

РАСЧЕТ МАССЫ ВЕРТОЛЕТА

1. КЛАССИФИКАЦИЯ МАСС ВЕРТОЛЕТА

Один из вариантов весовой классификации



При этом принимаются следующие определения понятий:

полная масса вертолета – масса всего вертолета в любой момент времени его эксплуатации, в том числе и без целевой нагрузки, с минимальным запасом топлива для полета вертолета;

взлетная масса вертолета – полная масса вертолета в момент начала разбега (взлет с разбегом) или движения перед отрывом от взлетной площадки (взлет без разбега);

расчетная взлетная масса вертолета – установленная наибольшая взлетная масса вертолета при всех вариантах загрузки, при которой производится эксплуатация вертолета без специальных ограничений;

нормальная взлетная масса вертолета – установленная взлетная масса вертолета, при которой обеспечивается выполнение требований, предъявленных к летным данным вертолета для нормальной взлетной массы, в том числе по дальности и целевой нагрузке при эксплуатации вертолета в заданных условиях;

максимальная взлетная масса вертолета – установленная взлетная масса вертолета, при которой обеспечивается выполнение требований, предъявленных к летным данным вертолета максимальной взлетной массы.

2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ ВЕРТОЛЕТА

Взлетная масса вертолета m_0 складывается из массы пустого вертолета $m_{пуст}$, массы экипажа и снаряжения $m_{эк}$, массы целевой нагрузки $m_{цн}$ и массы топлива m_T :

$$m_0 = m_{пуст} + m_{эк} + m_{цн} + m_T \tag{1}$$

Взлетная масса вертолета в первом приближении, принимая в качестве исходных по техническому заданию массы целевой нагрузки и экипажа:

$$(m_0)^I = \frac{(m_{эк} + m_{цн})}{1 - \bar{m}_{пуст} - \bar{m}_T} \tag{2}$$

Значения $\bar{m}_{пуст}$, и \bar{m}_T могут быть определены по статистическим данным на основе анализа прототипов.

Относительная масса пустого вертолета характеризует степень весового совершенства вертолета и связана с его **весовой отдачей** \bar{m} соотношением

$$\bar{m}_{пуст} = \frac{m_0 - m_{цн}}{m_0}; \quad \bar{m}_{пуст} = 1 - \bar{m}. \quad (3)$$

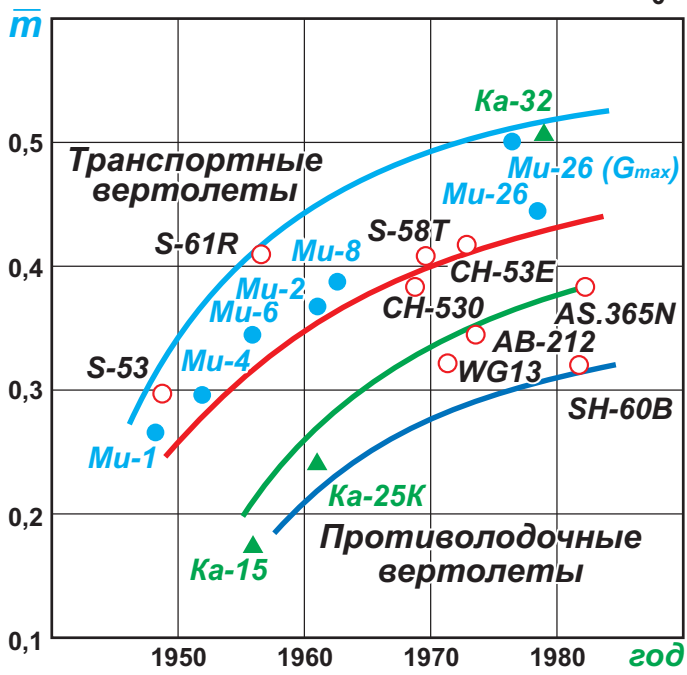


Рис. 1. Весовая отдача \bar{m} противолодочных и транспортных вертолетов в зависимости от года первого взлета

Примерное изменение относительной массы $\bar{m}_{пуст}$ пустого транспортного вертолета в зависимости от его взлетной массы m_0 показано на рис. 2.

