

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ВЕРТОЛЕТА И ИХ ВЫБОР

1

К числу **основных параметров вертолета**, определяемых при его проектировании, относятся:

- ♦ взлетная масса m_0 , кг;
- ♦ диаметр несущего винта D , м;
- ♦ удельная нагрузка на сметаемую несущим винтом площадь p , даПа;
- ♦ мощность двигателя N , кВт, или энерговооруженность вертолета \bar{N} , кВт/даН;
- ♦ заполнение несущего винта σ ;
- ♦ окружная скорость концов лопастей ωR , м/с, или частота вращения несущего винта n , мин⁻¹.

Выбор основных параметров вертолета проводится прежде всего из условия обеспечения заданных ЛТХ:

- ♦ грузоподъемности $m_{зр}$, кг;
- ♦ дальности полета L , км;
- ♦ статического потолка H , м;
- ♦ динамического потолка $H_{дин}$, м;
- ♦ максимальной скорости полета V_{max} , км/ч;
- ♦ крейсерской скорости полета $V_{кр}$, км/ч;
- ♦ скороподъемности вертолета V_y , м/с.

Зависимость между мощностью и взлетной массой на режиме висения:

$$\Rightarrow N = \frac{(m_0 g) \sqrt{p \bar{T}}^{3/2}}{0,5 \eta_0 \xi \sqrt{\Delta}}, \quad (1)$$

где η_0 - относительной КПД несущего винта; ξ - коэффициент использования мощности; Δ - относительная плотность воздуха; $\bar{T} = T / (m_0 g)$ - относительная тяга несущего винта; N - мощность двигателей, Вт; m_0 - взлетная масса вертолета, кг.

Скороподъемность вертолета:
$$V_y = \frac{2(\Delta \bar{N} + 2\eta_0) \Delta \bar{N} \sqrt{p/\Delta}}{(\eta_0 + \Delta \bar{N}) \eta_0}, \quad (2)$$

где $\Delta \bar{N} = \Delta N / N$ - коэффициент концевых потерь.

Максимальная дальность полета при неизменном запасе топлива и постоянной взлетной массе

$$\Rightarrow L = \frac{3,6 k_v \xi K_{э} m_T}{k_T m_0 g C_{екр}}. \quad (3)$$

Эквивалентное аэродинамическое качество вертолета

$$\Rightarrow K_{э} = \frac{m_0 g V}{3,6 N_{э.п.}}. \quad (4)$$

где V - скорость горизонтального полета, км/ч; $N_{э.п.}$ - мощность, необходимая для горизонтального полета, Вт.

$$N_{э.п.} = m_0 g \left(\frac{16,4 p I_{э}}{V \Delta} + \frac{\omega R m_p}{C_T} + 13,2 \cdot 10^{-3} V^3 \bar{S}_э \Delta \right), \quad (5)$$

где $I_{э}$ - коэффициент индукции несущего винта; m_p / C_T - параметр, характеризующий профильные потери мощности несущего винта; $\bar{S}_э$ - относительное удельное лобовое сопротивление ненесущих элементов вертолета,

$$\bar{S}_э = \sum C_x S / m_0 g = k_i \sum C_x S / m_0 g$$

где k - коэффициент, учитывающий интерференцию между элементами корпуса и несущими винтами.

$$m_0^I = \frac{m_{цн} + m_{эк}}{1 - \bar{m}_{пуст} - \bar{m}_T} \quad (6)$$

Относительная масса топлива в зависимости от дальности полета $\Rightarrow \bar{m}_T = \frac{k_T g C_{e\text{кр}} L}{3,6 k_V K_{\xi}} = k_T \bar{q}_T L$ (7)

Относительная масса топлива при полете на экономическом режиме можно определить в виде $\Rightarrow \bar{m}_T = 0,007 t \sqrt{p}$ (8)

где t - время полета, ч; p - удельная нагрузка на сметаемую площадь, даПа.

Если преобладающим является режим висения, то $\Rightarrow \bar{m}_T = 0,012 t \sqrt{p}$ (9)

Удельная нагрузка на сметаемую площадь несущего винта

При выборе удельной нагрузки p необходимо прежде всего учитывать назначение вертолета, его грузоподъемность, число двигателей и условия эксплуатации. Поскольку удельная нагрузка p определяет диаметр несущего винта и, следовательно, его массу, прослеживается четкая тенденция роста p с увеличением грузоподъемности. Поэтому следует определить верхнюю границу удельной нагрузки на винт.

