

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение

высшего профессионального образования

М о с к о в с к и й а в и а ц и о н н ы й и н с т и т у т

(национальный исследовательский университет)

М А И

Факультет «Авиационная техника»

Кафедра «Проектирование вертолетов»

Аэродинамический расчёт вертолётa

Методическое пособие к курсовой работе

Часть 2

Автор: профессор, д.т.н. **Шайдаков В.И.**

г. Москва

2011 г.

Введение

Курсовая работа по аэродинамике вертолѐта включает в себя решение следующих аэродинамических задач применительно к вертолѐту одновинтовой схемы.

1. Геометрическая и аэродинамическая компоновка лопасти несущего винта и построение теоретического чертежа лопасти.
2. Расчѐт поляры несущего винта на режиме висения.
3. Расчѐт энергетических затрат на привод рулевого винта.
4. Расчѐт лѐтных характеристик вертолѐта на режимах вертикального взлѐта и висения у земли.

В результате выполнения работы студенты получают навык в расчѐте аэродинамических характеристик несущего винта и лѐтных данных вертолѐта на режимах вертикального взлѐта и висения.

Содержание работы базируется на курсах лекций по экспериментальной аэродинамике и аэродинамике вертолѐта (часть 1) и учебных пособиях, приведѐнных в списке литературы.

Основные параметры вертолѐта считаются заданными. Предполагается, что их выбор произведен в результате специальных проектировочных расчѐтов.

1. Геометрические характеристики лопастей несущего винта

К числу основных параметров несущего винта относятся:

диаметр D [м] или радиус R [м],

коэффициент заполнения σ_7 ,

число лопастей $k_{л}$.

Данные параметры находятся в следующей зависимости:

$$\sigma_7 = \frac{k_{л} b_7}{\pi R} = \frac{k_{л} \bar{b}_7}{\pi R}.$$

В этом выражении b_7 – хорда лопасти в характерном цилиндрическом сечении винта на радиусе $\bar{r} = 0,7$.

Выбор указанных параметров производится в результате предварительного проектировочного аэродинамического расчёта на основании лётно-технических требований, предъявляемых к данному вертолёту.

В общем случае σ есть функция радиуса \bar{r}

$$\sigma_7 = \frac{k_{л} \bar{b}}{\pi R},$$

где \bar{b} – текущая относительная хорда лопасти, определяемая формой лопасти в плане.

Функции $\bar{b}(\bar{r})$ и $\sigma(\bar{r})$ определяются по заданному коэффициенту сужения трапецевидной лопасти $\eta_{л}$ и величине σ_7

$$\sigma(\bar{r}) = \sigma_7 \frac{\eta_{л} - (\eta_{л} - 1)\bar{r}}{0,7 + 0,3\eta_{л}}.$$

Для улучшения аэродинамических характеристик винта выгодно применять сужающиеся к концу лопасти с отрицательной кривизной. Однако чаще всего форма лопасти в плане определяется не столько аэродинамическими, сколько конструктивно–технологическими соображениями. В каждом конкретном случае в результате конструктивно–проектировочного анализа выбирается форма лопасти, наилучшим образом удовлетворяющая всем предъявляемым требованиям.

Подбор профилей по сечениям лопасти осуществляется из условий получения максимального относительного КПД несущего винта (НВ). С этой целью для уменьшения сопротивления концевых сечений лопастей, работающих на режимах, близких к числу $M_{кр}$, применяются специальные профили с малой относительной толщиной.

В данной курсовой работе все аэродинамические характеристики профилей и геометрические характеристики лопасти (за исключением геометрической кривизны) считаются заданными. При заданной форме лопасти в плане её геометрическую кривизну следует искать из

условия получения наибольшего относительного коэффициента полезного действия η_0 несущего винта. Этому требованию в первом приближении удовлетворяют два условия:

1) по минимуму профильной мощности: винт с постоянным распределением по длине лопасти углов атаки сечений;

2) по минимуму индуктивной мощности: винт НЕЖ с постоянной удельной нагрузкой по диску Н.В.

Поэтому целесообразно провести расчёт крутки лопасти для каждого из указанных случаев на режиме висения вертолѐта у земли ($H = 0, \rho_0 = 1,226 \text{ кг/м}^3$) и затем выбирать компромиссную линейную крутку.

Исходными данными для расчёта являются:

- m - масса вертолѐта, кг;
- D - диаметр несущего винта, м;
- σ_7 - коэффициент заполнения несущего винта, вычисленный по характерному сечению лопасти ($\bar{r} = 0,7$);
- ωR - окружная скорость концов лопастей, м/с;
- η_l - сужение лопасти;
- k_l - число лопастей;
- \bar{r}_0 - относительный радиус втулки, с которого начинаются рабочие сечения лопасти.

Все расчёты ведутся в системе единиц СИ.

Дополнительно определяются:

P - удельная нагрузка на площадь, ометаемую лопастями несущего винта

$$P = \frac{4mg}{\pi D^2},$$

k_T - коэффициент, учитывающий форму лопасти в плане при вычислении силы тяги винта (берется из таблицы 1.1)

Т а б л и ц а 1.1

Коэффициенты, учитывающие форму лопасти в плане при вычислении силы тяги винта и профильной составляющей мощности, идущей на его привод

η_l	1	1,5	2
k_T	1	0,978	0,962
k_p	1	0,957	0,923

$\sigma = f(\bar{r})$ - текущее значение коэффициента заполнения винта по заданной форме лопасти в плане.

Расчёт ведётся без учёта влияния сжимаемости воздуха по следующему алгоритму.

1. Определяется аэродинамический коэффициент силы тяги несущего винта:

$$C_T = \frac{2P}{\rho(\omega R)^2}.$$

2. Определяется коэффициент концевых и втулочных потерь по приближённой формуле Б.Н. Юрьева:

$$\kappa = 1 - 8 \frac{C_T}{k_{\text{л}}} - \bar{r}_0^2.$$

3. Определяется значение коэффициента подъёмной силы C_y профиля лопасти в характерном сечении, расположенном на относительном радиусе $r/R = 0,7$:

$$C_{y7} = \frac{3C_T}{\kappa \sigma_7 k_T}.$$

1.1. Расчёт крутки для винта с постоянным распределением по длине лопасти углов атаки сечений

Определяем для каждого радиуса \bar{r}

а) значение C_y , равное значению C_{y7}

$$C_y = \frac{3C_T}{\kappa \sigma_7 k_T} = \text{const по } \bar{r};$$

б) относительную индуктивную скорость

$$\bar{v}_1 = \sqrt{\frac{1}{8} \sigma C_y \bar{r}};$$

в) угол притекания

$$\beta^\circ = \text{arctg} \frac{\bar{v}_1}{\bar{r}};$$

г) находим текущее значение крутки лопасти как разность между углом притекания на радиусе \bar{r} и углом притекания в концевом сечении лопасти:

$$\Delta\varphi(\bar{r}) = \beta(\bar{r}) - \beta(\bar{r} = 1).$$

1.2. Расчёт крутки для компенсированного винта НЕЖ

Последовательно вычисляем:

а) относительную индуктивную скорость

$$\bar{v}_1 = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{C_T}{\kappa}} = \text{const по } \bar{r};$$

б) угол притекания

$$\beta^\circ = \text{arctg} \frac{\bar{v}_1}{\bar{r}};$$

в) текущее по длине лопасти значение C_y

$$C_y(\bar{r}) = C_{y7} \frac{\sigma_1}{\sigma(\bar{r})} \frac{0,7}{\bar{r}};$$

г) текущее значение угла атаки сечения лопасти:

- в зоне линейности $C_y(\alpha)$ имеем $\alpha = C_y/a_\infty$;
- в зоне нелинейности – углы атаки находятся по кривой $C_y(\alpha)$;
- в комлевых сечениях лопасти целесообразно ограничить значения C_y его безопасной величиной $C_{y \text{ без.}} = 0,9 C_{y \text{ max проф.}} \approx 1,1$ (для этих сечений расчёт крутки ведется по алгоритму I при $C_y = C_{y \text{ без.}}$);
- поляры аэродинамических профилей срединных и концевых сечений лопастей прилагаются (см. Приложение);
- величины $a_\infty = (dC_y/d\alpha)_{\lambda=\infty}$ приведены на полярах.

