_{огр}$ , кВт	317	317		$\overline{C_{корн}}$		
26	$n_{дв}$ , об/мин	6016	6016	6016	$\omega R_{HB}, \omega R_{PB}$ , м/с	209*	233*
27	$n_{HB}$ , об/мин	478*			$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$	0,146*	0,160*
28	$n_{PB}$ , об/мин	3075*			$\bar{V} = \mu$		0,294*
29	масса, кг; уд. масса, кг/ кВт		106,6	0,204*	$T_{HB}, T_{PB}$ , кг	1680*	108*
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		240	79,5	$M_{KP}$ , кгм	525*	

Окончание табл. 2.34

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\Phi}$ , м	7,0*	Тип и кол-во опор	Л
2	$e_{\Phi}$ , м	1,5*	база/коля, м	$\overline{1,96}$
3	$h_{\Phi}$ , м	1,8*	Л Т Х	
4	$S_{M\Phi}$ , м <sup>2</sup>	2,38*	$V_{\max}$ , км/ч	221
5	$S_{\Phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>	22,4*	$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y.\max}$ , м/с	9,3
7	$l_K$ , м	2,44	$H_{cm}$ , м	4300
8	$e_K$ , м	1,31	$H_{дин}$ , м	4880
9	$h_K$ , м	1,52	$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	333
11	Оперение		$q$ , кг/км	0,544*
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$	$\frac{1,6}{0,76}$ *	$\overline{q}$ , %	4,13*
13	$L_{ГО}$ , м	4,9*	$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$	$\overline{0,56}$	$t_{\max}$ , ч	2,1
15	$L_{BO}$ , м		$V^{ЭК}$ , км/ч	

### 2.34.1. Конструкция вертолета Hughes 500 MG

Вертолет выполнен по одновинтовой схеме, с рулевым винтом, одним ГТД и лыжным шасси (рис. 2.34.3). Описание конструкции – см. модели ОН-6А и Hughes Модель 500.

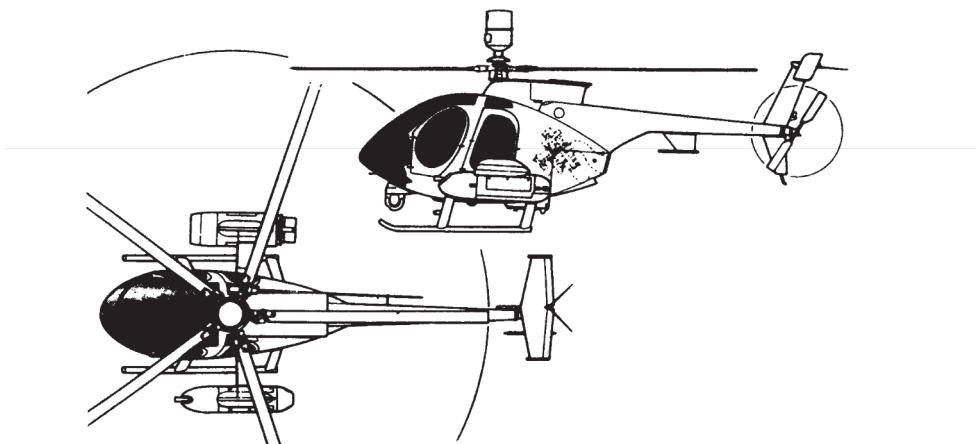


Рис. 2.34.3. Схема вертолета 530 MG

### 2.35. Вертолет Us 331 фирмы Ultrasport

Фирма American Sportscopter была основана в 1990 г. для производства сверхлегких вертолетов, отвечающих стандарту FAR 103. Первый вертолет Ultrasport 254 (рис. 2.35.1), собранный из поставляемого фирмой комплекта деталей, совершил полет в июле 1993 г. Это одноместный вертолет с кабиной, изготовленной из композиционных материалов, лыжным шасси и хвостовой балкой трубчатой формы, на которой в кольцевом обтекателе установлен рулевой винт. Комплекты деталей для сборки вертолета изготавливают на Тайване.



Рис. 2.35.1. Вертолет Ultrasport 254

Вертолет Ultrasport 331 (рис. 2.35.2, табл. 2.35) – модификация вертолета Ultrasport 254 с увеличенными взлетной массой и дальностью полета. По сравнению со своим предшественником имеет ряд улучшений, таких, как электрический стартер и полностью закрытая кабина со съемными дверями. Впервые поднялся в воздух в декабре 1993 г.



Рис. 2.35.2. Вертолет Ultrasport 331

Таблица 2.35

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Us 331 [2]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		
2	Страна – США, фирма «Ultrasport», Тайвань–лиц.				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		
3	Назначение – любительские полеты				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		
5	$m_0$ , кг		295	100%	$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг				$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг		151	51*%	$m_{\Phi}$ , кг; $\overline{m}_{\Phi}$		
8	$m_{\text{цн}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг		144	49*%	$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		9,2		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,162		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч				$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , Т·км/ч				$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.	–			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \vartheta_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$				Тип	2-	2-
17	$l_{\text{н-р}}, \vartheta_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	6,4	
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$	0,338	
19	Hirth 2706				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	1,0	
20	Страна – Германия				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1 ПД		65 л.с.		$\vartheta_{\text{ЛНВ}}, M$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	47,8	43,1	35,8	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C_{\text{конц}}}$		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$		
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин				$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с	173	
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин	516,5			$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
28	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		29,6		$M_{\text{КР}}$ , кгм		

Окончание табл. 2.35

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	
2	$\sigma_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	167
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	2134 (БВЗ)
8	$\sigma_K$ , м		$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V^{ЭК}$ , км/ч	

### 2.35.1. Конструкция вертолета Us 331 фирмы Ultraspport

*Тип* – одноместный сверхлегкий сборный вертолет (рис. 2.35.3).

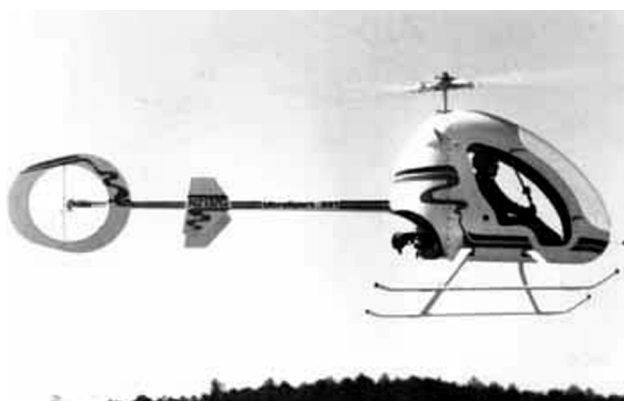


Рис. 2.35.3. Вертолет Ultraspport 331

*Конструкция* – двухлопастный несущий винт из композиционных материалов с весами на концах лопастей для мгновенной остановки в случае отказа двигателя, защищенный хвостовой двухлопастный винт, хвостовое оперение с концевыми шайбами. Привод хвостового винта расположен в узкой

вытянутой хвостовой балке. Используются в основном эпоксидные смолы, графитовые ткани и сотовый наполнитель, алюминиевая хвостовая балка.

*Шасси* – алюминиевое ползковое для посадки с перегрузкой до 2,5 g; поплавковое шасси (масса 18 кг) опционально.

*Силовая установка* (рис. 2.35.4) – один двухкарбюраторный двигатель Hirth 2706 мощностью 48,5 кВт с электрическим стартером или двигатель Hirth H32 подобной мощности на модификации 331Н. Передаточное число планетарной трансмиссии – 12:1. Объем топливного бака – 38 л.

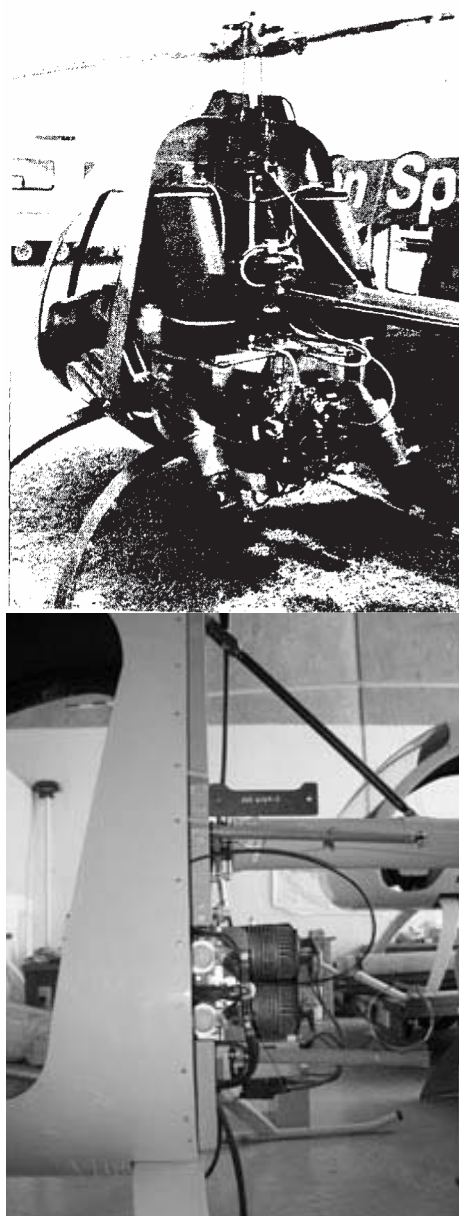


Рис. 2.35.4. Размещение двигателя на вертолете Ultrasport 331

*Кабина* – одноместная закрытая.

*Электрическая система* – батарея 12 В.

*Авионика* – по выбору заказчика.

### 2.36. Вертолет Us 496 фирмы Ultrasport

Отработав на создании одноместных вертолетов Us 254 и Us 331 технологические приемы производства и сборки, компания выпустила на рынок долгожданную двухместную модель – Us 496, по своей стоимости сравнимую с одноместными машинами, но в то же время сохранившую прекрасные пилотажные качества.

Легкое и сбалансированное управление этой машиной делает ее доступной практически для каждого пилота-любителя. На вертолете установлен надежный двигатель Hirth H-30 немецкой фирмы Hirth Engines, остальные элементы конструкции производят на заводе компании Light American Sportcopter, расположенном на Тайване.

Большая исследовательская работа, проведенная фирмой-производителем, позволила добиться выдающихся результатов в обеспечении безопасности полетов. В числе несомненных достижений – амортизирующее шасси из композитных материалов и конструкция рулевого винта, заключенного в кольцо, что существенно повысило устойчивость и управляемость машины, делая полеты более безопасными. Благодаря высоким технологиям, применяемым при производстве этих машин, и прекрасным летным характеристикам UltraSport 496 уже несколько лет подряд признан лучшим спортивным сверхлегким вертолетом в мире.

Являясь усовершенствованным вариантом модели 331, Ultrasport 496 (N496AS) (рис. 2.36.1, табл. 2.36) совершил первый полет в июле 1995 г. Строится с апреля 1997 г.



Рис. 2.36.1. Вертолет Ultrasport 496



Таблица 2.36

	1	2	3	4	5
Вертолет				Масса, кг; относительная масса, %	
1	Us 496	[2]		$m_{\text{Л}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{Л}}$	
2	Страна – США, фирма «Ultrasport», Тайвань–лиц.			$m_{\text{ВТ}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{ВТ}}$	
3	Назначение – многоцелевой			$m_{\text{НВ}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{НВ}}$	
4	Экипаж – 1			$m_{\text{ТР}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{ТР}}$	
5	$m_0, \text{кг}$		514	100%	$m_{\text{СУ}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{СУ}}$
6	$m_{0\text{max}}, \text{кг}$				$m_{\text{ПУ}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{ПУ}}$
7	$m_{\text{пуст}}, \text{кг}$		245	48*%	$m_{\text{Ф}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{Ф}}$
8	$m_{\text{цн}}, \text{кг}$				$m_{\text{ОП}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{ОП}}$
9	$m_{\text{ПН}}, \text{кг}$		269	52*%	$m_{\text{РВ}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{РВ}}$
10	$P, \text{кг/м}^2$		13,4		$m_{\text{Ш}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{Ш}}$
11	$\tilde{N}, \text{кВт/кг}$		0,164		$m_{\text{ОБ}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{ОБ}}$
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}, \text{км/ч}$				$m_{\text{УПР}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{УПР}}$
13	$V_{\text{кр}} m_0, \text{Т·км/ч}$				$m_{\text{КОРП}}, \text{кг}; \overline{m}_{\text{КОРП}}$
14	год нр., 1п., св.				
15	пас., дес., ран.	1			Несущий и рулевой винты
16	$l_{\text{Г}}, \epsilon_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, \text{М}$				Тип
17	$l_{\text{н-р}}, \epsilon_{\text{кор}}, \text{М}$				2- 2-
18	Силовая установка			$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$	0,0309
19	Hirth F30			$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	1,0
20	Страна – Германия			$\Delta\varphi_{\text{Л}}$	
21	Количество и тип – 1 ПД	115 л.с.		$\epsilon_{\text{ЛНВ}}, \text{М}$	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.
23	$N, \text{кВт}$	84,6			проф. корн.
24	$C_e, \text{кг/кВт·ч}$				$\overline{C_{\text{конц}}}$
25	$N_{\text{огр}}, \text{кВт}$				$\overline{C_{\text{корн}}}$
26	$n_{\text{дв}}, \text{об/мин}$				$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}, \text{м/с}$
27	$n_{\text{нв}}, \text{об/мин}$				$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$
28	$n_{\text{рв}}, \text{об/мин}$				$\bar{V} = \mu$
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}, \text{кг}$
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.	46,8			$M_{\text{КР}}, \text{кгм}$

Окончание табл. 2.36

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	
2	$\sigma_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	158
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	2134 (БВЗ)
8	$\sigma_K$ , м		$H_{дин}$ , м	3658
9	$h_K$ , м		$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V^{ЭК}$ , км/ч	

### 2.36.1. Конструкция вертолета Us 496 фирмы Ultrasport

Тип – двухместный сверхлегкий сборный вертолет.

Модификации:

- Ultrasport 496 – базовый (рис. 2.36.2).



Рис. 2.36.2. Компоновка вертолета Us 496

- Ultraspport 496RT – анонсирован в 2002 г. Установлен двигатель Rotax 914 мощностью 84,6 кВт с электрическим стартером.
- Sportscopter 600 – собирают в Новой Зеландии.

*Конструкция* – подобна моделям 254 и 331. Лопасті несущего винта и фюзеляж выполнены из композиционных материалов. Привод ротора осуществляется с помощью вала. Двухсекционная трансмиссия установлена вертикально с непосредственным приводом и соотношением 11:1.

*Шасси* – алюминиевое ползковое, поплавковое шасси – опционально.

*Силовая установка* (рис. 2.36.3) – один четырехкарбюраторный двигатель Hirth F30 мощностью 85,8 кВт с электрическим стартером; в 2002 г. на шоу Sun'a'Fun демонстрировалась версия вертолета с двигателем Hirth H3QE мощностью 75 кВт. Объем топливного бака – 61 л.



Рис. 2.36.3. Компоновка двигателя  
Вертолет имеет двойное управление (рис. 2.36.4).



Рис. 2.36.4. Кабина вертолета

### 2.37. Вертолет MD 520N

В 1975 г. фирма Hughes, позднее вошедшая в фирму McDonnell Douglas, начала исследования системы NOTAR (No Tail Rotor), предназначенной для использования вместо рулевого винта, считая, что такая система позволит устранить недостатки, присущие рулевым винтам: расход мощности на привод рулевого винта, дополнительную массу конструкции, высокий уровень вибраций и шума, усложнение технического обслуживания и опасность повреждения рулевого винта о препятствия, а также опасность для обслуживающего персонала.

В 1980 г. фирма Hughes получила контракт от Министерства обороны на разработку экспериментального вертолета с системой NOTAR на базе серийного вертолета OH-6A. Первый полет экспериментального вертолета состоялся 17 декабря 1981 г. (рис. 2.37.1). В 1986 г. после продолжительных летных испытаний вертолет был модифицирован: установлен более мощный ГТД и изменена конструкция системы NOTAR. Испытания продолжались до 1990 г. Результаты этих исследований и летных испытаний использовали для разработки семейства вертолетов с системой NOTAR, являющихся развитием вертолета MD 500.



Рис. 2.37.1. Прототип OH-6A NOTAR

После ввода компанией в строй испытательного стенда NOTAR, в основе которого лежала конструкция вертолета Хьюз 500, варианты, прошедшие сертификацию, стали выпускать серийно под обозначением MD 520N (вариант аппарата MD 530F) – легкий многоцелевой пятиместный вертолет с двигателем Allison 250-C20R мощностью 447 кВт. Окончательный опытный образец MD 530N поднялся в воздух 29 декабря 1989 г., а 1 мая 1990 г. совершен полет MD 520N (рис. 2.37.1, табл. 2.37). Серийный вертолет MD 520N поднялся в воздух в июне 1991 г. и в сентябре того же года прошел сертификацию.



Рис. 2.37.2. Вертолет MD 520N

Модификации:

- MD 530N «Defender» (рис. 2.37.3) – военный вариант вертолета с двигателем Allison 250-C30 мощностью 485 кВт, может нести различное вооружение из ПТУР и НАР; оснащен прицельным оборудованием.



Рис. 2.37.3. Вертолет MD 530N «Defender»

- MD 630N, MD 600N (рис. 2.37.4) – усовершенствованные вертолеты с увеличенной кабиной и шестилопастным несущим винтом.



Рис. 2.37.4. Вертолет MD 600N

Таблица 2.37

				1	2	3			4	5
Вертолет							Масса, кг; относительная масса, %			
1	MD 520N [2, 6]						$m_{Л}$ , кг; $\overline{m}_{Л}$			
2	Страна – США, «McDonnell Douglas Helicopter»						$m_{ВТ}$ , кг; $\overline{m}_{ВТ}$			
3	Назначение – экспериментальный						$m_{НВ}$ , кг; $\overline{m}_{НВ}$			
4	Экипаж – 1						$m_{ТР}$ , кг; $\overline{m}_{ТР}$			
5	$m_0$ , кг						$m_{СУ}$ , кг; $\overline{m}_{СУ}$			
6	$m_{0\max}$ , кг		830	100%			$m_{ПУ}$ , кг; $\overline{m}_{ПУ}$			
7	$m_{пуст}$ , кг		683	82*%			$m_{\Phi}$ , кг; $\overline{m}_{\Phi}$			
8	$m_{цн}$ , кг						$m_{ОП}$ , кг; $\overline{m}_{ОП}$			
9	$m_{ПН}$ , кг		147	18*%			$m_{РВ}$ , кг; $\overline{m}_{РВ}$			
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>			14,2*м			$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$			
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг			0,584*м			$m_{ОБ}$ , кг; $\overline{m}_{ОБ}$			
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч						$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$			
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч						$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$			
14	год нр., 1п., св.			XII.1989						
15	пас., дес., ран.		1				Несущий и рулевой винты			
16	$l_{Г}, \epsilon_{Г}, h_{Г}, M$						Тип		5-	
17	$l_{н-р}, \epsilon_{кор}, M$						$D_{НВ}, D_{РВ}$ , м		8,63	–
18	Силовая установка						$\sigma_{НВ}, \sigma_{РВ}$			
19	Аллисон 250 С 20R						$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$		1,0	
20	Страна –						$\Delta\varphi_{Л}$			
21	Количество и тип – 1 ТВД			635,6 л.с.			$\epsilon_{ЛНВ}, M$			
22	Режим		Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.				
23	$N$ , кВт		485			проф. корн.				
24	$C_e$ , кг/кВт·ч					$\overline{C_{конц}}$				
25	$N_{огр}$ , кВт					$\overline{C_{корн}}$				
26	$n_{ов}$ , об/мин					$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с				
27	$n_{нв}$ , об/мин					$\frac{C_T}{\sigma_{НВ}}$				
28	$n_{рв}$ , об/мин					$\overline{V} = \mu$				
29	масса, кг; уд. масса, кг/ кВт						$T_{НВ}, T_{РВ}$ , кг			
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.						$M_{кр}$ , кгм			

Окончание табл. 2.37

		6		7
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\Phi}$ , м		Тип и кол-во опор	П
2	$b_{\Phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\Phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\Phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	282
5	$S_{\Phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{у\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	3080
8	$b_K$ , м		$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}, \frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{ВО}}{S_{ВО}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{ВО}$ , м		$V^{ЭК}$ , км/ч	

### 2.37.1. Конструкция вертолета MD 520N

Вертолет одновинтовой схемы с системой NOTAR вместо рулевого винта, одним ГТД и лыжным шасси (рис. 2.37.5, 2.37.6).

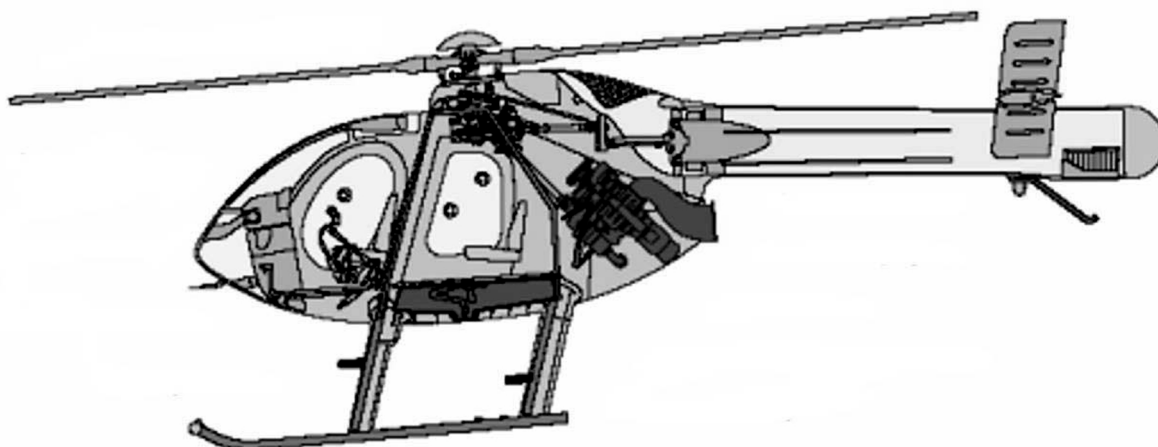


Рис. 2.37.5. Компоновка вертолета

Фюзеляж имеет такую же конструкцию, как вертолет MD 500E, с общей кабиной, в которой может (вместе с летчиком) разместиться до семи

человек или грузы массой до 900 кг. Доступ в кабину осуществляется через четыре двери, по две с каждой стороны. Возможна перевозка грузов массой 1027 кг на внешней подвеске под фюзеляжем.

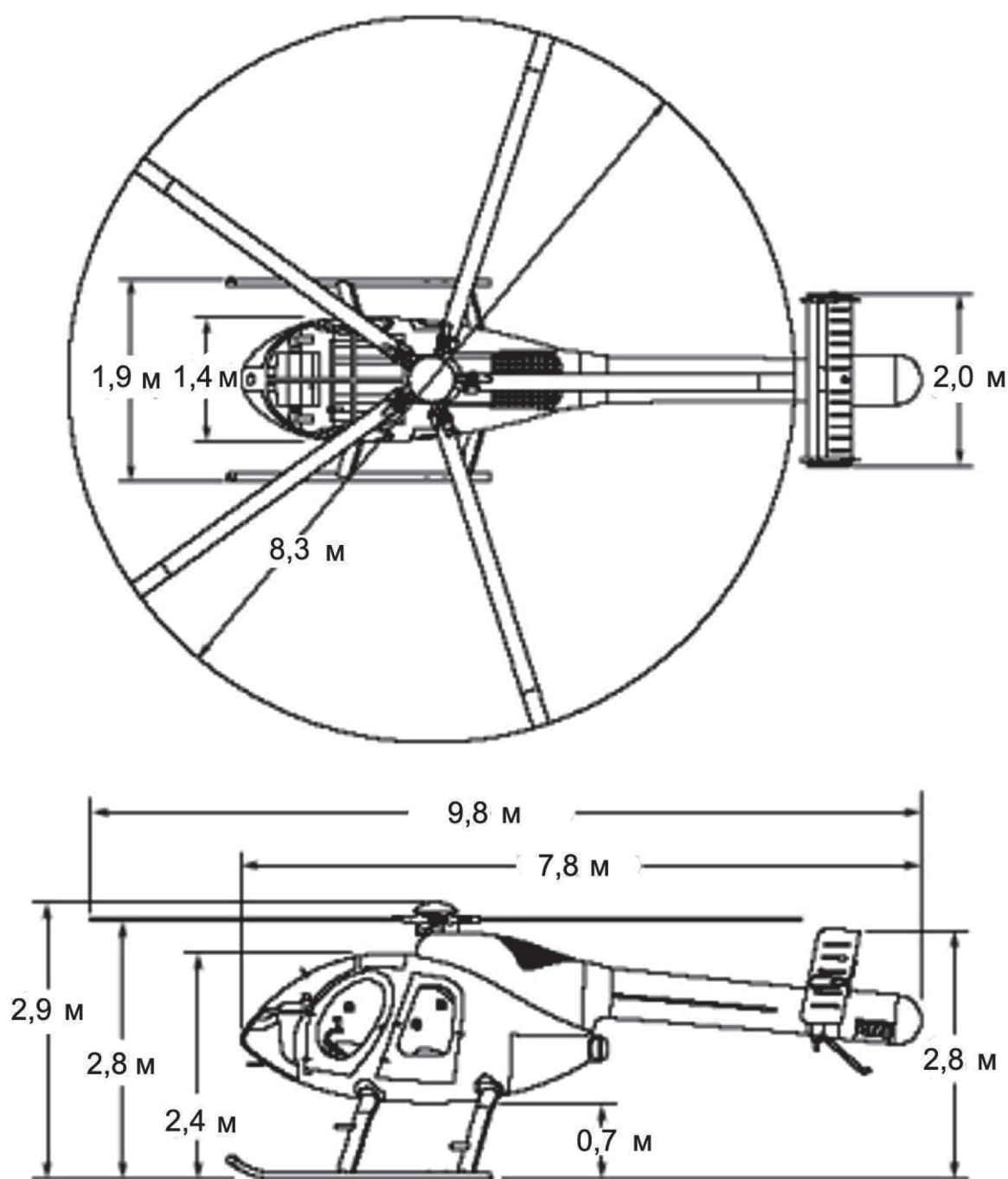


Рис. 2.37.6. Схема вертолета MD 520N

Вертолеты MD 630N и MD 600N (рис. 2.37.7) отличаются увеличенными размерами кабины вследствие дополнительной секции с двумя дверями с каждой стороны, что позволило увеличить длину пола кабины до 1,8 м, а длину дверного проема до 1,6 м, обеспечивая транспортировку крупногабаритных грузов массой до 1250 кг в кабине. Максимальная масса груза, перевозимого на внешней подвеске, возросла до 1360 кг.





Рис. 2.37.7. Фюзеляж вертолета MD 600N

*Хвостовая балка* – цилиндрическая (рис. 2.37.8), выполнена из КМ на основе графита; на конце хвостовой балки размещен поворачивающийся струйный руль с соплом, а сверху установлен цельнометаллический стабилизатор размахом два метра с двумя концевыми шайбами.



Рис. 2.37.8. Хвостовая балка

*Несущий винт* (рис. 2.37.9) с бесшарнирным креплением лопастей, пятилопастный – в вертолетах MD 520N и шестилопастный – в MD 600N. Лопасты – прямоугольной формы в плане, имеют такую же конструкцию, как на вертолетах MD 500, и ресурс до капитального ремонта 3000 ч. Скорость вращения несущего винта 477 об/мин, окружная скорость лопастей – около 208 м/с, обеспечивает уменьшенный уровень шума.

*Силовая установка* состоит из одного ГТД Allison 250 C20R (рис. 2.37.10) взлетной мощностью 336 кВт на вертолете MD 520N и одного ГТД Allison 250 C47

взлетной мощностью 589 кВт на MD 630N и MD 600N, установленного в фюзеляже. Воздухозаборник двигателя размещен в обтекателе за валом несущего винта и закрыт сеткой, а сопло – в хвостовой части фюзеляжа под хвостовой балкой.



Рис. 2.37.9. Несущий винт и автомат перекоса

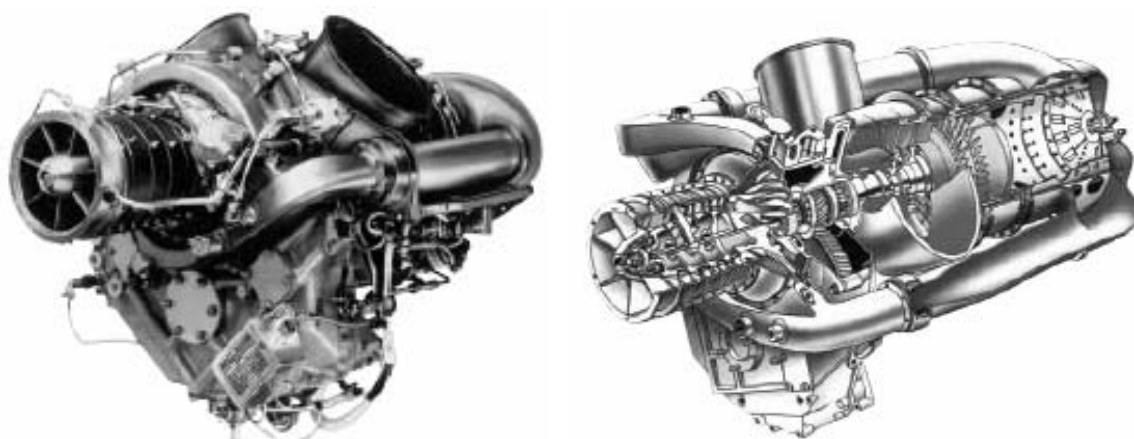


Рис. 2.37.10. ГТД Allison 250 C20R

*Трансмиссия* ограничивает передаваемую от ГТД мощность до 317 кВт на MD 520N и 447 кВт – на MD 630N и MD 600N.

*Топливная система* такая же, как на вертолете MD 500N; запас топлива – 454 л, с топливным баком под полом кабины.

*Система управления* – механическая без бустеров, ручка циклического шага обеспечивает продольное и поперечное управление несущим винтом, педали – путевое управление, осуществляемое с помощью управляемых лопаток струйного руля, кроме того, с педалями связано отклонение левой концевой шайбы на стабилизаторы для повышения эффективности путевого управления на режимах самовращения несущего винта и при скоростях полета выше 37 км/ч (рис. 2.37.11, 2.37.12). Правая концевая шайба управляется независимо от демпфера рыскания.



Рис. 2.37.11. Кабина вертолета



Рис. 2.37.12. Варианты приборной панели вертолета

Система NOTAR состоит из поворачивающегося струйного руля с решетчатым соплом, установленного на конце хвостовой балки. К струйному рулю по каналу внутри хвостовой балки подается воздух, нагнетаемый одноступенчатым вентилятором, приводимым от главного редуктора. Скорость вращения вентилятора – 5388 об/мин. Струйный руль может поворачиваться, обеспечивая уравнивание реактивного крутящего момента несущего винта и путевое управление, а также продольное управление. Кроме того, в хвостовой балке имеются продольные щели, через которые выдувается часть воздуха, нагнетаемого вентилятором. Отбрасываемый несущим винтом поток воздуха обдувает хвостовую балку и взаимодействует с вытекающим через щели воздухом благодаря известному эффекту Коанда, создавая боковую аэродинамическую силу на поверхности хвостовой балки, а также способствует уравниванию реактивного крутящего момента и уменьшает общий расход мощности на уравнивание реактивного крутящего момента. Система NOTAR прошла длительные испытания на экспериментальных и опытных вертолетах,

продемонстрировав высокую надежность и низкий уровень шума.

Принцип работы системы NOTAR (рис. 2.37.13) заключается в использовании для создания боковой силы, обеспечивающей компенсацию реактивного момента несущего винта и управление курсом, так называемой суперциркуляции на хвостовой балке и тяги реактивной струи, истекающей из бокового сопла поворотного струйного руля, расположенного в конце хвостовой балки.



Рис. 2.37.13. Принцип действия системы NOTAR

Для получения эффекта суперциркуляции в боковой поверхности хвостовой балки выполнена продольная щель, через которую по касательной к поверхности выдувается сжатый воздух. Струя от несущего винта, обтекающая хвостовую балку сверху на режиме висения, в зоне действия истекающей через щель струи прижимается к поверхности хвостовой балки и обтекает эту ее сторону без срыва. С другой стороны балки, где щели нет, обтекание происходит обычно, т.е. со срывом. В результате возникает боковая аэродинамическая сила, компенсирующая реактивный момент от несущего винта.

NOTAR – существенное увеличение безопасности. Система NOTAR состоит из сопловой и циркуляционной подсистем. Циркуляционная подсистема использует эффект Коанда при выдуве высокоскоростных струй через продольные щели на цилиндрической хвостовой балке, благодаря которому при обтекании хвостовой балки индуктивным потоком от несущего винта создается аэродинамическая сила, компенсирующая на плече относительно оси несущего винта часть реактивного момента. На висении эта доля составляет  $\frac{2}{3}$  потребного момента. Оставшуюся часть момента создает сопловая подсистема, обеспечивающая также управление в зависимости от положения педалей и потребного момента. Сопло представляет собой решетку из направляющих пластин, разворачивающих поток из осевого направления внутри хвостовой балки в поперечное направление для выдува. Снаружи направляющего аппарата находится управляемый подвижный кожух с отверстием. При вращении кожуха обеспечивается различная степень совмещения отверстия на нем с выходными каналами соплового аппарата и изменение направления и величины тяги, создаваемой соплом. Управление также подведено к лопаткам осевого вентилятора, обеспечивая соответствие изменения расхода воздуха положению заслонки. На режимах полета с большой горизонтальной скоростью доля момента, создаваемого циркуляционной системой, падает. Для обеспечения балансировки и управления по курсу на этих режимах применяют управляемые килевые поверхности.

В 1974 г. Joseph Velazques, являющийся сотрудником фирмы «Lockheed», получил патент США на «Систему обеспечения балансировки и управления в путевом канале и создания пропульсивной силы» для вертолета одновинтовой схемы. В качестве системы путевой балансировки была предложена циркуляционная и сопловая подсистемы. Однако циркуляционную подсистему предполагалось использовать только на наиболее критичных режимах полета – висении и малых скоростях полета. Продольные щели циркуляционной подсистемы были снабжены подпружиненными пластинами, открывающимися при повышении давления в хвостовой балке вертолета. Предполагалось использовать околосвуковые струи и щели толщиной около 0,5 мм.

Исследователи фирмы «Summa Corporation», являющейся вертолетным подразделением фирмы «Hughes», развили идеи Velazques'a. В 1977-1978 гг. они провели предварительные исследования подобной системы. В 1980 г. был получен патент США на «Вертолетную противомоментную систему с использованием управления циркуляцией». В 1981 г. фирма получила ассигнования от Министерства обороны США в размере 1,4 миллиона долларов на проведение 30-часовых летных испытаний. Первый полет экспериментального аппарата, созданного на базе вертолета ОН-6А, состоялся 17 декабря 1981 г.

После продажи фирмой «Hughes» своего вертолетного подразделения фирме «McDonnell Douglas Corp.» были продолжены испытания системы NOTAR. Новые вертолеты проектируют с применением системы NOTAR. В 1990 г. были получены патенты США и европейских стран на «Щели управляемой циркуляции для системы путевого управления вертолета». В 1989 г. фирма «McDonnell Douglas Corporation» после доводки системы NOTAR выпустила серийный аппарат MD 520N, основой для которого послужил вертолет семейства MD 500, а в 1995 г. – MD 900 «Explorer», в 1996 г. – MD 630N.