Для однодвигательного вертолета с целью повышения безопасности полета при отказе двигателя должна быть предусмотрена его посадка на режиме авторотации с вертикальной скоростью V_y , не превышающей максимально допустимую скорость снижения для безопасной посадки.

Поскольку $V_{y\text{доп}} = 6...8$ м/с, а вертикальная скорость при планировании на режиме авторотации $V_a \approx 1,5\sqrt{p}$, что соответствует скорости планирования по траектории 120...150 км/ч и угле планирования не более 10...14°, приравнивая $V_{y\text{доп}}$ и V_a получаем максимально допустимые значения $p = 20...25$ даПа.

Для двух-, трех- или многодвигательных вертолетов верхняя граница определяется в зависимости от назначения вертолета и ограничений, указанных выше.

Нижняя граница удельной нагрузки на несущий винт определяется соотношением роста массы несущего винта, с одной стороны, и уменьшения потребной энерговооруженности на режиме висения – с другой. Воспользуемся при этом эмпирической формулой:

$$p = 2,05 m_0^{0,3} \quad (10)$$

При выбранной удельной нагрузке p и предварительно определенной взлетной массе вертолета m_0^I легко определяется диаметр несущего винта, м:

$$D = \sqrt{4 g m_0^I / 10 \pi p} = 1,12 \sqrt{m_0^I / p} \quad (11)$$

Окружная скорость несущего винта

Следует принимать во внимание разное влияние этого параметра на потребную энерговооруженность и летные характеристики вертолета на различных режимах полета.

На режимах горизонтального полета величина ωR оказывает влияние на летные характеристики, обусловленные явлениями сжимаемости и срыва.

Мерой влияния сжимаемости на характеристики несущего винта является число Маха на конце наступающей лопасти (лопасти, идущей навстречу набегающему потоку, обусловленному горизонтальной скоростью полета):

$$M = \frac{(V + \omega R)}{a} = M_0 (1 + \bar{v}), \quad (12)$$

где a - скорость звука; $\bar{v} = V/\omega R$; $M_0 = \omega R/a$.

Отсюда

$$V = a M \left(\frac{\bar{v}}{1 + \bar{v}} \right) \quad (13)$$

Допускаемое значение M не должно быть больше определенной величины $M_{кр}$, при которой на лопастях несущего винта появляются скачки уплотнения и резко увеличивается профильное сопротивление. На современных вертолетах величина $M_{кр} < 0,92...0,95$ (исключение составляет вертолет **Westland G-Lynx**, у которого $M_{кр} = 0,97$).

Задаваясь значениями M и \bar{v} , из (12) можно определить

$$\omega R = aM(1 + \bar{v})^{-1} \quad (14)$$

и построить график предельных значений $\omega R = f(V)$ (рис. 1).

Принимаем величину ωR на режиме висения равной оптимальному значению (для заданных p и σ), которое по статистике имеет следующие значения:

для тяжелых вертолетов $\omega R = 200...230$ м/с; для средних вертолетов $\omega R = 200...210$ м/с; для легких вертолетов $\omega R = 180...200$ м/с. В крейсерском полете на высоте 500 м с целью уменьшения потребной мощности ωR уменьшают на 3...5 %, а на режиме максимальной скорости или при полете на динамическом потолке для отдаления срыва ωR увеличивают на 5...6 %.

По выбранной величине ωR определяют частоту вращения несущего винта

$$\Rightarrow n = \frac{30\omega R}{\pi R} \quad (15)$$

Максимально допустимая частота вращения несущего винта в полете на всех режимах ограничивается условиями:

- обеспечения прочности главного редуктора, втулки, автомата перекоса и лопастей по центробежным силам, что приводит к увеличению их массы;
- предотвращения волнового кризиса на конце опережающих лопастей НВ при полете вертолета на больших высотах и скоростях;
- обеспечения достаточного запаса по флаттеру лопастей НВ;
- исключения возможности срабатывания защиты свободной турбины двигателя от раскрутки, т.е. самопроизвольного выключения двигателей в полете;
- резкого возрастания уровня вибраций и переменных напряжений в лопастях НВ в связи с нестационарностью характера развития волнового кризиса;
- усиления тряски вертолета;
- начала резкого увеличения мощности, потребной для вращения НВ.