д) текущее значение угла установки сечения лопасти;

$$\varphi(\bar{r}) = \alpha(\bar{r}) + \beta(\bar{r});$$

е) значение потребной нелинейной крутки лопасти определяется по формуле

$$\Delta\varphi(\bar{r}) = \varphi(\bar{r}) + \varphi(\bar{r} = 1);$$

Далее строятся графики $\varphi(\bar{r})$ для винтов $C_y = \text{const}$ и НЕЖ. В полученном «коридоре» проводится линейризация закона $\Delta\varphi(\bar{r})$ (рис. 1). Иногда применяется двухступенчатый закон линейризации крутки (рис. 2). Относительный радиус, на котором осуществляется излом кривой $\Delta\varphi(\bar{r})$, обычно соответствует значениям 0,4...0,5. При этом суммарная величина крутки в каждом из двух полученных участков лопасти должна быть примерно одинаковой.

ж) вычисляется текущее значение линейризованной крутки лопасти $\Delta\varphi_{\text{лин}}$ как разность между текущим значением $\Delta\varphi(\bar{r})$ и значением $\Delta\varphi_7$ в характерном сечении лопасти

$$\Delta\varphi_{\text{лин}} = \Delta\varphi_1(\bar{r}) + \Delta\varphi_1(\bar{r} = 0,7);$$

з) абсолютное значение суммарной отрицательной крутки лопасти

$$|\Delta\varphi_{\text{лин}}(\bar{r})| = \Delta\varphi_{\text{лин}}(\bar{r}_0 = 0,2) - \Delta\varphi_{\text{лин}1}(\bar{r} = 1).$$

Замечание: при выборе линейного закона крутки следует исходить из того, что максимальная абсолютная крутка лопасти не должна превышать 10° – для металлических лопастей и 12° – для композитных лопастей (см. [1], стр. 38).

Результаты расчётов сводятся в таблицу 1. В итоге все геометрические характеристики лопасти представляются на графиках (рис. 3).

Расчет закона геометрической крутки лопасти несущего винта

	\bar{r}	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
	σ									
1.	а) C_y	<i>const</i>								
	б) \bar{v}_1									
	в) β^0									
	г) $\Delta\varphi^0$									
2.	а) \bar{v}_1	<i>const</i>								
	б) β^0	$C_y \leq 1,1$	$C_y \leq 1,1$							
	в) C_y									
	г) α^0	α^0, \bar{v}_1	α^0, \bar{v}_1							
	д) φ^0									
	е) $\Delta\varphi^0$									
	$\Delta\varphi_1^0$									0
	$\Delta\varphi_{\text{лин}}^0$						0			

