

Процесс компоновки складывается из одновременно протекающих и взаимосвязанных аэродинамической, объемно-весовой и конструктивно-силовой компоновок.

**Аэродинамическая компоновка** включает выбор схемы вертолета, взаимное расположение несущих и рулевых винтов, выбор параметров и размещение оперения, определение внешних форм планера (фюзеляжа, крыла, оперения), размещение воздухозаборников и систем выхлопа силовой установки.

В задачу **объемно-весовой компоновки** входит взаимное расположение отдельных частей и агрегатов вертолета, размещение грузов, пассажиров, экипажа и оборудования вертолета и определение положения центра масс (ц.м) вертолета для различных полетных условий.

**Конструктивно-силовая компоновка** обеспечивает увязку силовых схем частей вертолета, определяя схему передачи нагрузок от основных агрегатов вертолета на силовые элементы фюзеляжа, решает вопросы организации разъемов, доступа к отдельным агрегатам и оборудованию хранения вертолета и т.д.

Компоновка вертолета зависит от многих факторов (назначения вертолета, его схем, типа и числа двигателей), связанных между собой и поэтому, как правило, процесс компоновки имеет итеративный характер. Для каждого варианта компоновки проводится расчет центровки вертолета, поскольку одной из целей компоновки является получение заданного диапазона центровок.

## 1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА

### Задачи аэродинамической компоновки.

Обеспечить выполнение основных аэродинамических требований:

- ♦ достижение наивысшего аэродинамического качества вертолета;
- ♦ получение максимальной тяги несущего винта при минимальных затратах мощности;
- ♦ обеспечение необходимой устойчивости и управляемости;
- ♦ создание наиболее благоприятных условий для работы силовой установки;
- ♦ исключение возможности возникновения критических, опасных для жизни летчиков и пассажиров, режимов полета (срывные режимы, флаттер, "земной резонанс" и т.п.).

Выполнение этих требований обеспечивает:

**Взаимное расположение несущих и рулевых винтов.** Компоновка вертолета в значительной степени определяется взаимным расположением винтов, зависящим от сх. вертолета.

**Для одновинтового вертолета** важным фактором, в этой связи, является выбор расположения рулевого винта. Максимальная тяга РВ на режиме висения с учетом обеспечения путевого управления вертолета при неблагоприятном направлении ветра должна быть не менее

$$T_{рв} = 1,25 M_{кр} / L_{хв}, \quad (1)$$

где  $M_{кр}$  - реактивный вращающий момент НВ;

$L_{хв}$  - расстояние между осями несущего и рулевого винтов, м; обычно

$$L_{хв} = \frac{d + D}{2} + 0,5. \quad (2)$$

Чтобы исключить крен фюзеляжа при вертикальном взлете и висении, ось вращения РВ рекомендуется располагать в плоскости, проходящей через центр втулки НВ, перпендикулярно к его оси (рис. 1).