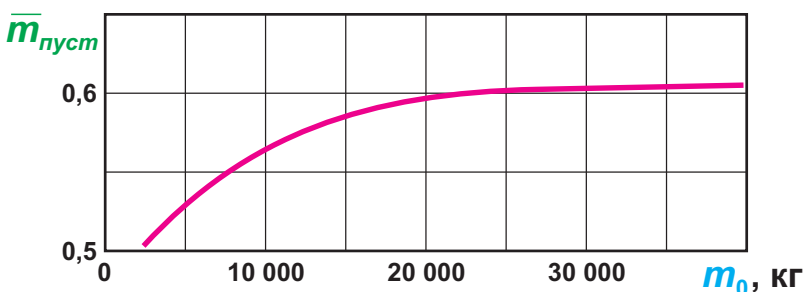


Рис. 2. Изменение относительной массы $\bar{m}_{пуст}$ пустого вертолета от его взлетной массы m_0

Относительная масса топлива \bar{m}_T в первом приближении может быть определена в зависимости от заданной дальности по формуле:

$$\bar{m}_T = \bar{q}_T L + 0,33 \bar{Q}_q, \quad (4)$$

где \bar{q}_T - относительный километровый расход топлива (отнесенный к взлетной массе вертолета), 1/км; \bar{Q}_q - относительный часовой расход топлива, 1/ч; L - дальность полета, км.

Для вертолетов с взлетной массой $m_0 < 10\ 000$ кг можно принять

$$\bar{q}_T = (0,25...0,3) \cdot 10^{-3} \quad \text{и} \quad \bar{Q}_q = (5,9...6,3) \cdot 10^{-2};$$

для вертолетов средней грузоподъемности ($10\ 000$ кг $m_0 < 25\ 000$ кг)

$$\bar{q}_T = (0,22...0,24) \cdot 10^{-3} \quad \text{и} \quad \bar{Q}_q = (5,7...5,8) \cdot 10^{-2};$$

для тяжелых вертолетов ($m_0 > 25\ 000$ кг)

$$\bar{q}_T = (0,19...0,21) \cdot 10^{-3} \quad \text{и} \quad \bar{Q}_q = (5,5...5,6) \cdot 10^{-2}.$$

Меньшие значения \bar{q}_T и \bar{Q}_q соответствуют вертолетам большей грузоподъемности.

3. РАСЧЕТ МАСС ОСНОВНЫХ АГРЕГАТОВ И СИСТЕМ ВЕРТОЛЕТА

Основные методы расчета масс агрегатов и систем вертолета на различных этапах проектирования можно разделить на три группы:

- 1) основанные только на использовании статистических данных (эмпирические);
- 2) полуэмпирические, или смешанные, основанные на учете основных характерных размеров агрегатов и главных, определяющих сечения деталей, нагрузок. Эти методы широко используют статистические данные, так как весовые коэффициенты, входящие в формулы расчетов, определяются на их основе;
- 3) основанные на подетальном расчете масс агрегатов и систем. Такой расчет возможен только после выпуска рабочих чертежей, прошедших всестороннюю проверку как с точки зрения технологичности выполнения, так и прочности деталей.

На этапах предварительного проектирования, когда объем информации о проектируемом вертолете еще мал и многие основные параметры только выбираются, целесообразно использование простых эмпирических формул.

При последующей более детальной проработке проекта, с уточнением основных параметров и ЛТХ вертолета целесообразно применение полуэмпирических формул весового расчета, отражающих теоретически обоснованные взаимосвязи между параметрами и массой агрегатов, основные условия и ограничения, действующие при реальном проектировании.

Окончательная точная масса агрегатов и систем, а вместе с тем и масса пустого вертолета определяются на этапе рабочего проектирования путем поддетального расчета масс.