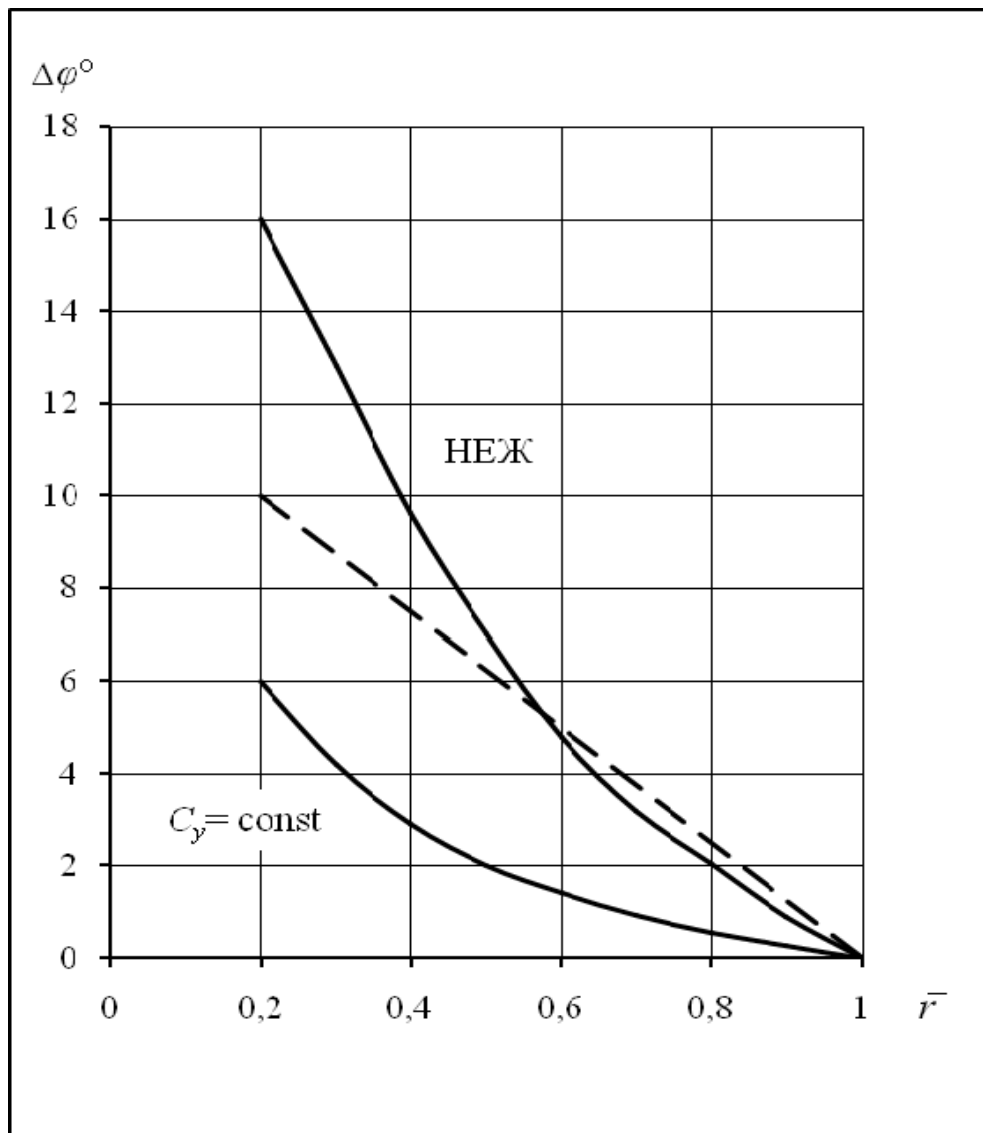


Рис. 1. Одноступенчатый закон крутки лопасти

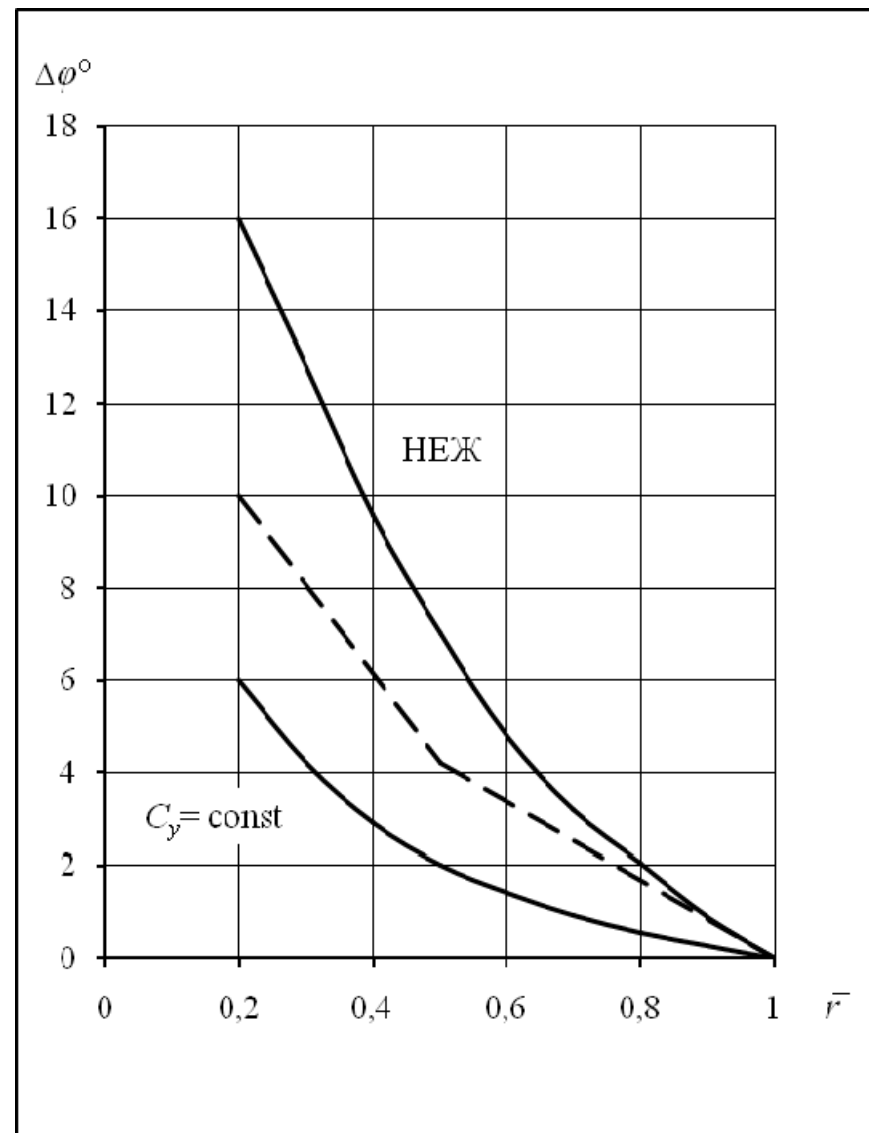


Рис. 2. Двухступенчатый закон крутки лопасти

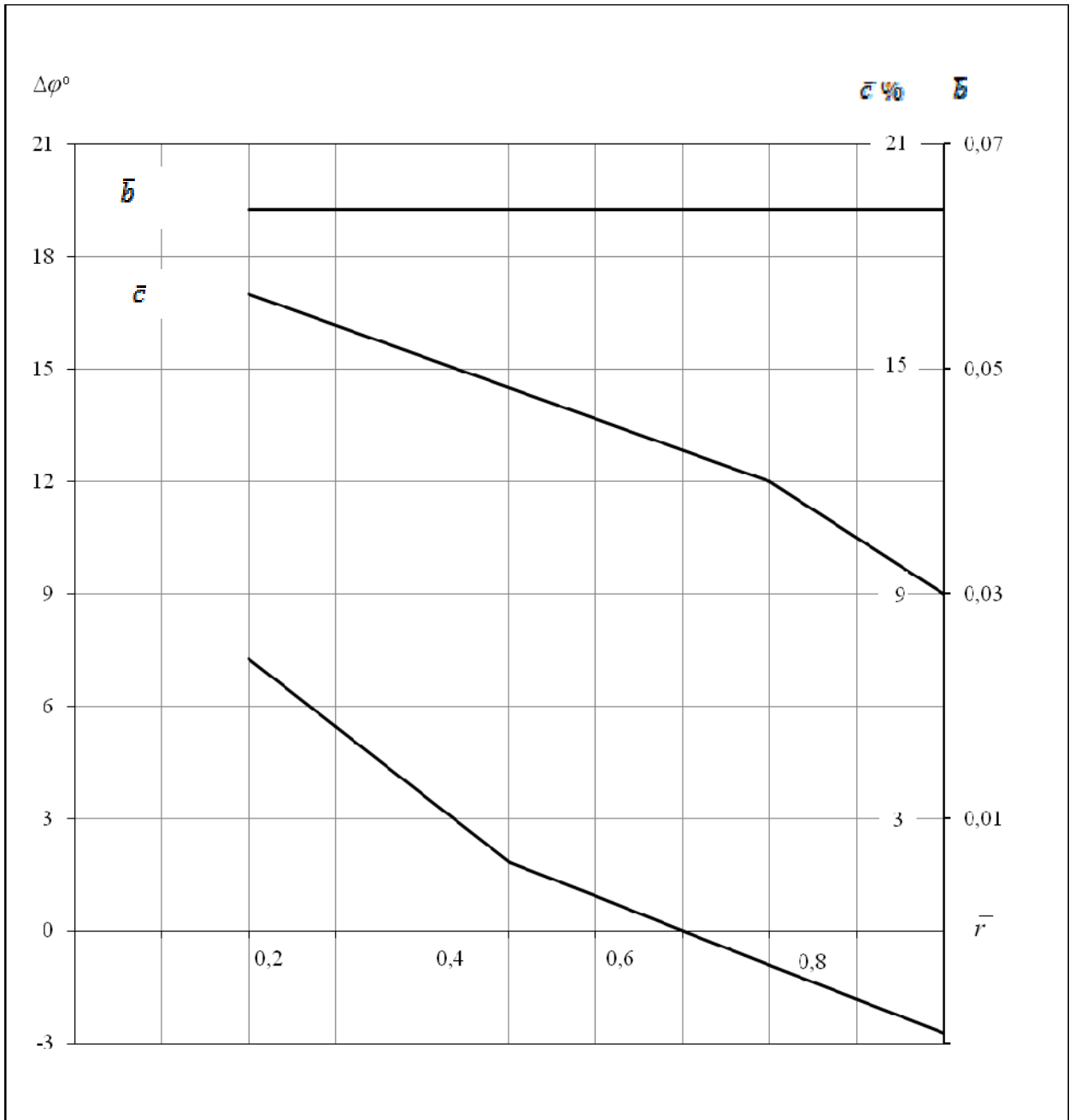


Рис. 3. Геометрические характеристики лопасти несущего винта вертолета

2. Расчёт поляры несущего винта на режиме висения вертолѐта

Во втором разделе курсовой работы проводится расчёт зависимостей

$$C_T = f(m_k, \varphi_7),$$

- где C_T – аэродинамический коэффициент силы тяги;
 m_k – аэродинамический коэффициент крутящего момента;
 φ_7 – угол установки лопасти в характерном сечении.

$$m_k = m_i + m_p.$$

- где m_i – коэффициент индуктивной мощности,
 m_p – коэффициент профильной мощности.

Для расчёта должны быть заданы:

- законы $|\Delta\varphi| = f(\bar{r})$; $\sigma = f(\bar{r})$;
- набор аэродинамических профилей по радиусу лопасти винта
- аэродинамические характеристики профилей

$$a_{\infty \text{ несж}} = \left(\frac{d C_y}{d \alpha} \right)_{\lambda=\infty} \left[\frac{1}{\rho a \Delta} \right], \quad C_{xp} = f(C_y, M).$$

Расчёт аэродинамических характеристик C_T и m_k ведѐтся по интегральным формулам путѐм численного интегрирования [1, 3].

Подынтегральные функции выражаются следующим образом:

$$\frac{d C_T}{d \bar{r}} = \sigma C_{y \text{ сж}} \bar{r}^2,$$

$$\frac{d m_k}{d \bar{r}} = \frac{d m_i}{d \bar{r}} + \frac{d m_p}{d \bar{r}},$$

$$\frac{d m_i}{d \bar{r}} = \sigma C_{y \text{ сж}} \bar{v}_1 \bar{r}^2,$$

$$\frac{d m_p}{d \bar{r}} = C_{xp} \sigma \bar{r}^3.$$

В записанных выражениях:

$$C_{y \text{ сж}} = a_{\infty \text{ сж}} (\varphi^0 - \beta^0),$$

где

$$a_{\infty \text{ сж}} = \frac{a_{\infty \text{ несж}}}{\sqrt{1 - M^2}}$$

M – текущее значение числа Маха

$$M = \frac{\omega r}{a} = \frac{\omega R}{a} \bar{r} = M_0 \bar{r},$$

M_0 – значение числа M на конце лопасти;

\bar{v}_1 - относительная индуктивная скорость в текущем сечении лопасти

$$\bar{v}_1 = -\frac{a_{\infty \text{ сж}} \sigma}{16} + \sqrt{\left(\frac{a_{\infty \text{ сж}} \sigma}{16}\right)^2 + \frac{a_{\infty \text{ сж}} \sigma \varphi^0 \bar{r}}{458}}$$

или

$$\bar{v}_1 = \frac{a_{\infty \text{ сж}} \sigma}{16} \left(\sqrt{1 + 0,559 \frac{\varphi^0 \bar{r}}{a_{\infty \text{ сж}} \sigma}} - 1 \right),$$

β° - угол притекания потока в текущем сечении лопасти

$$\beta^{\circ} = \text{arctg} \frac{\bar{v}_1}{\bar{r}},$$

α° - угол атаки потока в текущем сечении лопасти

$$\alpha^{\circ} = \varphi - \beta$$

Размерность a_{∞} в вышеприведённых формулах [1/рад]. Для всех сечений лопасти кроме концевых $a_{\infty} \approx 5,6$.

Расчёты ведутся для фиксированных значений угла установки φ_7 и сводятся в таблицы. В типовой таблице 2 указан порядок расчёта. Участок относительных радиусов $\bar{r} = 0 \dots 0,2$ занят втулкой, поперечные размеры рукавов которой равны приблизительно $0,2\sigma_7$, а коэффициент сопротивления $C_{xp} \approx 0,3$. Индуктивное сопротивление на этом участке отсутствует.