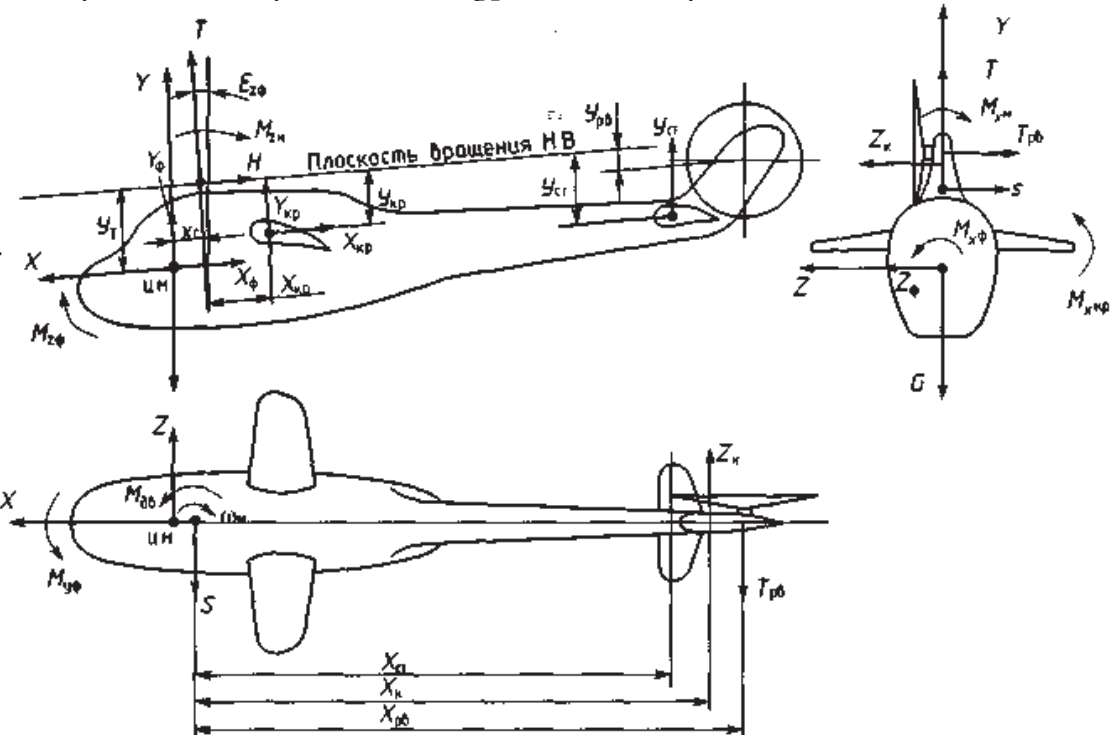


Рис. 1. Системы координат и нагрузки, действующие на вертолет

Вынос РВ вверх способствует: улучшению поперечной устойчивости вертолета в горизонтальном полете, уменьшает опасность задевания лопастями РВ за землю при посадке или маневрировании вертолета на предельно малых высотах, уменьшает вредное влияние скошенной вихревой пелены НВ на аэродинамические нагрузки лопастей РВ на режимах горизонтального полета вертолета.

Однако вынос оси РВ в плоскость вращения НВ приводит к необходимости значительного удлинения концевой балки или кия, что приводит к утяжелению конструкции, увеличению вредного сопротивления, ухудшению центровки и др. Поэтому на практике ось РВ располагается ниже втулки НВ. Это вызывает крен вертолета при взлете и висении на 2...3° в направлении, противоположном направлению действия силы тяги РВ.

Кабины пилотов повернуты вокруг продольной оси вертолета относительно центральной части фюзеляжа влево (на виде сзади) на 1,5...2,5°. Благодаря этому балансировочные углы крена, измеряемые по кабине, оказываются близкими к нулю, а вертикальный взлет и посадка вертолета выполняются на оба колеса одновременно.

Иногда при установке РВ его ось отклоняют от горизонтального положения (на вертолетах СН-53Е "Супер Стадион" и УН-60А "Блэк Хоук"), чтобы вертикальный компонент тяги РВ создавал пикирующий или кабрирующий момент для улучшения продольной балансировки вертолета.

Ось НВ располагают не строго перпендикулярно к строительной горизонтали фюзеляжа вертолета, а наклоняют вперед от нормали на угол  $E_{z\phi} = 3...5^\circ$  (см. рис. 1). Это необходимо для того, чтобы на крейсерском режиме полета ось фюзеляжа была направлена вдоль траектории полета и фюзеляж за счет этого имел бы наименьшее лобовое сопротивление.

Такой наклон оси НВ приводит также к уменьшению изгибных напряжений на валу НВ на режимах максимальной продолжительности.

Расположение втулки НВ над фюзеляжем определяется (рис. 2):

- углом отклонения рукава втулки вниз на упор центробежного ограничения свеса (~1,5...2°);
- статическим прогибом лопасти ( $y_R \approx 0,12R$ );
- расстоянием по вертикали между концом невращающейся лопасти и хвостовой балкой вертолета ( $0,05...0,07$ )·R.