На всех стадиях проектирования в соответствии с принятой классификацией масса пустого вертолета

$$m_{пуст} = m_{пл} + m_{сy} + m_{об}. \tag{5}$$

В свою очередь масса планера $m_{пл} = m_{ф} + m_{кр} + m_{оп} + m_{ш} + m_{уп}.$ (6)

Масса силовой установки $m_{сy} = m_{дв} + m_{тp} + m_{в} + m_{тс} + m_{мс} + m_{со} + m_{сп}.$ (7)

Масса оборудования $m_{об} = m_{он} + m_{оц}.$ (8)

Несущие и рулевые винты. К массе несущих винтов относят массу лопастей и втулок винтов с креплением лопастей и демпферами. **Масса несущих винтов** (кг) на ранних стадиях проектирования в первом приближении может быть определена по эмпирическим зависимостям, предложенным В.Б. Баршевским:

$$m_{не} = 6,2D^{2,6}\sigma \text{ при } D = 5,8...22 \text{ м}; \quad m_{не} = 2D^3\sigma \text{ при } D = 18...35 \text{ м}, \tag{9}$$

где D - диаметр несущего винта, м; σ - коэффициент заполнения несущего винта.

Для более точного определения массы несущего винта на последующих стадиях проектирования необходимо рассчитывать массу лопастей и втулки несущего винта отдельно. В этом случае целесообразно использовать полуэмпирические формулы.

Суммарная масса лопастей при этом определяется по формуле

$$\sum m_{л} = k_{л}\sigma R^3, \tag{10}$$

где $k_{л} = c_y^\alpha \rho_0 \pi / 2k_I \gamma_0$, c_y^α - производная коэффициента подъемной силы по углу атаки профиля лопасти; ρ - плотность воздуха на высоте $H = 0$ по МСА; γ_0 - массовая характеристика лопасти $\gamma_0 = c_y^\alpha \rho_0 b_{0,7} R^4 / 2I_{м.ш.}$; $b_{0,7}$ - хорда лопасти на относительном радиусе $\bar{r} = 0,7$; $I_{м.ш.}$ - момент инерции лопасти относительно оси горизонтального шарнира; R - радиус винта.

Входящие в формулу (10) весовые коэффициенты $k_{л}$ зависят от радиуса R несущего винта и для ряда построенных вертолетов имеют значения, приведенные на рис. 3. Заштрихованная область соответствует лучшим в весовом отношении конструкциям лопастей, находящимся в эксплуатации.

Для современных лопастей несущего винта при максимально допустимых значениях массовой характеристики $(\gamma_0)_{max}$ величина $(k_{л})_{min} = 5,5$. При сравнительном анализе конструкции лопастей различных типов следует учитывать ряд дополнительных факторов (удлинение лопасти, тип конструкции, материал и т.п.).

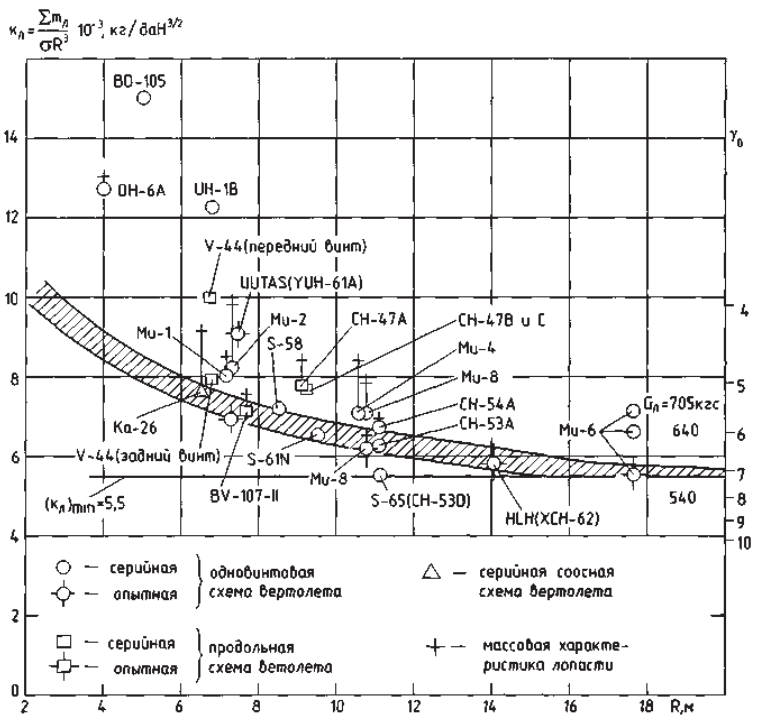


Рис. 3. Изменение весовых коэффициентов $k_{л}$ и массовых характеристик γ_0 лопастей в зависимости от радиуса несущего винта R