По заявлению фирмы «McDonnell Douglas Corporation» около 68 % несчастных случаев, произошедших в США с 1988 по 1993 гг. с однодвигательными вертолетами одновинтовой схемы, или 14 % происшествий со всеми вертолетами можно было бы избежать, применив систему путевого балансировки типа NOTAR. Система NOTAR по данным фирмы на 20 % надежнее, на 35 % снижена уязвимость и шум по сравнению с рулевым винтом. Уменьшены вибрации и механическая сложность элементов, что увеличило надежность и ремонтпригодность.

Отсутствие рулевого винта позволяет не только существенно повысить безопасность летного состава, обслуживающего персонала и пассажиров, понизить вероятность столкновения с препятствиями, но и сократить число вращающихся деталей и, следовательно, расходы на эксплуатацию.

Система NOTAR обеспечивает значительное снижение общей уязвимости вертолета от баллистических повреждений, повышает безопасность эксплуатации вертолета вблизи препятствий и уменьшает опасность травмирования обслуживающего персонала. Снижается уровень вибраций и динамического нагружения элементов системы. Уменьшается масса вертолета и его момент инерции относительно вертикальной оси.

Система NOTAR значительно уменьшает уровень шума, создаваемый вертолетом на местности. Снижению шума способствует экранирование нагнетающего вентилятора элементами конструкции. Кроме того, окружная скорость лопаток вентилятора составляет около 140 м/с, а для рулевых винтов – 200...220 м/с. Вертолет MD 520N создает на местности шум, составляющий 80,2 дБ, MD 600N – 79,0 дБ. Для сравнения вертолеты аналогичного с MD 600N класса создают 84,2 (AS 350) и 85,1 дБ (Bell 407). Вертолеты с системой NOTAR – самые бесшумные в своем классе.

Полная потребная мощность вертолета с системой NOTAR меньше, чем вертолета с рулевым винтом. Это объясняется тем, что эта система обеспечивает плавное управление и не требует резких перемещений ручки управления при нормальном висении.

Характеристики вертолета MD 520N с двигателем Allison C 20R показаны на рис. 2.37.14 – 2.37.22.

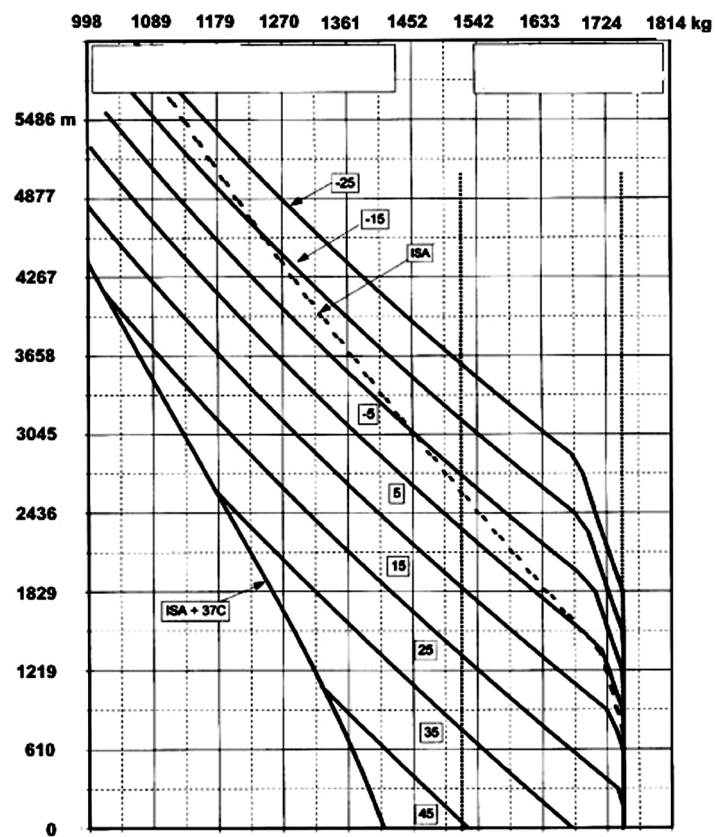


Рис. 2.37.14. Hover-In-Ground-Effect

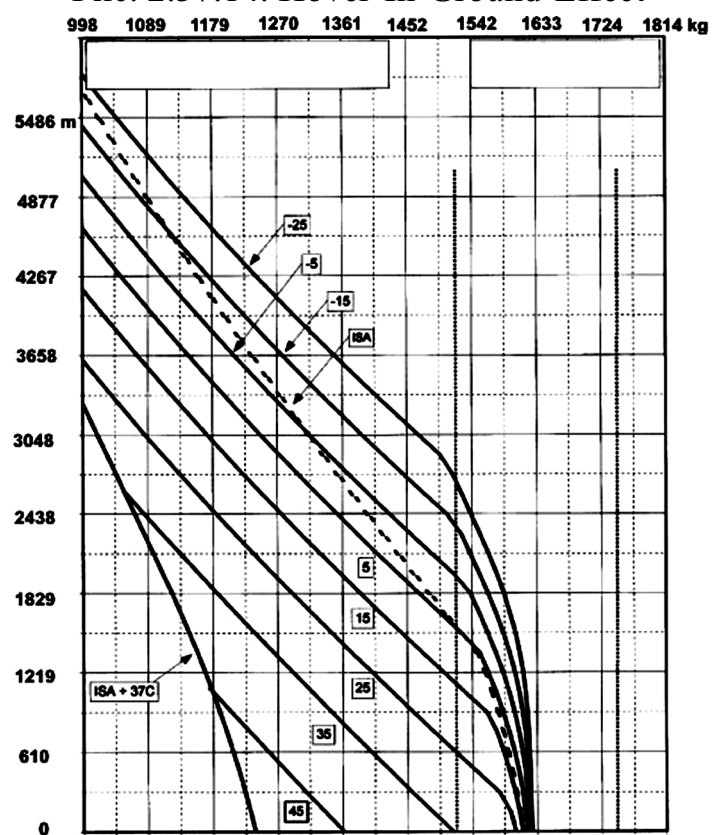


Рис. 2.37.15. Hover-Out of-Ground-Effect

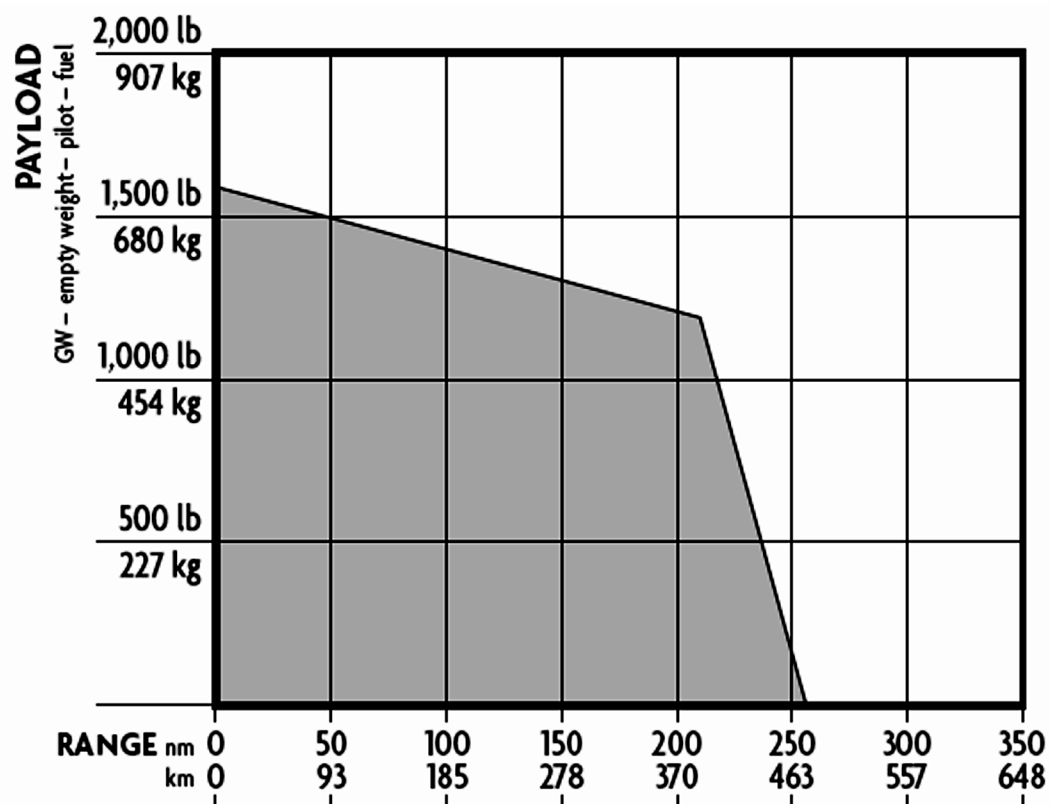


Рис. 2.37.16. Payload vs Range (5000', ISA)

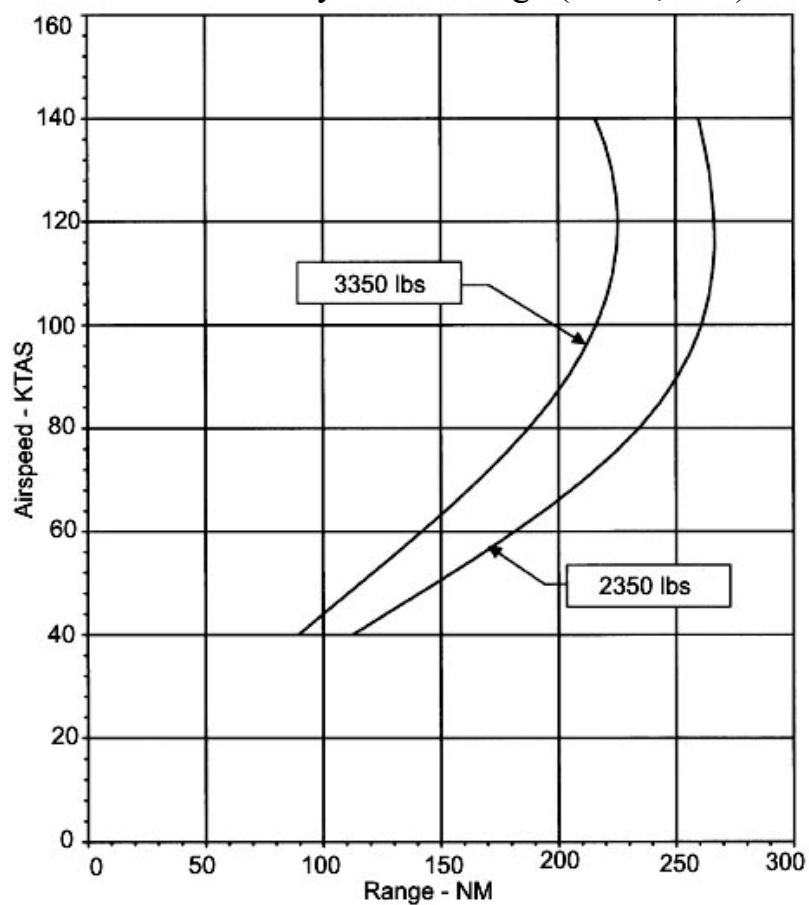


Рис. 2.37.17. Speed for Best Range



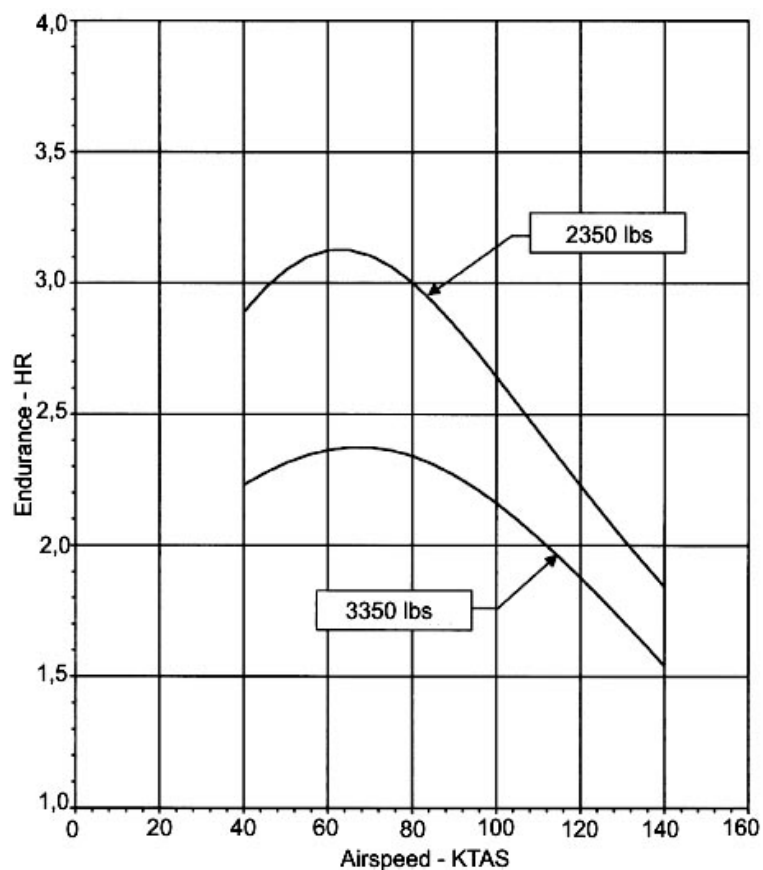


Рис. 2.37.18. Speed for Best Endurance

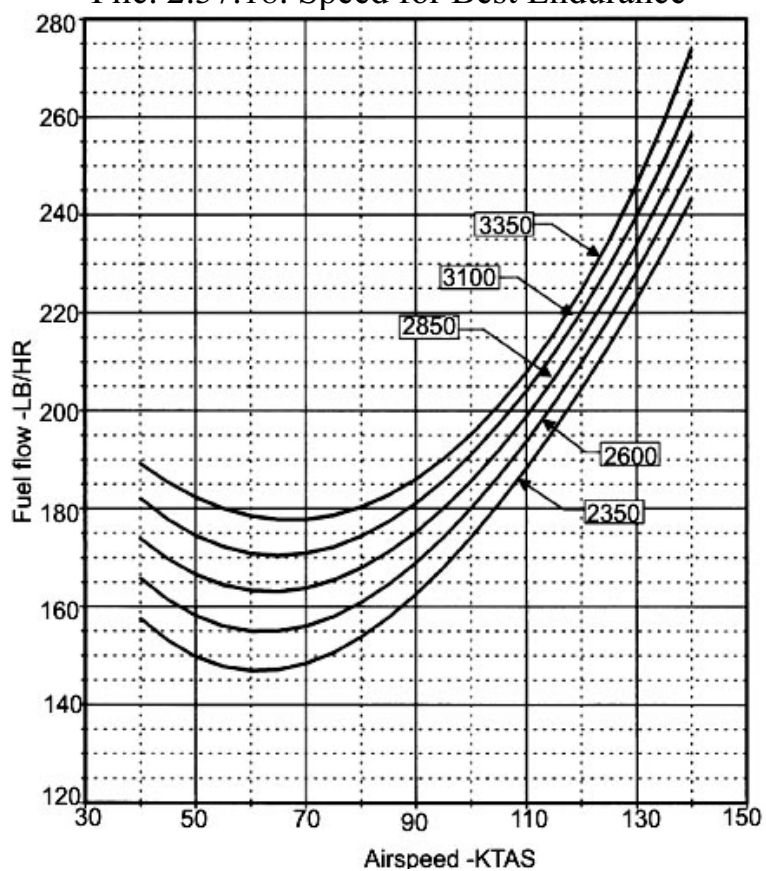


Рис. 2.37.19. Fuel Flow, Sea Level, ISA (15°C)

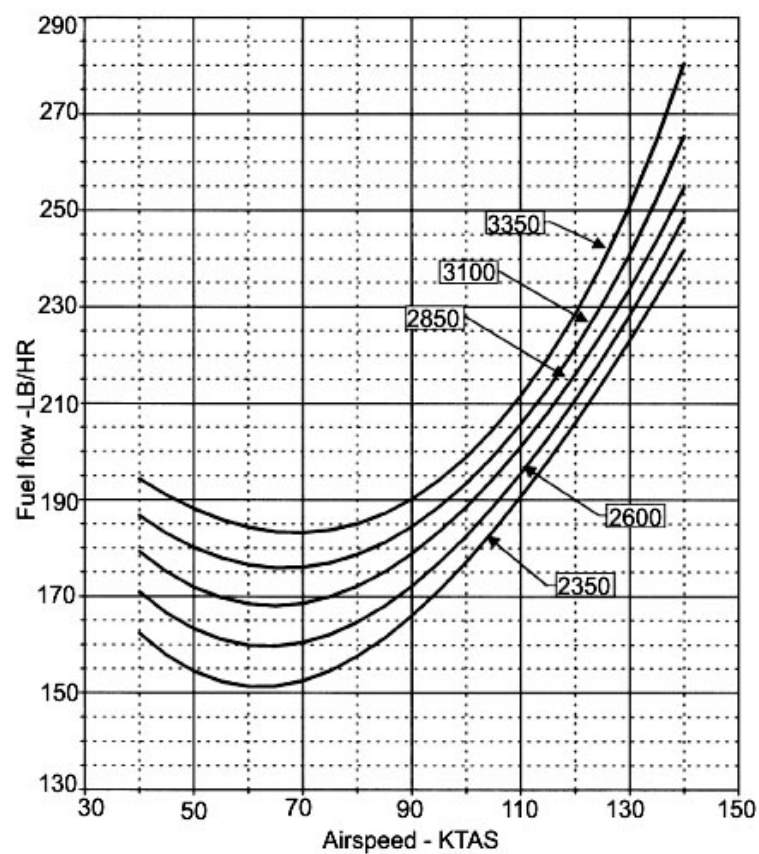


Рис. 2.37.20. Fuel Flow, Sea Level, ISA +20°C (35°C)

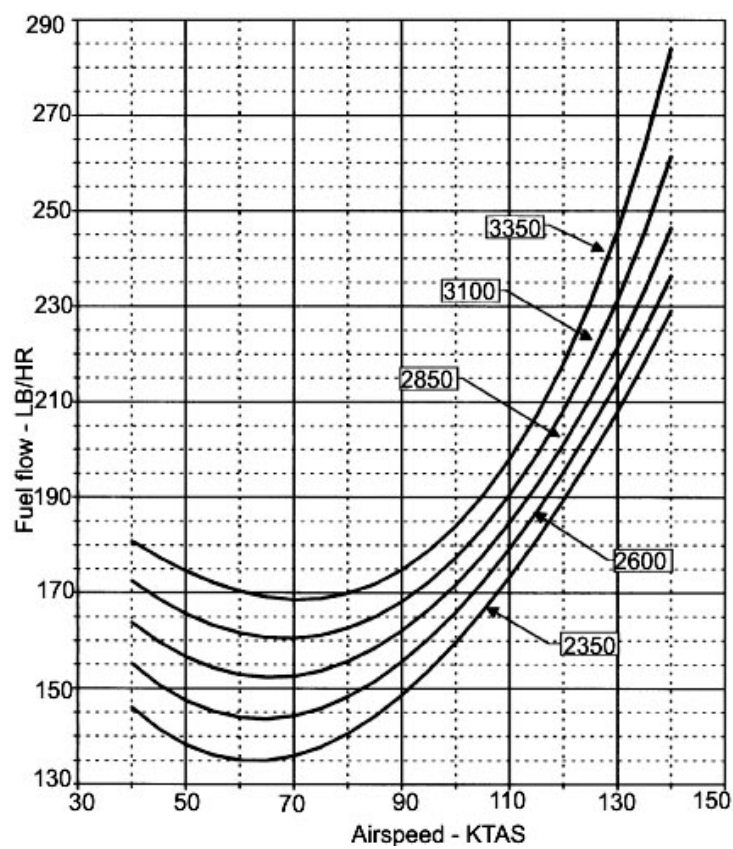


Рис. 2.37.21. Fuel Flow, 4,000 feet, ISA (7°C)

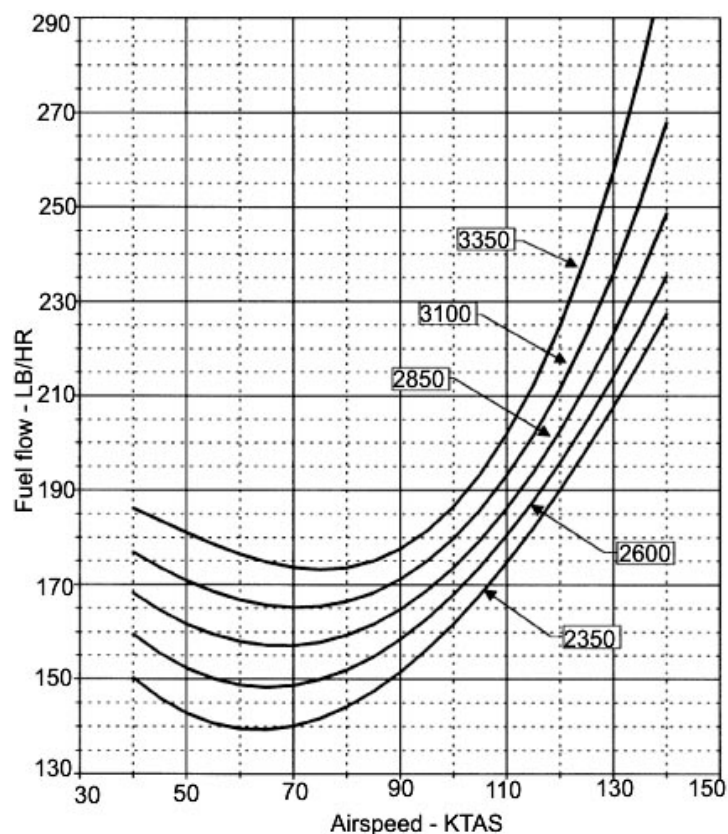


Рис. 2.37.22. Fuel Flow, 4,000 feet, ISA +20°C (27°C)

## 2.38. Вертолет Mini 500

Вертолет Mini 500 (рис. 2.38.1, табл. 2.38) разработан и построен под руководством Дениса Феттера – главы фирмы RHCI. Производит его американская фирма Revolution Helicopter. К июню 1998 г. в разные страны продано 480 вертолетов.



Рис. 2.38.1. Вертолет Mini 500

Таблица 2.38

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Mini 500			[2]	$m_L$ , кг; $\overline{m}_L$	15,966	
2	Страна – США, фирма RHCI				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m}_{BT}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m}_{HB}$		
4	Экипаж – 1				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m}_{TP}$		
5	$m_0$ , кг	350	100%		$m_{CY}$ , кг; $\overline{m}_{CY}$		
6	$m_{0max}$ , кг				$m_{PY}$ , кг; $\overline{m}_{PY}$		
7	$m_{пуст}$ , кг	155	44*%		$m_\phi$ , кг; $\overline{m}_\phi$		
8	$m_{ин}$ , кг				$m_{OP}$ , кг; $\overline{m}_{OP}$		
9	$m_{ПН}$ , кг	195	56*%		$m_{PB}$ , кг; $\overline{m}_{PB}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		13,3*		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,134*		$m_{OB}$ , кг; $\overline{m}_{OB}$		
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч				$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , Т·км/ч				$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.	1			Несущий и рулевой винты		
16	$l_\Gamma, \vartheta_\Gamma, h_\Gamma, M$				Тип	2-	2-
17	$l_{н-р}, \vartheta_{кор}, M$				$D_{HB}, D_{PB}$ , м	5,791	
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$	0.0335	
19	Rotax 582				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	
20	Страна – Австрия				$\Delta\varphi_L$	8°	
21	Количество и тип – 1 ПД		64 л.с.		$\vartheta_{ЛНВ}, M$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.	симметр.	
23	$N$ , кВт	47	42,3	35,2	проф. корн.	симметр.	
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C_{конц}}$		
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$		
26	$n_{дв}$ , об/мин				$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	174,8*	
27	$n_{нв}$ , об/мин	546			$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$		
28	$n_{рв}$ , об/мин	2671			$\bar{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{HB}, T_{PB}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		42		$M_{КР}$ , кгм		

Окончание табл. 2.38

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	П
2	$e_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	155
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y, \max}$ , м/с	5,5
7	$l_K$ , м	1,295	$H_{cm}$ , м	2130
8	$e_K$ , м	0,876	$H_{дин}$ , м	4450
9	$h_K$ , м	1,34	$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}, \frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T, \text{пер}}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	~3
15	$L_{BO}$ , м		$V^{\text{эк}}$ , км/ч	

### 2.38.1. Конструкция вертолета Mini 500

Mini 500 – одноместный многоцелевой сверхлегкий вертолет с закрытой кабиной, выполнен по одновинтовой схеме с полужестким шарнирным несущим винтом-качалкой и шарнирным рулевым винтом, абсолютно жестким в плоскости вращения (рис. 2.38.2).

Вертолет Mini 500 – прототип вертолета MD 500. По своей форме очень похож на вертолет MD 500 фирмы McDonnell Douglas, однако намного меньше его по размерам.

Расчетная растягивающая нагрузка в стыке лопасти несущего винта с втулкой составляет около 3996 кг при полных оборотах, фирма заявляет, что испытала его на нагрузку более 18597 кг. При изготовлении обтекателей применяли препреги, которые хотя и дороже, однако позволяют изготовить обшивки с вдвое большей прочностью. Все компоненты из композитов формируются вакуумом при 121°C.

Кабина и фюзеляж (рис. 2.38.3, 2.38.4) спроектированы таким образом, что большие створки могут легко открываться для осмотра и ремонта. Вся задняя часть может быть в течение нескольких минут снята с помощью

отвертки, обеспечивая доступ к двигателю, трансмиссии и топливной системе. Двери с обеих сторон фюзеляжа легко можно снять и установить для повышения скорости или защиты пилота в прохладное время года. Козырек выполнен из ударопрочного поликарбонатного стекла методом вакуумного формирования.

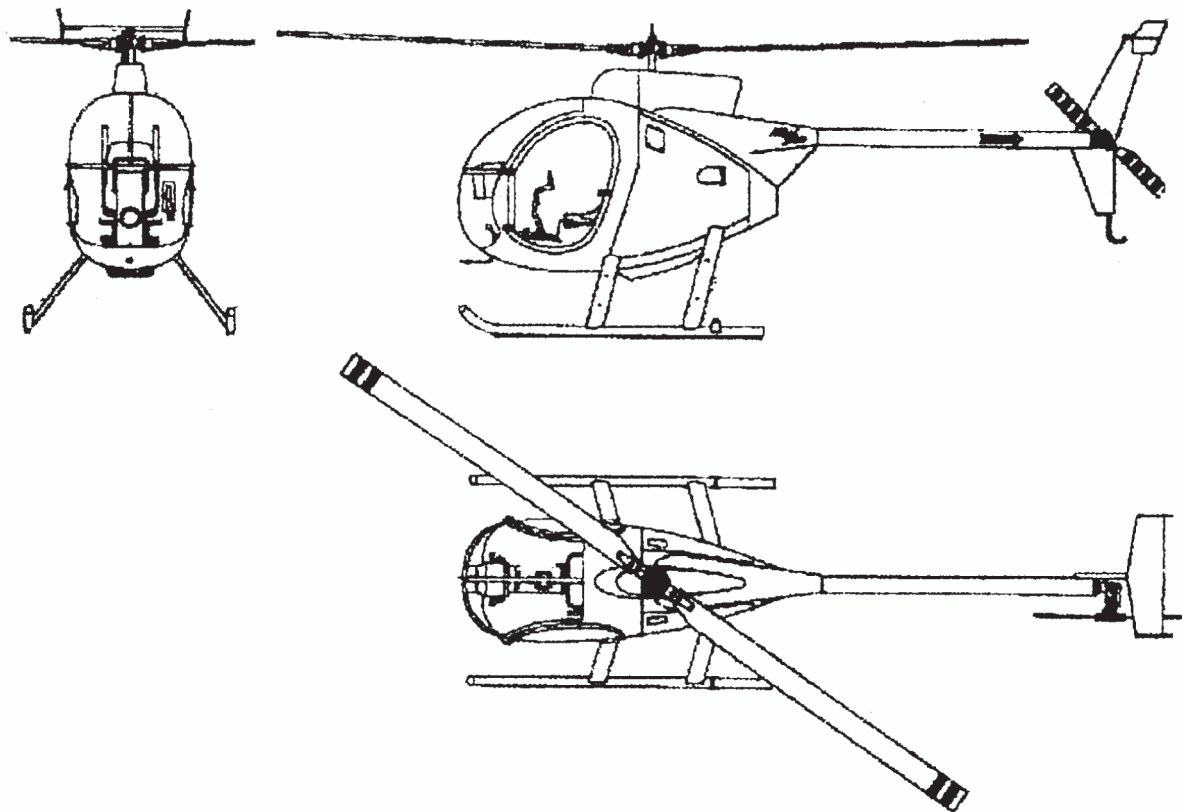


Рис. 2.38.2. Схема вертолета Mini 500

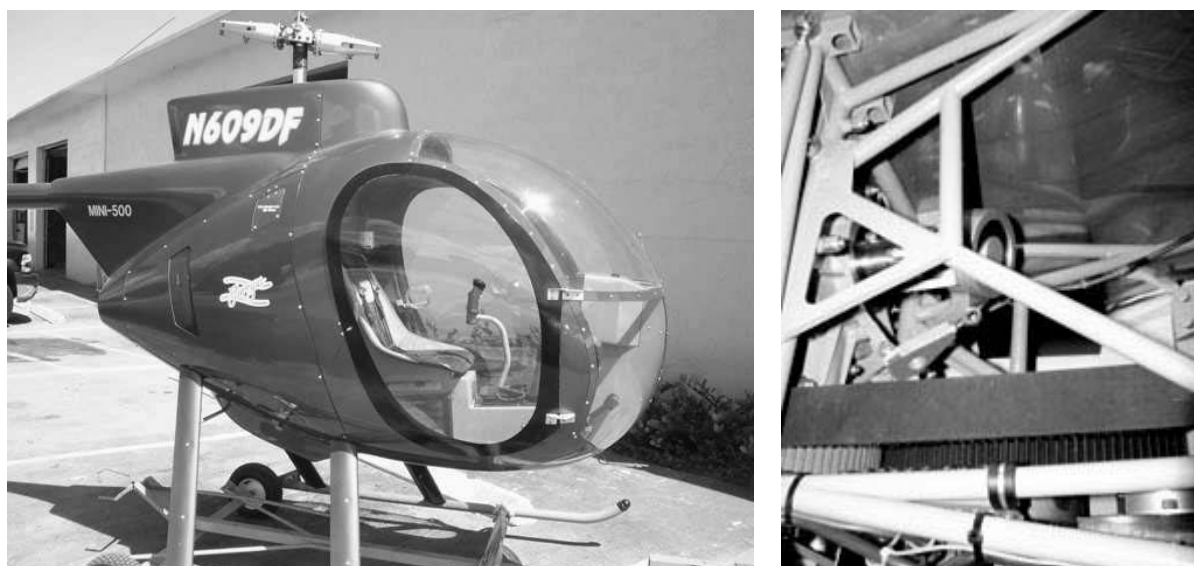


Рис. 2.38.3. Кабина и фюзеляж вертолета Mini 500

*Ферма* вертолета выполнена из стали марки 4130 с применением аргонодуговой сварки и упрочнена клепом для повышения прочности.

Конструкция фермы спроектирована для поглощения энергии при ударе на большой скорости и защиты летчика от травмирования. Снаружи каркас фюзеляжа покрыт стеклопластиковой обшивкой.



Рис. 2.38.4. Стеклопластиковая кабина Mini 500

Ширина кабины – 876,3 мм, высота – 1339,85 мм, длина – 1295,4 мм, в ней свободно размещается пилот ростом 183 см и массой 113,4 кг (рис. 2.38.4, 2.38.5).



Рис. 2.38.5. Интерьер кабины вертолета

*Несущий винт и трансмиссия* – наиболее ответственные системы аппарата и требуют к себе повышенного внимания, хотя и выглядят очень прочно.

*Несущий винт* диаметром 5791 мм имеет общий полужесткий горизонтальный шарнир (ГШ). Максимальная нагрузка на диск несущего винта составляет 13,67 кг/м<sup>2</sup>. Алюминиевый лонжерон завернут внутрь алюминиевой обшивки, которая термически соединена с эпоксидной липкой пленкой (рис. 2.38.6).

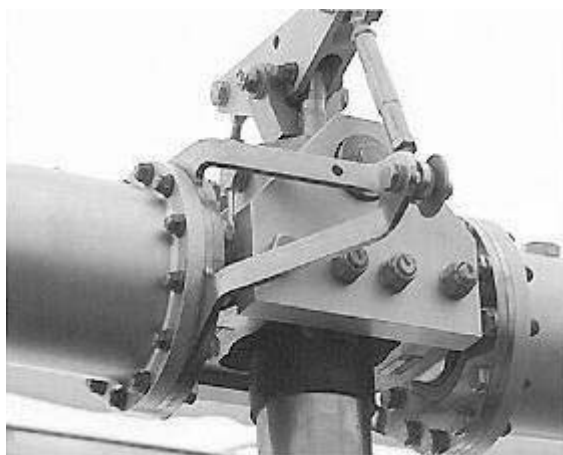
Несущий винт расположен достаточно высоко, поэтому эффект экрана земли практически не проявляется. Как заявляет фирма посадка с

выключенным двигателем безопаснее, чем подобная на самолете.

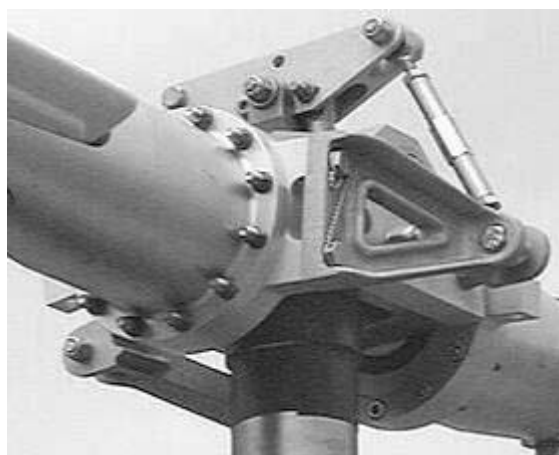


Рис. 2.38.6. Несущий винт

*Втулка несущего винта* оригинальной конструкции имеет, по крайней мере, один патент США. Основное отличие этой втулки от большинства остальных заключается в отсутствии тарелки автомата перекоса. Циклическое управление шагом лопастей осуществляется посредством тяги, располагающейся внутри пустотелого вала привода. Втулка несущего винта выполнена из алюминиевого сплава, цапфы – из стали (рис. 2.38.7).



а



б

Рис. 2.38.7. Втулка несущего винта:  
базовый (а) и модифицированный (б) варианты

*Лопасты несущего винта* изготовлены из композитов с передней кромкой из тянутого D-образного профиля, укрытого обшивкой из препрегового стеклопластика. Внутри лопасть заполнена пенопластом. Каждая лопасть весит 7,983 кг и имеет стальную законцовку массой 0,435 кг, установленную для увеличения массового момента инерции. Лопасты несущего винта с симметричным профилем имеют длину 2744 мм и крутку  $8^\circ$ .