Вычисление аэродинамических характеристик ведётся по следующим формулам

$$C_T = \int_{\bar{r}_0}^{\bar{r}_k} d C_T = \int_{\bar{r}_0}^{\bar{r}_k} d C_T - \int_{\bar{r}_k}^{\bar{r}_0} d C_T = B \int_{\bar{r}_0}^{\bar{r}_k} d C_T,$$

где \bar{r}_k - условный радиус, на котором заканчиваются рабочие сечения лопасти, создающие тягу. Приблизённо предполагается, что кончики лопастей из-за концевых потерь в создании подъёмной силы не участвуют.

B - коэффициент, учитывающий концевые потери

$$B = 1 - \frac{\int_{\bar{r}_k}^{\bar{r}_0} d C_T}{\int_{\bar{r}_0}^{\bar{r}_k} d C_T} = 1 - \frac{\int_{\bar{r}_k}^{\bar{r}_0} \sigma C_y \bar{r}^2 d \bar{r}}{\int_{\bar{r}_0}^{\bar{r}_k} \sigma C_y \bar{r}^2 d \bar{r}} \approx 1 - \frac{1 - \bar{r}_k^3}{k_T (1 - \bar{r}_0^3)} \approx \bar{r}_1^2.$$

По Б.Н.Юрьеву [3]:

$$B \approx \bar{r}_1^2 \approx 1 - 8 \frac{C_T}{k_{\text{л}}}$$

где $k_{\text{л}}$ - где число лопастей винта.

Следовательно,

$$C_T = B \int_{\bar{r}_0}^1 d C_T = B C_T^* .$$

Здесь C_T^* – аэродинамический коэффициент силы тяги, вычисленный без учёта концевых потерь.

$$C_T^* = \int_{\bar{r}_0}^1 d C_T .$$

Значение коэффициента концевых потерь приближённо может быть вычислено через C_T^* , т.е.

$$B = 1 - 8 \frac{C_T^*}{k_{\text{л}}} .$$

Аэродинамический коэффициент крутящего момента вычисляется по интегральным формулам:

$$m_k = m_i + m_p ,$$

$$m_i = \int_{\bar{r}_0}^1 d m_i ,$$

$$m_p = \int_{\bar{r}_0}^1 d m_p .$$

На основании табличных данных ведётся численное определение интегралов (методом змейки или методом табличного интегрирования), либо интегрированием на ЭВМ. Расчёт выполняется для ряда значений угла установки $\varphi_7 = 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ$ и строится поляра несущего винта для режима висения $C_T = f(m_k, \varphi_7)$ (рис. 4).

Затем вычисляется относительный КПД винта

$$\eta_0 = \frac{C_T^{3/2}}{2 m_k}$$

и строится зависимость $\eta_0 = f(\varphi_7)$ (рис. 5).

Замечания:

1. При расчёте аэродинамического коэффициента силы тяги винта следует удерживать не менее трёх, а коэффициентов крутящего момента – не менее четырех – пяти значащих цифр после запятой.

2. Полученная поляра используется в расчёте вертикальной скороподъёмности вертолёт (раздел 4) для определения требуемых значений $m_{\text{кв}}$ на режиме висения вертолёт на заданной высоте H . Поэтому целесообразно функциональную зависимость $C_T(m_k)$ аппроксимировать на ЭВМ степенным рядом.

Порядок расчета аэродинамических характеристик несущего винта на режиме висения

$\varphi_7 = \text{const} = \dots$											
\bar{r}	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
σ	$0,2 \sigma_7$	$0,2 \sigma_7$						σ_7			
$\Delta\varphi^\circ$	—	—						φ_7			
φ°	—	—									
$a_{\infty \text{ несж}} [1/\text{рад}]$	—	—									
$M = M_0 \bar{r}$	—	—									
$\sqrt{1 - M^2}$	—	—									
$a_{\infty \text{ сж}}$	—	—									
\bar{v}_1	0	0									
β°	0	0									
α°	0	0									
$C_{y \text{ сж}}$	0	0									
C_{xp}	0,3	0,3									
$dC_T / d\bar{r}$	0	0									
$dm_i / d\bar{r}$	0	0									
$dm_p / d\bar{r}$	0	$0,6 \sigma_7 * 10^{-4}$									