Коэффициент заполнения несущего винта

$$\sigma = \frac{C_T}{(C_T/\sigma)_{кр}} = \frac{2p}{\rho(\omega R)^2 (C_T/\sigma)_{кр}} \quad (16)$$

Значение $(C_T/\sigma)_{кр} = \bar{C}_{T.кр}$ можно определить по зависимости от $\mu = \bar{v}\cos\alpha_\vartheta$ (рис. 2). При этом \bar{v}_{max} находят по рис. 1.

Это позволяет при выборе параметров учесть одновременно явления срыва и сжимаемости. Представленные на рис. 2 данные хорошо согласуются с результатами испытаний в аэродинамических трубах и в полете вблизи земли (при $H = 500$ м). Чтобы учесть срыв на динамическом потолке следует обратиться к рис. 3. Принимая $C_T \approx C_y$ несущего винта и задаваясь высотой динамического потолка $H_{дин}$ по левой стороне графика, можно определить допустимые значения $(C_T/\sigma)_{max}$, которые и принимаются в качестве $(C_T/\sigma)_{кр}$.

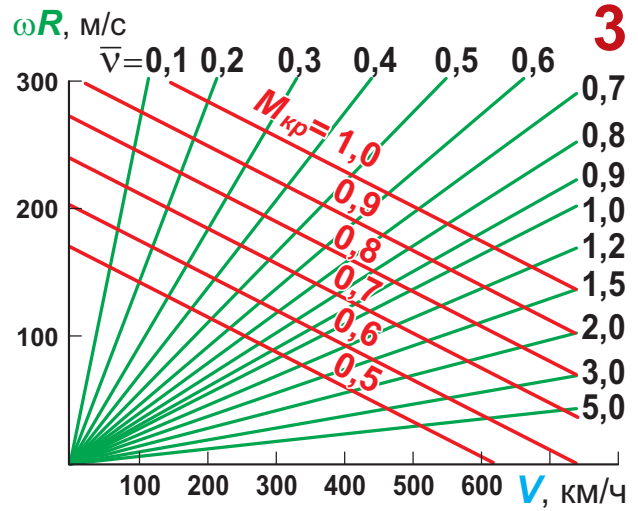


Рис. 1. Диаграмма зависимости концевой скорости лопасти ωR от скорости полета V для различных значений $M_{кр}$ и \bar{v}

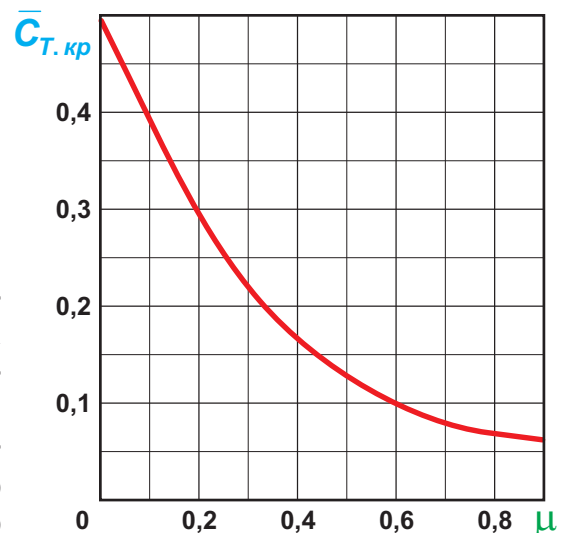


Рис. 2. Изменение критических значений $C_{T.кр}$ по условию срыва по относительной скорости полета вертолета μ