*Трансмиссия* (рис. 2.38.8). Мощность передается от двигателя «Rotax 582» посредством зубчатого синхронизированного приводного ремня к зубчатому барабану, расположенному на главной трансмиссионной шестерне, которая вмещает эксцентриковую муфту (обгонную муфту, позволяющую несущему винту свободно вращаться при снижении или потери мощности; она также способствует авторотации). Далее мощность передается к главной трансмиссии через эпициклическое зубчатое колесо. Труба из стали служит валом привода и колонкой несущего винта и вращается со скоростью 546 об/мин при полностью поднятом рычаге общего шага. Назначенный ресурс трансмиссии составляет 2000 часов. Рулевым винтом управляют с помощью проводки «тяги-толкай», соединяющей педали курсового управления в кабине и кривошип, расположенный на редукторе рулевого винта посредством алюминиевого вала, опирающегося на большое количество подшипников, расположенных внутри мощной алюминиевой балки диаметром 127 мм. Шлицевая муфта соединена с трансмиссионным валом, который вращается с максимальной скоростью 2671 об/мин.

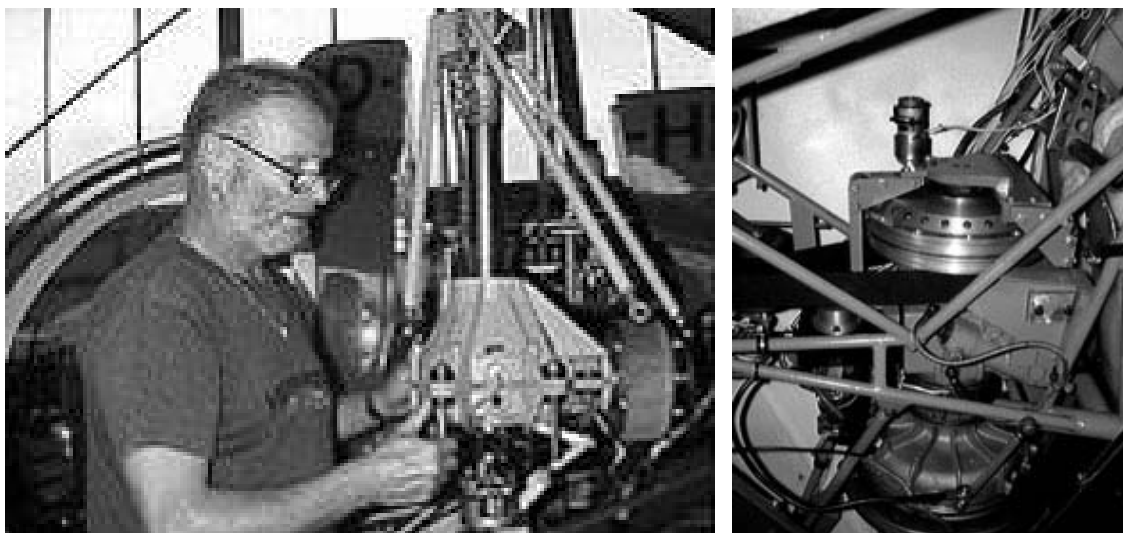


Рис. 2.38.8. Трансмиссия вертолета

*Силовая установка* мощностью 64 л.с. спроектирована на базе одного двухтактного двигателя «Rotax 582» со сдвоенной системой зажигания (рис. 2.38.9). Двигатель жидкостного охлаждения обладает великолепной характеристикой отношения мощности к массе со смазкой под давлением и удачно подходит к этому аппарату и его назначению. Причина быстрого выхода из строя двухтактных двигателей – неустойчивый нагрев и охлаждение, поэтому на Mini 500 для охлаждения применяют шестилопастный вентилятор. Как утверждает фирма, температура охлаждающей жидкости редко превышает 66...71°C. В качестве топлива используют автомобильный бензин с октановым числом не ниже 95. Запас топлива составляет 55,646 л, что обеспечивает нормальную продолжительность полета, составляющую, по крайней мере, три часа. Двигатель снабжен электрическим стартером, облегчающим запуск двигателя. Рекомендуемый

межремонтный ресурс двигателя составляет 300 ч.



Рис. 2.38.9. Силовая установка

*Хвостовое оперение* Mini 500 имеет Т-образную конфигурацию со стабилизатором, расположенным наверху киля над рулевым винтом. Небольшой костыль под килем защищает рулевой винт и хвостовую балку при непреднамеренном столкновении с землей, быстрой остановке или авторотации (рис. 2.38.10).



Рис. 2.38.10. Хвостовое оперение Mini 500

Размыкающие механизмы фрикционного тормоза имеются как в

системе циклического управления, так и общего шага. Эти рычаги передвигаются плавно, после чего начинается раскрутка винтов. Существенные вибрации, отмечающиеся при достижении почти 80 % максимальных оборотов, исчезают при повышении оборотов. Для предупреждения снижения оборотов ниже 90 % в кабине расположена лампочка, сигнализирующая о падении оборотов ниже 95 %. Тахометр отличается от применяемого на вертолете Robinson R.22 тем, что стрелка оборотов двигателя располагается справа, а винта – слева.

Даже в жаркую погоду (около 30 °С) при полезной нагрузке в 110 кг все же остается достаточный диапазон регулировки в несколько сотен оборотов двигателя.

*Ползковое шасси* (рис. 2.38.11) широко разнесено, а пропорциональное, хорошо развитое оперение обеспечивает хорошую устойчивость.



Рис. 2.38.11. Шасси вертолета

*Управление.* Посреди кабины расположен небольшой туннель, в котором находятся элементы проводки и ручки циклического управления. В основании ручки циклического управления имеется фартук фабричного изготовления, который может быть легко снят для доступа к основанию ручки.

Следует отметить небольшие усилия управления, чуть больший диапазон циклического управления, небольшую механическую обратную связь (проявляется как дрожание ручки, связанное с несущим винтом) и значительную линейность в системе управления. Ручка общего шага имеет настроенный фрикционный фиксатор. Диапазон ручки общего шага приемлемый, а диапазон ручки дросселя двигателя великоват и требует во время регулировки перехвата рукой. Усилие при регулировке дросселя чуть жестковатое. Корреляция ручки общего шага и дросселя хорошая, а на

висении нет необходимости в точной настройке. Полностью механический коррелятор Mini 500 может быть легко настроен на земле.

*Приборное оборудование* – указатель воздушной скорости, высотомер, вариометр, магнитный компас, указатель крена и скольжения, датчик оборотов двигателя и винта, указатель температуры головки цилиндров двигателя. Кроме этого, имеется сигнализатор низкой скорости несущего винта. Настоятельно рекомендуется установить указатель стружки в главном и рулевом редукторах, который представляет собой сигнальную лампу, электрически соединенную с магнитными датчиками. В верхней части приборной панели расположены различные выключатели. Ниже достаточно места для размещения радио- и навигационных приборов, даже CD-плеера (рис. 2.38.12).



Рис. 2.38.12. Приборная панель Mini 500

Панель приборов обеспечивает хороший обзор приборов даже при прямом солнечном свете, однако расположена она относительно далеко, затрудняя такие манипуляции, как перенастройка частоты радиостанции.

Вертолет прошел тщательную исследовательскую проработку. Простота и надежность – определяющие его характеристики.

Вертолет зарекомендовал себя как простой, надежный, дешевый частный летательный аппарат.

### 2.39. Вертолет Voyager 500

Двухместный сверхлегкий вертолет Voyager 500 – это дальнейшее усовершенствование вертолета Mini 500. Впервые поднялся в воздух 21 сентября 1998 г. Производит его американская фирма Revolution Helicopter. Сборка вертолета из поставляемого фирмой комплекта деталей занимает 150 - 200 ч.

Вертолет Voyager 500 – серьезный конкурент на рынке вертолетов Ultraspot 496, Ehec 162F, Baby Belle, Dragon Fly 333 и R.22. Основа возможного успеха – значительная отработанность большинства систем вертолета на его предшественнике Mini 500. Конструкция вертолета Voyager 500 аналогична Mini 500, что позволило RHC1 его удешевить (рис. 2.39.1, 2.39.2, табл. 2.39).



Рис. 2.39.1. Вертолет Voyager 500



Рис. 2.39.2. Вертолет Voyager 500 в полете

Таблица 2.39

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Voyager 500			[2]	$m_L$ , кг; $\overline{m}_L$		
2	Страна – США, фирма RHC				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m}_{BT}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m}_{HB}$		
4	Экипаж – 1				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m}_{TP}$		
5	$m_0$ , кг, %	531	100 %		$m_{CY}$ , кг; $\overline{m}_{CY}$		
6	$m_{0\max}$ , кг				$m_{PY}$ , кг; $\overline{m}_{PY}$		
7	$m_{пуст}$ , кг	277	52*%		$m_\phi$ , кг; $\overline{m}_\phi$		
8	$m_{ин}$ , кг				$m_{OP}$ , кг; $\overline{m}_{OP}$		
9	$m_{ПН}$ , кг	254	48*%		$m_{PB}$ , кг; $\overline{m}_{PB}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		14,8		$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,191*		$m_{OB}$ , кг; $\overline{m}_{OB}$		
12	$V_{кр} K_{ПН}$ , км/ч		73,1*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч		39*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.				Несущий и рулевой винты		
16	$l_\Gamma, \vartheta_\Gamma, h_\Gamma, M$				Тип	2	2
17	$l_{н-р}, \vartheta_{кор}, M$				$D_{HB}, D_{PB}$ , м	6,756	1,168
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$		
19	H1300 фирмы «U.S/Air Power Inc»				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	1,0
20	Страна –				$\Delta\varphi_L$	8°	
21	Количество и тип – 1 ПД		165 л.с.		$\vartheta_{ЛНВ}, M$	0,203	0,102
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	121,4	109,3	91	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч	30,3 (л/ч)			$\overline{C_{конц}}$ , %		
25	$N_{огр}$ , кВт	101,6			$\overline{C_{корн}}$ , %	12,5	
26	$n_{де}$ , об/мин	5000			$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	194	163
27	$n_{нв}$ , об/мин				$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$		
28	$n_{рв}$ , об/мин				$\bar{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{HB}, T_{PB}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		75,5		$M_{кр}$ , кгм		

Окончание табл. 2.39

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м		Тип и кол-во опор	П
2	$\sigma_{\phi}$ , м		база/колея, м	
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	193
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	153
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	6,1
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	2438 (БВЗ)
8	$\sigma_K$ , м		$H_{дин}$ , м	4267
9	$h_K$ , м		$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	381
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	2,5
15	$L_{BO}$ , м		$V^{эк}$ , км/ч	

### 2.39.1. Конструкция вертолета Voyager 500

Вертолет Voyager 500 изображен на рис. 2.39.3.



Рис. 2.39.3. Вертолет Voyager 500

*Каркас вертолета*, образующий треугольные элементы фермы, выполнен из стальных труб, сваренных аргонодуговой сваркой. Все места сварки упрочняются дробеструйной обработкой и визуально осматриваются.

*Хвостовая балка* представляет собой трубу диаметром 127 мм из алюминиевого сплава. Подкосы подкрепляют хвостовую балку в районе 1/3 пролета (см. рис. 2.39.3).

*Кабина пилота и обтекатели* выполнены из стеклопластика. Использованы препреги на эпоксидной основе. Каплевидная форма фюзеляжа не только улучшает внешний вид вертолета, но и создает минимальное сопротивление (рис. 2.39.4, 2.39.5). Лобовое стекло толщиной 4,7 мм отформовано из противоударного поликарбонатного стекла со специальным покрытием против царапин. Боковые двери изготовлены из того же материала, но толщиной 3,2 мм.

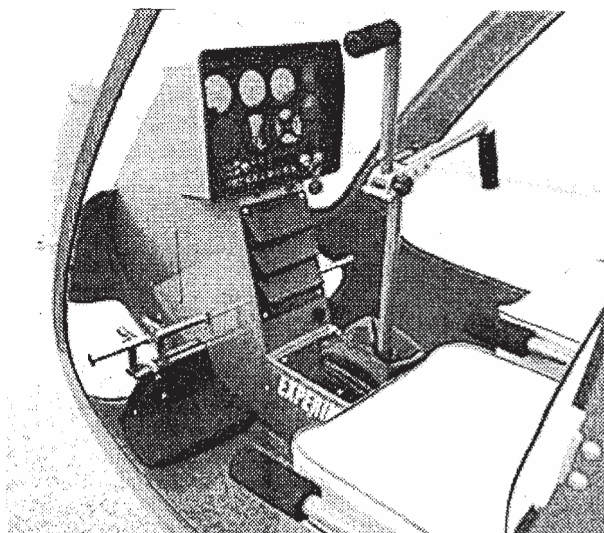


Рис. 2.39.4. Кабина вертолета

*Шасси* (см. рис. 2.39.5) представляет собой стальные трубчатые стойки с алюминиевыми вкладышами и полозками. В комплект подставки входят колеса для наземной транспортировки.



Рис. 2.39.5. Фюзеляж вертолета с открытыми дверями



В силовой установке вертолета используют трехцилиндровый двухтактный двигатель H1300 водяного охлаждения фирмы «U.S. Air Power Inc.» объемом 1300 см<sup>3</sup>. Максимальная мощность двигателя при 5000 об/мин составляет 165 л.с., а на вертолете ограничена 138 л.с. Межремонтный ресурс двигателя – 600 ч. Часовой расход на крейсерском режиме – 30,3 л (рис. 2.39.6).

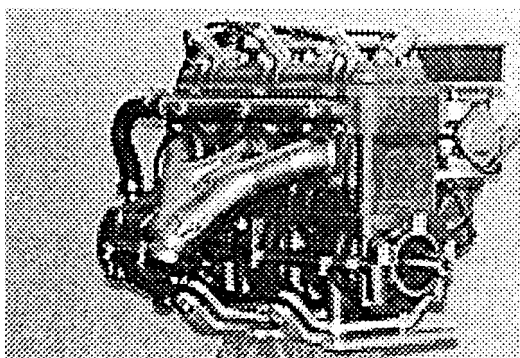


Рис. 2.39.6. Двигатель H1300

Рулевой винт имеет общий горизонтальный и осевые шарниры. Диаметр рулевого винта – 1168 мм, хорда – 102 мм. Угол конусности – 2°. Окружная скорость – 163 м/с. Лопасти хвостового винта имеют алюминиевый лонжерон и покрыты алюминиевой обшивкой на эпоксидном клее (рис. 2.39.7).

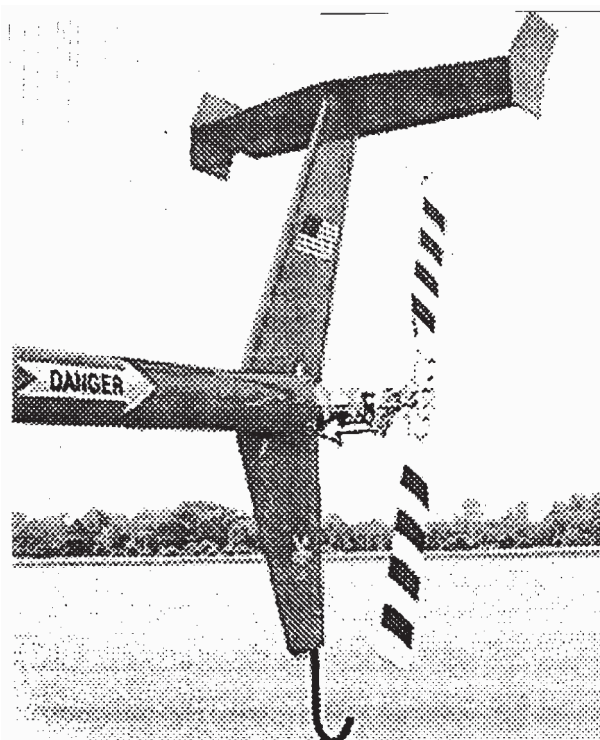


Рис. 2.39.7. Рулевой винт и оперение

Хвостовой редуктор литой конструкции из алюминиевого сплава. Используют две одинаковые конические шестерни со спиральной формой зуба на ведущем и ведомом валах трансмиссии. Ведущий вал соединен с

алюминиевым трансмиссионным валом посредством шлицевой муфты.

*Вал* имеет две опоры с роликовыми подшипниками, плавающими в своих опорах. Трансмиссионный вал соединен с главной шестерней трансмиссии упругой муфтой.

*Втулки несущего, рулевого винтов и их лопасти* полностью аналогичны использованным на Mini 500 (рис. 2.39.8). Подвеска лопастей – на общем горизонтальном шарнире. Диаметр несущего винта – 6756 мм. Окружная скорость – 194 м/с. Лопасти несущего винта выполнены фирмой RHCI. Они состоят из алюминиевого лонжерона со стеклопластиковой обшивкой на эпоксидной основе, формируемой в матрицах. Каждая лопасть имеет хорду 203 мм с постоянной круткой в  $8^\circ$ . Относительная толщина профиля (в процентах от хорды) – 12,5 %. Нагрузка на ометаемую площадь диска несущего винта –  $14,8 \text{ кг/м}^2$ . Высокоинерционный несущий винт с грузами на законцовках обеспечивает плавную безопасную авторотацию при спуске со скоростью 6,1 м/с.

*Втулка несущего винта* выполнена из алюминиевого сплава (аналог сплава типа АК5, подвергаемый закалке и искусственному старению), оси шарниров – из стали (аналог стали 30ХМ).

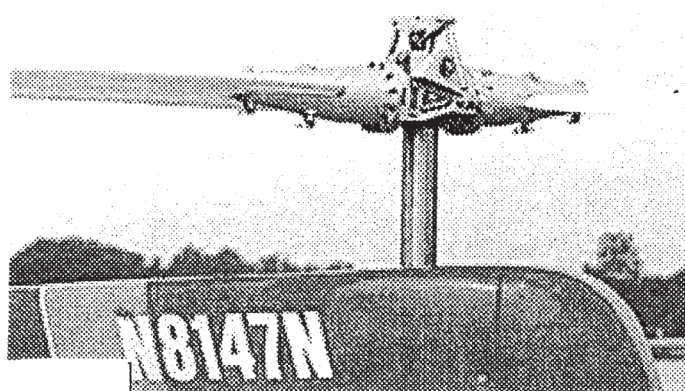


Рис. 2.39.8. Втулка несущего винта

*Вал несущего винта* представляет собой трубу из стали. Главная трансмиссия состоит из центробежной и обгонной муфт, ременной и шестеренчатой конической передач. Центробежная муфта входит в зацепление при достижении двигателем 2500 об/мин.

Главная трансмиссия, состоящая из конических шестерен с круговой формой зуба, спроектирована и изготовлена одной из крупнейших в мире аэрокосмических компаний специально для Voyager 500.

На Voyager 500 используют запатентованную *систему управления*, имеющую втрое меньше деталей, чем классический автомат перекося. Эта система расположена под редуктором главной трансмиссии, а две тяги поводков управления шагом лопастей – внутри вала несущего винта. Для путевого управления применяют тросовую проводку. В каналах циклического и общего шага имеются регулируемые фрикционы для обеспечения желаемой

загрузки системы управления и фиксации положения органов управления.

Voyager 500 поставляют со стандартным набором приборов: высотомер, указатель скорости, вариометр, указатель оборотов двигателя и несущего винта, указатель температуры выходных газов и охлаждающей жидкости, магнитный компас и счетчик моточасов. Под панелью приборов предусмотрено место для дополнительного оборудования, например, радиостанции и навигационной аппаратуры.

#### 2.40. Вертолет Enstrom F-28A

В отличие от большинства других достижений винтокрылой техники первый вертолет Enstrom появился не в тиши респектабельного конструкторского бюро. Прототип этого вертолета был собран в маленькой мастерской американской глубинки, на окраине штата Мичиган. Лесопромышленник и механик Руди Энстром увлекся винтокрылыми аппаратами еще в конце 40-х годов, в эпоху «вертолетного бума». Творение Энстрома ждала исключительная судьба. Самоделки изобретателя привлекли внимание местных бизнесменов, они помогли механику образовать в 1959 г. маленькую фирму R.J. Enstrom Corp. в городе Миномайне (Menominee), штат Мичиган. 4 декабря 1960 г. первенец компании F-28 впервые поднялся в воздух под управлением своего создателя (рис. 2.40.1). Вертолет тогда имел самое отдаленное сходство с современными «энстромами».



Рис. 2.40.1. Первый вертолет Enstrom F-28

Это была типичная самоделка. Полумонококовая полузакрытая двухместная кабина располагалась впереди ферменного фюзеляжа самой примитивной конструкции. Фюзеляж не имел обшивки. Двухлопастный несущий винт был расположен на карданной втулке на вершине высокой мачты – главного вала. Под ним находилась нелепая ползушка автомата

перекоса. Конструктивные решения большинства агрегатов и систем Энстром позаимствовал с прославленного в то время Bell-47. Масса пустого вертолета едва превышала 500 кг, взлетная – 800 кг.

Во время испытаний Enstrom F-28 были выявлены обычные для опытных вертолетов того времени недостатки: высокий уровень вибраций, плохая устойчивость и управляемость. Предстоял самый рутинный и трудоемкий процесс создания вертолета – летные испытания и доводка. Во время одного из первых вылетов испытатель «не удержал» машину и перевернулся. Летчик остался жив, но вертолет восстановлению не подлежал. Обычно этим заканчиваются мучения большинства творцов самодельной винтокрылой техники, но местные спонсоры поддержали Энстрома, профинансировали создание вертолета-дублера. Испытания продолжились.

Акционеры R.J. Enstrom Corp. настояли на привлечении к работе профессиональных авиационных конструкторов. Их возглавил инженер Поль Шульц. Постепенно конструкторы переделали конструкцию почти всех агрегатов. Фюзеляж получил хорошо обтекаемые формы, был закапотирован дюралевыми и пластиковыми панелями. Кабина стала трехместной и закрытой. Вход в нее обеспечивался через боковые двери автомобильного типа. Хвостовая балка получила полумонококовую конструкцию. Несущий винт из двухлопастного превратился в трехлопастный. Проводка управления находилась теперь внутри главного вала. Над втулкой возвышался небольшой автомат перекоса типа «паук». В потоке встречного воздуха над фюзеляжем осталась только мачта главного вала. Таким образом, Шульц сделал аэродинамику несущих элементов конструкции идеальной. Уровень вибраций был значительно снижен, надежность агрегатов и систем – повышена, пилотажные характеристики – улучшены. При этом масса вертолета возросла незначительно (рис. 2.40.2).



Рис. 2.40.2. Вертолет Enstrom F-28

В апреле 1965 г. произошло выдающееся событие в истории самодельного вертолетостроения. Enstrom F-28 получил сертификат летной годности. Фирма выпустила в 1967 - 1968 гг. опытную партию в 15 машин, они сразу же были проданы, но Энстром и Шульц не прекращали совершенствовать машину. Вместо 180-сильного Lycoming HO-360-A1A установили более мощную модификацию Lycoming HO-360-C1A в 205 л.с. Так была создана модель F-28A (рис. 2.40.3, табл. 2.40). В нее переделали первые пятнадцать машин и запустили модель в серийное производство. С 1968 по 1977 гг. фирма Enstrom построила 323 F-28A.



Рис. 2.40.3. Вертолет Enstrom F-28A

Основную поддержку организации производства и модернизации Enstrom F-28 оказывала финансовая группа Пурекс (Purex Corp.). По настоянию руководства корпорации Энстром и Шульц занялись в соответствии с модной в то время концепцией переделкой силовой установки под газотурбинный двигатель. Ничего из этого не получилось. Потратив на утопическую идею много сил, времени и денег, сотрудники R.J. Enstrom Corp. оказались в 1970 г. на грани банкротства.

Разорившуюся фирму выкупил коммерсант Ф. Ли Бейли. Он переименовал предприятие в Enstrom Helicopter Corp., прекратил все работы по газотурбинной модификации T-28, но продолжил исследования по оснащению поршневого двигателя турбонагнетателем. Такая экспериментальная модификация первоначально носила название F-28B.

Основное внимание Ли Бейли обратил на совершенствование системы продаж малых вертолетов. В 1974 г. она достигла рекордной величины продаж – 90 вертолетов в год.

Таблица 2.40

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Enstrom F-28A [17, 18]				$m_L$ , кг; $\overline{m}_L$	57*	
2	Страна – США, фирма «Enstrom Helicopter Corp.»				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m}_{BT}$	44*	
3	Назначение – многоцелевой				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m}_{HB}$	101*	
4	Экипаж – 1				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m}_{TP}$	75*	
5	$m_0$ , кг	975			$m_{CY}$ , кг; $\overline{m}_{CY}$	188*	
6	$m_{0max}$ , кг	1179			$m_{PY}$ , кг; $\overline{m}_{PY}$	364*	
7	$m_{пуст}$ , кг	712	67,4*		$m_\phi$ , кг; $\overline{m}_\phi$	105*	
8	$m_{ин}$ , кг				$m_{OP}$ , кг; $\overline{m}_{OP}$	8*	
9	$m_{сн}$ , кг	263			$m_{PB}$ , кг; $\overline{m}_{PB}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		13,1*		$m_{ш}$ , кг; $\overline{m}_{ш}$	26*	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,157*		$m_{OB}$ , кг; $\overline{m}_{OB}$	101*	
12	$V_{кр} \overline{\kappa_{ПН}}$ , км/ч		52,5*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч		51,2*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$	240*	
14	год нр., 1п., св.		05.62	1968			
15	пас., дес., ран.	2			Несущий и рулевой винты		
16	$l_G, \theta_G, h_G, M$	8,43*		2,79	Тип	3-Ш	
17	$l_{н-р}, \theta_{кор}, M$	5,56			$D_{HB}, D_{PB}$ , м	9,75	1,42
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$	0,0472	
19	Авко Лайкоминг НЮ-360-F11				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	1,0
20	Страна – США				$\Delta\varphi_L$		
21	Количество и тип – 1 ПД 225 л.с.				$\theta_{ЛНВ}, M$	0,241	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.	N00135	
23	$N$ , кВт	153	153		проф. корн.	N00135	
24	$C_e$ , кг/кВт·ч			~ 0,268	$\overline{C}_{конц}$	0,135	
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C}_{корн}$		
26	$n_{дв}$ , об/мин	2900	2900		$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	169*	176*
27	$n_{нв}$ , об/мин	330*			$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$	0,155*	
28	$n_{рв}$ , об/мин	2365*			$\bar{V} = \mu$	0,296*	
29	масса, кг; размеры, м; уд. масса, кг/кВт		133 0,79x0,87x0,5	0,870*	$T_{HB}, T_{PB}$ , кг	1160*	66*
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		151		$M_{КР}$ , кгм	367*	

Окончание табл. 2.40

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	7,2*	Тип и кол-во опор	П
2	$b_{\phi}$ , м	1,55*	база/колея, м	2,36
3	$h_{\phi}$ , м	1,45*	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>	1,91*	$V_{\max}$ , км/ч	180
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>	20,5*	$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	4,83
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	1035
8	$b_K$ , м	1,55*	$H_{дин}$ , м	3360
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>	0,2 баг.	$L_{\max}$ , км	381
11	Оперение		$q$ , кг/км	0,298*
12	$\frac{L_{ГО}}{S_{ГО}}$ , $\frac{м}{м^2}$	$\frac{14^*}{05^*}$	$\bar{q}$ , %	3,25*
13	$L_{ГО}$ , м	4,2*	$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}$ , $\frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м			

### 2.40.1. Конструкция вертолета Enstrom F-28A

Вертолет одновинтовой схемы, с рулевым винтом, одним ПД и лыжным шасси (рис. 2.40.4).



Рис. 2.40.4. Вертолет Enstrom F-28A



Схема вертолета Энстром F-28А показана на рис. 2.40.5.

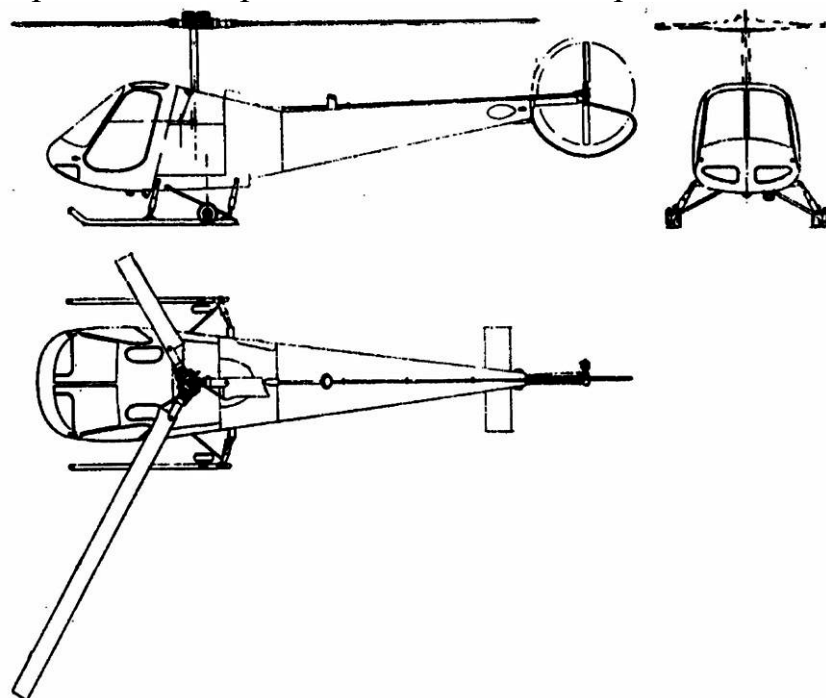


Рис. 2.40.5. Схема вертолета Enstrom F-28А

*Фюзеляж* (рис. 2.40.6) ферменной конструкции, с обшивкой из стеклопластика и легких сплавов; хвостовая балка полумонококовой конструкции, выполнена из алюминиевого сплава, на ней установлен стабилизатор с концевыми шайбами. Кабина вертолета (шириной 1,5 м) трехместная, с общим сиденьем для летчика и пассажиров, выполненным с использованием энергопоглощающего материала. С каждой стороны кабины имеются остекленные сдвижные двери высотой 1,04 м и шириной 0,84 м. Багажный отсек вместимостью 49 кг расположен позади отсека двигателя и имеет люк высотой 0,55 м и шириной 0,39 м. Предусмотрена система обогрева и вентиляции.



Рис. 2.40.6. Фюзеляж вертолета



*Шасси* – лыжное, стойки полностью закрыты обтекателями и имеют масляно-пневматические амортизаторы. По желанию заказчика устанавливают поплавки. Колея шасси – 2,21 м.

*Несущий винт* с шарнирным креплением лопастей. Лопасты – цельнометаллические, прямоугольной формы в плане, выполнены из легких сплавов, хорда лопасти – 0,24 м, профиль NASA 00135.

*Рулевой винт* диаметром 1,42 м, с втулкой на кардане, расположен с левой стороны фюзеляжа. Лопасты – прямоугольной формы в плане, нескладываемые, выполнены из легких сплавов. Вал привода рулевого винта покрыт обтекателем; винт имеет предохранительное ограждение.

*Силовая установка* состоит из одного четырехцилиндрового поршневого двигателя воздушного охлаждения с горизонтальным расположением цилиндров, имеющего турбокомпрессор. Установлены усовершенствованные воздухозаборники. Сухая масса двигателя – 133 кг, размеры – 0,79х0,87х0,5 м.

*Топливная система* – два бака общей емкостью 159 л. В багажном отсеке может быть установлен дополнительный топливный бак емкостью 49 л. Емкость маслобака – 9,5 л.

*Трансмиссия* включает в себя передачу с V-образным ременным приводом от двигателя, хвостовой и угловой редукторы. Передаточное отношение от несущего винта к двигателю – 1:7,154; от рулевого винта к двигателю – 1:1,156.

*Система управления* несущим винтом состоит из автомата перекоса типа «паук». Проводка системы управления рулевым винтом – тросовая. Управление двигателем осуществляется с помощью поворачивающейся рукоятки мотоциклетного типа, установленной на рычаге управления общим шагом (рис. 2.40.7).



Рис. 2.40.7. Кабина и панель управления

*Электрическая система* включает в себя генератор переменного тока напряжением 212 В; можно установить электрическую систему, обеспечивающую напряжение 23 В и силу тока 100 А.

## 2.41. Вертолеты Enstrom F-28F/280F Shark

Исходные варианты F-28 и 280 «Шарк» были заменены на модифицированные варианты вертолета F-28С (рис. 2.41.1) и 280С (рис. 2.41.2) с ПД с турбокомпрессорами. Производство этих вертолетов прекращено в 1981 г.



Рис. 2.41.1. Вертолет Enstrom F-28С

Рис. 2.41.2. Вертолет Enstrom 280С

Затем были разработаны модификации F-28F (рис. 2.41.3, табл. 2.41) и 280F «Шарк». В настоящее время выпускают следующие варианты вертолета: F-28F «Фолкон», F-28F-Р «Сентинел» и 280 FХА.



Рис. 2.41.3. Вертолет Enstrom F-28F

Вертолет F-28 «Фолкон» – основной вариант вертолета F-28. Он получил сертификат летной годности FAA в январе 1981 г. Проведенные разработки, результаты которых могут быть применены на всех моделях вертолетов фирмы Энстром, включают в себя переконструирование редуктора несущего винта с использованием вала с толстыми стенками и легкого по массе глушителя, который обеспечивает уменьшение уровня шума на 40 % в режиме висения и на 30 % – при полете на высоте 152 м. Новый редуктор несущего винта установлен на серийно строящихся в

настоящее время вертолетах как стандартный, а также может быть установлен и на ранее построенных вертолетах Энстром серии F. Глушитель шума можно устанавливать на новых вертолетах (по желанию заказчика) и на вертолетах F-28, 280F и 280FX (рис. 2.41.4, табл. 2.41).



Рис. 2.41.4. Вертолет Enstrom 280 FX

На вертолетах F-28 можно устанавливать комплект оборудования для разбрызгивания сухих или жидких химикатов, применяющихся в сельском хозяйстве. Комплект состоит из двух расположенных рядом бункеров с химикатами с большими отверстиями для быстрого наполнения и опорожнения и штанги с распылительными насадками длиной 9,04 м (возможно увеличение длины до 11,7 м.). Муфта сцепления с ручным приводом обеспечивает обычное управление центробежного насоса, имеющего производительность распыления жидких веществ 227 л/мин. Масса всей системы быстрого распыления 48 кг. Объем бункера для химикатов 303 л или 0,5 м<sup>3</sup> сухих химикатов.

Вертолет F-28F-P «Сентинел» – вариант вертолета F-28F для служб полиции, поставки которого начались в октябре 1986 г. Вертолет может быть оснащен локатором, прожектором и предназначенным для нужд полиции набором радиоаппаратуры.

Вертолет 280FXA – усовершенствованный вариант вертолета 280F «Шарк», летные испытания начались в декабре 1983 г., сертификат летной годности (CAR, ч. 6) получен 14 января 1985 г. Первые поставки вертолетов полицейскому управлению в г. Помона (штат Калифорния) начались в январе 1985 г. Вертолет предназначен для административных и пассажирских перевозок.

Особенности этого варианта вертолета: наличие полностью закрытого обтекателем шасси, переконструированной системы воздухозаборников, а также горизонтальных и вертикальных поверхностей оперения на стабилизаторе, закрытого обтекателем вала рулевого винта, предохранительного ограждения рулевого винта, новых кресел.