Формулы, определяющие массу конструкции лопастей, в этом случае более **4** сложные. Масса лопастей

$$\sum m_{л} = k_{л}^* \sigma R^{2,7} / (\bar{\lambda})^{0,7}, \quad (11)$$

где $\bar{\lambda} = \lambda / \lambda_{ср}$; λ - удлинение лопасти; $\lambda = R/b$; $\lambda_{ср} = 18$.

Весовые коэффициенты лучших в весовом отношении лопастей независимо от диаметра несущего винта $k_{л}^* = 12,65...13,8$.

Масса втулки $m_{вм}$ несущего винта определяется в зависимости от центробежной силы лопасти, числа лопастей и достигнутого уровня проектирования. Эти факторы нашли свое отражение в формуле

$$m_{вм} = k_{вм} k_z z_{л} (N_{л})^{1,5}. \quad (12)$$

где $N_{л}$ - центробежная сила лопасти $k_{вм}$ - весовой коэффициент втулки, определяемый по статистическим данным; $z_{л}$ - число лопастей несущего винта; k_z - коэффициент, учитывающий дополнительное увеличение массы втулки с увеличением числа лопастей:

$$k_z = 1 \text{ при } z_{л} \leq 4;$$

$$k_z = 1 + \xi_z (z_{л} - 4) \text{ при } z_{л} \geq 4. \quad (13)$$

Можно принять коэффициент $\xi_z = 0,05$ хотя в некоторых случаях он может быть и меньше. Весовые коэффициенты $k_{вм}$ для различных втулок отечественных и зарубежных вертолетов приведены на рис. 4.

Анализ лопастей и втулок рулевых винтов вертолетов, находящихся в эксплуатации, показывает, что лучшие образцы конструкций лопастей и втулок рулевых винтов имеют те же весовые коэффициенты, что и несущие винты. Это означает, что формулы (11) и (12) действительны в широком диапазоне изменения параметров, включающих как рулевые, так и несущие винты.

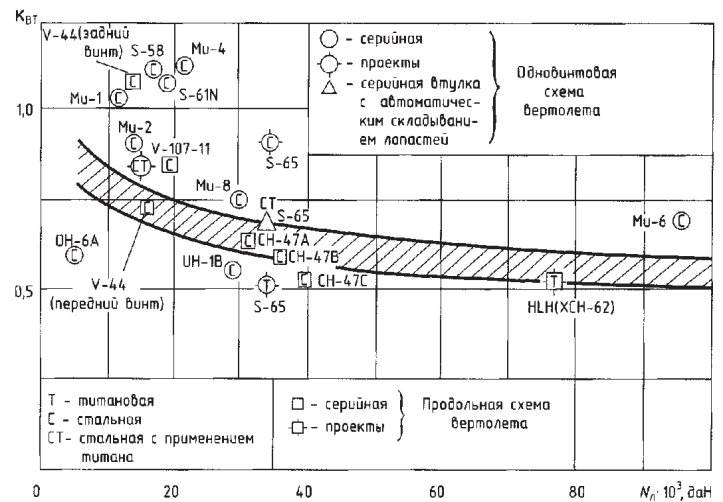


Рис. 4. Характер изменения весовых коэффициентов втулок несущих винтов $K_{вм}$ в широком диапазоне значений центробежной силы лопастей $N_{л}$

Управление вертолетом. В систему управления входят: автомат перекоса, ручка управления, педали и рычаг шаг-газа в кабине летчика, проводка управления от ручки управления, педалей и рычага шаг-газа до бустеров, бустерная система управления несущим и рулевым винтами.