Рис. 2. Расположение втулки НВ над фюзеляжем

Безопасные зазоры между лопастями НВ и элементами конструкции планера при этом должны быть не менее 3°.

**У двухвинтовых вертолетов** немаловажное значение имеет взаимное расположение несущих винтов. На вертолетах соосной схемы расстояние между плоскостями верхнего и нижнего винта должно быть не меньше  $0,1D$ , чтобы избежать столкновения ("схлестывания") лопастей винтов. Для уменьшения опасности "схлестывания" лопастей несущих винтов в систему управления соосных вертолетов рекомендуется встраивать специальные демпферы, парирующие резкие движения ручки.

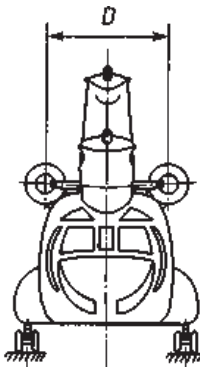
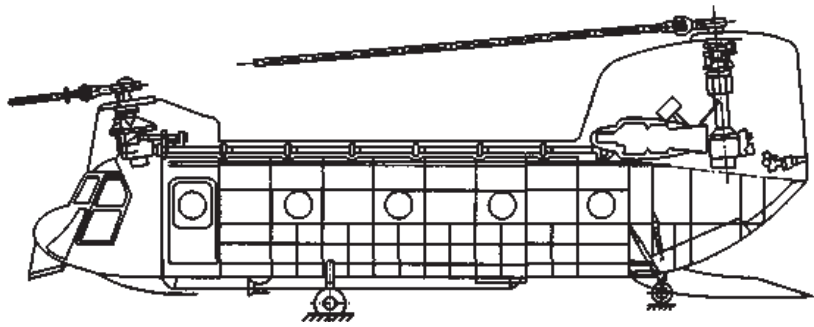


Рис. 3. Вертолет "Чинук"

Несущие винты двухвинтовых вертолетов продольной схемы устанавливаются с превышением заднего винта над передним на  $(0,08...0,1)D$  (рис. 3). Это необходимо делать для уменьшения влияния переднего винта на потребную мощность заднего несущего винта на режимах горизонтального полета.

Для уравнивания потребных мощностей переднего и заднего несущих винтов на наиболее продолжительных режимах полета подбирают оптимальный развал осей винтов, который составляет порядка  $6^\circ$ . Несущие винты двухвинтового вертолета поперечной схемы располагаются на одном уровне. Оба винта наклоняются вперед на небольшой угол ( $3...4^\circ$ ) с целью уменьшения лобового сопротивления фюзеляжа на крейсерских режимах полета.

Величина перекрытия  $\bar{a} = a/R$  несущих винтов двухвинтовых вертолетов продольной и поперечной схем ограничивается возможностью схлестывания лопастей при их встречном движении в плоскости вращения винтов даже при наличии синхронизации вращения.

Для обеспечения безопасности полетов с перекрытием необходимо осуществить комплекс мероприятий, обеспечивающих необходимые запасы по схлестыванию: соответствующий вынос вертикальных шарниров, повышенную жесткость систем трансмиссии, синхронизирующих вращение винтов, ограничение диапазона и скорости переключением ручки при управлении дифференциальным общим шагом винтов.

### Выбор параметров и размещение крыльев

Крыло вертолета предназначено для разгрузки НВ на больших скоростях полета и увеличения таким образом максимальной горизонтальной скорости за счет отдаления срыва потока с НВ. Кроме того, крыло используется для подвески различного оборудования, размещения в нем топливных баков и стоек убирающегося шасси. Установка крыла, как правило, несколько улучшает балансировку и устойчивость вертолета на горизонтальных режимах полета.

Крыло, имеющее обычно толстый симметричный профиль и трапециевидную форму (в плане), начинает нести, т.е. создавать заметную подъемную силу, на скоростях полета свыше  $100 \text{ км/ч}$ . При скорости полета около  $200 \text{ км/ч}$  крыло уже разгружает НВ на  $10...15\%$ , а при скорости  $300 \text{ км/ч}$  – на  $20...25\%$ .