Таблица 2.41

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Enstrom F-28F/280F Shark	[17, 18]			$m_L$ , кг; $\overline{m}_L$	57*	
2	Страна – США, фирма «Enstrom Helicopter Corp.»				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m}_{BT}$	44*	
3	Назначение – многоцелевой				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m}_{HB}$	101*	
4	Экипаж – 1				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m}_{TP}$	75*	
5	$m_0$ , кг, %	1066	100%		$m_{CY}$ , кг; $\overline{m}_{CY}$	242*	
6	$m_{0max}$ , кг	1179	110,6*%		$m_{PY}$ , кг; $\overline{m}_{PY}$	418*	
7	$m_{пуст}$ , кг	680	63,8*%		$m_\phi$ , кг; $\overline{m}_\phi$	115*	
8	$m_{ин}$ , кг				$m_{OP}$ , кг; $\overline{m}_{OP}$	9*	
9	$m_{ПН}$ , кг	386*	36,2*%		$m_{PB}$ , кг; $\overline{m}_{PB}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		14,3*	15,8*м	$m_{Ш}$ , кг; $\overline{m}_{Ш}$	28*	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,158*	0,142*	$m_{OB}$ , кг; $\overline{m}_{OB}$	115*	
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}$ , км/ч		65,2*		$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$		
13	$V_{кр} m_0$ , Т·км/ч		69,5*		$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$	267*	
14	год нр., 1п., св.			01.81			
15	пас., дес., ран.	2			Несущий и рулевой винты		
16	$l_G, \epsilon_G, h_G, M$	11,4*		2,79*	Тип	3-Ш	
17	$l_{н-р}, \epsilon_{кор}, M$	5,56			$D_{HB}, D_{PB}$ , м	9,75	1,45
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$	0,0472*	
19	Авко Лайкоминг НЮ-360-FIAD				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	1,0
20	Страна – США				$\Delta\phi_L$		
21	Количество и тип – 1 ПД с тк 225 л.с.				$\epsilon_{ЛНВ}$ , м	0,241	
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.	N 00135	
23	$N$ , кВт	168	151,2	126	проф. корн.	N 00135	
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C_{конц}}$ , %	0,135	
25	$N_{огр}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$ , %	0,135	
26	$n_{дв}$ , об/мин	2575			$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	184*	169*
27	$n_{нв}$ , об/мин	360*			$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$	0,143*	
28	$n_{рв}$ , об/мин	2228*			$\overline{V} = \mu$	0,272*	
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		175	1,04	$T_{HB}, T_{PB}$ , кг	1230*	67*
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		159	49	$M_{кр}$ , кгм	372*	

Окончание табл. 2.41

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	7,2*	Тип и кол-во опор	Л
2	$e_{\phi}$ , м	1,55*	база/колея, м	2,24
3	$h_{\phi}$ , м	1,45*	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>	1,91*	$V_{\max}$ , км/ч	193
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>	20,5*	$V_{кр}$ , км/ч	
6	Кабина		$V_{y, \max}$ , м/с	7,37
7	$l_K$ , м		$H_{cm}$ , м	2650 (БВЗ) 4025 (СВЗ)
8	$e_K$ , м	1,47*	$H_{дин}$ , м	3660
9	$h_K$ , м		$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	423
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}, \frac{м}{м^2}$	$\frac{14^*}{0,5^*}$	$\bar{q}$ , %	0,369*
13	$L_{GO}$ , м	4,2*	$m_{T, пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V^{\text{ЭК}}$ , км/ч	154

### 2.41.1. Конструкция вертолетов Enstrom F-28F/280F Shark

Вертолет выполнен по одновинтовой схеме с хвостовым винтом, одним ПД и лыжным шасси.

Схема вертолета Enstrom F-28F показана на рис. 2.41.5.

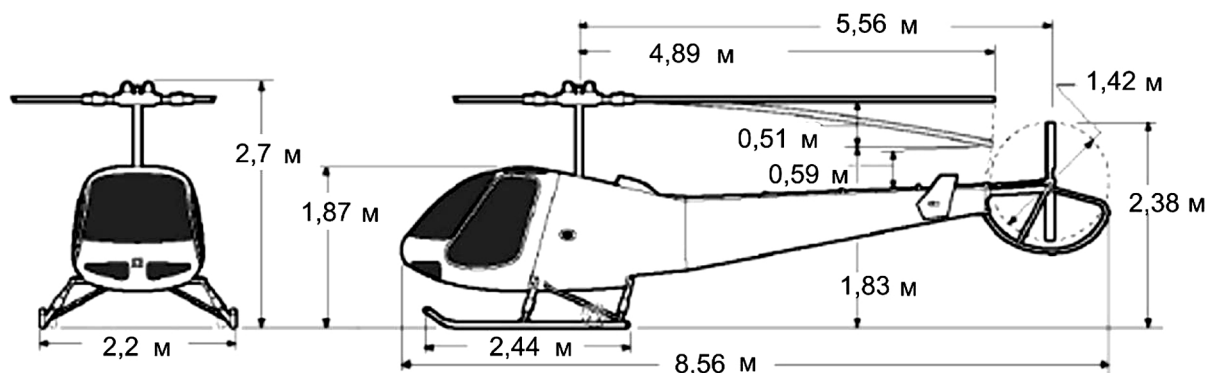


Рис. 2.41.5. Схема вертолета Enstrom F-28F

Фюзеляж Enstrom F-28F (рис. 2.41.6) – цельнометаллический смешанной

конструкции. Трехместная кабина (рис. 2.41.7) изготовлена из армированного стеклопластика. К средней части фюзеляжа крепят пилон с несущим винтом, двигатель и шасси сварной конструкции. Хвостовая балка клепаной конструкции.



Рис. 2.41.6. Фюзеляж вертолета Enstrom F-28F

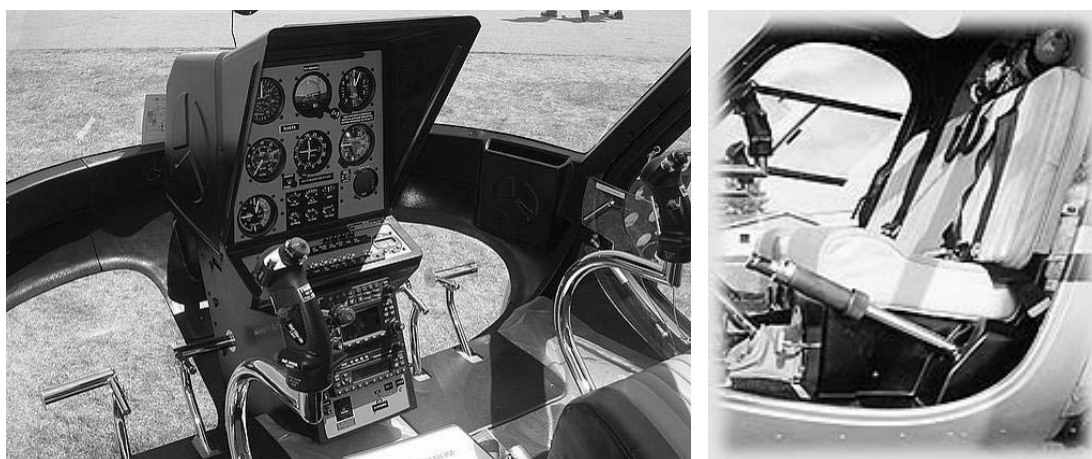


Рис. 2.41.7. Кабина вертолета Enstrom F-28F

*Силовая установка состоит из одного поршневого двигателя Лайкоминг 0-360 (рис. 2.41.8), расположенного в средней части фюзеляжа.*



Рис. 2.41.8. Поршневой двигатель Лайкоминг 0-360

*Несущий винт* – трехлопастный с металлическими лопастями. Подвеска лопастей к втулке несущего винта осуществляется посредством горизонтальных шарниров, вертикальные шарниры отсутствуют. Несущий винт вращается со скоростью 350 об/мин. Лопасть несущего винта состоит из прессованного алюминиевого лонжерона и наружной обшивки из алюминиевого сплава.

*Хвостовой винт* – двухлопастный с металлическими лопастями, диаметр – 1,37 м, скорость вращения – 2500 об/мин.

*Управление* осуществляется ручкой циклического шага, педалями и рычагом «шаг-газ».

*Шасси* – лыжное. Амортизация при посадке осуществляется вследствие упругой деформации опор шасси.

Схема вертолета Enstrom F-280F показана на рис. 2.41.9.

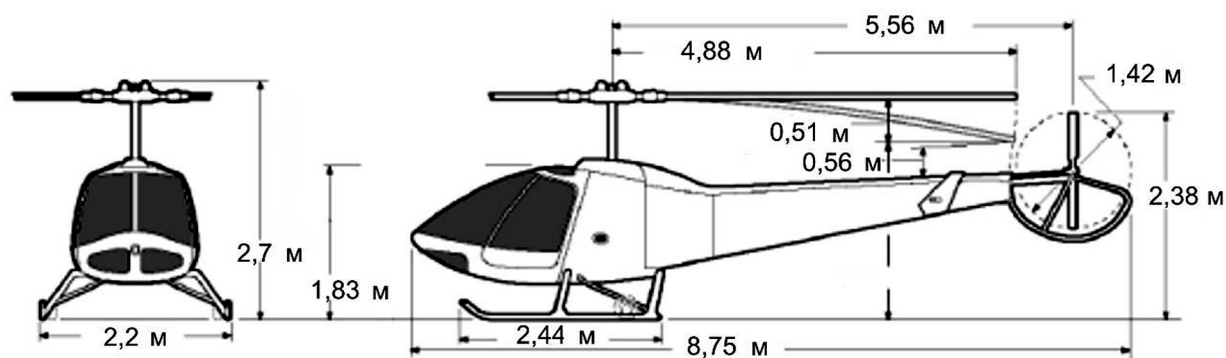


Рис. 2.41.9. Схема вертолета Enstrom F-280F

*Фюзеляж* вертолета Enstrom F-280F (рис. 2.41.10) ферменной конструкции изготовлен из стальных труб с обшивкой из стеклопластика и легких сплавов, хвостовая балка полумонококовой конструкции – из алюминиевого сплава. Кабина вертолета (шириной 1,5 м) трехместная с общими сиденьями для летчика и пассажиров (рис. 2.41.11), выполненными из энергопоглощающего материала (пенопласт) и имеющими ремни безопасности. С каждой стороны кабины находятся полностью остекленные сдвижные двери, вместимость багажного отсека – 49 кг.



Рис. 2.41.10. Фюзеляж вертолета Enstrom F-280F



Рис. 2.41.11. Кабина вертолета Enstrom F-280F

*Несущий винт* с шарнирным креплением лопастей, имеющих прямоугольную форму и выполненных из легких сплавов. *Рулевой винт* с втулкой на кардане; *лопасти* – прямоугольной формы в плане, нескладываемые, изготовлены из легких сплавов. *Шасси* вертолета – лыжное, по желанию заказчика можно устанавливать поплавки фирмы Эр Крузер.

*Система управления* несущим винтом жесткая, включает в себя автомат перекоса типа «паук». Проводка системы управления рулевым винтом тросовая. Обороты двигателя регулируются с помощью поворачивающейся рукоятки мотоциклетного типа, установленной на рычаге управления общим шагом несущего винта. Общая длина вертолета – 8,43 м; высота вертолета (до втулки несущего винта) – 2,79 м; диаметр несущего винта – 9,75 м; диаметр рулевого винта – 1,42 м; силовая установка – ПД Авко Лайкоминг НЮ360-FIA с турбокомпрессором фирмы Ротомастер; взлетная мощность – 225 л.с.; максимальная взлетная масса – 1179 кг; крейсерская скорость – 188 км/ч; максимальная скороподъемность – 7,35 м/с; статический потолок без учета влияния земли – 2650 м; максимальная дальность полета (с дополнительным запасом топлива) – 627 км.

*Оборудование вертолета:* радионавигационная система «Лоран С»; командная станция Кинг КУ197 с самолетным переговорным устройством; приемоответчик КТ7 6А; нашлемные телефоны с ларингофоном; самописец контроля работы двигателя; прибор аварийной сигнализации о падении оборотов двигателя при чрезмерной подаче газа, неполном сцеплении муфты, низком давлении топлива и улавливании посторонних частиц.



## 2.42. Вертолет Enstrom 480B

Дальнейшее перспективное развитие «энстромов» – производство пятиместных Enstrom 480 (рис. 2.42.1). Эта модель впервые поднялась в воздух в 1988 г. При создании 480-й модели специалисты Enstrom Helicopter использовали опыт разработки Enstrom-280L, но в отличие от неудачной модели на новой модификации в качестве силовой установки применяется не поршневой Lycoming, а газотурбинный двигатель Allison 250-C20. Пропускная мощность трансмиссии ограничивает взлетную мощность двигателя в 285 л.с.



Рис. 2.42.1. Вертолет Enstrom 480

Модель 480 появилась так же, как и Schweizer-330, благодаря конкурсу, объявленному армейской авиацией США на новый трехместный учебно-тренировочный вертолет с газотурбинным двигателем. Учебно-тренировочный вариант называется TH-28. В его просторной кабине возможно одновременное обучение инструктором сразу двух курсантов. Предпочтение, отданное военными легкому вертолету Bell-406, не нарушило планов руководства Enstrom Helicopter на развитие модели 480. К ней проявили интерес многие гражданские эксплуатанты как в США, так и в других странах. Продано свыше полусотни машин. Некоторые модели успешно эксплуатируются в России. Стоимость Enstrom 480 – свыше 560 тыс. дол.

На настоящее время Enstrom Helicopter поставила заказчикам свыше тысячи «энстромов» всех модификаций. Свыше 700 вертолетов находится в постоянной эксплуатации. Производство их продолжается. Конструкторы заняты доводкой новой перспективной модели 480B взлетной массой до

1400 кг (рис. 2.42.2, табл. 2.42). Благодаря установке новой трансмиссии взлетная мощность двигателя Allison 250 C 20 повышена до 305 л.с.



Рис. 2.42.2. Вертолет Enstrom 480В

Трехместный вариант под обозначением ТН-28 (рис. 2.42.3) был предложен компанией Enstrom для новой программы тренировки на вертолетах сухопутных войск США.



Рис. 2.42.3. Вертолет Enstrom ТН-28

Таблица 2.42

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Enstrom 480В [1]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		
2	Страна – США, фирма «Enstrom Helicopter Corp.»				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		
5	$m_0$ , кг	1293	100%		$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг	1360			$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг	760			$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$		
8	$m_{\text{цн}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	533			$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>				$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг				$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч				$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , Т·км/ч				$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.	1987		2001 серт.			
15	пас., дес., ран.	4			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \vartheta_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$	11,39			Тип	3-	2-
17	$l_{\text{н-р}}, \vartheta_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	9,8	
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$		
19	Rolls Royce 250-C20W				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	1,0	1,0
20	Страна – Англия				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1 ГТД				$\vartheta_{\text{ЛНВ}}, M$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт				проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч			100 л/ч	$\overline{C_{\text{конц}}}$ , %		
25	$N_{\text{озр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$ , %		
26	$n_{\text{дв}}$ , об/мин				$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с		
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин	334			$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
28	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\vec{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		340		$M_{\text{кр}}$ , кгм		

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_\phi$ , м	9,1	Тип и кол-во опор	П с энергоемким демпфером
2	$b_\phi$ , м		база/колея, м	
3	$h_\phi$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	230
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	185
6	Кабина		$V_{y.\max}$ , м/с	
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	3000
8	$b_K$ , м		$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{np}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	680
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}, \frac{м}{м^2}$		$\bar{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	
15	$L_{BO}$ , м		$V^{ЭК}$ , км/ч	

### 2.42.1. Конструкция вертолета Enstrom 480B

Схема вертолета Enstrom 480B показана на рис. 2.42.4.

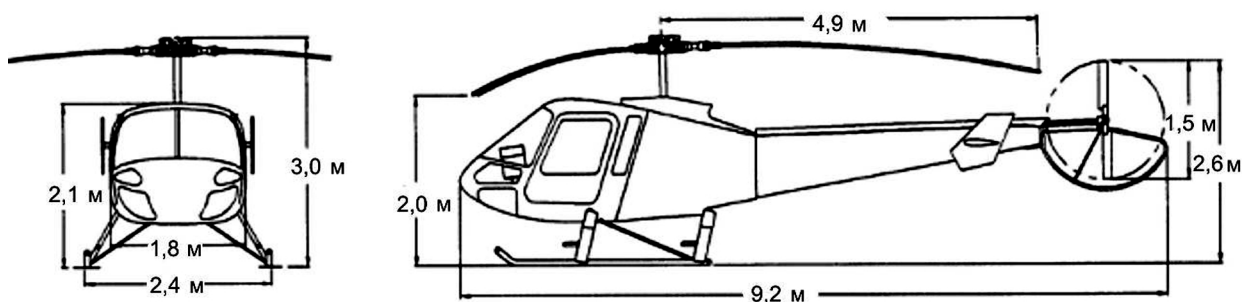


Рис. 2.42.4. Схема вертолета Enstrom 480B

Вертолет Enstrom 480B – усовершенствованный вариант вертолета F-28F/280 Шарк. При его проектировании особое внимание было уделено обеспечению вопросов безопасности. Это достигается:

- способностью вертолета устойчиво авторотировать с любой высоты;
- применением мощного ползкового шасси с энергоемкими демпферами;
- установкой двигателя и редуктора за кабиной ниже уровня пола;

- выносом вверх на длинном валу несущего винта, что обеспечивает в совокупности низкое расположение центра тяжести вертолета;
- размещением тяг управления внутри кованого титанового вала, что обеспечивает им надежную защиту;
- применением надежного газотурбинного двигателя, который модифицировался и доводился на протяжении 30 лет;
- высокими оборотами несущего винта и большим моментом кинетической энергии лопастей, уменьшающих вероятность потери оборотов несущего винта при резких маневрах вертолета;
- низким уровнем шума;
- безбустерным управлением.

На вертолете установлен самый надежный в мире газотурбинный двигатель Rolls Royce 250-C20W – силовой агрегат, обеспечивающий аппарату дальность полета 680 км при взлетном массе 1360 кг и запасе топлива 340 л. Внешний вид Enstrom 480В производит впечатление эффективной рациональности (рис. 2.42.5).



Рис. 2.42.5. Двигатель Rolls Royce 250-C20W

Кабина вертолета (рис. 2.42.6) очень просторна, в ней можно ходить, пригнувшись. При довольно плотной компоновке вертолет достаточно комфортен даже для пяти человек. Салон легко трансформируется (несколько вариантов компоновки) (рис. 2.42.7 – 2.42.9). Регулировки предельно удобные: кресла и педали подвижны, так что полет комфортен для человека любой комплекции. Обзор из кабины великолепен, приборы и рычаги управления размещены очень продуманно. Enstrom 480В комфортно пилотируется в длительных полетах по маршруту.



Рис. 2.42.6. Кабина вертолета

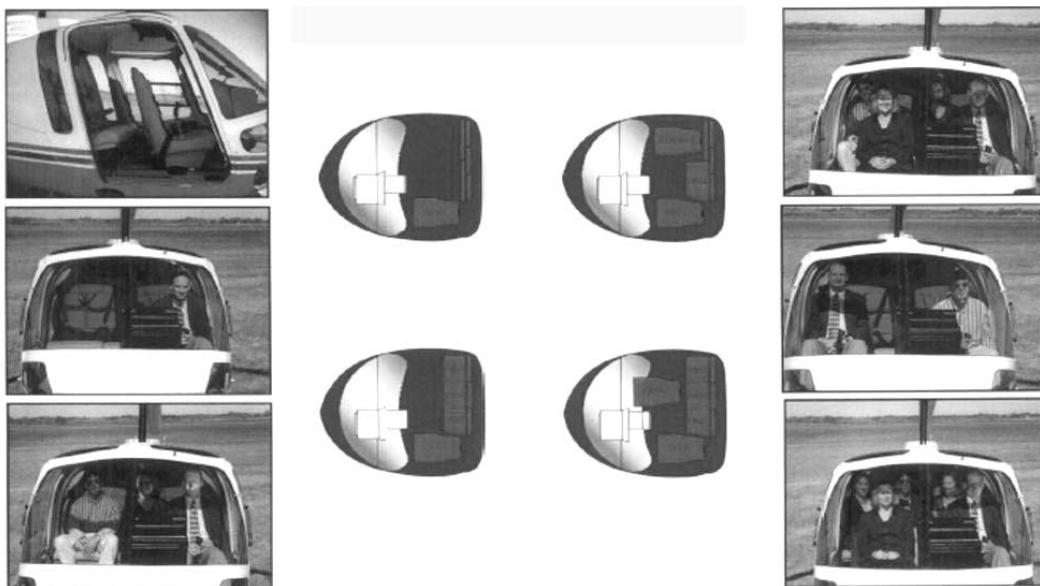


Рис. 2.42.7. Варианты компоновки кабины вертолета



Рис. 2.42.8. Места пилота и пассажиров и багажный отсек



Рис. 2.42.9. Вариант кабины для телеоператоров

Вертолет летит тихо и плавно. Низкий уровень шума достигнут вследствие удаления двигателя и редуктора от кабины, а отсутствие вибраций – из-за применения в несущей системе эффективных гидродемпферов.

Вертолет сертифицирован для эксплуатации при температурах от  $-45$  до  $+50$  °C, рассчитан на длительное автономное базирование и предельно простое обслуживание. Фюзеляж и лопасти винтов не ограничены по ресурсу и эксплуатируются по состоянию, межремонтный ресурс двигателя составляет 3500 ч, редуктора – 2400 ч, 100-часовые регламенты выполняются по формуле «100-300-500». Конструкция машины позволяет проводить ремонт буквально в чистом поле. При стартовой цене порядка 890 тыс. дол. США заказчик получает базовый вариант, в оснащение которого входят все навигационные приборы, включая современную спутниковую систему Apollo с функцией вертикального эшелонирования (практически функция радара). Более экономичного газотурбинного вертолета, чем Enstrom 480B, на сегодняшний день нет, а технические характеристики – высотность, скорость, надежность – позволяют конкурировать со своими одноклассниками на самом высоком уровне.

Конструктивные особенности даны на рис. 2.42.10 – 2.42.20.



Рис. 2.42.10. Ползковое шасси



Рис. 2.42.11. Поплавковое шасси



Рис. 2.42.12. Горизонтальное оперение

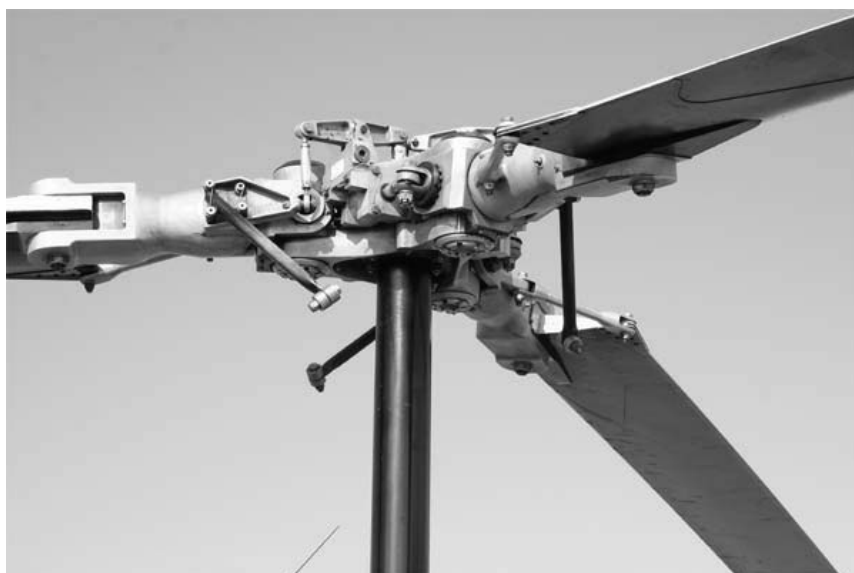


Рис. 2.42.13. Несущий винт

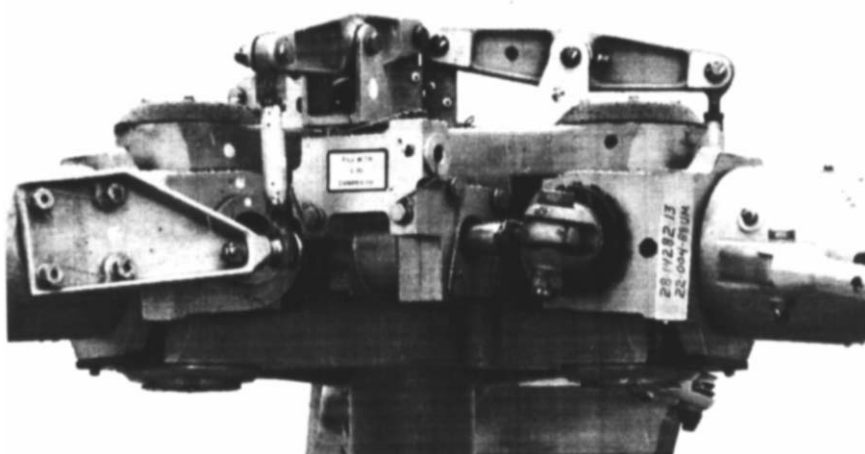


Рис. 2.42.14. Втулка и система управления лопастями несущего винта



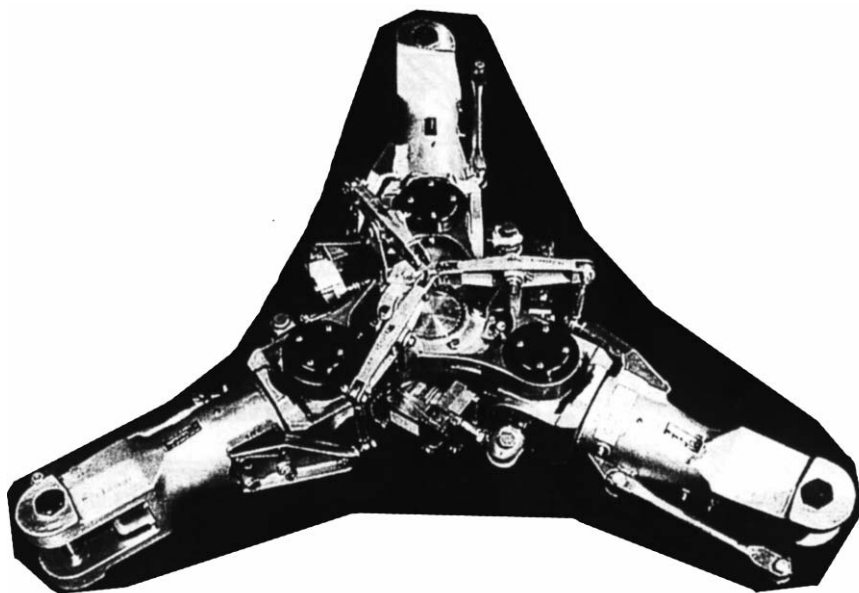


Рис. 2.42.15. Втулка несущего винта в сборе

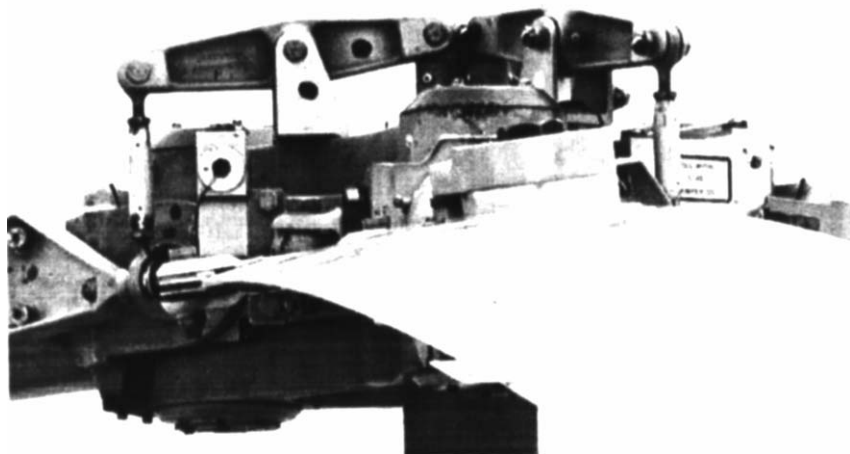


Рис. 2.42.16. Система управления лопастями несущего винта



Рис. 2.42.17. Лопасть несущего винта

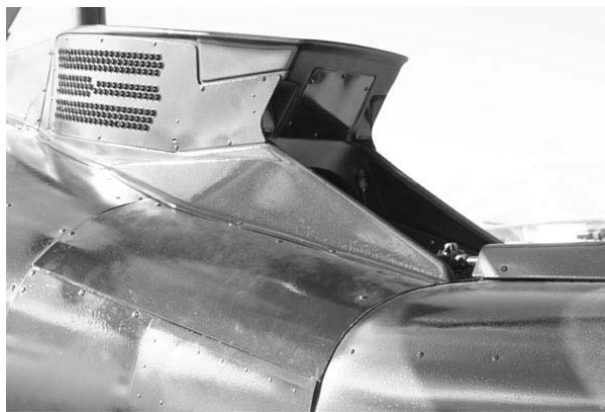


Рис. 2.42.18. Трансмиссия хвостового винта



Рис. 2.42.19. Редуктор хвостового винта



Рис. 2.42.20. Хвостовая балка

### 2.43. Вертолет АК 1-3

Предприятие «Аэрокоптер» основано в 1999 г. Политучим И.В, Запишным А.Н. и Политучим А.И. в целях создания конструкторского бюро для разработки легкого вертолета и его опытного производства. На основе проведенных маркетинговых исследований было принято решение о разработке легкого двухместного вертолета с поршневым двигателем и полетной массой 650...700 кг.

Первый экспериментальный вертолет совершил полет 12 октября 2001 г. На данном экземпляре вертолета был выполнен большой объем наземных и заводских летных испытаний, что позволило совершенствовать элементы конструкции, отработать технологические процессы изготовления узлов и деталей. Второй вертолет АК 1-3 (рис. 2.43.1, табл. 2.43) поднялся в воздух в июле 2003 г.



Рис. 2.43.1. Вертолет АК 1-3

Для проведения наземных испытаний вертолетов специалистами КБ разработан и создан специальный стенд, который позволяет моделировать некоторые полетные режимы и экспериментально определять необходимые параметры.

В процессе работы по проектированию и постройке первых вертолетов решалась задача по укомплектованию КБ профессиональными специалистами всех уровней, оснащению вычислительной техникой и программным обеспечением. Проектирование вертолета выполнено в соответствии с «Нормами летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории» (АП-27).

Большой объем теоретических и экспериментальных исследований при создании вертолета был выполнен благодаря тесному сотрудничеству «КБ Аэрокоптер» с Национальным аэрокосмическим университетом им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Национальным

авиационным университетом (г. Киев) и другими научными организациями. Например, проведены исследования лопастей несущего и рулевого винтов, а также других элементов конструкции вертолета на статическую и динамическую прочность.

Вертолет АК 1-3 относится к классу легких вертолетов, который может быть использован для решения широкого круга практических задач:

- мониторинг территорий и объектов;
- ведение поисковых работ;
- геологическая разведка, аэросъемка местности;
- обучение технике пилотирования и тренировка летного состава;
- выполнение авиационных химических работ;
- деловые и прогулочные полеты;
- участие в соревнованиях по авиационным видам спорта.

Вертолет АК 1-3 соответствует требованиям и международным стандартам по уровню шума на местности.

4 июля 2006 г. конструкторское бюро «Аэрокоптер» получило украинский сертификат типа. Это дает возможность использования вертолета АК 1-3 в коммерческих целях, а также государственных службах.

Вертолет АК 1-3СХ (рис. 2.43.2) – дальнейшее развитие базовой модели АК 1-3 и предназначен для обработки с воздуха сельскохозяйственных культур химическими препаратами из расчета 1...40 л на гектар.



Рис. 2.43.2. Вертолет АК 1-3СХ

Вертолет АК 1-3СХ соответствует требованиям «Норм летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории» (АП-27) и удовлетворяет международным стандартам по уровню шума на местности. Он имеет несущий винт небольшого диаметра и ползковое шасси, что дает возможность выполнять посадку на площадках ограниченных размеров. Рабочая масса вертолета составляет около 720 кг.

Таблица 2.43

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	АК 1-3 [7]				$m_L$ , кг; $\overline{m}_L$	22	
2	Страна – Украина, КБ «Аэрокоптер» (Полтава)				$m_{BT}$ , кг; $\overline{m}_{BT}$	18,2	
3	Назначение – многоцелевой				$m_{HB}$ , кг; $\overline{m}_{HB}$	40,2	
4	Экипаж – 1÷2				$m_{TP}$ , кг; $\overline{m}_{TP}$	53,5	
5	$m_0$ , кг	650 530 (1 пил.)	100%		$m_{CV}$ , кг; $\overline{m}_{CV}$	135	
6	$m_{0\max}$ , кг	650			$m_{PU}$ , кг; $\overline{m}_{PU}$	228,7	
7	$m_{нуст}$ , кг	370	57%		$m_\phi$ , кг; $\overline{m}_\phi$		
8	$m_{ин}$ , кг	40	6,1%		$m_{OP}$ , кг; $\overline{m}_{OP}$	2,8	
9	$m_{ПН}$ , кг	280	43%		$m_{PB}$ , кг; $\overline{m}_{PB}$	3,5	
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		16,9		$m_{ш}$ , кг; $\overline{m}_{ш}$	13	
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,019		$m_{OB}$ , кг; $\overline{m}_{OB}$	24,5	
12	$V_{кр} \overline{\kappa_{ПН}}$ , км/ч				$m_{УПР}$ , кг; $\overline{m}_{УПР}$	33,1	
13	$V_{кр} m_0$ , т·км/ч				$m_{КОРП}$ , кг; $\overline{m}_{КОРП}$	72,1	
14	год нр., 1п., св.	V.2000	12.X.2001		Несущий и рулевой винты		
15	пас., дес., ран.	1					
16	$l_\Gamma, \nu_\Gamma, h_\Gamma$ , м	8,09		2,22	Тип	3-ШУ	2-
17	$l_{н-р}, \nu_{кор}$ , м	3,95			$D_{HB}, D_{PB}$ , м	6,70	1,25
18	Силовая установка				$\sigma_{HB}, \sigma_{PB}$	0,044	0,118
19	EI-25 «Subaru»				$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0	1,0
20	Страна – Япония				$\Delta\phi_L$		
21	Количество и тип – 1ПД		165 л.с.		$\nu_{ЛНВ}, \nu_{ЛХВ}$ , м	0,17	0,115
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	121			проф. корн.	NACA 63012A	
24	$C_e$ , кг/кВт·ч	28...35 кг/ч			$\overline{C_{конц}}$ , %		
25	$N_{ор}$ , кВт				$\overline{C_{корн}}$ , %	12	
26	$n_{дв}$ , об/мин				$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}$ , м/с	207	186,3
27	$n_{нв}$ , об/мин	589,6			$\frac{C_T}{\sigma_{HB}}$		
28	$n_{рв}$ , об/мин				$\overline{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт		60		$T_{HB}, T_{PB}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		80	40	$M_{кр}$ , кгм		

Окончание табл. 2.43

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	5,675	Тип и кол-во опор	П
2	$b_{\phi}$ , м	1,86	база/колея, м	1,6/1,8
3	$h_{\phi}$ , м	2,35	Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	186 (H = 0)
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	160 (H = 0)
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	5,8
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	1080 (БВЗ)
8	$b_K$ , м	1,2	$H_{дин}$ , м	
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	3000
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	450
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}, \frac{м}{м^2}$	0,2	$\bar{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$	0,226	$t_{\max}$ , ч	3,2
15	$L_{BO}$ , м			

### 2.43.1. Конструкция вертолета АК 1-3

Схема вертолета АК 1-3 показана на рис. 2.43.3, 2.43.4.