C_T^*	B	C_T	m_i	m_p	m_k	η_0

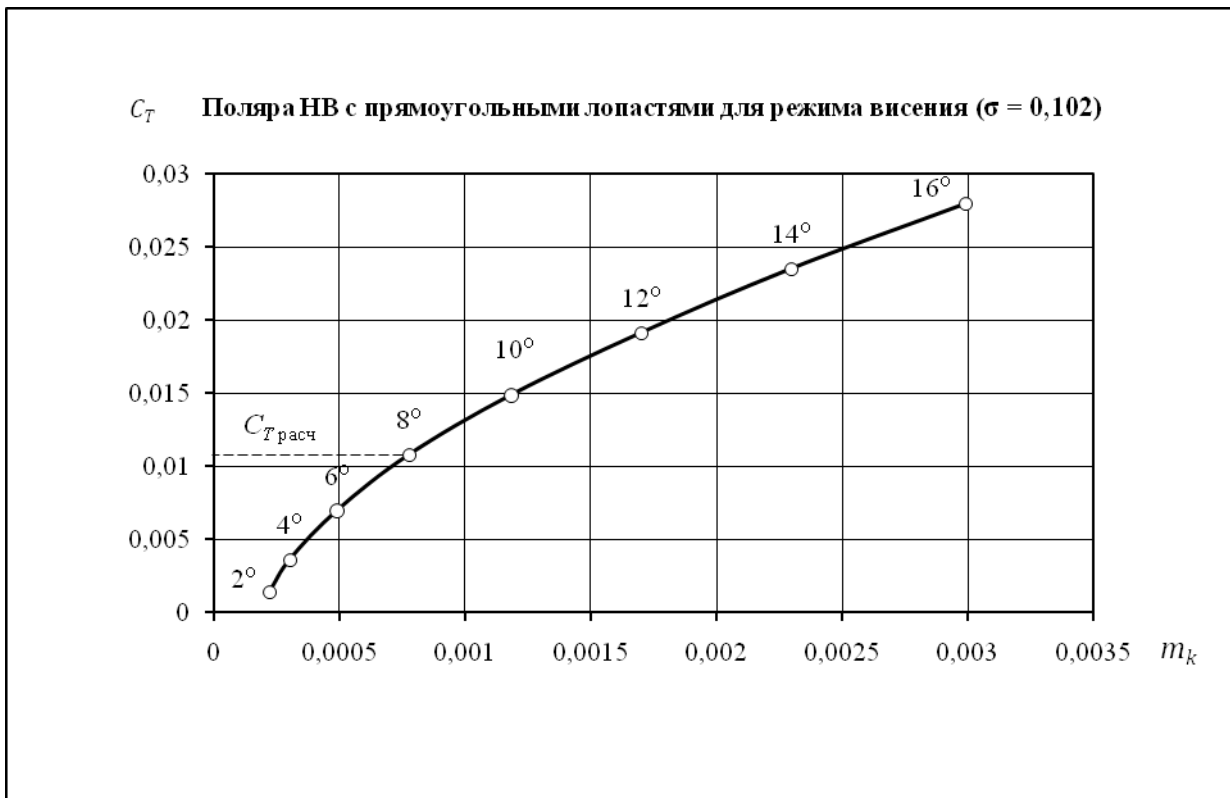


Рис. 4. График поляры несущего винта

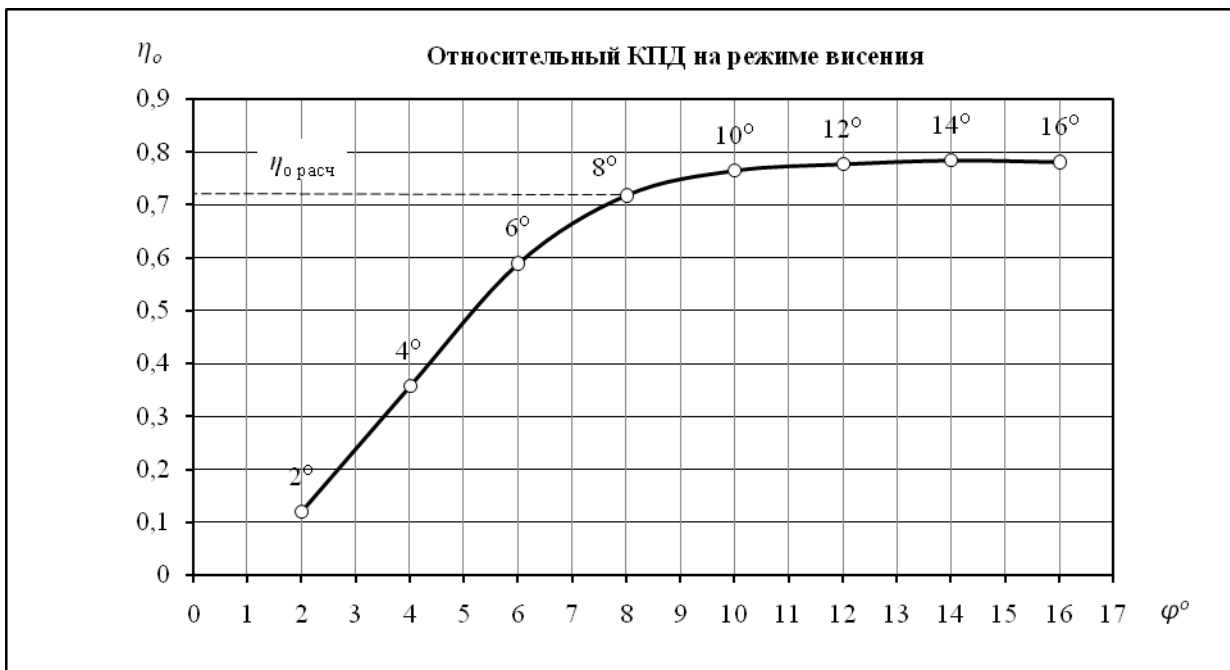


Рис. 5. График зависимости КПД несущего винта от угла установки характерного сечения лопасти

3. Расчёт энергетических затрат на привод рулевого винта

Расчёт потребной мощности на привод рулевого винта ведётся на режиме висения из условия:

$$T_{\text{рв}} = \zeta_{\text{упр}} \frac{M_{\text{кр}}}{L_{\text{рв}}}.$$

Здесь: $T_{\text{рв}}$ – потребная сила тяги рулевого винта,

$M_{\text{кр}}$ – крутящий момент на валу несущего винта, равный по величине реактивному,

$L_{\text{рв}}$ – расстояние между осями несущего и рулевого винтов.

Коэффициент $\zeta_{\text{упр}}$ учитывает необходимый запас тяги рулевого винта на управление вертолётom. Обычно $\zeta_{\text{упр}} \approx 1,15$.

Крутящий момент на валу НВ находится по формуле:

$$M_{\text{кр}} = \xi \frac{N_{\text{дв ном}} [\text{кВт}] 10^3}{\omega}.$$

Здесь ξ – коэффициент использования мощности, определяемый схемой вертолётa.

Для одновинтового вертолётa $\xi \approx 0,8$.

Потребная мощность на привод рулевого винта при $\zeta_{\text{упр}} = 0$ может быть найдена из формулы:

$$T_{\text{рв}} = \left(1,39 \sqrt{\Delta} D_{\text{рв}} N_{\text{рв}} 10^3 [\text{кВт}] \eta_{\text{о рв}} \right)^{2/3}.$$

В расчёте можно принять $\eta_{\text{о рв}} \approx 0,65$; $\Delta = 1$.

$$N_{\text{рв}} = \frac{T_{\text{рв}}^{3/2}}{1,39 \sqrt{\Delta} D_{\text{рв}} \eta_{\text{о}}}; \quad \bar{N}_{\text{рв}} = \frac{N_{\text{рв}}}{N_{\text{дв ном}}}.$$

У лёгких вертолётov $\bar{N}_{\text{рв}} \approx 0,06 - 0,07$; у тяжёлых – $\bar{N}_{\text{рв}} \approx 0,1 - 0,12$.

4. Расчёт лётных характеристик вертолёта на режиме вертикального взлёта

4.1. Расчёт вертикальной скороподъёмности вертолёта.

Целью данного расчёта является определение зависимости вертикальной скороподъёмности вертолёта от высоты $V_y = f(H)$ и нахождение практического потолка висения вертолёта.

Для расчёта должно быть задано:

m [кг]; ωR [м/с]; D [м]; $N_{\text{дв ном}}$ [кВт] при $H = 0$, ξ – коэффициент использования мощности ($\xi = 0,8$), $A = f(H)$ – функция, определяющая изменение мощности двигателя по высоте (высотная характеристика). Для невысотных газотурбинных двигателей величина A приближённо может быть определена по формуле

$$A = 1 - 0,07H; \quad 0 \leq H \leq 5 \text{ км.}$$

Расчёт ведётся по следующему алгоритму.

1. Определяется C_T для фиксированной высоты H

$$C_T = \frac{2P}{\rho_H (\omega R)^2} = \frac{C_{T(H=0)}}{A}.$$

2. Для найденного значения C_T определяется потребное для висения значение $m_{\text{кв}}$ по полюре несущего винта (см. рис. 4). Для этого необходимо построить зависимость $m_k = f(C_T)$. При выполнении расчётов в *Microsoft Excel* полученную кривую рекомендуется аппроксимировать полиномом четвёртой степени. Из уравнения полинома найти необходимые значения $m_{\text{кв}}$.

3. Определяется мощность, потребная для висения вертолёта на данной высоте

$$N_{\text{в потр}} = m_{\text{кв}} \frac{\rho (\omega R)^3}{2} \pi R^2 \times 10^{-3} \text{ [кВт]}.$$

4. Расчёт выполняется для ряда высот и строится кривая $N_{\text{в потр}} = f(H)$ (рис. 6).

5. На этот же график наносится кривая располагаемой мощности $N_{\text{расп}} = f(H)$

$$N_{\text{расп}} = \xi A N_{\text{дв ном}}(H = 0).$$

6. Для каждой высоты H находится избыточная мощность

$$\Delta N = N_{\text{расп}} - N_{\text{в потр}} \text{ [кВт]}$$

и определяется вертикальная скороподъёмность по следующим формулам [1]:

$$\tilde{V}_{\text{уф}} = \frac{\Delta N * 10^3}{G v_{1в}}, \quad \text{где } G = mg,$$

$$v_{1B} = \sqrt{\frac{P}{2\kappa\rho}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{C_T}{\kappa}} \omega R, \quad \kappa = 1 - 8 \frac{C_T}{k_{\text{л}}} - \bar{r}_0^2,$$

$$k = \frac{\tilde{V}_{\text{уф}} + 2}{\tilde{V}_{\text{уф}} + 1}, \quad V_y = k \tilde{V}_{\text{уф}} v_{1B} = \frac{\tilde{V}_{\text{уф}} + 2}{\tilde{V}_{\text{уф}} + 1} \tilde{V}_{\text{уф}} v_{1B}.$$

Все расчёты сводятся в таблицу 3, и строится кривая вертикальной скороподъёмности вертолѐта (рис. 7). На кривой $H(V_y)$ отмечается теоретический потолок висения и определяется практический потолок, при котором скороподъёмность вертолѐта составляет 0,5 м/сек.

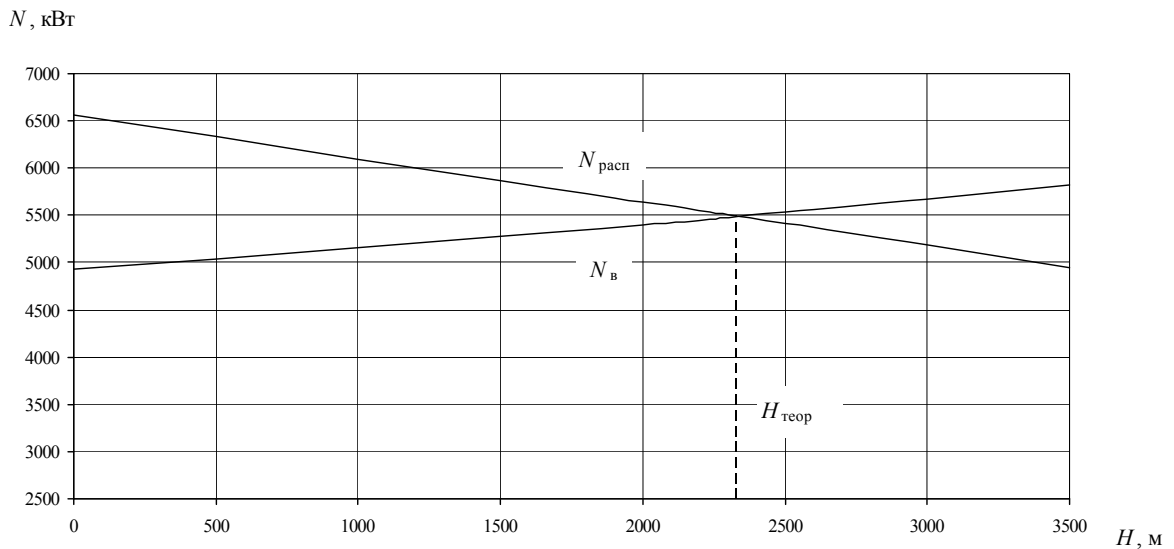


Рис. 6. Зависимости потребляемой и располагаемой мощностей от высоты полета над землей