**Угол заклинения крыла** (угол установки относительно СГФ) подбирается исходя из условия обеспечения эффективной работы крыла на больших скоростях полета, когда угол тангажа вертолета достигает отрицательных значений. Его значение может быть определено в виде суммы:

$$\varphi_{кр} = \alpha_{кр} - \vartheta + \Delta\alpha_{НВ}, \quad (3)$$

где  $\alpha_{кр}$  - данный угол атаки крыла на максимальной скорости полета;  
 $\vartheta$  - угол тангажа, определяемый продольной балансировкой вертолета;  
 $\Delta\alpha_{НВ}$  - снос потока, обусловленный полем индуктивных скоростей НВ.

Снос потока от поля индуктивных скоростей НВ различный на правой и левой консолях крыла ввиду неравномерности этого поля по азимуту НВ. Максимальный снос потока возникает на азимуте  $90^\circ$ .

Для улучшения продольной балансировки вертолета крыло обычно размещают в центральной части фюзеляжа, совмещая  $1/4$  средней аэродинамической хорды (САХ) крыла с центром масс вертолета или располагая крыло несколько позади него.

Установка крыла несколько повышает поперечную устойчивость фюзеляжа при полете вертолета со скольжением, что начинает затруднять пилотирование вертолета. В некоторых случаях для уменьшения поперечной устойчивости планера крыло устанавливается с отрицательным углом поперечного крена

### Выбор параметров и хвостового оперения

Хвостовое оперение вертолета предназначено для обеспечения в горизонтальном полете продольной балансировки, продольной и путевой устойчивости вертолета. Оно состоит из стабилизатора и киля.

**Стабилизатор**, имеющий достаточно толстый симметричный аэродинамический профиль и трапециевидную форму (в плане), улучшает характеристики продольной балансировки и устойчивости вертолета. Применяются стабилизаторы двух типов: неуправляемые и управляемые.

Размеры, а, следовательно, площади горизонтального и вертикального оперений в значительной мере зависят от места их расположения. Стабилизатор на одновинтовых вертолетах, как правило, устанавливается на конце хвостовой балки в одном из трех положений I-III, показанных на рис. 4.

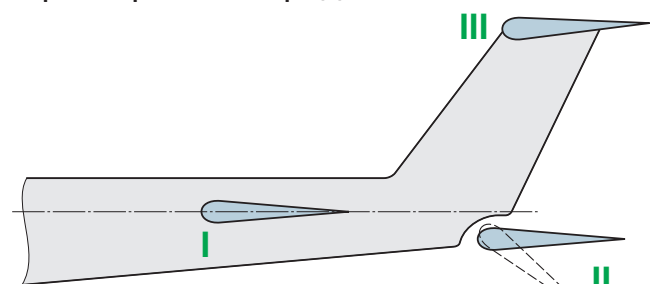


Рис. 4. Схема возможного расположения стабилизатора на вертолете одновинтовой схемы



В горизонтальном полете помимо индуктивного скоса потока от НВ на стабилизаторе возникает скос потока от фюзеляжа и крыла.

В положении I площадь стабилизатора ограничивается из условия обеспечения требуемого запаса управления при висении вертолета с предельно передней центровкой и ветром сзади, а также вследствие доп. потерь силы тяги НВ на обдувку стабилизатора при висении.

Для уменьшения влияния индуктивного скоса потока от НВ на характеристики стабилизатора на некоторых вертолетах (UH-60A "Блэк Хоук", AH-64A "Апач") стабилизатор, установленный в положение II, делается управляемым по скорости полета.

Наименьшее влияние индуктивный скос потока от НВ оказывает на стабилизатор, установленный в положение III. Это требует, во-первых, дополнительного увеличения массы хвостового оперения, а во-вторых, на режиме горизонтального полета стабилизатор оказывается прямо в следе возмущенного потока от НВ, создающим на стабилизаторе высокий уровень переменных нагрузок.