Рис. 2.43.3. Вертолет АК 1-3

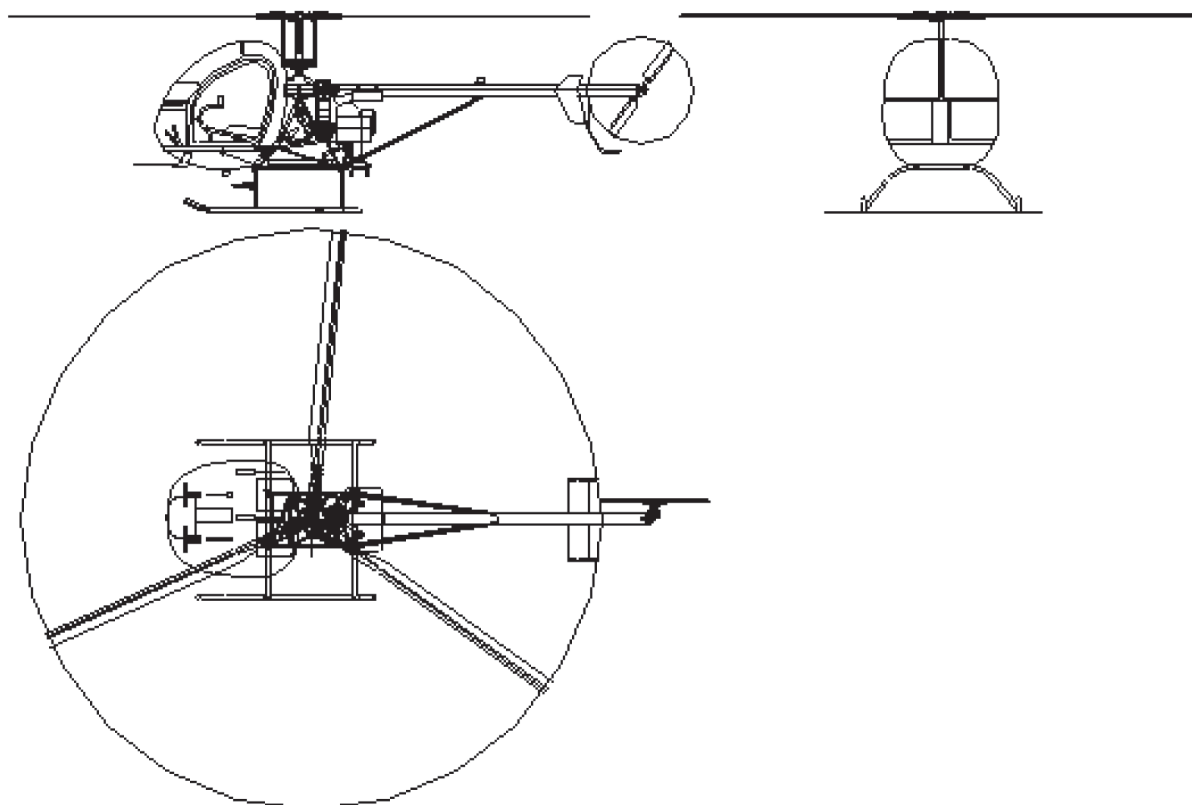


Рис. 2.43.4. Схема вертолета АК 1-3

Вертолет АК 1-3 выполнен по одновинтовой схеме и состоит из трубчатой фермы, на которой устанавливается кабина, изготовленная из композиционных материалов, силовая установка, редуктор несущего винта и подкосная хвостовая балка с оперением.

Фюзеляж вертолета состоит из двух частей: силовой рамы ферменной конструкции и двухопорной хвостовой балки из дюралюминиевых труб (рис. 2.43.5). К носовой части силовой рамы крепят кабину экипажа, к хвостовой – балку. В хвостовой балке в месте ее крепления к силовой раме и хвостового редуктора к балке в последней установлены усиленные шпангоуты, а также промежуточные опоры хвостового вала.

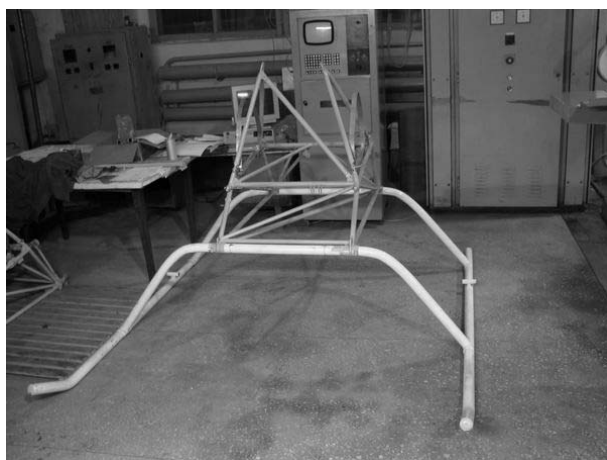


Рис. 2.43.5. Ферма и стенка кабины вертолета АК 1-3

*Кабина* вертолета обеспечивает свободное размещение двух членов экипажа. Ширина кабины на уровне плеч составляет 1200 мм (в вертолете R.22 – 1055 мм).

Большая площадь остекления обеспечивает экипажу хороший обзор во всех направлениях. Сиденья летчиков нерегулируемые, имеют поясные и плечевые ремни безопасности (рис. 2.43.6).



Рис. 2.43.6. Кабина вертолета

Вертолет оснащен системой обогрева и вентиляции кабины с обдувом остекления (рис. 2.43.7).

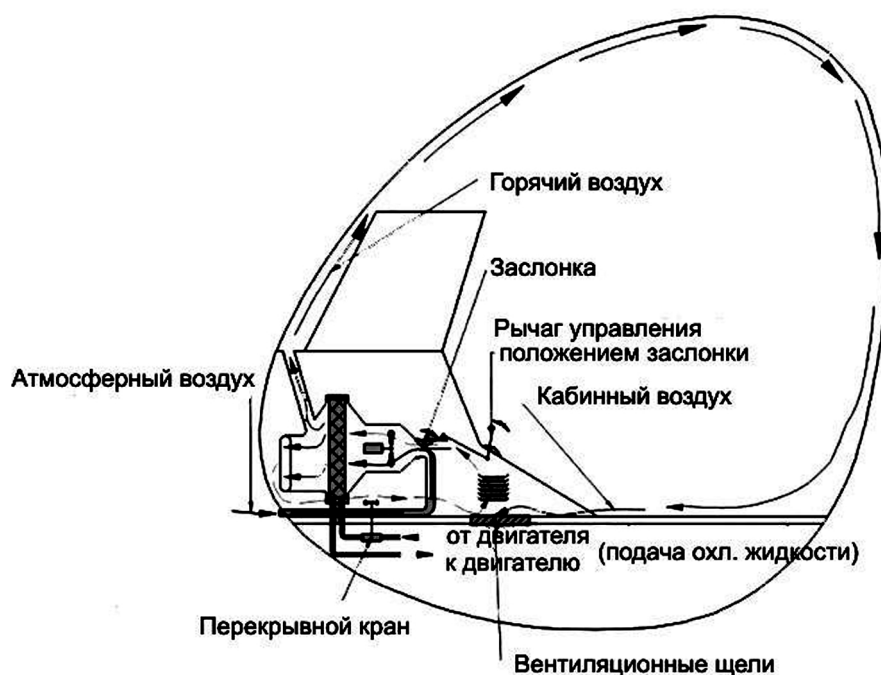


Рис. 2.43.7. Схема вентиляции кабины

*Пилотажно-навигационное оборудование* вертолета позволяет выполнять полеты в простых метеоусловиях днем по правилам визуальных полетов. По желанию заказчика на вертолет можно установить системы бортовой навигации GPS и регистрации параметров полета (рис. 2.43.8).





Рис. 2.43.8. Панель приборов

На вертолете установлен поршневой *двигатель* жидкостного охлаждения EJ-25 «Subaru», работающий на автомобильном бензине с октановым числом 95 (рис. 2.43.9).

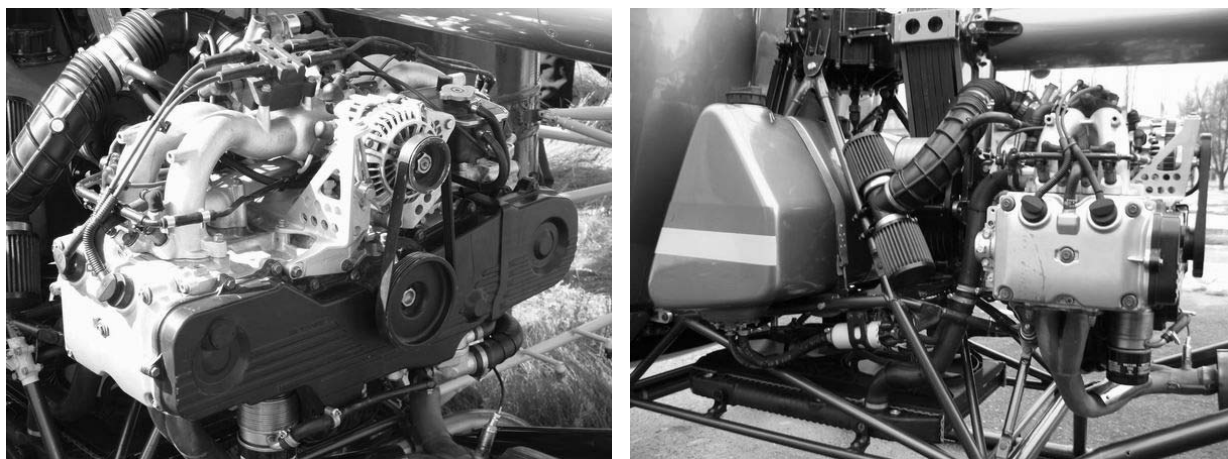


Рис. 2.43.9. Двигатель EJ-25

Мощность от двигателя через ременную передачу и обгонную муфту передается на приводной вал главного редуктора (рис. 2.43.10, 2.43.11).

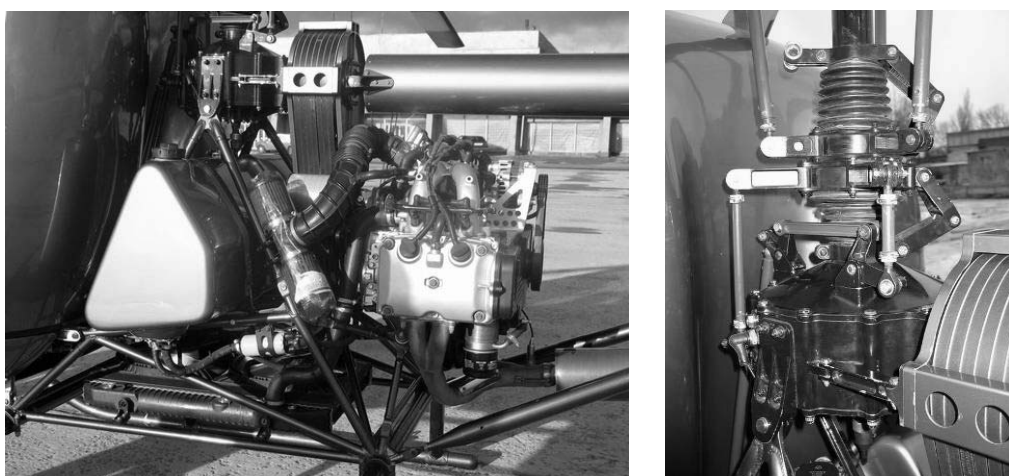


Рис. 2.43.10. Трансмиссия вертолета



Рис. 2.43.11. Двигатель EJ-25, ременная передача, главный редуктор

Особенности *трансмиссии* вертолета: наличие в составе главного редуктора ременной передачи и отсутствие промежуточного редуктора, что обусловлено малым моментом от тяги руля высоты относительно оси хвостовой балки (рис. 2.43.12, 2.43.13). Фрагмент конструкции ременной передачи показан на рис. 2.43.11.

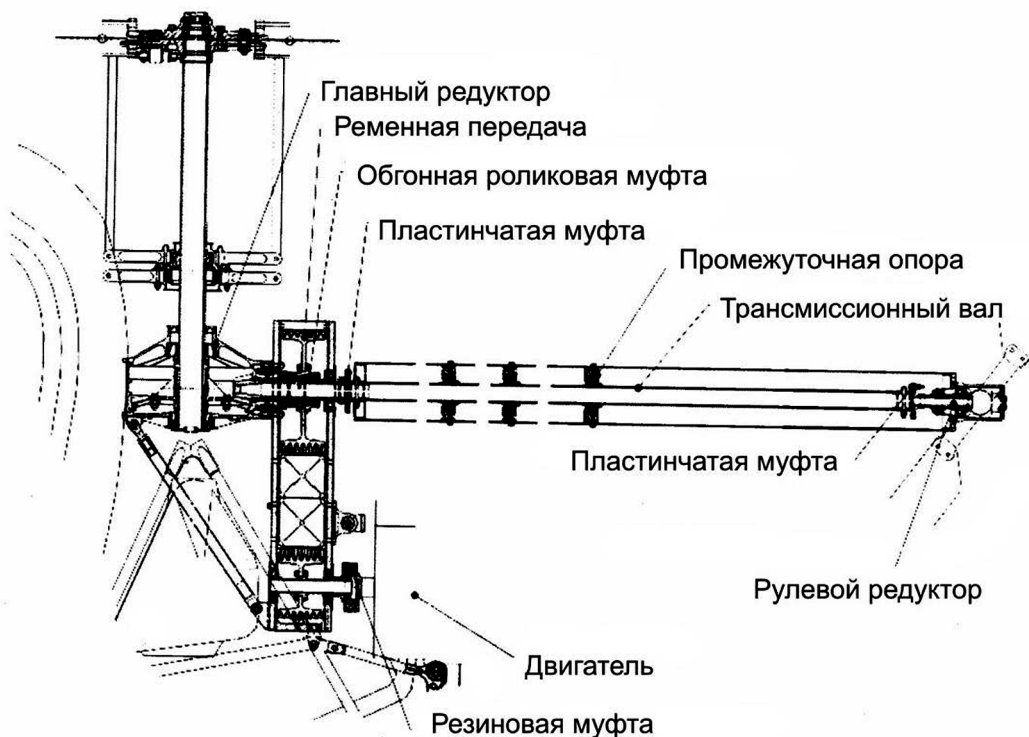


Рис. 2.43.12. Схема трансмиссии



Рис. 2.43.13. Силовая рама фюзеляжа вертолета в сборе с кабиной экипажа, шасси, несущей системой, хвостовой балкой и подкосами хвостовой балки

*Несущий винт* – трехлопастный с упругим креплением лопастей (рис. 2.43.14).



Рис. 2.43.14. Автомат перекоса с тягами управления

*Лопастки* выполнены из композиционных материалов, они имеют по радиусу нелинейную крутку и переменную относительную толщину

профиля (рис. 2.43.15, 2.43.16).



Рис. 2.43.15. Несущий винт

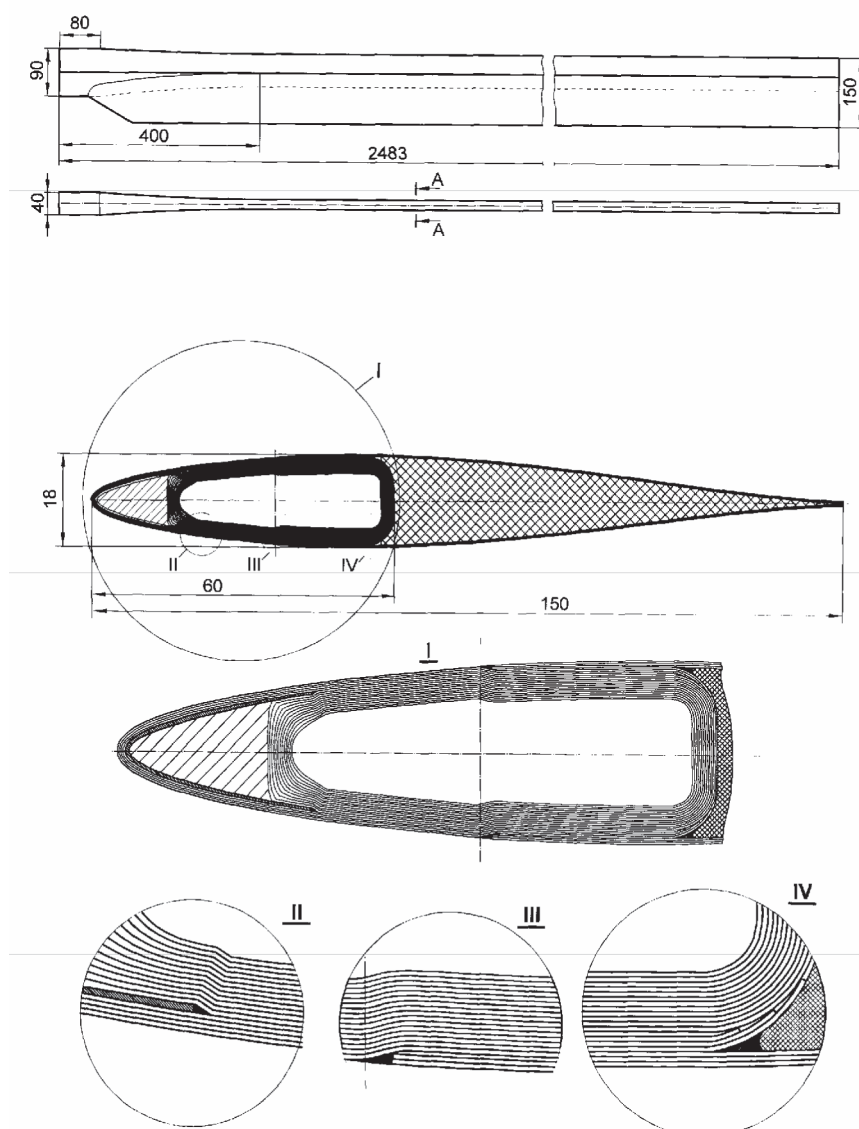


Рис. 2.43.16. Общий вид конструкции лопасти несущего винта вертолета

*Втулка несущего винта* – с упругим креплением лопастей с помощью пластинчатого торсиона. Конструктивная схема втулки несущего винта вертолета АК 1-3 показана на рис. 2.43.17 – 2.43.19.

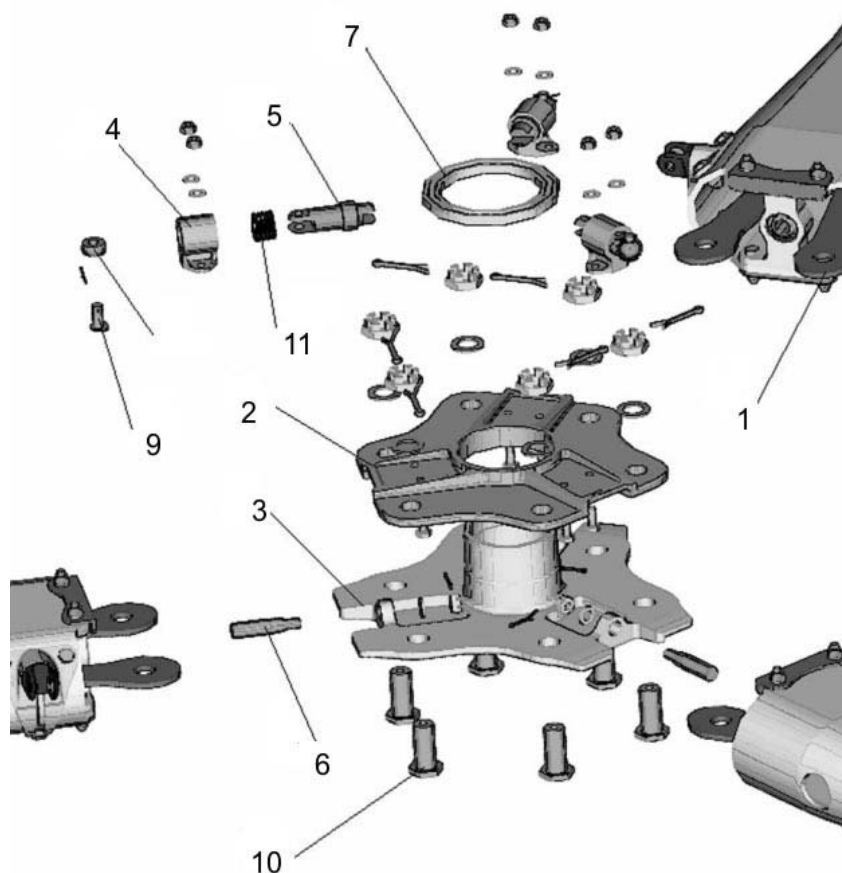


Рис. 2.43.17. Втулка несущего винта:

1 - рукав в сборе; 2 - тарелка нижняя; 3 - тарелка верхняя; 4 - корпус;  
5 - ось; 6 - штырь; 7 - диск; 8 - сфера; 9 - ось; 10 - болт; 11 - пружина

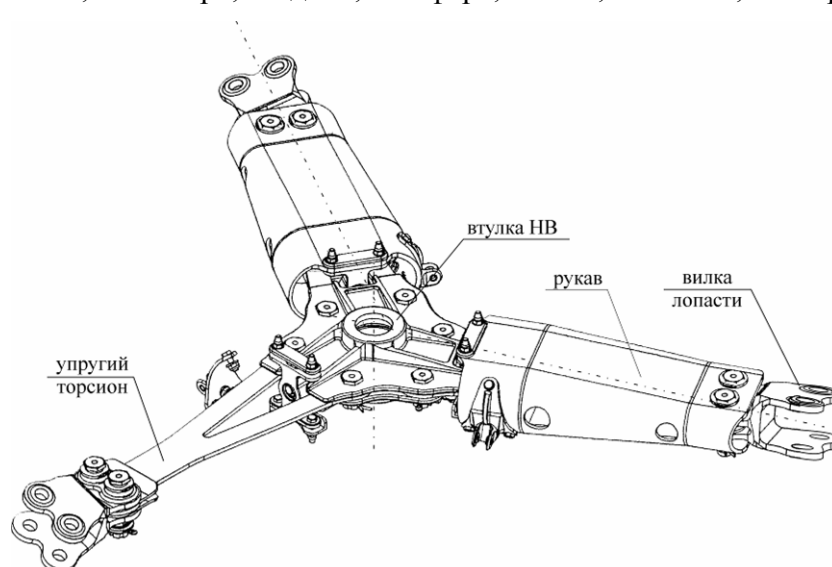


Рис. 2.43.18. Конструктивная схема втулки несущего винта вертолета

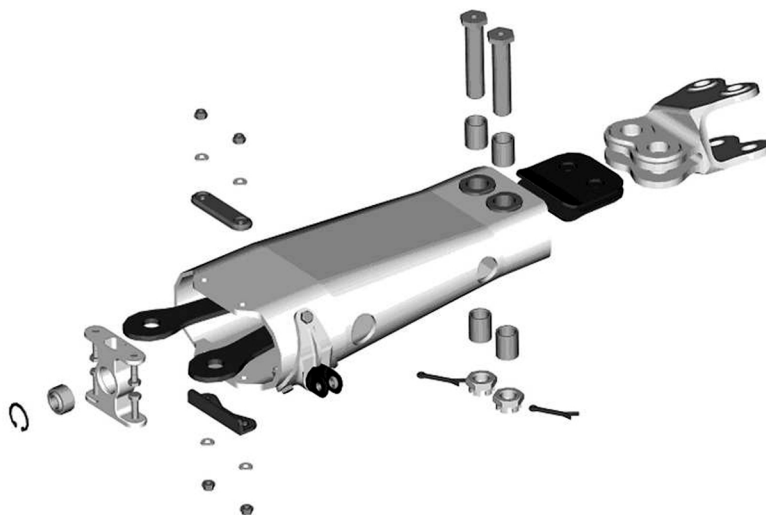


Рис. 2.43.19. Рукав торсиона несущего винта с вилкой крепления лопасти  
*Рулевой винт* – двухлопастный, с одним общим горизонтальным шарниром. Лопасті рулевого винта изготовлены из композиционных материалов (рис. 2.43.20 – 2.43.24).



Рис. 2.43.20. Рулевой винт

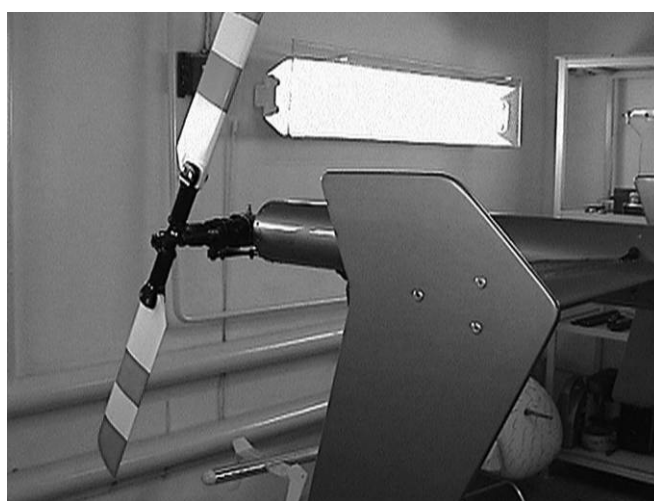


Рис. 2.43.21. Рулевой винт, горизонтальное оперение и шайба вертикального оперения



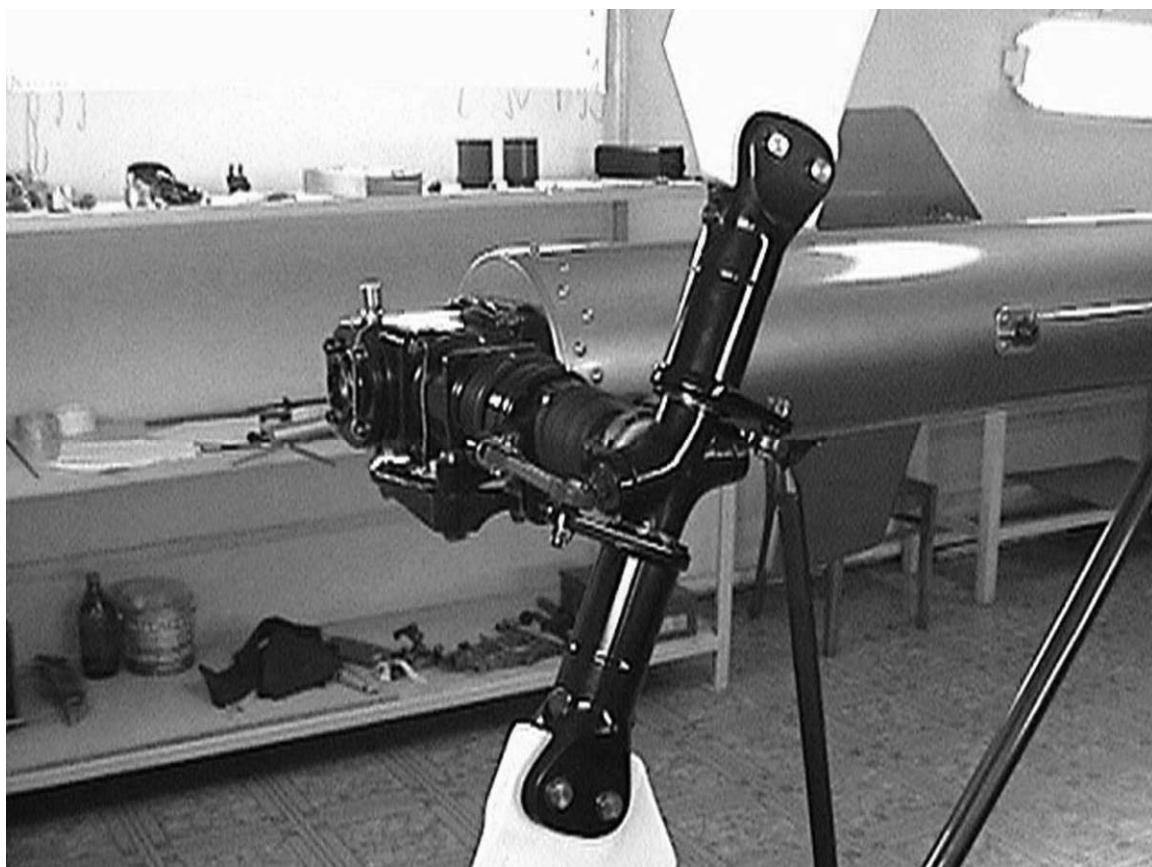


Рис. 2.43.22. Хвостовой редуктор и втулка рулевого винта

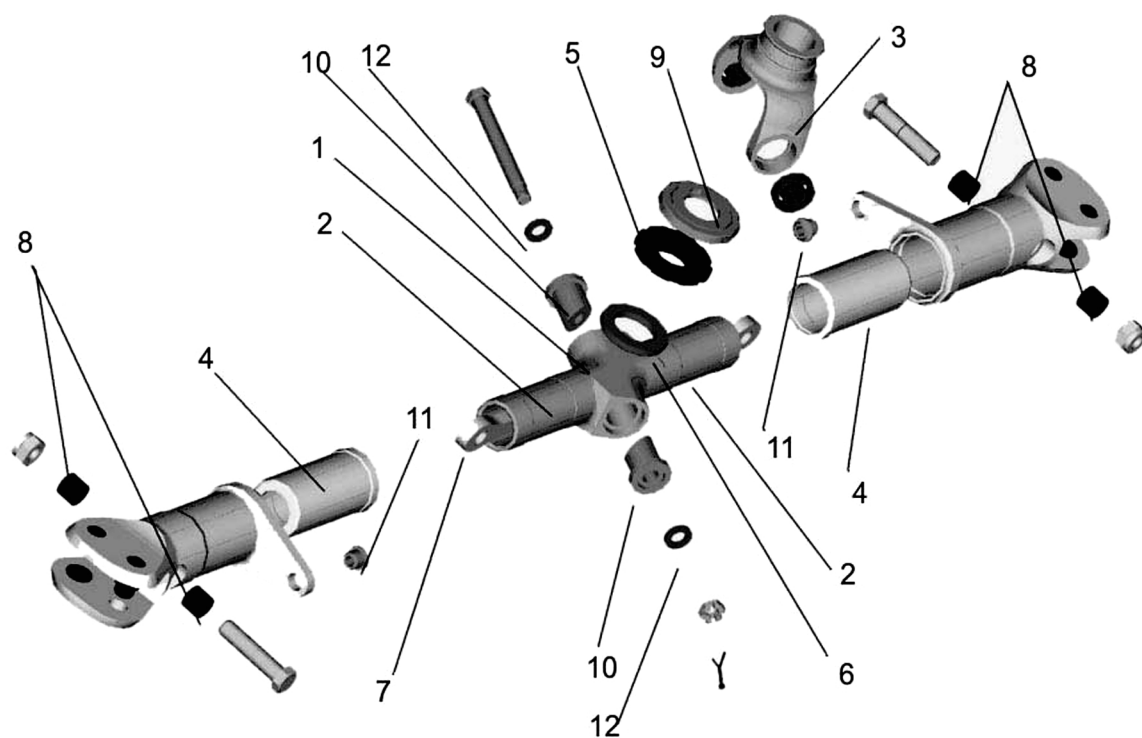


Рис. 2.43.23. Втулка рулевого винта:

- 1 - корпус; 2 - стакан; 3 - вилка; 4 - втулка; 5 - гайка; 6 - отбойник;  
7 - пакет торсионов; 8 - втулка; 9 - шайба; 10, 11, 12 - втулки

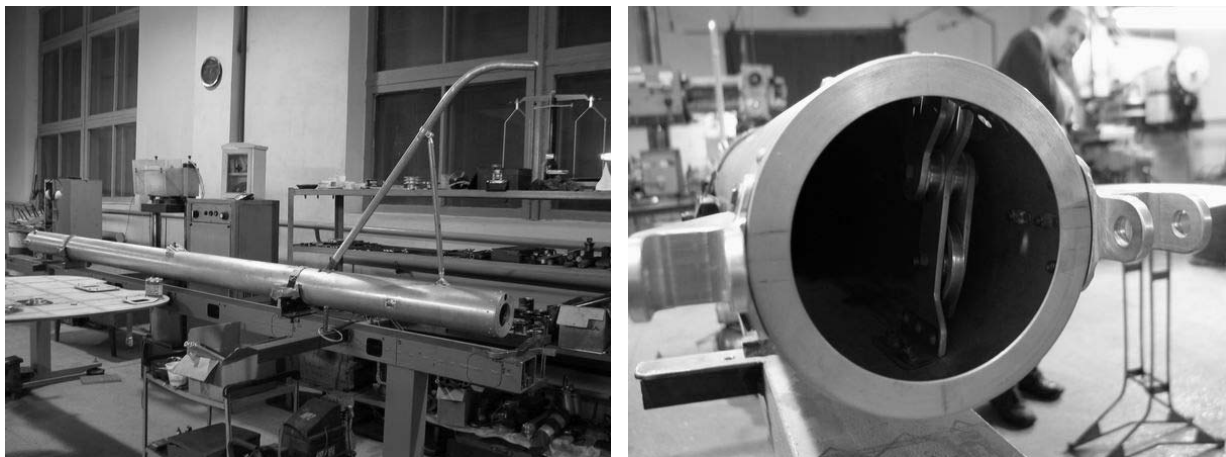


Рис. 2.43.24. Хвостовая балка

*Шасси* вертолета ползковой конструкции состоят из горизонтальных полозьев, снабженных перекатными устройствами, и двух стальных трубчатых рессор (рис. 2.43.25). Горизонтальные части рессор крепят к силовой раме фюзеляжа.



Рис. 2.43.25. Ползковое шасси

Возможна установка поплавкового шасси (рис. 2.43.26).



Рис. 2.43.26. Поплавковое шасси



Система управления – механическая. Проводка управления в каналах общего и циклического шага жесткая, в путевом канале – смешанная (рис. 2.43.27, 2.43.28).