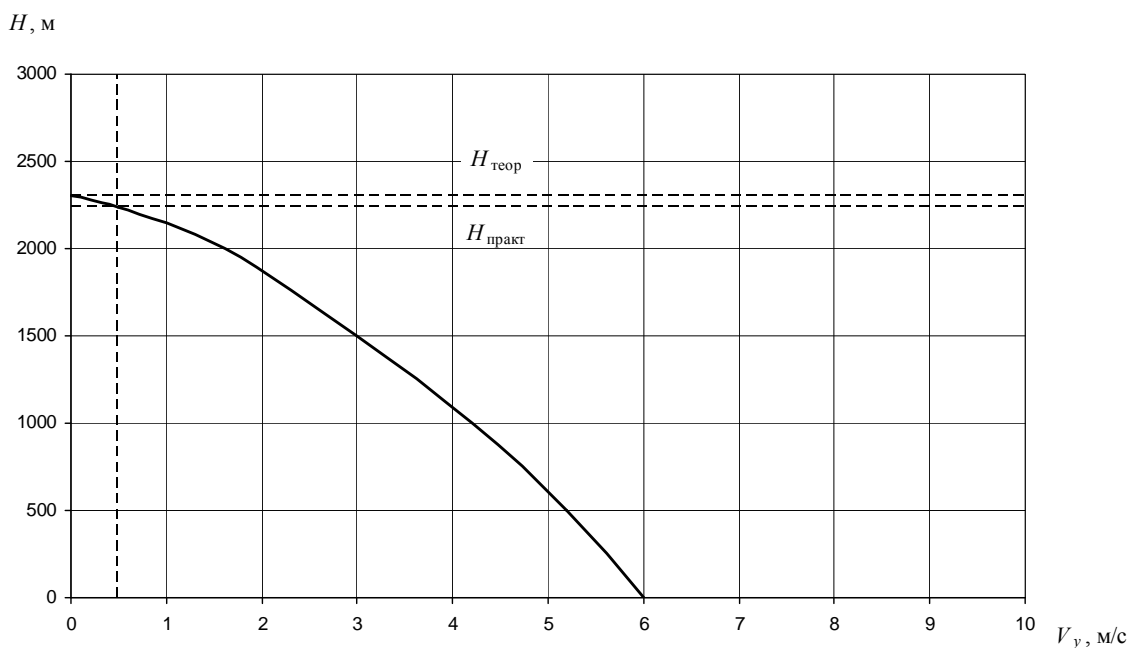


Рис. 7. Кривая вертикальной скороподъёмности вертолѐта

Т а б л и ц а 3

Порядок расчета вертикальной скороподъемности вертолета

$H, \text{ м}$	0	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000	4500	5000
ρ	1,226	1,168	1,112	1,058	1,007	0,957	0,909	0,864	0,820	0,777	0,737
A	1	0,965	0,93	0,895	0,86	0,825	0,79	0,755	0,72	0,685	0,65
C_T											
$m_{кв}$											
$N_{\theta}, \text{ кВт}$											
$N_{\text{расп}}, \text{ кВт}$											
$\Delta N, \text{ кВт}$											
$\kappa(\text{кана})$											
$v_{1в}, \text{ м/с}$											
$\tilde{V}_{y\phi}, \text{ м/с}$											
k											
$V_y, \text{ м/с}$											
$t, \text{ с}$											

4.2. Расчёт барограммы взлёта вертолётa

Барограмма взлёта представляет собой зависимость высоты H от времени взлёта t . Обычно при расчёте барограммы в качестве функции выбирают время набора высоты, а в качестве аргумента – саму высоту. Расчёт ведётся по интегральной формуле:

$$t(\text{мин}) = \frac{1}{60} \int_0^H \frac{dH}{V_y(H)}.$$

Для каждого значения ΔH определяют по кривой $H(V_y)$ среднее значение скорости $V_{y\text{ср}}$ и определяют время в виде интегральной суммы:

$$t = \frac{1}{60} \sum_0^H \frac{1}{V_{y\text{ср}}} \Delta H.$$

Удобнее всего полученный закон $H(V_y)$ затабулировать в виде зависимости $H(1/V_y)$ и провести численное интегрирование на ЭВМ. По найденной зависимости $H(t)$ находится время вертикального подъёма вертолётa на практический потолок (рис. 8).

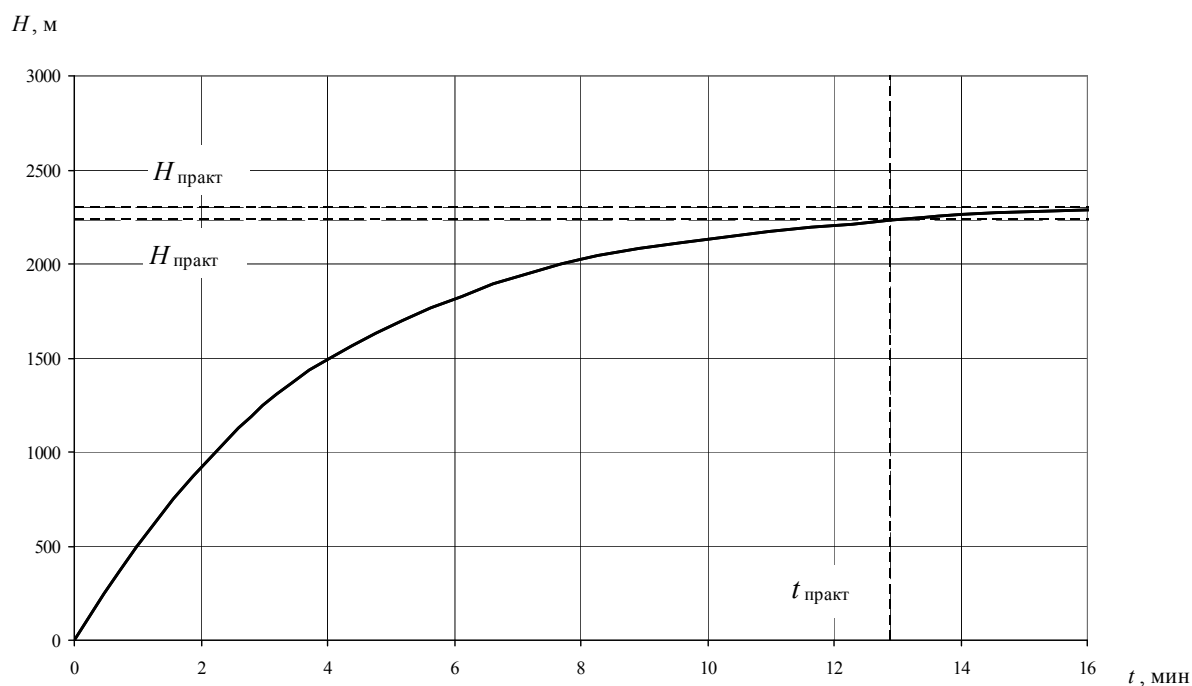


Рис. 8. К определению времени вертикального подъёма вертолётa на практический ПОТОЛОК

5. Максимальный вес вертолѐта в зоне влияния воздушной подушки

5.1. Расчѐт максимальной массы вертолѐта в перегрузочном варианте

В этом разделе вычисляется предельная взлѐтная масса вертолѐта у земли ($H = 0$) при номинальной мощности двигателей.

Исходными данными для расчѐта являются:

$N_{\text{дв ном}} (H = 0)$, ωR [м/с], D [м], ζ – коэффициент использования мощности ($\zeta = 0,8$), H [м] – высота висения вертолѐта у земли.

Определяется масса вертолѐта в перегрузочном варианте при $H = 0$ вне влияния земли ($\rho_0 = 1,226 \text{ кг/м}^3$, $H = 0 \text{ м}$) по следующему алгоритму.

1. Вычисляется

$$m_k = \xi \frac{2N_{\text{дв ном}} 10^3}{\rho_0 (\omega R)^3 \pi R^2}.$$

2. Для найденного m_k по поляре несущего винта находится C_T и угол установки лопастей φ_7° .