Для уточнения массы системы управления вертолетом следует рассматривать массу двух ее составных частей: $m_{б.упр}$ бустерной системы управления и $m_{р.упр}$ проводки управления от ручек или педалей до бустеров:

$$m_{упр} = m_{б.упр} + m_{р.упр}. \quad (14)$$

Бустерная система управления рассчитывается на нагрузки от лопастей винта, и ее масса пропорциональна сумме шарнирных моментов лопастей:

$$m_{б.упр} = k_{б.упр} z_{л} b^2 R, \quad (15)$$

где $z_{л}$ - число лопастей; b - хорда лопасти; $k_{б.упр}$ - весовой коэффиц. бустерного управления.

Весовой анализ ряда современных вертолетов показывает, что достигнутый весовой уровень бустерного управления можно оценить значениями $k_{б.упр} = 16...19 \text{ кг/м}^3$. В дальнейшем, с учетом улучшения характеристик бустеров, значение весового коэффициента может быть снижено до $k_{б.упр} = 13...14 \text{ кг/м}^3$.

Масса ручной проводки управления составляет примерно 20...30% массы всей системы управления, для вертолетов одновинтовой схемы пропорционально радиусу лопасти R :

$$m_{р.упр} = k_{р.упр} R. \quad (16)$$

Для вертолетов, не имеющих вспомогательных систем управления для открытия грузовых створок, трапов, капотов и выпуска шасси, весовой коэффициент можно принять $K_{p.упр} = 7...10,5 \text{ кг/м}^3$. Для вертолетов, имеющих вспомогательные системы управления, $K_{p.упр} = 18...25 \text{ кг/м}^3$.

Для вертолетов продольной схемы можно принять $K_{p.упр} = 30...31 \text{ кг/м}^3$, а для вертолетов поперечной схемы $K_{p.упр} = 35...36 \text{ кг/м}^3$.

Трансмиссия вертолета. В массу трансмиссии $m_{тр}$ входят массы всех редукторов, валов, муфт, опор валов, тормоза несущего винта, а также масла, находящегося в смазочной системе редукторов.

В первом приближении массу трансмиссии можно определить в зависимости от вращающего момента на валу $M_{кр}$ по формуле

$$m_{тр} = 0,48 M_{кр}^{0,83}, \quad (17) \quad \text{где} \quad M_{кр} = \frac{51 \xi \sum N_{тр} D_{не}}{z_e \omega R} \quad (18)$$

$\sum N_{тр}$ - максимальная мощность двигателей, пропускаемая трансмиссией, кВт;
 ξ - коэффициент использования мощности; z_e - число несущих винтов.

Для более точного определения агрегатов трансмиссии можно вычислить массы отдельных агрегатов трансмиссии, воспользовавшись формулами А.В. Некрасова [2].

Масса главных редукторов (с креплением и маслом)

$$m_{гл.р} = K_{гл.р} z_e (a_{кр} M_{кр})^{0,8}, \quad (19)$$

где $K_{гл.р}$ - весовые коэффициенты ($K_{гл.р} = 0,34...0,525$. В расчетах, отражающих средний достигнутый уровень, можно принять $K_{гл.р} = 0,465$.); $a_{кр}$ - коэффициент неравномерности распределения вращающих моментов между несущими винтами ($a_{кр} = 1,15$ для продольной схемы; $a_{кр} = 1,0$ для других схем).

Масса промежуточных редукторов

$$m_{пр.р} = K_{пр.р} z_{пр.р} (a_{кр} M_{эке})^{0,8}, \quad (20)$$

где $z_{пр.р}$ - число промежуточных редукторов; $M_{эке}$ - эквивалентный вращающий момент; $K_{пр.р}$ - весовой коэффициент; для современных вертолетов можно принять $K_{пр.р} = 0,7...0,9$.