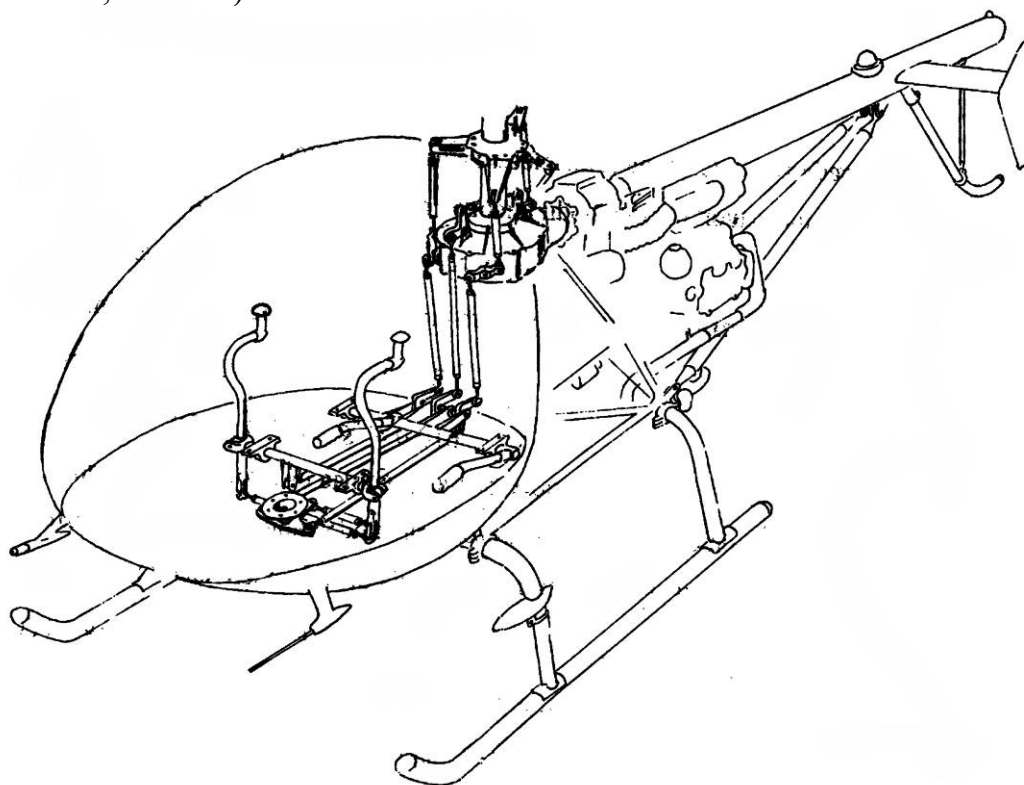


Рис. 2.43.27. Схема продольно-поперечного управления

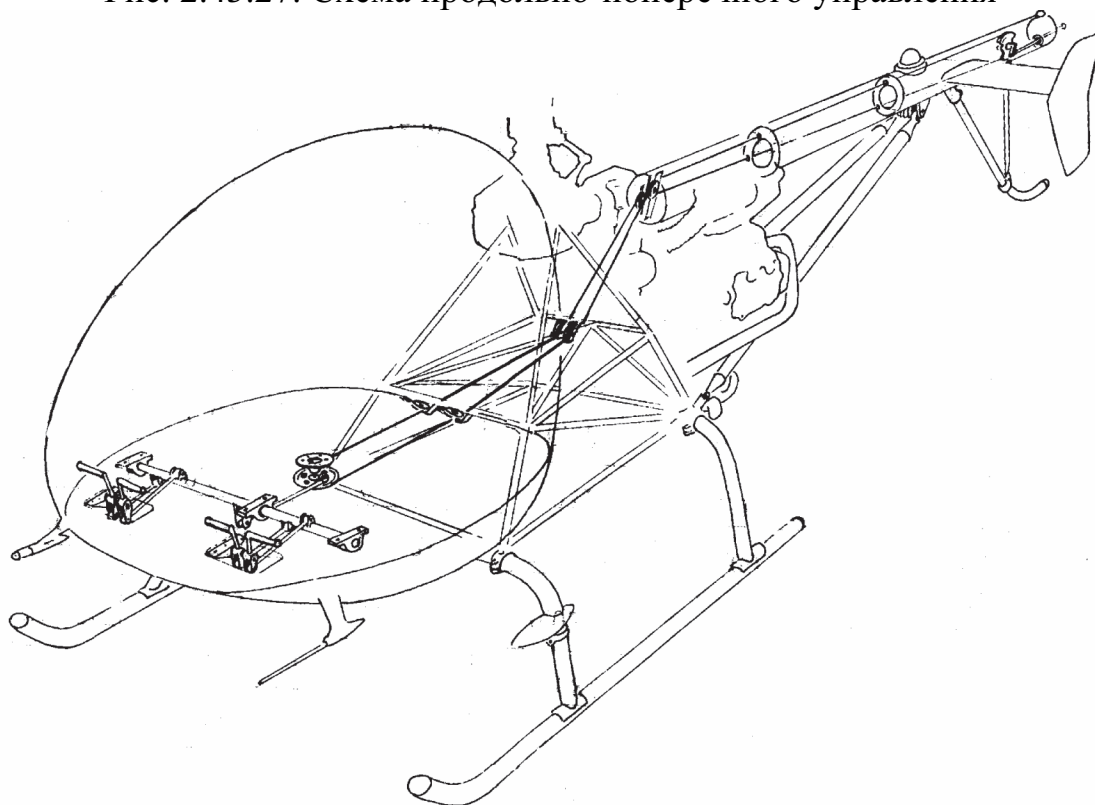


Рис. 2.43.28. Схема путевого управления

Конструктивные элементы показаны на рис. 2.43.29 – 2.43.32.

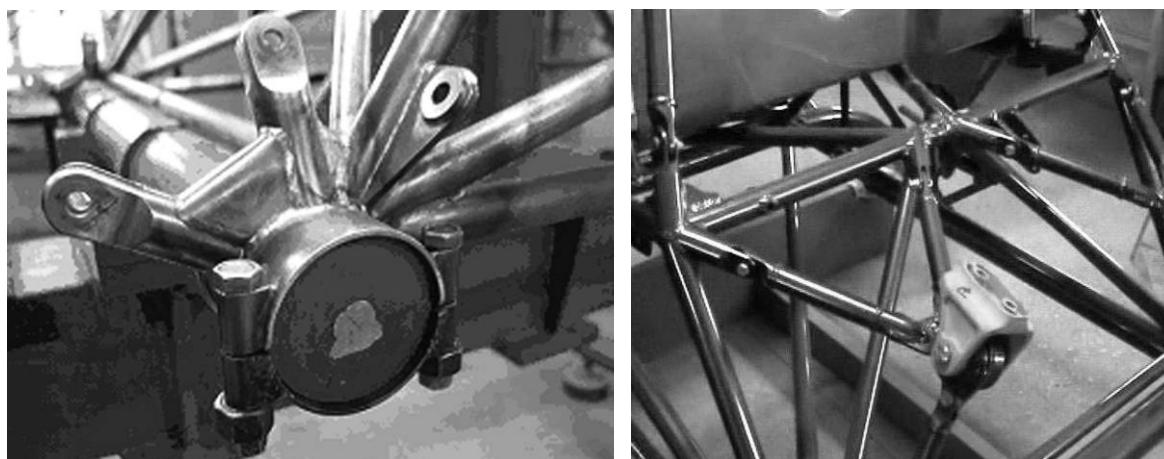


Рис. 2.43.29. Узел сварной рамы

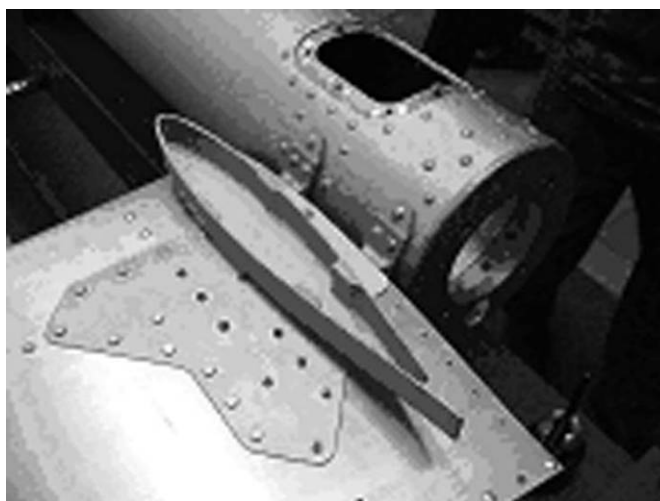


Рис. 2.43.30. Нервюра шайбы хвостового оперения и фрагмент хвостовой балки

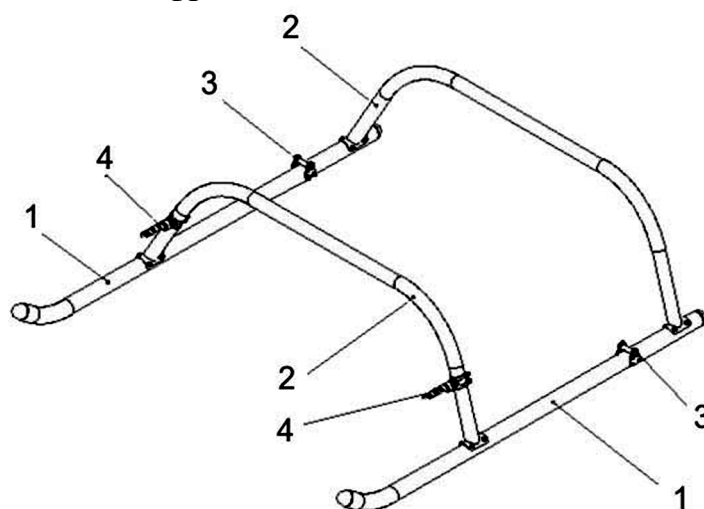


Рис. 2.43.31. Шасси:

1 - ползья; 2 - рессора трубчатая; 3 - узел крепления перекатного устройства; 4 - подножка

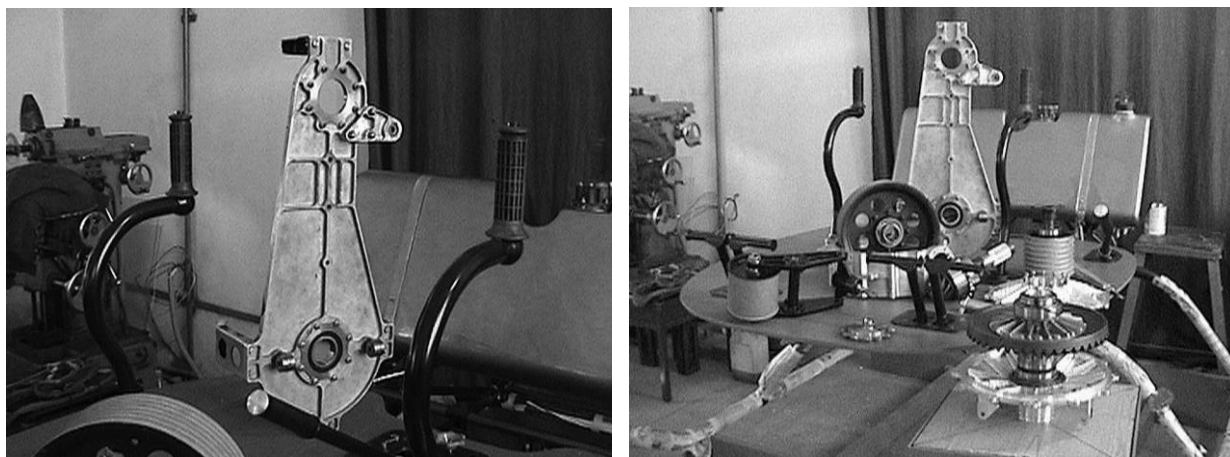


Рис. 2.43.32. Один из боковых ограничителей ременной передачи

## 2.44. Вертолет КТ-112 «Ангел»

Вертолет КТ-112 «Ангел» (рис. 2.44.1, табл. 2.44) начали разрабатывать в КБ «Вертикаль» в августе 1999 г. под руководством М.Ю. Кучина при участии специалистов Днепропетровского технологического института «ДИНТЕМ» и Научно-производственного комплекса «Прогресс» (г. Николаев). В качестве силовой установки решено было применить два поршневых двигателя австрийской фирмы «Ротакс». Трансмиссия и главный редуктор разработаны в ЗМКБ «Прогресс». «Ангел» – первый вертолет украинской разработки. 24 ноября 2000 г. был утвержден макет вертолёта. Первый прототип изготовлен осенью 2001 г. на заводе «Авиант». 30 марта 2002 г. начались его наземные испытания. Первый полёт состоялся 18 января 2004 г. (лётчик-испытатель Ю. Гладков). Серийное производство началось на «Авианте» в 2004 г.



Рис. 2.44.1. Вертолет КТ-112 «Ангел»

Таблица 2.44

	1	2	3	4	5
Вертолет				Масса, кг; относительная масса, %	
1	Авиаимпэкс КТ-112 «Ангел» [1, 2]			$m_{Л}, \text{кг}; \overline{m}_{Л}$	
2	Страна – Украина, КБ «Вертикаль» (г. Киев)			$m_{ВТ}, \text{кг}; \overline{m}_{ВТ}$	
3	Назначение – многоцелевой			$m_{НВ}, \text{кг}; \overline{m}_{НВ}$	
4	Экипаж –1			$m_{ТР}, \text{кг}; \overline{m}_{ТР}$	
5	$m_0, \text{кг}$			$m_{СУ}, \text{кг}; \overline{m}_{СУ}$	
6	$m_{0\text{max}}, \text{кг}$	925	100% м	$m_{ПУ}, \text{кг}; \overline{m}_{ПУ}$	
7	$m_{пуст}, \text{кг}$	545	59% м	$m_{\Phi}, \text{кг}; \overline{m}_{\Phi}$	
8	$m_{цн}, \text{кг}$			$m_{ОП}, \text{кг}; \overline{m}_{ОП}$	
9	$m_{ПН}, \text{кг}$	380	41% м	$m_{РВ}, \text{кг}; \overline{m}_{РВ}$	
10	$P, \text{кг/м}^2$	17,5 м		$m_{Ш}, \text{кг}; \overline{m}_{Ш}$	
11	$\tilde{N}, \text{кВт/кг}^2$	0,128 м		$m_{ОБ}, \text{кг}; \overline{m}_{ОБ}$	41,3
12	$V_{кр} \overline{K_{ПН}}, \text{км/ч}$	67,6*		$m_{УПР}, \text{кг}; \overline{m}_{УПР}$	
13	$V_{кр} m_0, \text{т·км/ч}$	62,6*		$m_{КОРП}, \text{кг}; \overline{m}_{КОРП}$	
14	год нр., 1п., св.				
15	пас., дес., ран.	3		Несущий и рулевой винты	
16	$l_{Г}, \epsilon_{Г}, h_{Г}, \text{м}$	9,4	2,575	Тип	3– 2–
17	$l_{н-р}, \epsilon_{кор}, \text{м}$			$D_{НВ}, D_{РВ}, \text{м}$	8,2 1,2
18	Силовая установка			$\sigma_{НВ}, \sigma_{РВ}$	0,045 0,106
19	Rotax – 912			$\eta_{ЛНВ}, \eta_{ЛРВ}$	1,0 1,0
20	Страна – Австрия			$\Delta\phi_{Л}$	
21	Количество и тип – 2ПД 2х69 л.с.			$\epsilon_{ЛНВ}, \text{м}$	0,192 0,1
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.
23	$N, \text{кВт}$	2х59			проф. корн.
24	$C_e, \text{кг/кВт·ч}$	230 (г/л.с.·ч) или 16...20 л/с		$C_{конц}, \%$	
25	$N_{огр}, \text{кВт}$			$C_{корн}, \%$	
26	$n_{дв}, \text{об/мин}$	5800		$\omega R_{нв}, \omega R_{рв}, \text{м/с}$	
27	$n_{нв}, \text{об/мин}$			$\frac{C_T}{\sigma_{НВ}}$	
28	$n_{рв}, \text{об/мин}$			$\bar{V} = \mu$	
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт	56	0,949	$T_{НВ}, T_{РВ}, \text{кг}$	
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.	93,6	доп.	$M_{КР}, \text{кгм}$	

Окончание табл. 2.44

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	7,39	Тип и кол-во опор	П
2	$\epsilon_{\phi}$ , м	1,4	база/колея, м	$\frac{2,166}{1,95}$
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	190
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	165
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	3,4 (Н = 0) 6,6 (max)
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	1150 (БВЗ) 1800 (СВЗ)
8	$\epsilon_K$ , м	1,26	$H_{дин}$ , м	3000
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	2500
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	350
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{GO}}{S_{GO}}, \frac{м}{м^2}$	$\overline{0,36}$	$\overline{q}$ , %	
13	$L_{GO}$ , м		$m_{T.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$	$\overline{0,45}$	$t_{\max}$ , ч	3 (пр.)
15	$L_{BO}$ , м		$V^{ЭК}$ , км/ч	90

### 2.44.1. Конструкция вертолета КТ-112 «Ангел»

Вертолет выполнен по классической схеме с рулевым винтом, которая по критерию «эффективность-стоимость» превосходит другие схемы вертолетов легкой категории. Подобная схема с одним несущим и рулевым винтами в качестве средства обеспечения путевой балансировки и управления использована на подавляющем большинстве военных и гражданских вертолетов, составляющем более 95 и 97 % соответственно.

Вертолет может выполнять следующие задачи:

- летное обучение;
- патрулирование территории и автомобильных коммуникаций, ЛЭП, трубопроводов;
- авиационно-химические работы;
- полеты в интересах силовых ведомств Украины;
- экстренные перевозки больного и санитарное обеспечение;
- корпоративные и деловые перевозки двух пассажиров с багажом массой

- 30 кг, а также небольших грузов массой 150...200 кг;
- фото- и киносъемка;
  - рыбная разведка и мониторинг ресурсов по составлению земельного кадастра.

Вертолет должен эксплуатироваться в ПМУ при температуре наружного воздуха от  $-35$  до  $+35^{\circ}\text{C}$ , продолжать горизонтальный полет при отказе одного двигателя, неограниченное время висеть у земли при максимальной взлетной массе и температуре воздуха  $+30^{\circ}\text{C}$ .

Схема вертолета КТ-112 изображена на рис. 2.44.2.

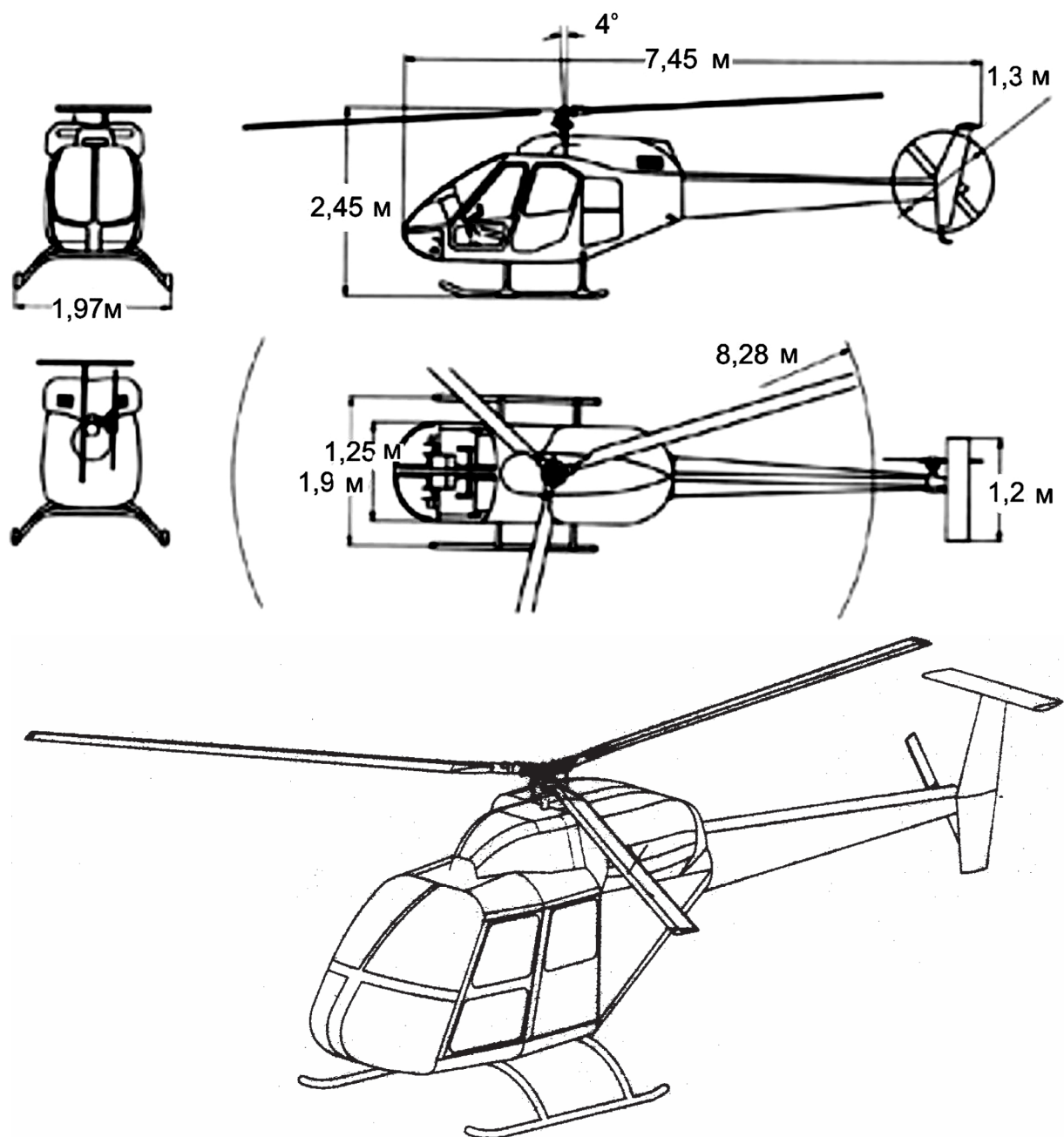


Рис. 2.44.2. Схема вертолета КТ-112 «Ангел»  
Компоновка вертолета 112 показана на рис. 2.44.3.

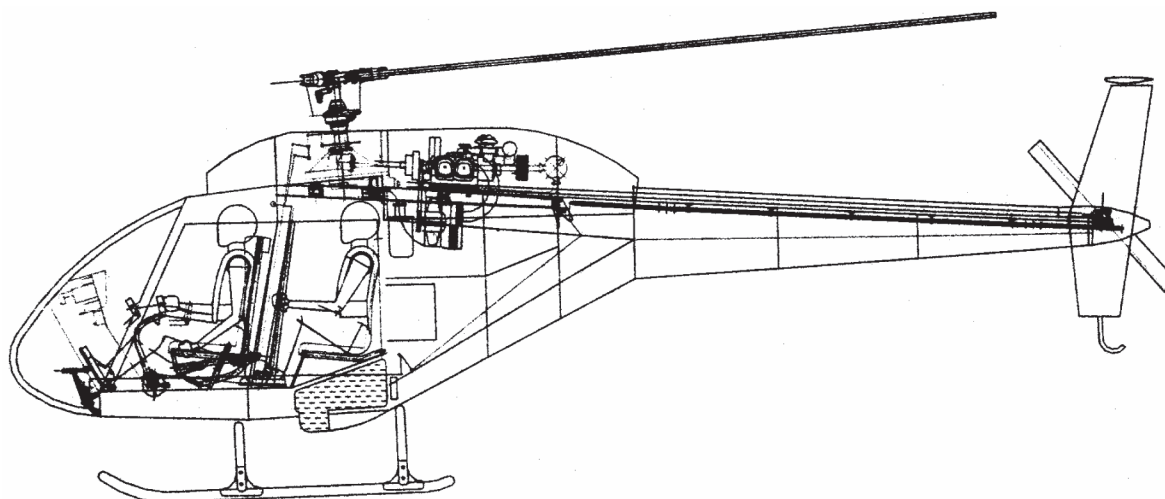


Рис. 2.44.3. Компоновка вертолета КТ-112 «Ангел»

Элементы вертолета имеют покрытия, обеспечивающие высокую коррозионную стойкость. В конструкции применены различные конструктивные и технологические решения, позволяющие снизить продолжительность регламентных работ и проверок в эксплуатации, а также обеспечить автономность и внеаэродромное базирование на протяжении длительного времени.

В конструкции вертолета предусмотрены места крепления, ложементы, лючки, съемные органы управления, съемные сиденья, крепления наружных агрегатов и другие приспособления, обеспечивающие мобильное переоснащение в различные варианты применения (рис. 2.44.4).



Рис. 2.44.4. Вертолет КТ-112



В качестве силовой установки выбраны два поршневых четырехтактных двигателя Rotax-912ULS/S австрийской фирмы Rotax Bombardier (рис. 2.44.5).



Рис. 2.44.5. Силовая установка из двух ПД Rotax-912ULS/S

Выбор типа двигателя обусловлен экономическими показателями (два таких двигателя в пять-семь раз дешевле одного малоразмерного газотурбинного двигателя), повышением безопасности эксплуатации в густонаселенных районах, преемственностью с вертолетным парком, подавляющее большинство которого составляли двухдвигательные вертолеты. Так, при отказе одного двигателя вертолет может продолжать горизонтальный полет в диапазоне скоростей 70...110 км/ч при максимальной взлетной массе, составляющей 900 кг, и имея при этом запас скороподъемности до 0,3 м/с.

Максимальная продолжительная мощность одного двигателя – 69 кВт. На нем установлена сдвоенная система зажигания и комбинированная система охлаждения: головки цилиндров имеют жидкостное охлаждение, а рубашки – воздушное принудительное. Двигатель характеризуется малым расходом топлива (16...20 л автомобильного бензина в час), невысоким шумом, приемлемыми эксплуатационными показателями. Для крепления к мотораме двигатель имеет четыре резьбовых отверстия в картере. На двигателе есть маслосистема с сухим картером и отдельным маслобаком.

Радиаторы головок и маслосистемы двигателя, а также цилиндры охлаждаются принудительно потоком воздуха, нагнетаемого осевым вентилятором, смонтированным под двигателем. Для подвода воздуха к радиаторам и рубашкам цилиндров предусмотрена система воздухопроводов и дефлекторов.

*Трансмиссия* вертолета состоит из главного редуктора двухпоточной двухступенчатой схемы, редуктора рулевого винта, набора муфт и трансмиссионных валов.

*Главный редуктор* предназначен для передачи крутящего момента от двух поршневых двигателей к несущему и рулевому винтам, а также для преобразования угловой частоты вращения. Тип применяемых передач –



конические шестеренчатые с круговым зубом на первой ступени и цилиндрические с прямым зубом на второй ступени. Мощность подводится от двигателей через центробежные муфты включения, рессоры, компенсирующие упругие муфты свободного хода роликового типа на первую ступень главного редуктора. С главной шестерни второй ступени забирается мощность для передачи на трансмиссионный вал привода рулевого винта. К ведомому коническому зубчатому колесу привода трансмиссионного вала на выходе из главного редуктора крепят тормоз несущего винта барабанного типа, обеспечивающий быстрое гашение оборотов винта после посадки. Смазка редуктора – принудительная.

В *главном редукторе* установлены сигнализатор стружки, датчик температуры масла и датчик оборотов несущего винта.

*Трансмиссионный вал* расположен на промежуточных опорах на хвостовой балке и закрыт гаргротом. Редуктор рулевого винта установлен на концевом шпангоуте хвостовой балки. Мощность к валу привода рулевого винта передается посредством конической пары с круговым зубом. Смазка редуктора – барботажная.

Геометрические и кинематические параметры трехлопастного несущего винта вертолета выбраны так, чтобы наилучшим образом реализовать несущие характеристики. Применена нелинейная крутка и переменный профильный набор лопастей.

*Лопаст* *несущего винта* выполнены из композиционных материалов, что позволяет в перспективе установить на них ресурс по состоянию. Основной силовой элемент – лонжерон, образующий носовую часть лопасти. Хвостовая часть лопасти образована приклеенным к лонжерону цепным отсеком с пенопластовым наполнителем и обшивкой. В носовую часть лонжерона лопасти заформован противовес для обеспечения поперечной центровки лопасти, а на конце лонжерона находится узел для установки балансировочных грузов (рис. 2.44.6).

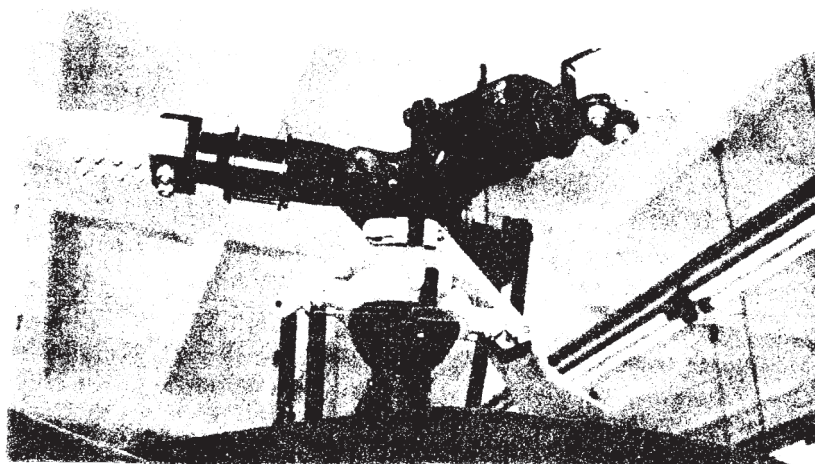


Рис. 2.44.6. Крепление лопастей вертолета  
Лопаст

горизонтальных, вертикальных и осевых шарниров. Благодаря шарнирному сочленению лопастей с корпусом втулки значительно снижаются переменные напряжения несущего винта и уменьшаются моменты аэродинамических сил, передающиеся от него на фюзеляж (см. рис. 2.44.6).

Основные детали *втулки несущего винта*: корпус, ограничитель свеса лопастей, промежуточные звенья с игольчатыми подшипниками, цапфы осевых шарниров, корпуса осевых шарниров, рычаги лопасти. Демпфирование колебаний лопастей относительно вертикальных шарниров осуществляется с помощью эластомерных демпферов.

*Лопасты рулевого винта* выполнены из композиционных материалов аналогично несущему винту. Они имеют упругую подвеску к втулке посредством торсиона из композиционных материалов.

*Фюзеляж* вертолета выполнен по смешанной конструктивно-силовой схеме с применением традиционных алюминиевых сплавов, а также композиционных материалов в конструкции обтекателей и капотов. Носовая часть фюзеляжа балочного типа имеет большую площадь остекления с превосходным обзором со всех кресел. В носовой части расположены кресла пилота, пассажиров (или второго пилота), приборное оборудование и посты управления.

Центральная часть фюзеляжа включает в себя отсек силовой установки, ее систем, агрегаты трансмиссии и управления. Она конструктивно выполнена по смешанной схеме с силовыми балками и работающей обшивкой. *Хвостовая балка* полумонококового типа обеспечивает крепление агрегатов рулевого винта и оперения. На ней установлено *T-образное оперение*, которое служит для улучшения характеристик путевой и продольной устойчивости вертолета, а также для разгрузки рулевого винта в горизонтальном полете и снижения потребляемой им мощности. *Киль* состоит из верхней и нижней половин трапецевидной формы, имеет несимметричный профиль.

К взлетно-посадочным устройствам вертолета относятся *полосковое шасси и хвостовая опора на киле*. Полосковое шасси имеет меньшую массу и стоимость по сравнению с колесным, позволяя устранить проблему «земного резонанса». Шасси состоит из трубчатых полосков и рессор. Хвостовая опора выполнена в виде трубчатого элемента, включенного в конструкцию киля. Для транспортировки вертолета на земле применяют *съемные колесные опоры*, устанавливаемые на полоски шасси и позволяющие перекачивать вертолет силами одного человека.

В *топливную систему* входят баки емкостью 120 л, комплект фильтров, два подкачивающих насоса, трубопроводы и соединительная арматура. Для увеличения дальности и продолжительности полета на вертолет может быть установлен дополнительный топливный бак емкостью 100 л.

*Система управления* сдвоенного типа позволяет эффективно выполнять

летное обучение. При пассажирских перевозках и установке носилок для транспортировки раненого правые посты управления можно демонтировать. Система управления *безбустерного* типа, что позволяет снизить массу вертолета, повысить надежность и безопасность. Низкие усилия на органах управления, а также применение регулируемых фрикционов позволяют легко осуществлять управление вертолетом на установившихся и переходных режимах полета. Проводка во всех каналах жесткая.

*Управление шагом* несущего винта имеет кинематическую связь с управлением положением дроссельной заслонкой двигателя, что снижает до минимума коррекцию оборотов. Удачно выбранная связь позволяет исключить раскрутку несущего винта при опущенном рычаге «шаг-газ» и полностью открытом дросселе вследствие коррекции, снизить нагрузку пилота в полете. В кабине есть два рычага для запуска и отдельного управления двигателями при раскрутке винтов.

*Система запуска* – автономная. На каждом двигателе имеется электростартер, силовой контактор, кнопка запуска (в кабине пилотов). Запуск осуществляется от бортового источника питания – аккумуляторной батареи 12 В 32 А·ч. Все бортовые потребители получают энергию от двух генераторов, входящих в состав силовой установки, напряжением 12 В и выходной мощностью по 250 Вт. Для питания специального оборудования устанавливают дополнительные источники питания переменного трехфазного напряжения частотой 400 Гц и напряжением 36 В.

*Приборное оборудование* составляет полный пилотажно-навигационный комплекс в соответствии с правилами АП-27 для выполнения полета в простых метеоусловиях:

- высотомер ВР-10;
- указатель скольжения;
- вариометр ВАР-10;
- указатель скорости УС-250;
- компас КИ-13;
- авиагоризонт ЛУН 1202.8;
- часы (электронные с секундомером);
- радиостанция ICOM А-2000;
- СПУ SPA-400W-4 с гарнитурами;
- система глобальной спутниковой навигации GPS MAP-195;
- указатель параметров работы двигателя FLYDAT;
- двояный указатель оборотов несущего винта (рис. 2.44.7).

На приборной панели имеется ряд световых ламп и табло, сигнализирующих об аварийной температуре охлаждающей жидкости и масла, наличии стружки в масле двигателя и редукторов, засорении фильтров, аварийном остатке топлива, отказе генераторов.

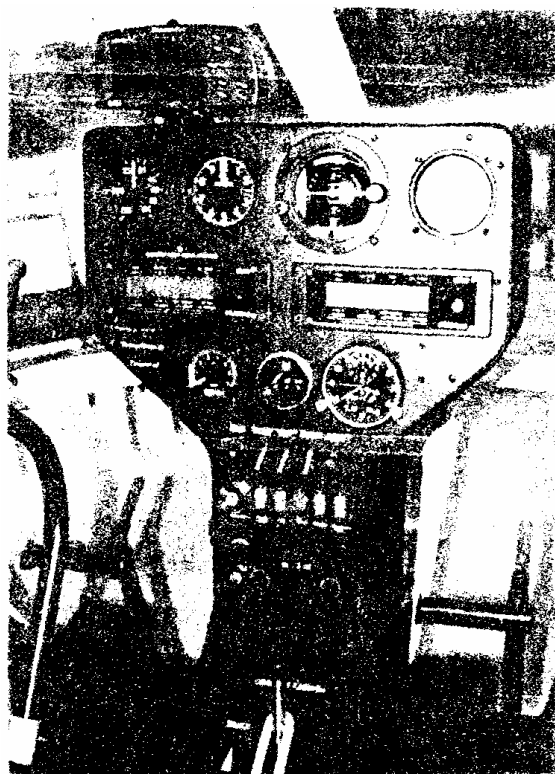


Рис. 2.44.7. Приборная доска

Кабина вертолета имеет комфортабельный салон со звукоизоляцией и мягкими сиденьями. Для поддержания в кабине требуемой температуры и чистоты воздуха вертолет оборудован системой отопления и вентиляции.

## 2.45. Вертолет Sud-Ouest SO-1221 «Djinn»

Опыт, полученный на экспериментальных вертолетах «Ariel», привел к убеждению, что реактивный привод несущего винта вертолета можно обеспечить струями сжатого воздуха, истекающими из сопел на концах лопастей, избежав дополнительной массы горючего и систем зажигания, как в аппаратах «Ariel».

В итоге 2 января 1953 г. в воздух поднялся экспериментальный аппарат SO-1220 компании SNCASO (Société Nationale de Constructions de Sud Ouest) (рис. 2.45.1), имевший простую конструкцию из стальных труб без обшивки, двухлопастный винт и одно открытое сиденье пилота. Силовой установкой был турбокомпрессор Turbomeca Palouste, вырабатывавший большой объем сжатого воздуха, который выпускался из реактивных сопел на концах лопастей.

Испытания прошли успешно, начали строительство пяти двухместных опытных аппаратов SO-1221 с полностью закрытой кабиной (рис. 2.45.2, табл. 2.45), первый из них совершил полет 16 декабря 1953 г. Спустя 13 дней этот вертолет установил новый рекорд высоты для своего класса, равный 4789 м.