3. Вычисляется вес вертолѐта

$$G = T = C_T \frac{\rho_0 (\omega R)^2}{2} \pi R^2.$$

4. Вычисляется масса вертолѐта в перегрузочном варианте без учёта влияния земли:

$$m_{\text{пер}} = \frac{G}{g}.$$

5.2. Расчѐт предельной массы вертолѐта в условиях влияния земли

Составим формулы для коэффициентов m_k в присутствии земли (m_{kH}) и вне её влияния (m_k).

$$m_{kH} = \frac{J_v}{2\kappa^{3/2}} \zeta_H C_{TH}^{3/2} + \frac{k_p C_{xp7H} \sigma_7}{4},$$

$$m_k = \frac{J_v}{2\kappa^{3/2}} C_T^{3/2} + \frac{k_p C_{xp7} \sigma_7}{4}.$$

Здесь ζ_H – коэффициент индукции, учитывающий влияние близости земли.

Из условия $N = \text{const}$ и $\omega R = \text{const}$ у земли и вне её влияния следует $m_{kH} = m_k$.

Учитывая также, что

$$C_{TH} \approx 0,313 \sigma_7 C_{y7H} k_T,$$

$$C_T \approx 0,313 \sigma_7 C_{y7} k_T,$$

Получим после преобразований, приравнивая выражения для m_{kH} и m_k

$$\frac{C_{TH}}{C_T} = \left(\frac{1}{\zeta_H} \right)^{2/3} \left(1 - 2,6 \frac{k_p}{k_T^{3/2} J_v} \frac{C_{xp7H} - C_{xp7}}{C_{y7}^{3/2}} \frac{1}{\sqrt{\sigma_7}} \right)^{2/3}.$$

Значения ζ_H приведены в таблице 4.

Порядок расчёта следующий:

1. Определяется относительная высота висения вертолѐта у земли:

$$\bar{H} = \frac{H}{R}$$

и по таблице 4 находится значение коэффициента ζ_H .

2. Вычисляется значение C_{TH}/C_T первого приближения по формуле:

$$\frac{C_{TH}}{C_T} = \left(\frac{1}{\zeta_H} \right)^{2/3}.$$

3. Определяется значение C_{y7} при висении вертолѐта вне влияния земли

$$C_{y7} = \frac{3C_T}{\kappa \sigma_7 k_T},$$

где величина C_T определена при расчёте массы вертолѐта в перегрузочном варианте без учёта влияния земли.

$$\kappa = 1 - 8 \frac{C_T}{k_{\text{л}}} - \bar{r}_0^2.$$

4. По найденному C_{y7} по поляре профиля в характерном сечении лопасти находим C_{xp7} .

5. Учитывая, что

$$C_{y7H} = C_{y7} \frac{C_{TH}}{C_T},$$

найдем C_{y7H} второго приближения:

$$C_{y7H} = C_{y7} \left(\frac{1}{\zeta_H} \right)^{2/3}.$$

6. По поляре профиля находим C_{xp7H} второго приближения.

7. Вычисляем значение C_{TH}/C_T второго приближения по формуле:

$$\frac{C_{TH}}{C_T} = \left(\frac{1}{\zeta_H} \right)^{2/3} \left(1 - 2,6 \frac{k_p}{k_T^{3/2} J_v} \frac{C_{xp7H} - C_{xp7}}{C_{y7}^{3/2}} \frac{1}{\sqrt{\sigma_7}} \right)^{2/3}.$$

В расчёте можно приближённо принять

$$\frac{k_p}{k_T^{3/2} J_v} \approx 1.$$

8. Далее уточняются значения C_{y7H} и C_{xp7H} второго приближения, и вычисляется C_{TH}/C_T третьего приближения.

Расчёт ограничивается тремя приближениями.

9. Расчётное значение $(C_{TH}/C_T)^*$ определяется как среднее арифметическое C_{TH}/C_T второго и третьего приближений:

$$\left(\frac{C_{TH}}{C_T}\right)^* = \frac{(C_{TH}/C_T)^{II} + (C_{TH}/C_T)^{III}}{2}.$$

10. Определяется масса вертолѐта в перегрузочном варианте в зоне влияния земли

$$m_H = m \left(\frac{C_{TH}}{C_T}\right)^*.$$

11. Выписываются значения массы: $m_{исх}$, $m_{пер}$, m_H .

Л и т е р а т у р а

1. Шайдаков В.И. Аэродинамический расчёт вертолѐта. Учебное пособие к практическим занятиям. – М.:МАИ, 1988.

2. Шайдаков В.И. Аэродинамическое проектирование лопастей воздушного винта. – М.:МАИ, 1995.

3. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчёт вертолѐта. – М.:Оборонгиз, 1956.

Приложения

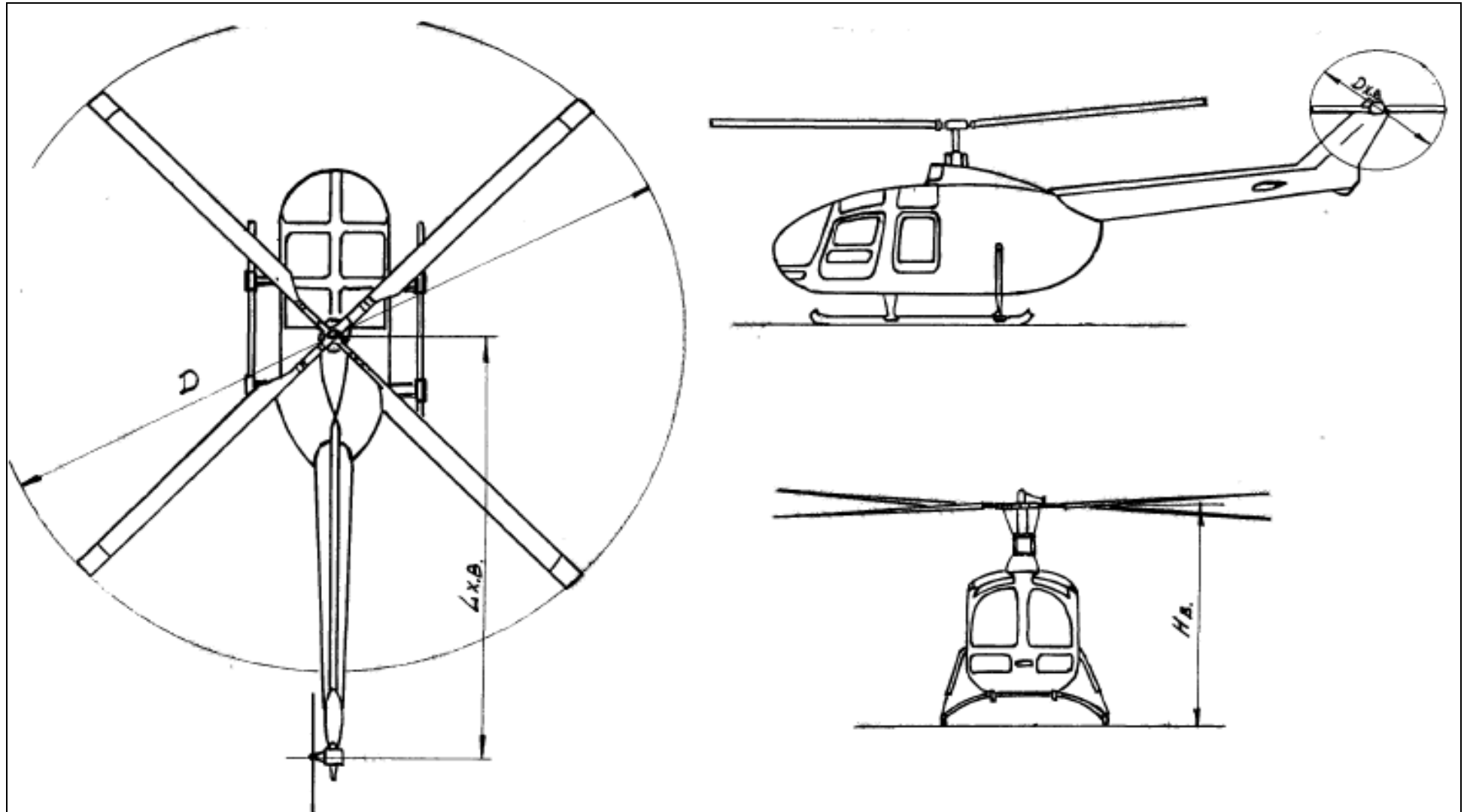
1. Таблица стандартной атмосферы и высотной характеристики ТВД