Площадь стабилизатора  $S_{cm}$  выбирается главным образом из требований к продольной устойчивости вертолета, определяемых приемлемыми значениями производных продольного момента вертолета по углу атаки и по угловой скорости тангажа.

**Киль** для одновинтового вертолета необязателен. Более того, на взлетно-посадочных режимах он даже ухудшает летные данные вертолета. Но необходимость установки концевой балки на одновинтовом вертолете приводит к целесообразности ее выполнения в виде килля, частично разгружающего РВ на больших скоростях горизонтального полета и улучшающего путевую устойчивость вертолета.

Площадь вертикального оперения на современных вертолетах одновинтовой схемы составляет (0,6...1,5)% сметаемой площади НВ. На вертолетах, у которых вместо обычного рулевого винта установлен многолопастный винт в канале – "фенестрон" (SA-341 Gx, "Газель", SA-365N "Дофэн"), площадь вертикального оперения увеличена до 2,5...3,5% сметаемой площади НВ. На вертолетах соосной схемы площадь вертикального оперения составляет 2,5...3,0% площади, ометаемой НВ.

**Выбор внешних форм фюзеляжа**

Форма фюзеляжа определяется схемой, компоновкой, назначением и условиями эксплуатации вертолета.

Аэродинамические характеристики фюзеляжа, определяемые коэффициентами  $C_{xф}$  и  $C_{yф}$ , зависят от угла атаки фюзеляжа (рис. 5).

**Коэффициент лобового сопротивления.** На рис. 6 приведено изменение отношения  $K_{\alpha} = C_{x\alpha} / C_{x0}$  коэффициентов сопротивления фюзеляжа при угле атаки  $\alpha_{ф}$  для наиболее распространенных форм фюзеляжа.

**Коэффициент подъемной силы.** Основную роль в аэродинамике вертолета играет лобовое сопротивление фюзеляжа.

**Лобовое сопротивление фюзеляжа.** Форма поперечного сечения фюзеляжа оказывает заметное влияние на величину  $C_{xф}$  при различных углах атаки. На рис. 7 показаны зависимости  $K_{\alpha}$  от угла атаки  $\alpha_{ф}$  фюзеляжа для различных поперечных сечений.

На сопротивление фюзеляжа заметное влияние оказывает длина цилиндрического участка центральной части. Минимальное сопротивление при  $\alpha_{ф} = 0^{\circ}$  будет иметь фюзеляж каплевидной формы, когда наибольшее поперечное сечение располагается на  $0,435L_{ф}$  от носа фюзеляжа.

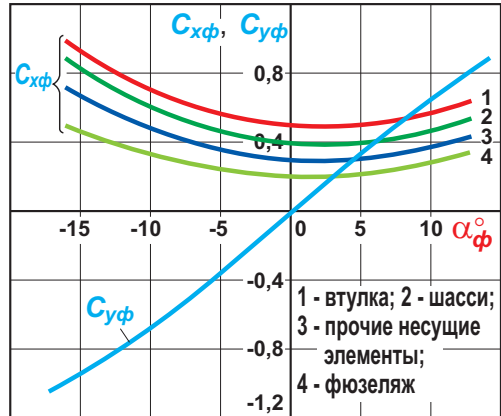


Рис. 5. Зависимости  $C_{xф}$  и  $C_{yф}$  от  $\alpha_{ф}$

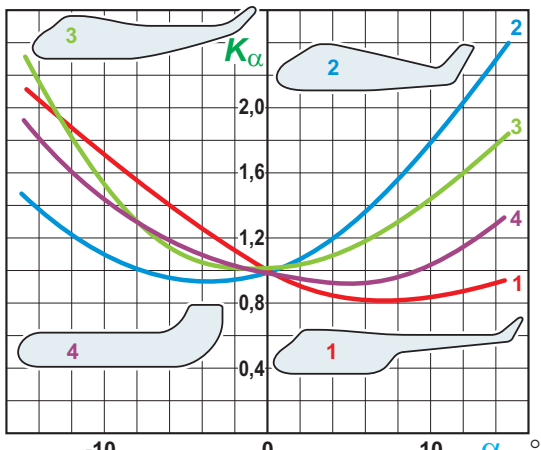


Рис. 6. Зависимости  $K_{\alpha}$  от  $\alpha_{ф}$  для различных форм фюзеляжей