Эквивалентный вращающий момент на промежуточном редукторе:

♦ **одновинтового вертолета**

$$M_{эке} = 974 N_{рв} / n_e; \quad (21)$$

♦ **двухвинтового вертолета**

$$M_{эке} = \frac{974 \sum N_{дв}}{z_{в.в.} z_{вал} n_e \alpha}, \quad (22)$$

где $N_{рв}$ - максимальная мощность, передаваемая на рулевой винт, кВт; n_e - частота вращения хвостового вала трансмиссии; $\sum N_{дв}$ - суммарная максимальная мощность двигателей, передаваемая трансмиссией; $z_{вал}$ - число синхронизирующих валов; $n_{в.в.}$ - частота вращения ведомого вала промежуточного редуктора; α - коэффициент, зависящий от схемы трансмиссии; $\alpha = 1$, если редуктор передает мощность всех двигателей, $\alpha = 2$, если он передает мощность 1/2 двигателей.

Масса хвостового редуктора (с маслом)

$$m_{хв.р} = K_{хв.р} M_{кр}^{0,8}, \quad (23)$$

где $M_{кр}$ - определяется по формуле (18), а весовой коэффициент $K_{хв.р} = 0,65...0,8$.

Масса трансмиссионных валов

$$m_{вал} = K_{вал} L_{вал} (M_{кр})_{разр}^{0,8}, \quad (24)$$

где $L_{вал}$ - длина вала, м; $(M_{кр})_{разр}$ - разрушающий вращающий момент;
 $K_{вал}$ - весовой коэффициент.

Разрушающий вращающий момент для трансмиссионных валов одновинтовых вертолетов можно принимать $(M_{кр})_{разр} = (2,2...2,6)M_{кр}$, на режиме висения на статическом потолке, а для двухвинтовых вертолетов

$$(M_{кр})_{разр} = 974 \frac{n_3 f \sum N_{дв}}{2n_e}, \quad (25)$$

где f - коэффициент безопасности; $f = 1,5$; n_3 - эксплуатационная перегрузка; $n_3 = 1,8...2,2$, если все двигатели расположены в одном месте, и $n_3 = 0,8...1,2$, если двигатели разделены на две группы и разнесены к винтам.

Весовые коэф трансмиссионных валов могут быть приняты $k_{вал} = 0,06...0,085$. Большие значения $k_{вал}$ относятся к вертолетам меньших весовых категорий.

Двигательная установка. Масса двигательной установки складывается из массы двигателя $m_{дв}$, масс систем двигательной установки $m_{сду}$ и топливной системы $m_{мс}$:

$$m_{дв} = m_{дв} + m_{сду} + m_{мс}. \quad (26)$$

Масса двигателя выбирается исходя из потребной энерговооруженности, и определяется в зависимости от его максимальной мощности:

$$m_{дв} = k_{дв} (N_{max})_{пр}^{0,7}, \quad (27)$$

где $(N_{max})_{пр}$ - приведенная максимальная мощность двигателя – взлетная мощность двигателя на высоте $H = 0$ МСА.

Значение весового коэффициента для совершенных современных двигателей можно принять $k_{дв} = 1...1,2$, что примерно соответствует удельной массе двигателей средней и большой мощности $\gamma = 0,09...0,1$.

Масса систем двигательных установок также может быть выражена через приведенную суммарную мощность установленных на вертолете двигателей в виде

$$m_{сду} = k_{сду} \sum N_{пр}. \quad (28)$$

Значение весового коэффициента систем двигательной установки может быть принято $k_{сду} = 0,04...0,05$.

Масса топливной системы определяется в зависимости от полного запаса топлива на борту:

$$m_{мс} = k_{мс} (m_T)_{пол}. \quad (29)$$

Для топливной системы с протектированными баками весовой коэффициент $k_{мс} = 0,07...0,09$. Для систем без протектированных баков $k_{мс} = 0,06...0,07$, для гермоотсеков $k_{мс} = 0,035...0,04$.

Таким образом, масса двигательной установки вместе с системами

$$m_{дв} = \gamma_{дв} (\sum N_{max})_{пр} + k_{мс} (m_T)_{пол}. \quad (30)$$

где удельная масса двигательной установки $\gamma_{дв} = k_{сду} + k_{дв} / (N_{max})_{пр}^{0,3}$. (31)

Планер вертолета. В массу планера вертолета, как уже отмечалось, входит масса фюзеляжа, крыла, оперения, капотов и шасси.