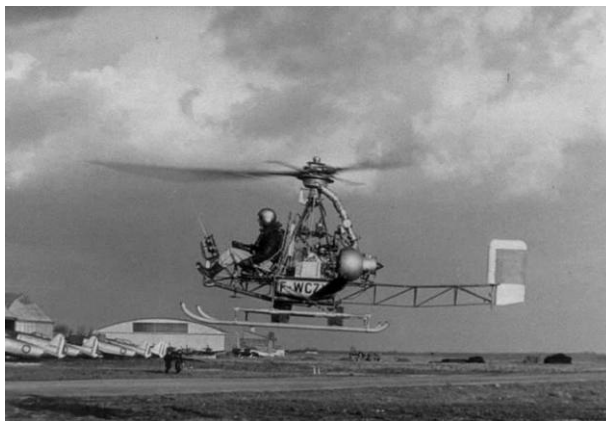


Рис. 2.45.1. Вертолет Sud-Ouest SO-1220



Рис. 2.45.2. Вертолет Sud-Ouest SO-1221 «Djinn»

Французская армия ускорила строительство 22 предсерийных вертолетов, причем большинство из них предназначалось для эксплуатационной оценки. Первый вертолет поднялся в воздух 23 сентября 1954 г. Несколько позднее три аппарата из этой партии были приобретены армией США для оценочных испытаний под обозначением YHO-1. Французская армия с энтузиазмом отнеслась к возможностям и простоте аппарата SO-1221 «Djinn», заказав 100 машин. Их использовали для эвакуации пострадавших (с пилотом и двумя внешними носилками), связи, наблюдения и тренировок.

Первый серийный аппарат поднялся в воздух 5 января 1956 г. и получил сертификат летной годности Франции и США в апреле 1958 г. Когда в середине 60-х годов серийное производство завершилось, было построено в общей сложности 178 вертолетов, которые экспортировались почти в 10 стран. Многие из этих аппаратов применяли в сельском хозяйстве, оборудовав двумя баками для жидких химикатов.

Таблица 2.45

		1	2	3		4	5
Вертолет					Масса, кг; относительная масса, %		
1	Sud-Ouest SO-1221 «Djinn» [19]				$m_{\text{Л}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Л}}$		
2	Страна – Франция, компания SNCASO				$m_{\text{ВТ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ВТ}}$		
3	Назначение – многоцелевой				$m_{\text{НВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{НВ}}$		
4	Экипаж – 1				$m_{\text{ТР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ТР}}$		
5	$m_0$ , кг	760	100%		$m_{\text{СУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{СУ}}$		
6	$m_{0\text{max}}$ , кг				$m_{\text{ПУ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ПУ}}$		
7	$m_{\text{пуст}}$ , кг	360	47%		$m_{\text{Ф}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ф}}$	30	
8	$m_{\text{цн}}$ , кг				$m_{\text{ОП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОП}}$		
9	$m_{\text{ПН}}$ , кг	400	53%		$m_{\text{РВ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{РВ}}$		
10	$P$ , кг/м <sup>2</sup>		~10*		$m_{\text{Ш}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{Ш}}$		
11	$\tilde{N}$ , кВт/кг		0,232*		$m_{\text{ОБ}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{ОБ}}$		
12	$V_{\text{кр}} \overline{K_{\text{ПН}}}$ , км/ч		53*		$m_{\text{УПР}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{УПР}}$		
13	$V_{\text{кр}} m_0$ , т·км/ч		43*		$m_{\text{КОРП}}$ , кг; $\overline{m}_{\text{КОРП}}$		
14	год нр., 1п., св.						
15	пас., дес., ран.	1			Несущий и рулевой винты		
16	$l_{\text{Г}}, \varphi_{\text{Г}}, h_{\text{Г}}, M$	10		2,6	Тип		
17	$l_{\text{н-р}}, \varphi_{\text{кор}}, M$				$D_{\text{НВ}}, D_{\text{РВ}}$ , м	10	
18	Силовая установка				$\sigma_{\text{НВ}}, \sigma_{\text{РВ}}$	0,03	
19	Турбомека «Палуст» 4				$\eta_{\text{ЛНВ}}, \eta_{\text{ЛРВ}}$	1,0	
20	Страна –				$\Delta\varphi_{\text{Л}}$		
21	Количество и тип – 1 ТРД эквив. 240 л.с.				$\varphi_{\text{ЛНВ}}, M$		
22	Режим	Взл.	Ном.	Кр.	проф. конц.		
23	$N$ , кВт	176,6	158,9	132,4	проф. корн.		
24	$C_e$ , кг/кВт·ч				$\overline{C_{\text{конц}}}$ , %		
25	$N_{\text{огр}}$ , кВт				$\overline{C_{\text{корн}}}$ , %		
26	$n_{\text{де}}$ , об/мин				$\omega R_{\text{нв}}, \omega R_{\text{рв}}$ , м/с	142,5*	
27	$n_{\text{нв}}$ , об/мин	265...280			$\frac{C_{\text{Т}}}{\sigma_{\text{НВ}}}$		
28	$n_{\text{рв}}$ , об/мин				$\bar{V} = \mu$		
29	масса, кг; уд. масса, кг/кВт				$T_{\text{НВ}}, T_{\text{РВ}}$ , кг		
30	кол-во топлива, кг: осн. и доп.		200 л		$M_{\text{КР}}$ , кгм		

Окончание табл. 2.45

6			7	
Фюзеляж			Шасси	
1	$l_{\phi}$ , м	5,3	Тип и кол-во опор	Л
2	$e_{\phi}$ , м	1,93	база/коля, м	$\overline{1,85}$
3	$h_{\phi}$ , м		Л Т Х	
4	$S_{M\phi}$ , м <sup>2</sup>		$V_{\max}$ , км/ч	130 (H = 0м)
5	$S_{\phi\Sigma}$ , м <sup>2</sup>		$V_{кр}$ , км/ч	100
6	Кабина		$V_{y\max}$ , м/с	2,8 с $V_{ГП}$
7	$l_K$ , м		$H_{ст}$ , м	1800
8	$e_K$ , м		$H_{дин}$ , м	5000
9	$h_K$ , м		$H_{пр}$ , м	
10	$V_K$ , м <sup>3</sup>		$L_{\max}$ , км	180
11	Оперение		$q$ , кг/км	
12	$\frac{l_{ГО}}{S_{ГО}}, \frac{м}{м^2}$		$\overline{q}$ , %	
13	$L_{ГО}$ , м		$m_{Т.пер}$ , кг	
14	$\frac{h_{BO}}{S_{BO}}, \frac{м}{м^2}$		$t_{\max}$ , ч	~2
15	$L_{BO}$ , м		$V_{ЭК}$ , км/ч	

### 2.45.1. Конструкция вертолета Sud-Ouest SO-1221 «Djinn»

Sud-Ouest SO-1221 – многоцелевой вертолет (рис. 2.45.3, 2.45.4). Выпускался серийно. Экипаж – один человек.



Рис. 2.45.3. Вертолет Sud-Ouest SO-1221 «Djinn»



а



б

Рис. 2.45.4. Варианты вертолета Sud-Ouest SO-1221 «Djinn»:

а – перевозка грузов на внешней подвеске, б – санитарный с установленными носилками

Вертолет выполнен по одновинтовой схеме с реактивным компрессорным приводом несущего винта (без сжигания топлива в реактивных соплах) (рис. 2.45.5).

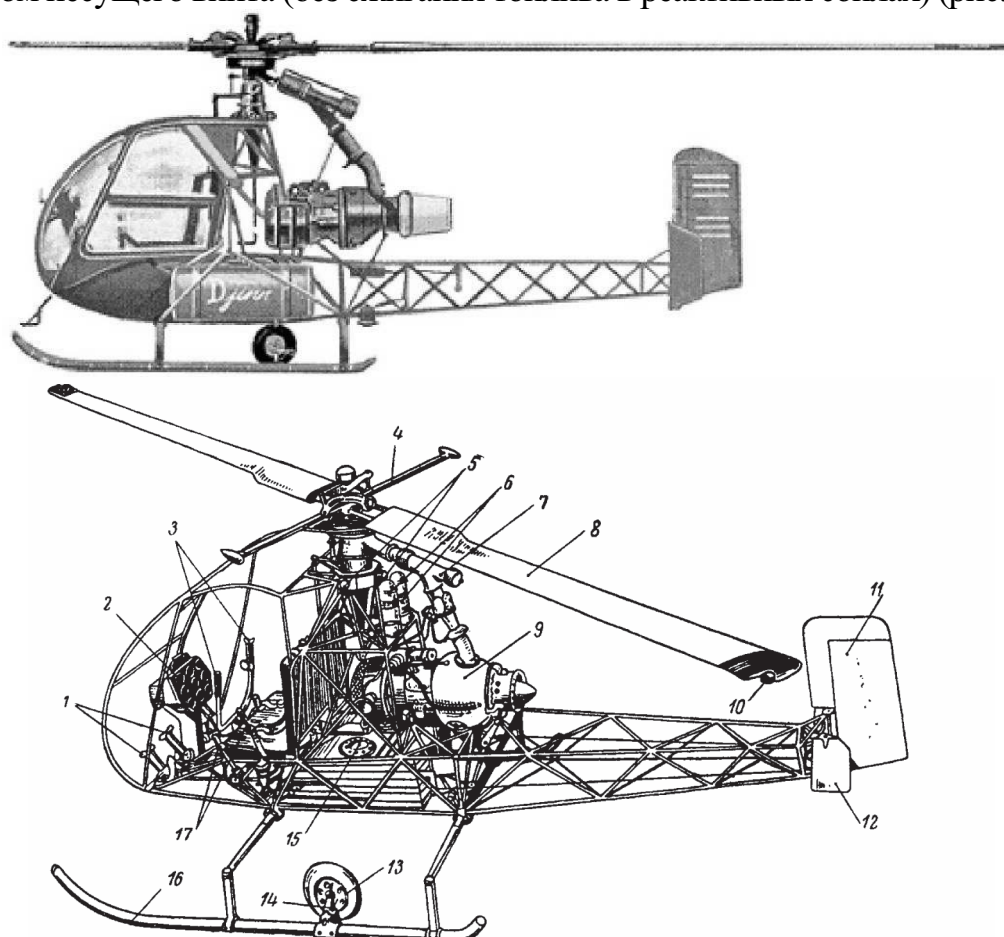


Рис. 2.45.5. Схема вертолета Sud-Ouest SO-1221 Djinn:

1 - педали ногого управления; 2 - приборная доска; 3 - ручка циклического шага; 4 - стабилизирующий стержень; 5 - узлы крепления головки винта; 6 - маслобаки; 7 - воздухопровод; 8 - лопасть несущего винта; 9 - двигатель; 10 - реактивное сопло; 11 - руль поворота; 12 - стабилизатор; 13 - колесо шасси; 14 - кривошип; 15 - топливный бак; 16 - шасси; 17 - рычаги общего шага



*Фюзеляж* – ферменный из стальных труб (рис. 2.45.6). Масса фермы фюзеляжа – 30 кг. Кабина – двухместная, закрыта спереди легким обтекателем из плексигласа. В санитарном варианте вертолет вмещает двоих раненых на носилках вдоль бортов кабины. В центральной части имеется легкая ферма, на которой установлены головка несущего винта и двигатель, на хвостовой балке – оперение с управляемыми стабилизатором и килем (газовый руль).



Рис. 2.45.6. Фюзеляж вертолета

*Силовая установка* состоит из ТРД Турбомека «Палуст» с переразмерным компрессором. Производительность компрессора – 1,13 кг воздуха в секунду при 35000 об/мин. Ресурс двигателя – 1000 ч. Запуск двигателя осуществляется от электрического или ручного стартера.

Сжатый воздух от компрессора подается в реактивные сопла через распределительное устройство головки несущего винта по гибкому шлангу и канал передней кромки лопасти. Топливо размещено в нижней части фюзеляжа под двигателем.

*Несущий винт* – двухлопастный на сферическом универсальном шарнире (рис. 2.45.7). Лопасти – металлические, прямоугольной формы в плане, крепятся к втулке с помощью тонких стальных лент. Гироскопическая устойчивость несущего винта повышается стабилизирующим стержнем, укрепленным жестко к втулке винта.

*Лопасть* состоит из D-образного прессованного лонжерона из легкого сплава и клееных секций длиной 0,8 м с сотовым наполнителем. Соединение секций с лонжероном шомпольное. На концах лопастей установлены реактивные сопла. Возможность обледенения лопастей исключена благодаря значительной температуре проходящего сжатого воздуха (около 160 °C).



Рис. 2.45.7. Несущий винт вертолета

*Управление* вертолетом двойное. Сдвоенная ручка циклического шага размещена на одной общей колонке, а рычаги общего шага – с левой стороны сидений летчиков.

Место первого летчика справа. Управление циклическим шагом осуществляется с помощью автомата перекоса типа «паук».

Путевое управление обеспечивается посредством киля из жаропрочной стали, расположенным в газовой струе ТРД. Небольшой управляемый стабилизатор связан с управлением общим шагом и обеспечивает балансировку вертолета на всех режимах полета.

Общий шаг лопастей несущего винта изменяется в диапазоне от  $1^{\circ}30'$  до  $12^{\circ}30'$ ; оптимальный общий шаг –  $6^{\circ}$ . При висении вертолета тяга ТРД (25 кг) уравнивается вследствие наклона несущего винта назад.

На ручке циклического шага имеется гидравлическое устройство для регулирования усилия на разных режимах полета. Поворот вертолета на  $360^{\circ}$  выполняется за 3,2 с.

Раскрутка несущего винта начинается при 20000 об/мин двигателя. Взлетное число оборотов несущего винта – 340 об/мин. После вертикального отрыва от земли вертолет набирает высоту с горизонтальной скоростью при 310 об/мин несущего винта.

При посадке на режиме авторотации несущий винт вращается со скоростью 265...280 об/мин, скорость полета составляет 64 км/ч, скорость снижения – 5 м/с, посадочная скорость – 40 км/ч.

*Шасси* – лыжное, снабжено колесами. При посадке или передвижении вертолета по земле колеса на кривошипах под действием силы трения отклоняются назад.

## 2.46. Вертолет Bell 47

Создатель вертолета Bell 47 – американский изобретатель и конструктор Артур Янг (Arthur Young). Он разработал собственную концепцию вертолета классической одновинтовой схемы. Главную ее особенность составляла конструктивная схема втулки двухлопастного несущего винта на кардане со стабилизирующим стержнем. Использование двух лопастей должно было упростить конструкцию винта. Лопасти крепили к втулке посредством общего горизонтального шарнира-кардана, относительно которого и совершали противоположное маховое движение в полете. В проводку управления кольцевого автомата перекося был включен стабилизирующий стержень с грузиками по концам. Он представлял собой простейший гироскоп, стремящийся сохранить постоянной свою плоскость вращения. Стержень располагался под прямым углом к продольной оси лопастей и крепился к втулке на главном валу несущего винта с помощью горизонтального шарнира. В проводке управления от автомата перекося до рычага лопасти была качалка, опора которой находилась на стабилизирующем стержне. Благодаря этому стабилизирующий стержень не создавал помех при воздействии на органы управления, но при всяком неуправляемом отклонении вертолета от сбалансированного положения он, воздействуя соответствующим образом на рычаги лопастей, образовывал восстанавливающий момент. Стабилизирующие стержни Янга, несмотря на скептическое отношение к ним со стороны некоторых научных авторитетов, оставались отличительной особенностью всех вертолетов фирмы «Bell» вплоть до конца 60-х годов.

Первые попытки Янга заинтересовать своими опытами военных и бизнесменов не завершились успехом, пока изобретатель не обратился в сентябре 1941 г. к известному пионеру американской авиации Ларри Беллу (Lawrence Bell) – основателю и владельцу корпорации «Bell Aircraft Company».

Контракт на постройку двух экспериментальных вертолетов Л. Белл подписал с А. Янгом 24 ноября 1941 г. К июню следующего года проект был готов и небольшая группа энтузиастов нового вида авиационной техники приступила к воплощению его в металл в мастерской в Гарденвиле на окраине Буффало. Получивший фирменное обозначение Bell 30 (рис. 2.46.1) (маленький одноместный вертолет со взлетной массой меньше 400 кг и двухлопастным винтом диаметром 9,75 м) имел очень простую конструкцию. В качестве силовой установки использовали оппозитный двигатель Franklin мощностью 160 л.с. Цельнодеревянные лопасти несущего винта состояли из клееного елового лонжерона с противофлаттерным грузом и бальзовой хвостовой части. Лопасти обтянуты тканевой обшивкой. Втулка имела конструкцию, описанную выше. Лопасти крепились к ней только

посредством осевых шарниров, обеспечивающих изменение общего и циклического шагов. Вертикальных шарниров не было.



Рис. 2.46.1. Вертолет Bell 30

В июне 1945 г. доказавшая свою жизнеспособность группа А. Янга перебралась из маленькой мастерской на новый завод «Bell» в Ниагара-Фолс на северной окраине Буффало. Здесь началась постройка нового вертолета Bell 47. Он создавался на базе третьего экземпляра Bell 30 и имел с ним много общего. Впереди фюзеляжа находилась двухместная кабина с местами, расположенными рядом, и двойным управлением. Она закрывалась плексигласовым каплевидным фонарем со съемными прозрачными боковыми дверями, на многие годы ставшим «визитной карточкой» большинства модификаций Bell 47 (рис. 2.46.2).



Рис. 2.46.2. Вертолет Bell 47

Первый опытный вертолет Bell Модель 47 совершил полет 8 декабря 1945 г. Через три месяца (8 марта 1946 г.) эта машина получила утвержденный типовой сертификат.

Выпуск «47-х» корпорация «Bell Helicopter» остановила только в 1974 г. До 1974 г. сборочный цех «Bell Helicopter» покинуло свыше 5200 Bell 47 более чем двадцати модификаций. Из них примерно две с половиной тысячи поступило военным заказчикам. Bell 47 оставались на оснащении армейской авиации США до конца 60-х годов. Потом его стали быстро заменять легкие вертолеты с газотурбинными двигателями Hughes OH-6, а затем Bell OH-58. Бывшие армейские, а еще раньше флотские, «47-е» в большом количестве разошлись среди гражданских потребителей в США и за рубежом.

Вертолеты Bell 47 американского производства поставлялись более чем в 30 стран мира, в том числе в Аргентину, Австралию, Австрию, Бразилию, Великобританию, Германию, Грецию, Израиль, Италию, Мексику, Пакистан, Перу, Тайвань, Турцию, Францию, Чили, Швецию и Японию.

Лицензионные производители обеспечили «47-ми» еще двадцать государств: выпускали по лицензии в Великобритании (422 с 1965 по 1969 гг.), Италии (1200 с 1954 по 1976 гг.) и Японии (490 с 1954 по 1978 гг.). Кроме того, Bell 47 строили на субподрядных и авиаремонтных американских и зарубежных фирмах. Некоторое количество Bell 47 собрали из запасных частей и уцелевших деталей поврежденных машин в мелких мастерских. Сборка и капитальный ремонт нестареющей машины продолжается до сих пор! С их учетом общее количество построенных «47-х» свыше семи с половиной тысяч. По числу построенных экземпляров Bell 47 – самая массовая машина среди вертолетов первого поколения и уступает только таким программам, как вертолеты второго поколения Bell 204/205/212/214 (свыше 14 тыс.) и Ми-8/17 (свыше 12 тыс.).

Другой рекорд Bell 47 – его «долгожительность». Прошло почти 60 лет со времени первого полета, но ветеран по-прежнему в строю. В настоящее время еще насчитывается свыше полутора тысяч остающихся в эксплуатации «47-х». Однако время неумолимо и, как ожидается, к концу первого десятилетия наступившего века все уцелевшие Bell 47 будут находиться в музеях и частных коллекциях любителей старинной техники, а их место в вертолетных компаниях займут новые типы вертолетов.

### **2.46.1. Конструкция вертолета Bell 47**

В 1947 г. ВВС США получили 28 усовершенствованных вертолетов Модель 47А (рис. 2.46.3) для эксплуатационной оценки.

Впереди *фюзеляжа* – двухместная кабина с местами, расположенными рядом, и двойным управлением. Она закрывалась плексигласовым каплевидным фонарем со съемными прозрачными боковыми дверями.

Другая отличительная особенность вертолета, сохранившаяся в последующих вариантах, – полностью открытый ферменный фюзеляж, сваренный из стальных труб с аналогичной по конструкции хвостовой балкой треугольного миделевого сечения.



Рис. 2.46.3. Вертолет Bell 47A

Двухлопастный *рулевой винт* крепили наверху небольшой трубы, составлявшей концевую балку. Ниже под ней находился костыль.

Сзади *кабины* вертикально стоял оппозитный двигатель Franklin 6ALV-335 мощностью 175 л.с. с главным редуктором, муфтами включения и свободного хода и главным валом несущего винта.

Диаметр *несущего винта* Bell 47 – 10,26 м. Цельнодеревянные лопасти крепили к втулке на кардане со стабилизирующим стержнем. Диаметр стержня – 1,5 м. Ввиду отсутствия вертикальных шарниров комлевые части задних кромок лопастей соединяли с внешними стаканами осевых шарниров усиливающими стержнями. Лопасти несущего винта имели симметричный профиль, состояли из лонжерона, склеенного из березовых и сосновых брусков и стальной полосы, законцовки из бальзы, стальной передней оковки и стеклотканевой обшивки. Такие лопасти были достаточно жесткими на кручение и изгиб в плоскости вращения, а также вибро- и коррозионно-стойкими.

*Шасси* – четырехопорное с консольными стойками рычажного типа с амортизаторами в фюзеляже. На передних стойках стояли управляемые колеса. Изначально на вертолете предусматривалось поплавковое шасси в виде двух баллонов.

Вскоре после получения сертификата Янг создал модификацию вертолета Bell 47B (рис. 2.46.4), специально предназначенного для широкого коммерческого использования.



Рис. 2.46.4. Вертолет Bell 47B

Этот вертолет отличался от прототипа более комфортабельной закрытой кабиной «автомобильного» типа, *фюзеляжем* полумонококовой конструкции и *хвостовой балкой*, полностью закрытой дюралевой и полотняной обшивкой.

Диаметр *несущего винта* увеличили до 10,7 м, а стабилизирующего стержня – до 2,54 м. Наиболее эффективно Bell 47B использовали на сельскохозяйственных работах, Янг разработал подмодификации аэроопылителя Bell 47B-2 и аэроопрыскивателя Bell 47B-3 (рис. 2.46.5).



Рис. 2.46.5. Вертолет Bell 47B-3

Они отличались баками аэроопыла и полностью открытыми сверху

кабинами. Однако из-за тяжелой полумонококовой конструкции грузоподъемность модификации Bell 47В снизилась по сравнению с прототипом. Продажная стоимость вертолета (20 тыс. дол.) значительно превышала цену легких самолетов аналогичного класса, поэтому гражданских покупателей оказалось не так много, как ожидалось. Машин Bell 47В было построено 78 штук. Одновременно конструктор потерпел неудачу с созданием аналогичных по внешнему виду вертолетов более крупного класса. Ставка на эффектный внешний вид себя не оправдала.

На основе опыта эксплуатации Bell 47А фирма выпустила в 1948 г. улучшенную модификацию Bell 47D (рис. 2.46.6), которая отличалась увеличенным до 10,7 м диаметром несущего винта и немного улучшенной формой каплевидной кабины, верхнюю часть последней можно было при необходимости демонтировать. Ферменные фюзеляж и хвостовая балка Bell 47D были закрыты обшивкой.



Рис. 2.46.6. Вертолет Bell 47D

Такие вертолеты поставляли в ВВС США под обозначением Н-13В (65 штук), в ВМС и Морскую пехоту под обозначением НТL-2 (12 штук). Затем вооруженные силы заказали еще около сотни машин Н-13С и Н-13D (НТL-3). Они отличались более мощным двигателем Franklin в 200 л.с. и лыжным шасси. Кроме того, для снижения массы конструкции и увеличения грузоподъемности и высоты полета на них не ставили обшивку хвостовой балки и центральной части фюзеляжа. Военных вполне устроил ничем не прикрытый ферменный «скелет». Хотя фюзеляж и балка выглядели несколько



архаично, но зато были легки и функциональны. Механик без труда мог осмотреть все части и детали и быстро провести необходимые регламентные и ремонтные работы. Потери от повышенного вредного сопротивления при характерных для Bell 47 скоростях полета были незначительны.

В следующем 1949 г. в серийное производство была запущена модификация Bell 47D-1 (H-13E, HTL-4 и 5) с трехместной кабиной и виброгасителями на втулке несущего винта (рис. 2.46.7). Вертолет был превращен из двухместного в трехместный самым простым способом, третье сиденье разместили в один ряд с двумя другими, немного расширив кабину. Крайним слева сидел летчик, а правее него – два пассажира на индивидуальных креслах либо на общем диване. Такая компоновка стала классической для всех трехместных машин. При необходимости в трехместной кабине можно было оставить два или даже одно кресло. Одно кресло эксплуатанты обычно оставляют при сельхозработах или перевозке груза на внешней подвеске.



Рис. 2.46.7. Вертолет Bell 47D-1

Двухместные варианты с двойным управлением стали основными в летных училищах. Были и трехместные варианты с двойным комплектом рычагов управления. На созданной в 1948 г. модификации Белл 47D-1 окончательно определился внешний вид вертолета, который, за исключением модификаций H и J, практически не изменялся несколько десятилетий.

Трехместный Bell 47D-1 представлял собой вертолет классической одновинтовой схемы взлетной массой менее одной тонны (рис. 2.46.8). Весовая отдача (свыше 37 %) машины оказалась уникальна для вертолетов первого поколения. Достигалось это не только из-за высокой культуры проектирования, но и вследствие максимального облегчения конструкции машины, которая получила неповторимый, ни с чем не сравнимый внешний вид.



Рис. 2.46.8. Трехместный вертолет Bell 47D-1

*Фюзеляж* представлял собой открытую сварную ферму из стальных труб, плавно переходящую в хвостовую балку аналогичной конструкции треугольного миделевого сечения. Сзади на балке стоял небольшой треугольный киль. Обшивка полностью отсутствовала. Отказ от нее позволял сэкономить не менее 50 кг массы конструкции. Расположенная в носовой части фюзеляжа на силовом полу *кабина* закрывалась легким плексигласовым каплевидным фонарем, по бокам которого располагались столь же прозрачные двери «автомобильного» типа (рис. 2.46.9).



Рис. 2.46.9. Кабина вертолета Bell-47D-1

Сзади *кабины* конструкторы установили вертикально шестицилиндровый оппозитный двигатель воздушного охлаждения Franklin 6V4-200C32 мощностью 200 л.с., непосредственно над ним — двухступенчатый планетарный главный редуктор с муфтами свободного хода и включения.

*Редуктор* приводил главный вал несущего винта и посредством пары

шестерен – трансмиссионный вал рулевого винта, проходивший над хвостовой фермой к промежуточному редуктору. Сзади главного редуктора находился *топливный бак*. Простой и дешевый в производстве и обслуживании двухлопастный несущий винт имел характерную для всех вертолетов Янга конструкцию со стабилизирующим стержнем. Диаметр винта составлял 10,7 м. Лопастей *несущего винта* имели деревянную конструкцию. Двухлопастный *рулевой винт* был цельнодеревянный, моноблочный. Его крепили наверху небольшой трубы, составлявшей концевую балку. Ниже ее находилась *хвостовая опора-костыль*. Она имела полукольцевую форму для защиты рулевого винта. Основное *шасси* ползкового типа изготавливали из стальных труб.

На Bell 47G (модификация ХН-13F или Белл 201) А. Янг впервые опробовал (в 1955 г.) в качестве эксперимента установку турбовинтового двигателя Turbomeca «Artouste» мощностью 280 л.с. (рис. 2.46.10).



Рис. 2.46.10. Вертолет Bell 47G

Однако газотурбинный двигатель, по мнению конструктора, не обладал особыми преимуществами на столь небольшом вертолете. Янг предпочел искать пути совершенствования силовой установки Bell 47 заменой типа поршневого двигателя. Во многом благодаря его настойчивости и большой популярности «47-х» в вертолетной авиации в конце 50-х годов прошлого века произошла повсеместная замена в вертолетостроении устаревших «Франклинов» на значительно более надежные и обладающие лучшими высотными характеристиками «Лайкоминги».

Модификация G-2 (армия: ОН-13Н; ВВС: УН-13Н) (рис. 2.46.11) имела двигатель Lycoming VO-435-23 мощностью 250 л.с., цельнометаллические лопасти, арочную конструкцию поперечных консолей ползкового шасси, облегченную хвостовую ферму и некоторые другие улучшения в конструкции, благодаря которым значительно возросли летно-технические характеристики вертолета. Конструктивные особенности модификации G-2

показаны на рис. 2.46.12, 2.46.13.



Рис. 2.46.11. Вертолет Bell 47G-2

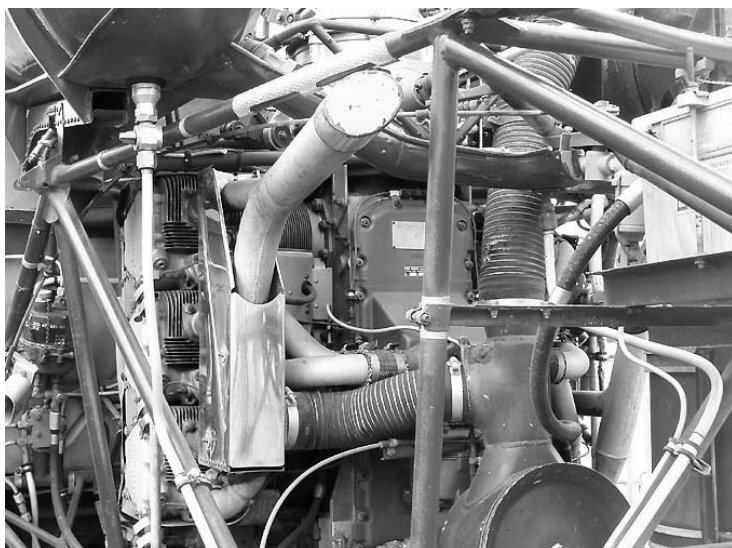


Рис. 2.46.12. Силовая установка и несущий винт вертолета Bell 47G-2



Рис. 2.46.13. Хвостовая балка и кабина вертолета Bell 47G-2

На борту вертолетов армейской модификации OH-13H впервые был установлен штатный пулемет. Армейская авиация США заказала 470 Bell 47G-2, из которых несколько машин передала в ВВС.

Большими партиями машину поставляли американцы союзникам по программам военного сотрудничества. Модель Bell 47G-2 строили по лицензии на фирме Agusta (построено 304 машины). 203 вертолета Bell 47G-2 выпустили японцы. Модификация широко применялась и в гражданском секторе вертолетного рынка.

Один Bell 47G-2 в экспериментальных целях был оснащен крылом размахом 7,62 м с элеронами и закрылками, а также топливными баками, установленными по концам (рис. 2.46.14).



Рис. 2.46.14. Экспериментальный вертолет Bell 47G-2 «Wing-Ding»

Кроме того, ось несущего винта этой экспериментальной модификации, получившей название Wing-Ding, могла отклоняться вперед для исследования возможности достижения больших скоростей полета. Другой Bell 47G в то же время эффективно использовался для исследования жестких бесшарнирных винтов по программам NASA. Таким образом, малый вертолет служил надежной базой для создания летающих лабораторий сравнительно сложной конструкции. Элементы конструкции Bell 47, в первую очередь удобные эргономичные кабины, в дальнейшем использовались и для создания принципиально новых экспериментальных летательных аппаратов, таких, как конвертоплан Vertol-76 и турболет LLTV.

А. Янг не останавливался на достигнутом, в 1959 г. он создал модификацию Bell 47G-3 (OH-13K) с двигателем Franklin 6VS-335A в 225 л.с., а также увеличенными диаметром несущего винта (11,32 м) и длиной хвостовой балки.

Bell 47G-3 послужил базой для постановки в своем классе ряда рекордов дальности, скорости и высоты. Переоборудованные в 1961 г. такими же винтом и балкой вертолеты Bell 47G-2 получили новое обозначение Bell 47G-2A (рис. 2.46.15).



Рис. 2.46.15. Вертолет Bell 47G-2A

В этом же году появился вертолет Bell 47G-3B (OH-13S) (рис. 2.46.16), оснащенный двигателем Lycoming TVO-435-B1A мощностью 260 л.с. с турбонагнетателем Air-Research T11.



Рис. 2.46.16. Вертолет Bell-47G3B

А. Янг – один из родоначальников маленькой технической революции в силовых установках малых вертолетов – оснащении их нагнетателями. Bell 47G-3B стал основным в серийном производстве «47-х». Помимо фирмы «Белл» такие вертолеты строила и японская компания «Кавасаки» (210 машин).

Вертолеты Bell 47G-3B-2 «Sioux», в основном модификации OH-13S (рис. 2.46.17), широко использовались на ранней стадии войны во Вьетнаме с 1961 по 1970 гг. для ведения разведывательных и разведывательно-боевых операций.



Рис. 2.46.17. Вертолет Bell OH-13S «Sioux»

Субтильный и, казалось бы, хрупкий вертолет отнюдь не первой молодости благодаря удачно созданной базовой конструкции и постоянно проводящейся модернизации стал вполне современным оружием в этой войне. Оружием довольно грозным. Один пулемет (7,62 мм) устанавливали на турели вместо правой двери кабины, еще два таких же пулемета и блоки НУР – неподвижно на консолях ползкового шасси. Существовали и другие варианты вооружения. Сиденья летчиков защищались навесной броней. Временами численность «47-х» достигала во Вьетнаме двухсот единиц. Они входили в состав не только десантно-транспортных рот и санитарно-эвакуационных отрядов, но и знаменитой первой воздушно-кавалерийской дивизии, послужившей прообразом для формирования аэромобильных соединений во всем мире.

Bell 47 продемонстрировали в боях достаточно высокую живучесть и эффективность, даже превосходя в этом отношении некоторые более новые винтокрылые машины. Армейская авиация США потеряла непосредственно в боях 70 OH-13. Еще примерно столько же вышло из строя по не боевым причинам. В конце 60-х годов на смену «47-м» пришли новейшие Hughes OH-6. Однако эти маленькие винтокрылые машины оказались слишком капризными в реальных условиях боевого применения и реально заменить Bell 47 во Вьетнаме смог только «младший брат» Bell OH-58, созданный на основе опыта многолетней эксплуатации «47-го».

Еще раньше американцев вертолеты Bell 47 использовали для атаки наземных целей французы. Армейская авиация Франции приобрела в середине 50-х полторы сотни Bell 47G, вооружила часть из них пулеметами и эффективно применяла в антитеррористических операциях в Алжире с 1957 по 1962 гг. По завершении алжирской войны французы перепродали некоторое количество вооруженных Bell 47G в Израиль, где им очень скоро тоже нашлось боевое применение. Казалось бы, маленькая субтильная машина неплохо послужила в вооруженных силах многих государств и даже



успела неоднократно побывать в военных операциях. Именно на «47-х» зародилась концепция вооруженного вертолета огневой поддержки войск.

Широко разошедшиеся по всему миру Bell 47 участвовали в многочисленных вооруженных конфликтах от крупных войн до мелких межплеменных разборок. Особенно хороши они оказались в противотеррористических и антикриминальных операциях и до сих пор используются в полицейских и других парамилитарных службах ряда стран мира. Вся история эксплуатации Bell 47 наглядно подтверждает, что создание многоцелевых машин, в том числе и военных, возможно и на базе малых вертолетов.