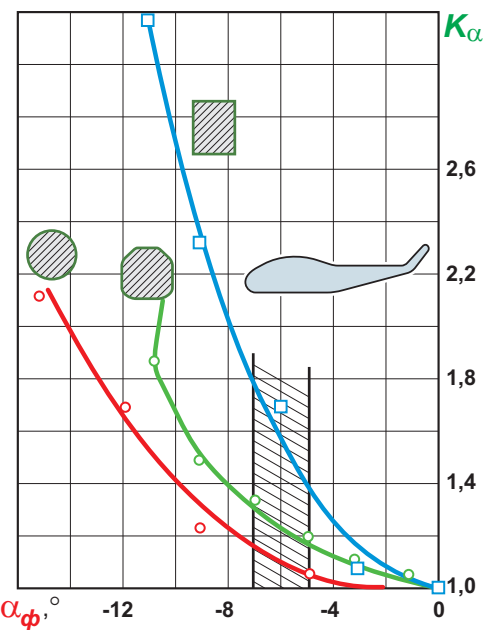


Рис. 7. Влияние формы поперечного сечения типового фюзеляжа на  $K_{\alpha}$

**Форма хвостовой части фюзеляжа** очень сильно влияет на его сопротивление (рис. 8). Чтобы избежать отрыва потока в хвостовой части фюзеляжа, необходимо обеспечить плавное ее сужение, а поперечное сечение должно иметь эллиптическую форму или большие радиусы округления.

Для уменьшения лобового сопротивления, надстройка над центральной частью фюзеляжа, как правило, закрыта капотами, захватывающими в некоторых случаях (вертолет Ми-26) и автомат перекоса.

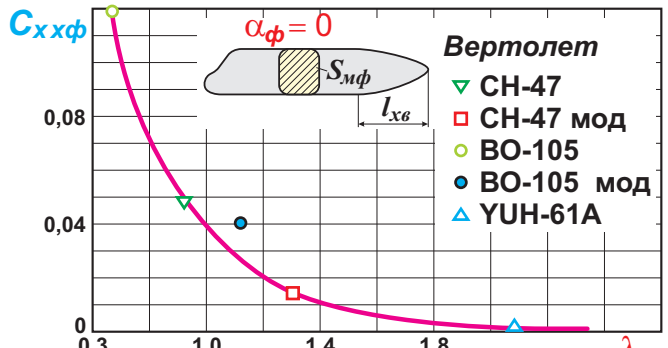


Рис. 8. Влияние формы хвостовой части фюзеляжа на величину донного сопротивления  $C_{xхф}$

## 2. ОБЪЕМНО-ВЕСОВАЯ КОМПОНОВКА

При выполнении объемно-весовой компоновки приходится удовлетворять большое количество разнообразных требований, главными из которых являются требования по обеспечению надежной и безопасной работы агрегатов и оборудования, удобству их обслуживания, а также требования в отношении размещения экипажа, пассажиров, грузов и спецоборудования. К последним требованиям в частности относятся:

- ♦ хороший обзор из кабины пилотов;
- ♦ удобство размещения экипажа и пассажиров;
- ♦ удобство покидания вертолета при авариях;
- ♦ возможность быстрой загрузки и выгрузки грузов и надежность их крепления;
- ♦ удобный доступ к специальному оборудованию и удобство пользования им, а также легкость его монтажа и демонтажа.

Необходимые зоны обзора пилота вертолета определяются тремя факторами:

- 1) необходимостью обзора концов вращающихся лопастей несущего винта;
- 2) достаточным обзором взлетнопосадочной площадки при посадке с положительным углом тангажа;
- 3) потребностью обзора поперечных размеров вертолета (колеса одной из опор шасси или конца крыла).

С учетом этих факторов формируются зоны обзора из кабины летчика вертолета.