Для более точного определения массы планера следует рассчитать массу отдельных его элементов:

$$m_{пл} = m_{ф} + m_{кр} + m_{оп} + m_{ш}.$$

Массу фюзеляжа можно определить в зависимости от взлетной массы вертолета m_0 , площади наружной поверхности фюзеляжа $S_{ф}$, линейных размеров фюзеляжа $L_{ф}$:

$$m_{ф} = k_{ф} m_0^{0,25} S_{ф}^{0,88} L_{ф}^{\alpha}, \quad (32)$$

где $L_{ф}$ для вертолетов одновинтовой и продольной схем принимается расстояние между винтами, а для вертолетов поперечной схемы – расстояние от линии, соединяющей оси несущих винтов до точки приложения сил на оперении. Рекомендуется принимать $\alpha = 0,16$ для одновинтовой и поперечной схем и $\alpha = 0,19$ для вертолетов продольной схемы.

Площадь наружной поверхности фюзеляжа транспортного вертолета одновинтовой схемы с достаточной степенью точности может быть определена по формуле

$$S_{\phi} = 4,34H_{\phi}(H_{\phi} + B_{\phi}) + 1,1R(0,5R - B_{\phi}) + 1,25R_{pв}(R - 0,5L_{к} - 1,4H_{\phi}) + 1,32R_{pв}^2 + 0,13N_{взл}^{0,55}, \quad (33)$$

где H_{ϕ} - высота фюзеляжа; B_{ϕ} - ширина фюзеляжа; R - радиус несущего винта; $R_{pв}$ - радиус рулевого винта; $L_{к}$ - длина грузовой кабины.

Для вертолета-крана

$$S_{\phi} = 0,088R^2 + 1,32R_{pв}^2 + 7,88R + 0,13N_{взл}^{0,55} + (8 + 0,68m_0/1000), \quad (34)$$

Для современных транспортных вертолетов можно принимать весовой коэффициент $k_{\phi} = 1,3 \dots 1,6$.

Масса крыла вертолета или винтокрыла одновинтовой схемы

$$m_{кр} = \frac{k_{кр} (\lambda_{кр} S_{кр})^{3/2} V_{расч}^2}{\bar{c}_{кр}} + q_{кр} S_{кр}. \quad (35)$$

Масса крыла вертолета поперечной схемы определяется требованиями по жесткости крыла с целью недопущения автоколебаний несущих винтов на упругом основании (крыле) типа "земной резонанс".

Масса крыла определяется требованиями жесткости либо на изгиб, либо на кручение.

Масса оперения в общем случае может быть определена в зависимости от удельной массы 1 м^2 оперения $q_{оп}$:

$$m_{оп} = q_{оп} S_{оп}, \quad (36)$$

где $S_{оп}$ - площадь оперения вертолета, м^2 ; $q_{оп} = 5,6 \dots 12,4 \text{ кг/м}^2$.

$$\text{или } m_{оп} = k_{оп} m_0, \quad (37)$$

где $k_{оп} = 0,00136$ для стабилизатора одновинтового вертолета; $k_{оп} = 0,0076$ для оперения двухвинтовых вертолетов продольной и соосной схем; $k_{оп} = 0,0125$ для оперения самолетного типа на двухвинтовых вертолетах поперечной схемы.

Масса шасси вертолета определяется в зависимости от взлетной массы вертолета:

$$m_{ш} = k_{ш} m_0, \quad (38)$$

где $k_{ш}$ - среднестатистический весовой коэффициент; $k_{ш} = 0,025 \dots 0,028$ для одновинтовых вертолетов; $k_{ш} = 0,031 \dots 0,035$ для двухвинтовых вертолетов продольной схемы; $k_{ш} = 0,01 \dots 0,015$ для вертолетов с ползковыми шасси.

Масса вертолетного убираемого шасси в среднем на 15...20% больше, чем не убираемого.