Стабильный спрос на малые Bell 47 позволил фирме «Bell Helicopter» выстоять в 40 - 50-е годы в тяжелых условиях конкуренции с вертолетостроительными гигантами Sikorsky, Piasecki и Hiller и европейскими производителями винтокрылой техники, накопить необходимый капитал для успешного проведения на рубеже 50 - 60-х годов прошлого века ряда новых основополагающих программ (Bell 204, 205 и 206) и выйти в мировые лидеры вертолетного рынка.

Несмотря на создание в 60-е годы целой серии легких вертолетов второго поколения (Bell 206, Hughes 369, Hiller 1100, Westland «Scout», Sud-Aviation SA-315 и SA-341 и др.), «47-я» оставалась в строю и по-прежнему пользовалась стабильным спросом. В 1963 г. в серийное производство поступил вариант Bell 47G-3B-1 (рис. 2.46.18, 2.46.19) с мотором Lycoming TVO-435-B1A мощностью 270 л.с., оснащенным турбонагнетателем, новыми лопастями несущего винта с улучшенными авторотационными и маневренными характеристиками, расширенной на 203 мм кабиной и увеличенным объемом топливных баков.



Рис. 2.46.18. Вертолет Bell 47G-3B-1





Рис. 2.46.19. Кабина и силовая установка вертолета Bell 47G-3B-1

Армия США получила свыше 400 таких вертолетов в варианте двухместного учебного под обозначением TH-13T. Примерно столько же Bell 47G-3B-1 и отличающихся модификацией двигателя Bell 47G-3B-2 (рис. 2.46.20, 2.46.21) поступило во второй половине 60-х годов гражданским заказчикам. Помимо фирмы «Bell» вертолеты Bell 47G-3B-1 и G-3B-2 выпускала также компания «Agusta».



Рис. 2.46.20. Вертолет Bell 47G-3B-2



Рис. 2.46.21. Вертолет Bell 47G-3B-2 «Sioux»

Конструктивные особенности модели Bell 47G-3B-2 «Sioux» показаны на рис. 2.46.22 – 2.46.29.



Рис. 2.46.22. Вертолет Bell 47G-3B-2 «Sioux»



Рис. 2.46.23. Кабина вертолета Bell 47G-3B-2 «Sioux»



Рис. 2.46.24. Трансмиссия и несущий винт вертолета Bell 47G-3B-2 «Sioux»

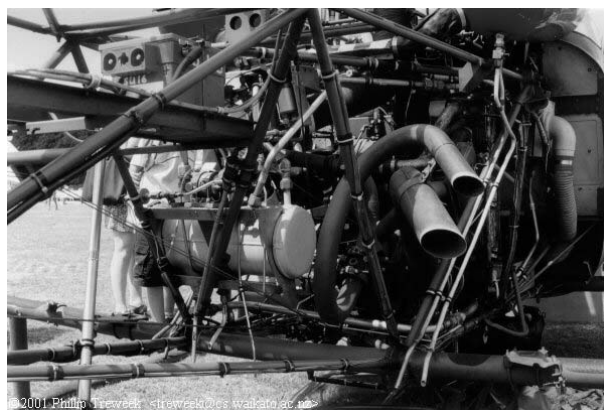
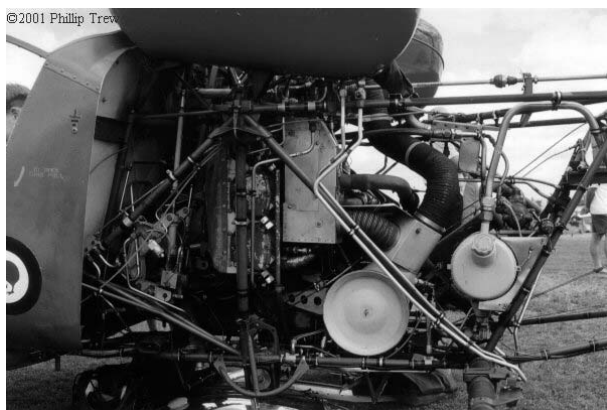


Рис. 2.46.25. Силовая установка вертолета Bell 47G-3B-2 «Sioux»



Рис. 2.46.26. Хвостовая балка вертолета Bell 47G-3B-2 «Sioux»



Рис. 2.46.27. Горизонтальное оперение вертолета Bell 47G-3B-2 «Sioux»



Рис. 2.46.28. Хвостовой винт вертолета Bell 47G-3B-2 «Sioux»

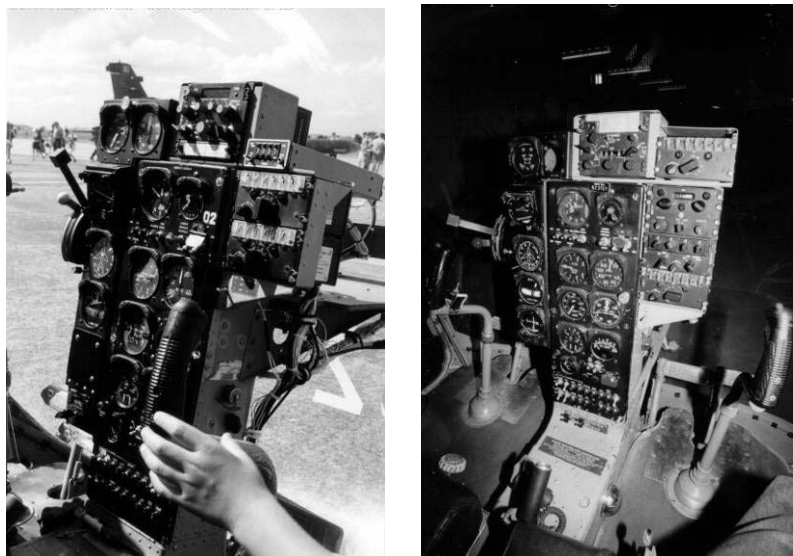


Рис. 2.46.29. Приборная панель вертолета Bell 47G-3B-2 «Sioux»

В 1964 г. Bell 47G-3B-1 стал победителем в конкурсе Британских вооруженных сил на учебно-тренировочный вертолет для замены вертолета Saro Skeeters (Cierva W-14), первый раз поднявшегося в воздух в 1948 г., но считавшегося к этому времени уже «устаревшим». Конкурентами «47-го» в конкурсе, кстати, выступали также более «молодые» вертолеты Hiller UH-12E и Hughes 300. Решающую роль в выборе сыграли значительно более высокие по сравнению с молодыми конкурентами ресурсы основных агрегатов Bell 47 и авторитет модели. С 1965 по 1969 гг. английская фирма «Westland» по лицензии построила 422 вертолета Bell 47G-3B-1 под названием «Sioux». Вариант AT-1Mk.1 считался армейским многоцелевым (рис. 2.46.30), а вариант с двойным управлением TT-1Mk.2 – учебно-тренировочным.



Рис. 2.46.30. Вертолет Westland Bell 47G-3B-1 «Sioux» AT-1Mk.1  
Модификация Bell 47G-3B-1 стала последней, которую закупили

вооруженные силы США. В 1969 г. армейская авиация получила последний TH-13Т. Второй постоянный заказчик (флот) прекратил закупки на десять лет раньше. В это время среди американских военных было распространено убеждение, что поршневой двигатель как силовая установка безнадежно устарел. Последующие модификации Bell-47 создавались на «Bell Helicopter» уже из расчета только на гражданского и зарубежного эксплуатантов.

Последними модификациями «47-го» были вертолеты Bell 47G-4 (рис. 2.46.31) и G-4А (рис. 2.46.32) с Lycoming VO-540-B1B3 мощностью 305 л.с. и гидроусилителями в системе управления.



Рис. 2.46.31. Вертолет Bell 47G-4



Рис. 2.46.32. Вертолет Bell 47G-4А

Их строили с 1965 г. на «Bell» (269 штук) и «Agusta» (59 штук). Конструктивные особенности модели показаны на рис. 2.46.33 и 2.46.34.



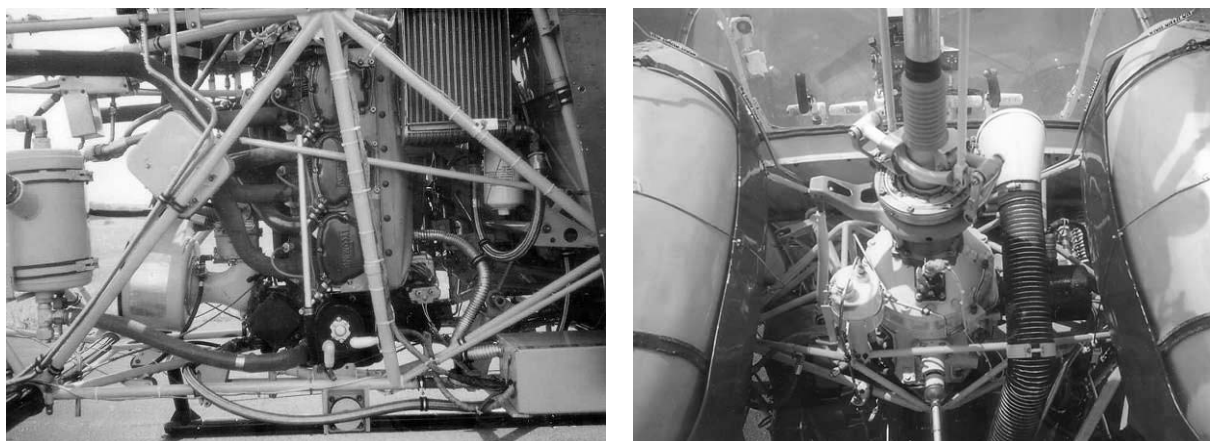


Рис. 2.46.33. Силовая установка и главный редуктор вертолета Bell 47G-4



Рис. 2.46.34. Автомат перекося и хвостовой винт вертолета Bell 47G-4

Кроме того, со следующего года обе фирмы выпускали и «дешевую» модификацию Bell 47G-5 (рис. 2.46.35) с Lycoming VO-435-B1A в 265 л.с. с упрощенным и несколько измененным оборудованием. Корпорация «Bell» построила 336 вертолетов данного типа. Bell 47G-5 помимо трехместного многоцелевого варианта имел и двухместный сельскохозяйственный вариант Ag-5. Взлетная масса двух-трехместного вертолета Bell 47 за двадцать лет его совершенствования и модернизации выросла с 998 до 1340 кг.



Рис. 2.46.35. Вертолет Bell 47G-5

Двух-трехместные вертолеты с каплевидными кабинами и открытыми ферменными фюзеляжами и хвостами составляли основную часть продукции «Bell Helicopter», но фирма выпускала и более комфортабельные четырехместные варианты Bell 47. Начало их разработке положила трехместная модификация Bell 47Н «Bellairus» (рис. 2.46.36), созданная А. Янгом в 1954 г. на базе Bell 47G.



Рис. 2.46.36. Вертолет Bell 47Н

На Bell 47Н, как и на самой ранней «гражданской» модификации Bell 47В, конструктор вернулся к полумонококовой кабине «автомобильного» типа. Сиденье летчика и пассажиров представляло собой мягкий автомобильный диван, размеры которого и определили ширину кабины – 1,52 м. Двери автомобильного типа открывали доступ в кабину, полностью обитую кожей, оснащенную элегантной приборной доской и солнцезащитными стеклами. Кабина посредством обтекателей плавно переходила в цельнометаллическую монококовую хвостовую балку, в основании которой находилось багажное отделение.

Облагораживание форм вертолета достигалось вследствие весовой отдачи и платной нагрузки. Цена вертолета по сравнению с прототипом увеличилась на 25 %. Для основных потребителей малых винтокрылых аппаратов такая стоимость было чрезмерной. Эксплуатанты «пикапов» не захотели менять их на представительский лимузин. Поэтому Bell 47Н не получил широкого распространения, но примененные при его создании приемы Янг повторил в 1955 г. при создании на базе Bell 47G-2 четырехместной версии Bell 47J «Ranger» (обозначение BBC: Н-13J, Флота: HUL-1 и HTL-7, Береговой охраны: HUL-1G) (рис. 2.46.37).

«Рэнджер» был оснащен двигателем Lycoming VO-435-21 мощностью 220 л.с. Широкие боковые двери – сдвижные. Место пилота вынесено вперед на удлиненных бимсах пола кабины. Сзади него на диване могли расположиться три пассажира.



Рис. 2.46.37. Вертолет Bell 47J

В учебном варианте HTL-7 (Bell 47K) (рис. 2.46.38) в кабине находились два пилотских кресла с двойным управлением, в поисково-спасательном варианте HUL-1G вместо левой двери устанавливали спасательную гидрелебедку. Многоцелевые HUL-1 использовали в качестве палубных на ледоколах. В конце 50-х годов несколько HUL-1 было переоборудовано системой дистанционного пилотирования по научно-исследовательской программе DASH создания беспилотного палубного противолодочного вертолета. В 1957 г. один HUL-1 был оснащен опытным турбовинтовым двигателем Allison YT-63 и имел обозначение HUL-1M (Bell 47L).



Рис. 2.46.38. Вертолет Bell 47K

Всего ВМФ и Береговая охрана США получили в 1957 - 1960 гг. чуть более полусотни Bell 47J. Они стали последними в листе закупок «47-х». В 1962 г. в связи с проводимым в США изменением системы идентификации летательных аппаратов состоявшие на вооружении вертолеты HTL-7, HUL-1 и HUL-1G переименовали соответственно в TH-13N, UH-13P и HH-13Q.

В 1960 г. ВМФ США прекратил закупки Bell 47J. Моряки перешли на



приобретение техники с газотурбинными силовыми установками. Созданную в том же году подмодификацию J-2 (рис. 2.46.39) с более мощным двигателем Lycoming VO-540-B1B, цельнометаллическими лопастями и гидроусилителями в системе управления закупами только гражданские эксплуатанты. Всего компания Bell Aircraft выпустила около двухсот вертолетов Bell 47J и J-2.



Рис. 2.46.39. Вертолет Bell 47J-2

Все типы вертолета Bell 47J строила по лицензии итальянская фирма «Agusta» (построено 278 машин). Там же с помощью специалистов «Bell Helicopter» была создана палубная противолодочная (!) версия Bell 47J-3 «Super Ranger» (рис. 2.46.40), вооруженная торпедой Mk.44 и оснащенная специальным оборудованием, и высотный вариант J-3B. Морские модификации малого вертолета были востребованы на флотах небогатых государств.



Рис. 2.46.40. Вертолет Bell 47J-3

Конструктивные особенности модели Bell 47J-3 показаны на рис. 2.46.41 – 2.46.43.



Рис. 2.46.41. Несущий винт и главный редуктор вертолета Bell 47J-3



Рис. 2.46.42. Фюзеляж вертолета Bell 47J-3



Рис. 2.46.43. Хвостовой винт вертолета Bell 47J-3

Модификации Bell 47J-2 и Bell 47G-3В послужили «донорами» агрегатов для создания в 1963 г. экспериментального боевого вертолета

Bell 207 «Sioux Scout» (рис. 2.46.44), который завершил многолетнюю линию совершенствования «47-го» по направлению повышения его боевых качеств.

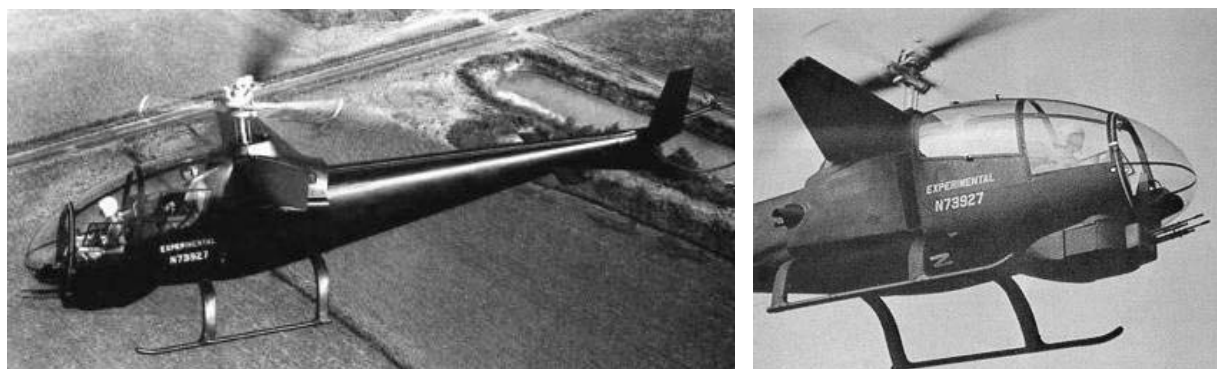


Рис. 2.46.44. Вертолет Bell 207 «Sioux Scout»

Модификации Bell 47 разрабатывались также на некоторых субподрядных и авиаремонтных американских и зарубежных фирмах. Из них наиболее интересные модели создали компании «Carson», «Continental Copters» и «Texas»:

- вертолет Carson C-4 (1963 г.) – четырехместная модификация Bell 47G/G-2;
- Continental Copters «El Tomcat» (1959 - 1968 гг.) – одноместный сельскохозяйственный вариант (рис. 2.46.45);



Рис. 2.46.45. Вертолет Continental Copters «El Tomcat»

- Texas M-74 (1985 г.) – одноместный сельскохозяйственный вариант;
- Texas M-79T (1985 г.) – двухместный учебно-боевой вертолет с тандемным расположением летчиков.

Итальянский экспериментальный вертолет Agusta A.115 (рис. 2.46.46) был создан в 1961 г. путем соединения кабины Bell 47J с несущим винтом и хвостовой балкой Bell 47G, а также турбовальным двигателем Turbomeca Astazou II.



Рис. 2.46.46. Вертолет Agusta A.115

Другая итальянская модель – Elicotteri-Meridionali ЕМА-124 (рис. 2.46.47) – была создана в 1970 г. и представляла собой модифицированный вертолет Bell 47 с полужестким несущим винтом и складывающимися для удобства хранения лопастями. Elicotteri-Meridionali ЕМА-124, несмотря на большое сходство с вертолетом Bell 47, по сравнению со своим американским аналогом имел значительно лучшие аэродинамические характеристики.



Рис. 2.46.47. Вертолет Elicotteri-Meridionali ЕМА.124

Японская фирма «Kawasaki» в начале 60-х годов модифицировала полтора десятка Bell 47G-3B в четырехместный вариант КН-4 (рис. 2.46.48 – 2.46.50) путем переделки кабины по типу Bell 47J, вмещавшей теперь трех пассажиров, сидевших позади пилота, системы управления и установки более мощного двигателя, а также нового приборного и топливного оборудования. В результате переделки увеличилась масса перевозимой полезной нагрузки и емкость топливных баков.



Рис. 2.46.48. Кабина и силовая установка вертолета Kawasaki KH-4



Рис. 2.46.49. Вертолет Kawasaki KH-4 с ползковым шасси



Рис. 2.46.50. Вертолет Kawasaki KH-4 с поплавковым шасси

Первый опытный вертолет совершил полет в августе 1962 г. Модель оказалась очень удачной. В Японии построили 211 вертолетов, 19 из которых были поставлены силам самообороны Японии и еще несколько – ВВС Таиланда. В 1968 г. один KH-4 использовали для испытания экспериментального трехлопастного жесткого несущего винта.

## Приложение 1

### ПРИМЕРЫ СОСТАВА И МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБОРУДОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТОВ КТ-112 «Ангел» и АК 1-3

Таблица П.1.1

#### Вертолет КТ-112 «Ангел»

№ п/п	Наименование	Масса, кг	Примечание
<b>Комплекс пилотажно-навигационного оборудования</b>			
1	Указатель скорости УС 250	0,44	
2	Спутниковая навигационная система «GPS MAP-195»	0,5	Питание: 12 В
3	Высотомер ВД 10	0,65	
4	Вариометр ВР 10 (ВАР 30)	0,56	
5	Авиационные часы АЧС-1М	0,655	Питание: 27 В, 40 Вт
6	АГР-29 (ЛУН-1202) (Авиагоризонт)	1,4	Питание: 36 В, 400 Гц
7	Компас магнитный КИ-13ИТ	0,15	
8	Приемник воздушного давления АН5812-12	0,25	Питание: 12 В, 10 Аh
9	Кронштейн ПВД	0,6	
<i>ИТОГО</i>		<b>5,2</b>	
<b>Приборы контроля силовой установки</b>			
1	Тахометр (Dual rotor/engine) (2 шт.)	0,36	
2	Датчик оборотов главного редуктора 720-4А (1 шт.)	0,08	Установлен на главном редукторе Установлены на двигателях
	Датчики оборотов двигателя 720-4А (2 шт.)	0,16	
3	Датчики стружки в масле ДС (3 шт.)	0,3	
4	«FLYdat» (2 шт.) (комплексный индикатор параметров двигателя)	1,0	Питание: 12 В
5	Датчики к «FLYdat»	0,6	Питание: 12 В
6	Вольтамперметр ВА-3 (2DA10-21 square)	0,58	Питание: 12 В
7	Сдвоенный бензинометр 2DA4VW	0,12	Питание: 12 В
8	Указатель давления масла главного редуктора (Rotax)	0,14	Питание: 12 В
9	Указатель температуры масла главного редуктора (Rotax)	0,14	Питание: 12 В
10	Датчик давления масла главного редуктора (Rotax)	0,15	Питание: 12 В
11	Датчик температуры главного редуктора (Rotax)	0,02	Питание: 12 В
<i>ИТОГО</i>		<b>3,65</b>	
<b>Источники электроэнергии</b>			
1	Аккумулятор FIAMM-12 V 27 Ah	9,6	
2	Преобразователь 12/36 В, 400 Гц	0,52	Питание: 12 В, 50 Вт
<i>ИТОГО</i>		<b>10,12</b>	
<b>Радиотехническое оборудование</b>			
1	Радиостанция ICOM A-200	1,1	Питание: 12 В
2	СПУ	0,4	Питание: 12 В
3	Авиационная гарнитура	1,05	
4	Антенна в комплекте	0,5	
<i>ИТОГО</i>		<b>3,05</b>	

Окончание табл. П.1.1

№ п/п	Наименование	Масса, кг	Примечание
<b>Светотехническое оборудование</b>			
1	Посадочная фара	0,73	Питание: 12 В
2	АНО «БАНО»-45 (2 шт.)	0,2	Питание: 12 В
3	АНО хвостовой ХС-39	0,1	Питание: 12 В
4	Самолетный плафон П-39	0,27	Питание: 12 В
5	Розетки бортовые (2 шт.)	0,1	
<i>ИТОГО</i>		<b>1,4</b>	
<b>Специальное оборудование</b>			
1	Замок зажигания А-510-2 (AIRCRAFT)	0,1	
2	Выпрямитель (Rotax) (2 шт.)	0,3	Питание: 12 В
3	Реле стартеров (2 шт.) (Rotax)	0,29	Питание: 12 В
4	АЗК1М (19 шт.)	0,57	
5	ВКЛВ ВГ-15К (3 шт.)	0,12	
6	Кнопки 2КР (2 шт.)	0,06	
7	Датчики	2,0	
8	Конденсаторы помехозащиты (2 шт.)	0,2	
9	Жгуты в комплекте с соединителями	6,9	
10	Кронштейны крепления соединителей (6 шт.)	0,07	
11	Минус клеммы (23 шт.) d4.0	0,2	
12	Клеммные колодки, не входящие в АР	0,1	
13	ШРАП аккумулятора	0,12	
14	ШРАП аэродромного питания	0,2	
15	Силовые кабели системы запуска	0,62	
<i>ИТОГО</i>		<b>11,85</b>	
<b>Конструктивные элементы</b>			
1	Приборная панель	0,47	
2	Панель управления	0,17	
3	Арматура распределительная	1,65	
4	Арматура распределительная	0,22	
5	Арматура распределительная	0,15	
6	Контейнер аккумулятора	1,5	
7	Крепеж (5 % от общей массы)	1,87	
<i>ИТОГО</i>		<b>6,03</b>	
<b>ВСЕГО</b>		<b>41,3 кг</b>	

**Примечание.** Окончательная масса оборудования, устанавливаемого на вертолет, подлежит уточнению в процессе монтажа опытного образца.

Таблица П.1.2

## Вертолет АК 1-3

№	Наименование	Масса, кг	Примечание
<b>Приборное оборудование</b>			
1	Указатель скорости – УС-250	0,44	Комплекс приборного оборудования состоит из пилотажно-навигационных приборов, приборов контроля силовой установки и трансмиссии
2	Вариометр – ВР-30 (ВР-10)	0,56	
3	Барометрический высотомер – ВД-10	0,65	
4	Авиагоризонт – АГР-72	1,4	
5	Часы авиационные – АЧХ-1	0,655	
6	Указатель общего шага несущего винта		
7	Указатели оборотов несущего винта и двигателя		
8	Указатель скольжения		
9	Блок сигнальных табло: – положение прижимного ролика ременной передачи; – давление масла в двигателе; – засорение топливного фильтра; – температура масла в главном редукторе; – отказ топливных насосов; – отказ генератора		
10	Указатель топливомера		
11	Указатель температуры охлаждающей жидкости двигателя		
12	Вольтметр		
<b>ИТОГО</b>			
<b>Система электроснабжения</b>			
Система электроснабжения вертолета централизованная и предназначена для обеспечения электроэнергией всего оборудования вертолета			
1	Кислотная аккумуляторная батарея 12 В 60 А.ч		Система постоянного тока
2	Генератор 12 В 70 А, установленный на двигателе		
3	Преобразователь ПН-27, 27 В		
4	Статический преобразователь ПТ-3-36-400 (Потребитель – авиагоризонт АГР-72)		Система переменного трехфазного тока 36 В 400 Гц
<b>ИТОГО</b>			
<b>Радиоэлектронное оборудование</b>			
Радиостанция «Бриз» УКВ диапазона предназначена для радиотелефонной связи экипажа с наземными командными радиостанциями и другими воздушными судами на земле и в воздухе. Питание осуществляется постоянным током 27 В. Диапазон рабочих частот от 118 до 136 МГц. Дальность двухсторонней связи при работе с наземными радиостанциями не менее 80 км на высоте 1000 м			
1	Пульт управления		
2	Приемопередатчик		
3	Блок СПУ (самолетное переговорное устройство предназначено для обеспечения внутренней телефонной связи, выхода средства внешней радиосвязи, прослушивания сигналов по радиокompасам)		Питание: 12 В
4	Авиационные гарнитуры		
<b>ИТОГО</b>			
<b>ВСЕГО</b>			



### **ПРИБЛИЖЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАССЫ НЕКОТОРЫХ АГРЕГАТОВ И ЧАСТЕЙ, ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ И МОЩНОСТИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК СВЕРХЛЕГКИХ ВЕРТОЛЕТОВ**

Для сверхлегких вертолетов приведены корреляционные зависимости для определения с погрешностью в 3 % масс пустого вертолета ( $m_{\text{пуст}}$ ), оборудования ( $m_{\text{об}}$ ), взлетной массы ( $m_0$ ), ручного управления ( $m_{\text{ру}}$ ) на основе статистических и исходных данных. Для построения этих зависимостей в выборке использовали следующие вертолеты:

- A/W95;
- Us 254;
- Us 331;
- CH-7 «Angel»;
- «Helicycle»;
- Mini 500;
- M-58 «Masquito»;
- CH-7 «Kompess»;
- Us 496;
- «Dragon Fly 333»;
- Voyager 500;
- «Eagles Perch»;
- «Carbi G2»;
- Robinson R.22;
- Safari «Babe Bell»;
- Exec 162F;
- Brantly B-2B;
- Hughes 269A;
- Schweizer 300CB;
- Schweizer 300C;
- Enstrom F-28A;
- «Актай»;
- Robinson R.44;
- Ми-52;
- Ми-52-1;
- «Humming birol»;
- Ми-34;
- Ми-34С;
- Ми-34М;

- Schweizer 330;
- Hiller FH-1100;
- Hughes 369;
- Hiller RH-1100;
- Bell 206A;
- Bell OH-58A;
- Hughes 500;
- MD 500E;
- Sw-4.

Однако вертолеты выборки не обеспечивают требуемую погрешность в 3 %, поэтому каждую зависимость строили для выборок, приведенных ниже.

### **П.2.1. Масса конструкции пустых вертолетов**

Зависимость

$$m_{\text{пуст}} \approx 2,513 \cdot m_0^{0,953}$$

определена выборкой 2; 3; 10; 11; 12; 20; 24; 25; 37; 41.

### **П.2.2. Масса оборудования вертолетов**

Зависимость

$$m_{\text{об}} \approx 0,017 \cdot m_0^{1,2235}$$

получена с учетом типа и количества примененных двигателей (ПД или ГТД, 1 или 2) для  $m_0 \approx (500 \dots 5500)$  кг. Проверка зависимости с приведенными в пособии материалами показывает их высокую сходимость.

### **П.2.3. Взлетная масса вертолетов**

Взлетная масса вертолетов может быть определена через целевую нагрузку, задаваемую исходными данными, по зависимости

$$m_0 \approx 4,48 \cdot m_{\text{цн}}^{0,92}.$$

### **П.2.4. Масса ручного управления вертолетов**

Отсутствие статистических материалов заставляет находить другие пути получения информации. Например, известно, что масса ручного управления составляет 20...30 % от массы всей системы управления [13]. В то же время масса конструкции всего управления – примерно 1,5 % от взлетной массы вертолета [4]. Тогда, принимая

$$m_{\text{ру}} \approx 0,25 \cdot m_y,$$

$$m_{\text{ру}} = 0,25 \cdot 0,015 \cdot m_0 = 0,00375 \cdot m_0.$$

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Авиация и время // Науч.-популярный авиац. журнал Украины. – К., 1995 – 2002.
2. Авиация общего назначения // Науч.-техн. журнал. – Х., 1995 – 2002.
3. Базакуца В.А. Международная система единиц: Учеб. пособие. – Х.: Изд-во ХГУ, 1963. – 128 с.
4. Богданов Ю.С. Конструкция вертолетов: Учеб. пособие. – М.: МАИ, 1978. – 85 с.
5. Вертолет // Рос. информ. техн. журнал. – Казань, 1998 – 2006.
6. Вертолеты стран мира / Батраков Л.Ф., Зинченко А.П., Козлов Э.Г. и др.; Под ред. В.Г. Лебеда. – М.: АО «Редакция журнала «Бумеранг», 1994. – 226 с.
7. КБ «Аэрокоптер». Проект АК 1-3. – 2005. – 8 с.
8. Кривцов В.С., Карпов Я.С., Лосев Л.И. Проектирование вертолетов: Учебник. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 344 с.
9. Легкие одно- и двухместные вертолеты и автожиры (по материалам иностранной печати): Обзор ОНТИ ЦАГИ. – 1976. – № 476. – 177 с.
10. Вайнберг М.В. Легкий многоцелевой вертолет Ми-52. Инженерная записка. – М.: МВЗ им. М.Л. Миля, 1993. – 27 с.
11. Легкий многоцелевой вертолет. МАИ, ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля», ОАО «Роствертол». Техническое предложение. – Ростов-на-Дону, 2000. – 11 с.
12. МАП СССР. Эскизный проект легкого учебного спортивного вертолета Ми-34: В 3 кн. – М.: МАП СССР, 1983. – Кн. 1. – 130 с.
13. Машиностроение // Энциклопедия: В 40 т. Т. IV-21: Самолеты и вертолеты; Кн. 2: Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. – М.: Машиностроение, 2005. – 320 с.
14. Проектирование механических передач: Учеб.-справ. пособие для вузов. – 5-е изд., перераб. и доп./ Чернавский С.А., Снесарев Г.А., Козинцов Б.С. и др. – М.: Машиностроение, 1984. – 560 с.
15. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. – М.: Физматлит, 2005. – 648 с.
16. Ружицкий Е.И. Российские вертолеты. – М.: АСТ, 2005. – 319 с.
17. Ружицкий Е.И. Вертолеты: В 2 кн. – М.: Виктория, АСТ, 1992. – Кн. 1. – 192 с. – Кн. 2. – 208 с.
18. Статистические данные зарубежных вертолетов (По данным иностранной печати): Обзор ОНТИ ЦАГИ. – 1988. – № 678. – 431 с.
19. Справочник по зарубежным самолетам и вертолетам: БНИ ЦАГИ. – М.: ЦАГИ, 1961. – 300 с.
20. Техническая информация. Сер. Авиационная и ракетная техника (обзоры и рефераты по материалам иностранной печати). – М.: ЦАГИ. –

1991. – № 18 (1664). – С. 26.
21. Михеев В.Р. Малый многоцелевой вертолет Bell 47 // Аэрокосм. обозрение. – 2004. – № 6. – С. 166 – 171.
  22. <http://www.avia.russian.ee>
  23. <http://www.acehelicopter.com>
  24. <http://www.sacusa.com>
  25. <http://www.rotorway.com>
  26. <http://www.rotorway.com.ua>
  27. <http://www.rotorway.ru>
  28. <http://www.luxury-info.ru>
  29. <http://www.avia-museum.narod.ru>
  30. <http://www.helicoptermuseum.org>
  31. <http://www.luftfahrtmuseum.com>
  32. <http://www.airwar.ru>
  33. <http://www.britishaircraft.co.uk>
  34. <http://www.airliners.net>
  35. <http://www.helis.com>
  36. <http://www.aerosouz.ru>
  37. <http://www.ch-7helicopter.com>
  38. <http://www.webrotor.de>
  39. <http://www.schlosserei-froehlich.de>
  40. <http://www.luxury-info.ru>
  41. <http://www.mi-helicopter.ru>
  42. <http://www.vertolet-media.ru>
  43. <http://www.cad.ru>
  44. <http://www.hobby.rin.ru>
  45. <http://www.aeroplan.kz>
  46. <http://www.galsaero.ru>
  47. <http://www.robinsonheli.com>
  48. <http://www.cofe.ru>
  49. <http://www.helicopter.su>
  50. <http://www.kwsalvage.com>
  51. <http://www.aviator.nl>
  52. <http://www.heli.li>
  53. <http://www.weaponsas.narod.ru>
  54. <http://www.vario-helicopter.de>
  55. <http://www.wikipedia.org>
  56. <http://www.geocities.com>
  57. <http://www.jeffsheliphiles.com>
  58. <http://www.photovault.com>
  59. <http://www.abpic.co.uk>
  60. <http://www.webshots.com>

61. <http://www.airventuremuseum.org>
62. <http://www.brantly.com>
63. <http://www.aviamaster.com>
64. <http://www.military.ya1.ru>
65. <http://www.mdhelicopters.com>
66. <http://www.helicopter.su>
67. <http://www.enstromhelicopter.com>
68. <http://www.copter.com.ua>
69. <http://www.aviamaster.com>
70. <http://www.aviajournal.interami.com>
71. <http://www.dgualdo.it>
72. <http://www.kiwiaircraftimages.com>
73. <http://wwwcommons.wikimedia.org>
74. <http://www.skycar.co.za>

Учебное издание

Лосев Леонид Иванович  
Зайцев Виталий Егорович  
Планковский Сергей Игоревич

# **Конструкция сверхлегких вертолетов**

Редактор В.И. Филатова

Св. план, 2007

Подписано в печать 07.12.2007

Формат 60x84 1/16. Бум. офс. № 2. Офс. печ.

Усл. печ. л. 20,8. Уч.-изд. л. 23,44. Т. 300 экз. Заказ 577. Цена свободная

---

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского

«Харьковский авиационный институт»

61070, Харьков–70, ул. Чкалова, 17

<http://www.khai.edu>

Издательский центр «ХАИ»

61070, Харьков–70, ул. Чкалова, 17

[izdat@khai.edu](mailto:izdat@khai.edu)