Для средних вертолетов с взлетной массой 10...12 т углы обзора вверх  $\alpha_в$ , вниз  $\alpha_н$  и назад  $\beta_з$  имеют обычно следующие значения:  $\alpha_в = 20...22^\circ$ ;  $\alpha_н = 55...60^\circ$ ;  $\beta_з = 35...37^\circ$ .

**Размещение пассажиров и грузов.** Компоновка пассажирских и грузовых кабин вертолетов должна обеспечивать размещение заданного числа пассажиров и объема (габаритов) груза при минимальной массе пустого вертолета. При этом должна быть предусмотрена возможность переоборудования пассажирских кабин путем изменения компоновки помещений, типа кресел и шага их установки. Для транспортных вертолетов необходимо учитывать также многообразие вариантов их использования (транспортировка разногабаритных грузов, в том числе и на внешней подвеске, перевозка людей и др.).

**Грузовая кабина транспортных вертолетов** должна быть оборудована механизмами, приспособлениями и другими средствами погрузки и выгрузки перевозимых грузов во внеаэродромных условиях. При этом пол кабины должен быть защищен от повреждений при перемещениях груза. Для обеспечения удобства загрузки и выгрузки грузовые кабины транспортных вертолетов имеют, как правило, грузовые люки в виде двух задних створок, как на вертолетах Ми-4, Ми-6, Ми-8, или комбинации грузового трапа и двух боковых створок в задней части фюзеляжа, как на вертолете Ми-26. На рис. 9 показаны поперечные и продольные сечения грузовых кабин вертолетов различных типов.

**Размещение двигателей.** Местоположение двигателей на вертолете зависит от многих факторов, главными из которых являются: тип и их число, назначение вертолета и его схем, размерность и весовая категория.

В одновинтовой или соосной схемах вертолетов по отношению к главному редуктору двигатель (или двигатели) может располагаться под ним, перед ним, сбоку и сзади.

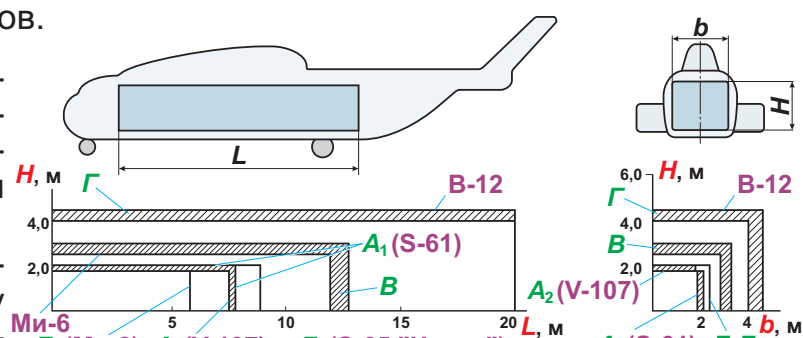


Рис. 9. Типоразмеры грузовой кабины вертолетов

## Центровка вертолета

**Диапазон допустимых продольных центровок** одновинтового вертолета зависит от многих факторов и определяется прежде всего предельными отклонениями автомата перекоса в продольном направлении и потребными запасами продольного управления из условий балансировки вертолета на экстремальных режимах полета. Диапазон предельных отклонений автомата перекоса обычно составляет  $\pm(5...8)^\circ$ .

**Центровка вертолета проводится следующим образом:**

Таблица 1

Центровочная ведомость вертолета

Составляется весовая сводка вертолета с разбивкой всех агрегатов по группам. Определяются координаты центра масс каждого агрегата или группы агрегатов в зависимости от наличия информации и требуемой точности. За начало координат принимается центр втулки НВ. Одна ось  $OY$  совпадает с осью НВ, другая ось  $OX$  располагается перпендикулярно к ней в плоскости НВ. Определяются статические моменты массы основных агрегатов относительно начала координат и составляется центровочная ведомость (табл. 1).