Масса хвостовой опоры одновинтового вертолета обычно не превосходит 0,1% взлетной массы вертолета.

Оборудование вертолета. Массу всего оборудования целесообразно определять в виде суммы масс электрооборудования и остального оборудования (общего назначения и целевого несъемного оборудования):

$$m_{об} = m_{эл.об} + m_{о.об}. \quad (39)$$

Масса электрооборудования

$$m_{эл.об} = k_{пров} L_{пр} + k_{эл.об} F_{л}. \quad (40)$$

где $L_{пр}$ - длина электропроводов, м; $F_{л}$ - площадь лопастей несущего винта, м^2 .

Для одновинтового вертолета длину электропроводов можно принять равной **8** радиусу несущего винта ($L_{пр} = R$), а для двухвинтовых вертолетов расстоянию между винтами.

Весовые коэффициенты $k_{пров} = 22...24$ кг/м для средних одновинтовых вертолетов; $k_{пров} = 35...40$ кг/м для двухвинтовых вертолетов; $k_{пров} = 10...12$ кг/м для легких вертолетов; $k_{эл.об} = 5...6$ кг/м² для средних вертолетов всех схем; $k_{эл.об} = 12...16$ кг/м² для легких вертолетов.

Масса остального оборудования

$$m_{о.об} = k_{об} m_0^{0,6}. \quad (41)$$

Весовой коэффициент $k_{об}$ изменяется в диапазоне $(k_{об})_{min} = 1,6$ до $(k_{об})_{max} = 2,65$. Величина $(k_{об})_{min}$ определяется составом оборудования общего назначения вертолета, а $(k_{об})_{max}$ включает также и несъемное целевое оборудование.

4. РАСЧЕТ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ ВЕРТОЛЕТА

Взлетная масса второго приближения складывается из масс $m_{пуст}$ пустого вертолета, m_T топлива, $m_{цн}$ целевой нагрузки, $m_{эк}$ экипажа и снаряжения:

$$(m_0)_{II} = 1,1m_{пуст} + m_T + m_{эк} + m_{цн}. \quad (42)$$

Коэффициент 1,1 при $m_{пуст}$ учитывает запас на перетяжеление конструкции. Процесс определения взлетной массы является итерационным и на каждом шаге итерации необходимо определять относительное изменение взлетной массы от предыдущего шага и сравнивать его с заданной точностью расчета, т.е. проводить проверку условия

$$\frac{[(m_0)_i - (m_0)_{i-1}]}{(m_0)_{i-1}} \leq \varepsilon. \quad (43)$$

где ε - заданная точность вычисления взлетной массы.

Величина ε различная для разных этапов проектирования вертолетов. На стадии разработки технического предложения или технического задания $\varepsilon = 8...10$ %, при разработке эскизного проекта $\varepsilon = 3...4$ %, в процессе рабочего проектирования $\varepsilon = 1...2$ %.

Потребный запас топлива

$$m_T = 1,12 \sum_{i=1}^n N_i c_{ei} T_i; \quad (44)$$

$$m_T = 1,12 N_{взл} c_{евзл} T_n \sum_{i=1}^n \bar{N}_i \bar{c}_{ei} \bar{T}_i,$$

где $N_{взл}$ - суммарная взлетная мощность двигателей, кВт; $c_{евзл}$ - удельный расход топлива на взлетном режиме, кг/(кВтч); T_n - время полета, ч; n - число элементов производственной операции (этапов полета); \bar{N}_i - степень дросселирования двигателей при выполнении i -го этапа полета ($\bar{N}_i = N_i / N_{взл}$); \bar{c}_{ei} - дроссельная характеристика расхода топлива; \bar{T}_i - относительное время выполнения i -го этапа полета.

Коэффициент 1,12 учитывает запуск и опробование двигателей, руления, 5%-ный навигационный запас топлива и др.

$$c_{евзл} = k_{се} / N_{взл}^{0,1}. \quad (45)$$

где $c_{евзл} = 0,620...0,686$.

Большие значения $k_{се}$ относятся к двигателям меньшей мощности, а меньшие к двигателям большей мощности.