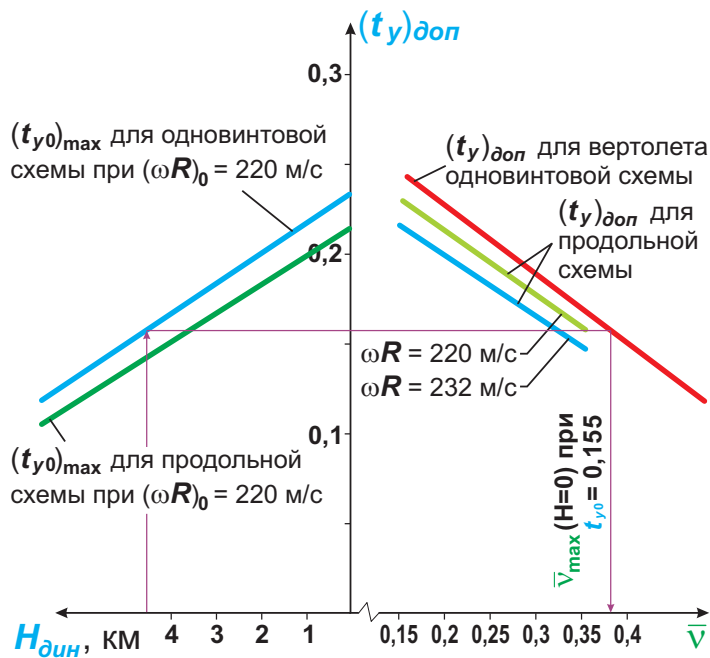


Рис. 3. Максимально допустимые значения коэффициента тяги $(t_y)_{доп}$ по характеристике режима работы несущего винта \bar{v} , ограниченные по условию возрастания переменных нагрузок в системе управления в связи с приближением к срыву потока, и рекомендуемые значения t_{y0} в зависимости от заданного вертолету динамического потолка

Величина потребной энерговооруженности для режима висения на заданном статическом потолке

$$\Rightarrow (N/m_0g)_{H_{cm}} = \frac{\sqrt{pT}^{3/2}}{0,5\eta_0\xi\sqrt{\Delta}} \quad (18)$$

Относительная мощность, потребная для горизонтального полета вертолета без крыла, может быть определена по формуле

$$N_{з.п.}/(m_0g) = 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V^3) + \frac{16,4 p I_3}{V \Delta} + 13,2 \cdot 10^{-3} \bar{S}_3 V^3 \Delta. \quad (19)$$

Коэффициенты индукции I_3 несущих винтов, имеющих прямоугольные закрученные на 7° лопасти, приведены в табл. 1.

Для двухвинтовых вертолетов необходимо учитывать взаимное индуктивное влияние несущих винтов:

$$I_3^* = I_3 + \Delta I_c. \quad (20)$$

где I_3^* - коэффициент индукции двухвинтового вертолета;

ΔI_c - дополнительный коэффициент индукции, учитывающий взаимное влияние винтов.

Относительное лобовое сопротивление проектируемого вертолета \bar{S}_3 может быть определено путем поэлементного расчета вредного сопротивления всех несущих частей вертолета. На начальных стадиях предварительного проектирования можно использовать результаты статистического анализа и прогноза технического развития вертолетов. В табл. 2 приведены значения \bar{S}_3 , полученные по материалам работы [1].

Реальное заполнение лопастями площади $F = \pi R^2$ зависит от количества лопастей z и их формы в плане. Величина этого заполнения характеризуется коэффициентом заполнения σ :

$$\sigma = \frac{z F_l}{\pi R^2} = \frac{z b_{0,7}}{\pi R} = \frac{z}{\pi \lambda_{cp}}, \quad (17)$$

где z - количество лопастей; F_l - площадь лопасти в плане, $F = b_{0,7} R$; - хорда лопасти в сечении $0,7R$; $\lambda_{cp} = R/b_{cp}$ - среднее удлинение лопасти.

Потребная энерговооруженность

Отношение потребной мощности двигателей к весу вертолета $N/(m_0g)$ определяется в результате расчета и сопоставления потребной энерговооруженности на различных экстремальных режимах полета.

В качестве наиболее напряженных режимов полета обычно рассматривают следующие режимы:

- ♦ висение на статическом потолке;
- ♦ полет с максимальной скоростью на высоте $H = 500$ м;
- ♦ полет на динамическом потолке с экономической скоростью;
- ♦ полет при отказе одного двигателя (горизонтальный полет или продолженный взлет).