Частное от деления сумм статических моментов на сумму масс дает координаты положения центра масс:

$$X_{ц.м.} = \frac{\sum(mgx)_i}{\sum(mg)_i}; \quad Y_{ц.м.} = \frac{\sum(mgy)_i}{\sum(mg)_i}, \quad (4)$$

где  $X_{ц.м.}$  и  $Y_{ц.м.}$  - определяют соответственно продольную и вертикальную центровку.

Центровку вертолета удобно выразить через угол  $\Phi_{ц.м.}$ , образованный осью НВ с центром масс вертолета:

$$\Phi_{ц.м.} = X_{ц.м.} / Y_{ц.м.} \quad (5)$$

Наименование агрегата	Масса агрегата $m_i$ , кг	Положение ц.м по оси $x$ , м	Статический момент $m_i x_i$	Положение ц.м по оси $y$ , м	Статический момент $m_i y_i$
I. Несущий винт: лопасти втулка					
II. Система управления: бустерного ручного					
III. Трансмиссия: главный редуктор промежуточный редуктор хвостовой редуктор трансмиссионный вал					
IV. Рулевой винт: Лопасты Втулка					
V. Двигательная установка					
VI. Топливная система					
VII. Фюзеляж: носовая часть (15%) средняя часть (50%) хвостовая часть (20%) крепление редуктора (4%) капоты (11%)					
VIII. Шасси: главное (82%) переднее (16%) хвостовая (опора)					
IX. Электрооборудование:					
X. Оборудование: приборы в кабине (25%) радиооборудование (27%) гидрооборудование (20%) пнеумооборудование (6%) дополнительное оборудование (22%)					

Центровка обычно проводится для нескольких вариантов загрузки:

- 1) с максим. взлет. массой вертолета – с полной цел. нагруз. и соответствующим запасом топлива; с полной заправкой основных топливных баков и соответств. целевой нагрузкой;
- 2) с нормал. взлетной массой вер-та – с полной заправкой основ. топлив. баков и уменьшенной целевой нагрузкой; с полной цел. загрузкой и соответственно умен. запасом топлива;
- 3) с полной целевой нагрузкой без топлива (предельный посадочный случай);
- 4) с полной заправкой основных, подвесных и дополнительных баков без целевой на грузки (перегоночный вариант);
- 5) пустого вертолета без нагрузки и топлива. Последний вариант центровки проводится с целью устранения заваливания вертолета назад при его стоянке за счет правильного размещения шасси.

В результате расчета различных вариантов загрузки вертолета строится центровочный график вертолета, по которому можно определить центровку вертолета при любой его загрузке.

На основе этих расчетов также составляются схемы разметки расположения грузов внутри грузовой кабины и расположения кресел в пассажирской кабине.

## 3. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВАЯ КОМПОНОВКА

Основной задачей конструктивно-силовой компоновки является создание или выбор таких силовых схем частей вертолета, в которых обеспечивались бы:

- минимальная масса конструкции частей вертолета и всего вертолета в целом;
- органическое объединение (соединение) силовых элементов конструкции и размещения целевой нагрузки, экипажа, оборудования, силовой установки;
- учет требований производственной и эксплуатационной технологичности;
- необходимая жесткость конструкции с учетом динамической нагрузки и средств демпфирования в целях статической и динамической прочности конструкции в воздушном потоке;
- получение нужного ресурса и безопасности при локальных разрушениях от усталости.

Компоновка завершается составлением ее чертежа. Компоновочный чертеж совместно с общим видом вертолета (в трех проекциях) служит основой для вычерчивания теоретических чертежей фюзеляжа и его сопряжения с другими частями вертолета.

**Общий вид вертолета позволяет** увязать основные размеры и габариты вертолета и установить его внешние формы. Общий вид вертолета необходим для изгот. чертежей модели, предназн. для аэродинамических исследований (продувки в аэрод. трубе). Выполнение чертежа общ. вида неразрывно связано с компоновкой и центровкой, аэродинам. расчетом, расчетом устойчивости и управляемости и т.д. По их результатам в чертеж общего вида вертолета вносятся необходимые изменения и дополнения.