Таблица 1

Коэффициенты индукции несущих винтов

V , км/ч	150	200	250	300	350	400	Схема вертолета
I_3	1,09	1,10	1,12	1,18	1,28	1,38	Одновинтовая
ΔI_c	0,66	0,65	0,64	0,63	0,60	0,56	Соосная $y/R = 0,2$
	0,66	0,65	0,64	0,60	0,55	0,49	Продольная $y/R = 0,2$
	-0,34	-0,35	-0,36	-0,38	-0,40	-0,43	Поперечная $z/R = 0,2$

Таблица 2

Относительное лобовое сопротивление вертолетов

m_0 (т)	2,5	5,0	10	20	30	40	50	Вертолет
$\bar{S}_3 \cdot 10^4$	0,61	0,46	0,37	0,29	0,25	0,22	0,2	1960г.
	0,38	0,3	0,25	0,18	0,15	0,14	0,12	С улучшенной формой
	0,24	0,2	0,17	0,13	0,11	0,09	0,086	Перспективные вертолеты

Экономическая скорость полета (км/ч), при которой происходит полет на динамическом потолке и при отказе одного двигателя, может быть найдена из условия $(N_{э.п.})_{\min}$ по следующей зависимости:

$$V_{эк} = 260 \sqrt[4]{\frac{\rho l_{э}}{(\omega R + 11,4 \cdot 10^6 \bar{S} \Delta) \Delta}} \quad (21)$$

Расчет потребной энерговооруженности при максимальной скорости полета ведется при заданных в техническом задании значениях V_{max} , а при полете на динамическом потолке - для заданных значений $H_{дин}$. Потребная энерговооруженность, необходимая для обеспечения взлета (индекс пр.взл) и полета по маршруту при отказе одного двигателя, для вертолетов категории В определяется из условия обеспечения горизонтального полета при наивыгоднейшей скорости полета V_3 , соответствующей наибольшей скороподъемности:

$$(N/m_0g)_{пр.взл} = (N/m_0g)_{V_3} \frac{n}{n-1}, \quad (22)$$

где n - число двигателей.

Для вертолетов категории А потребная энерговооруженность определяется исходя из условия обеспечения скороподъемности не менее 0,5 м/с при безопасной скорости полета, которую можно принять равной экономической скорости.

ВЫБОР ДВИГАТЕЛЯ

При выборе потребной мощности двигателя расчетные данные для экстремальных режимов полета следует привести к условиям международной стандартной атмосферы на высоте $H = 0$. При этом значения приведенной потребной мощности для четырех рассматриваемых режимов полета определяются в виде:

$$(N/m_0g)_{H_{см}}^{пр} = \frac{(N/m_0g)_{H_{см}}}{\bar{N}_H \bar{N}_t}; \quad (23) \quad (N/m_0g)_{V_{max}}^{пр} = \frac{(N/m_0g)_{V_{max}}}{\bar{N}_H \bar{N}_t \bar{N}_V \xi_{V_{max}}}; \quad (24)$$

$$(N/m_0g)_{H_{дин}}^{пр} = \frac{(N/m_0g)_{H_{дин}}}{\bar{N}_H \bar{N}_t \bar{N}_V \xi_{V_3} \bar{N}_{ном}}; \quad (25) \quad (N/m_0g)_{пр.взл}^{пр} = \frac{(N/m_0g)_{пр.взл}}{\bar{N}_H \bar{N}_t \bar{N}_V \xi_{V_3}}. \quad (26)$$

Функции \bar{N}_H , \bar{N}_t , \bar{N}_V , характеризующие изменение мощности по высоте, температуре окружающего воздуха и скорости полета, достаточно хорошо описываются следующими эмпирическими зависимостями:

$$\bar{N}_H = 1 - 0,0695 (H/1000); \quad (27)$$

$$\bar{N}_t = 1,1 - 0,0066t; \quad (28) \quad \bar{N}_V = 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} V^2, \quad (29)$$

где H - высота полета, м; t - температура воздуха, °С; V - скорость полета, км/ч;
 $\bar{N} = N / N_{взл}$ - степень дросселирования двигателей.

Выбор двигателя проводится по наибольшему значению приведенной потребной мощности и величине взлетной массы вертолета:

$$N_{дв} = 1/n (N/m_0g)_{max}^{пр} (m_0g), \quad (30)$$

где n - число двигателей.

Если при выборе двигателя в наличии имеется несколько двигателей с одинаковой взлетной мощностью и одного технического уровня, предпочтение следует отдавать двигателю, имеющему лучшие удельные характеристики C_e и γ . Эти показатели оказывают существенное влияние на дальность полета и величину полезной нагрузки вертолета.