$H, \text{ м}$	$\rho, \text{ кг/м}^3$	$\Delta = \rho_0/\rho$	A
0	1,226	1,0000	1
500	1,168	0,9529	0,965
1000	1,112	0,9074	0,93
1500	1,058	0,8637	0,895
2000	1,007	0,8216	0,86
2500	0,957	0,7810	0,825
3000	0,909	0,7421	0,79
3500	0,864	0,7046	0,755
4000	0,820	0,6686	0,72
4500	0,777	0,6340	0,685
5000	0,737	0,6008	0,65

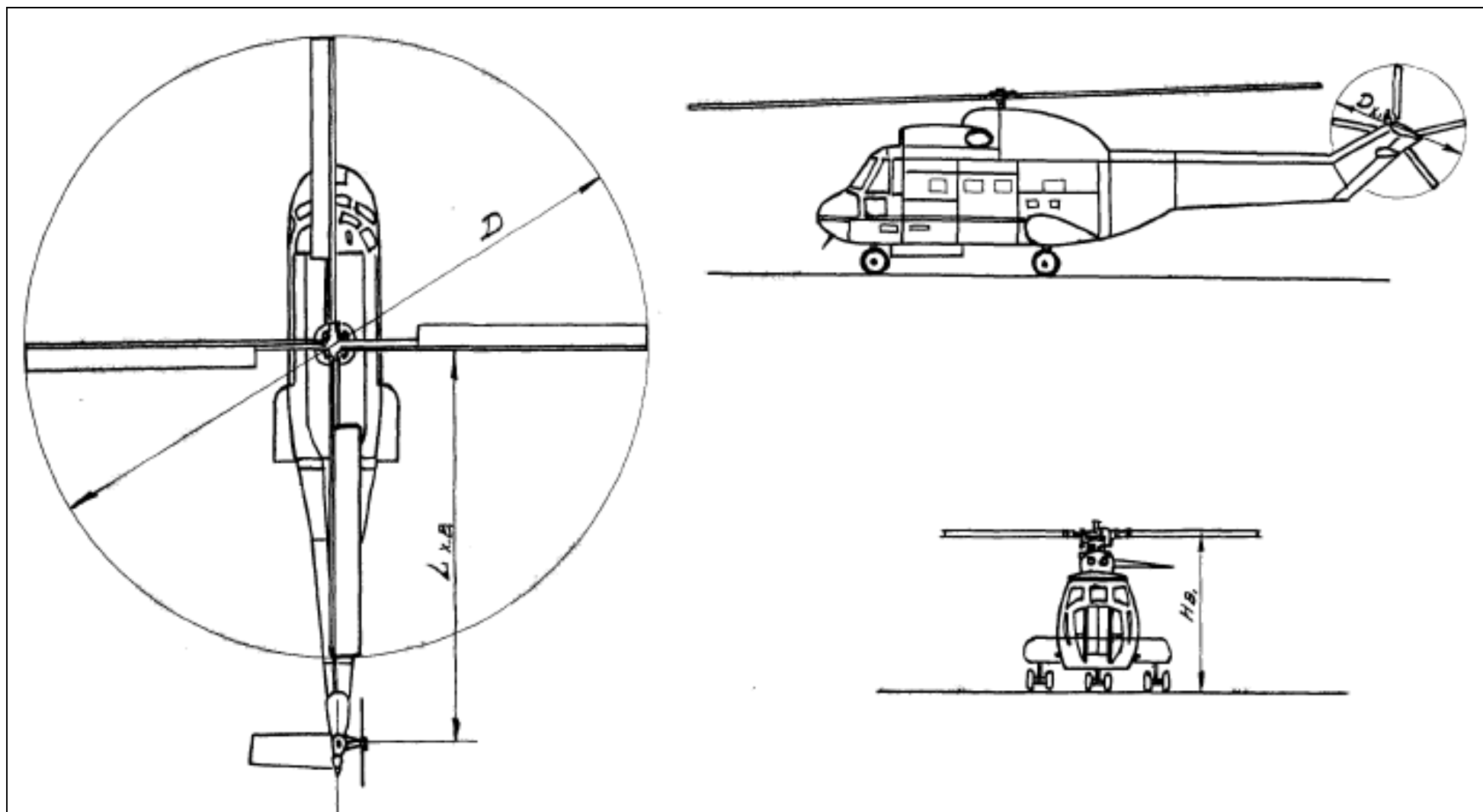
2. Таблица коэффициентов влияния земли

$\bar{H} = \frac{H}{R}$	ζ_H
0,20	0,523
0,25	0,532
0,30	0,549
0,35	0,569
0,40	0,590
0,45	0,612
0,50	0,633
0,55	0,653
0,60	0,673
0,65	0,692
0,70	0,709
0,75	0,725
0,80	0,741
0,85	0,755
0,90	0,768
0,95	0,781
1,00	0,792

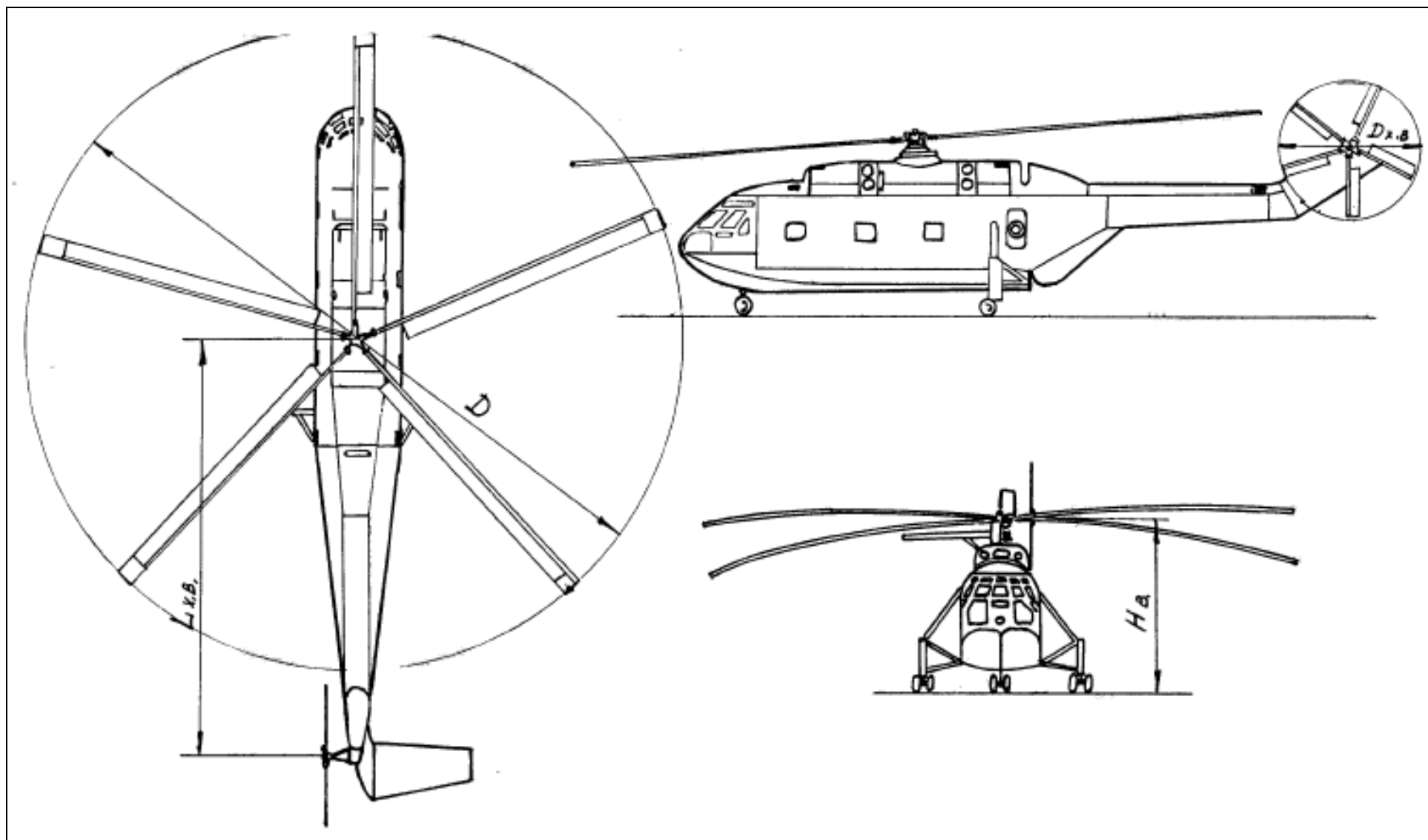
3. Варианты типов вертолётов



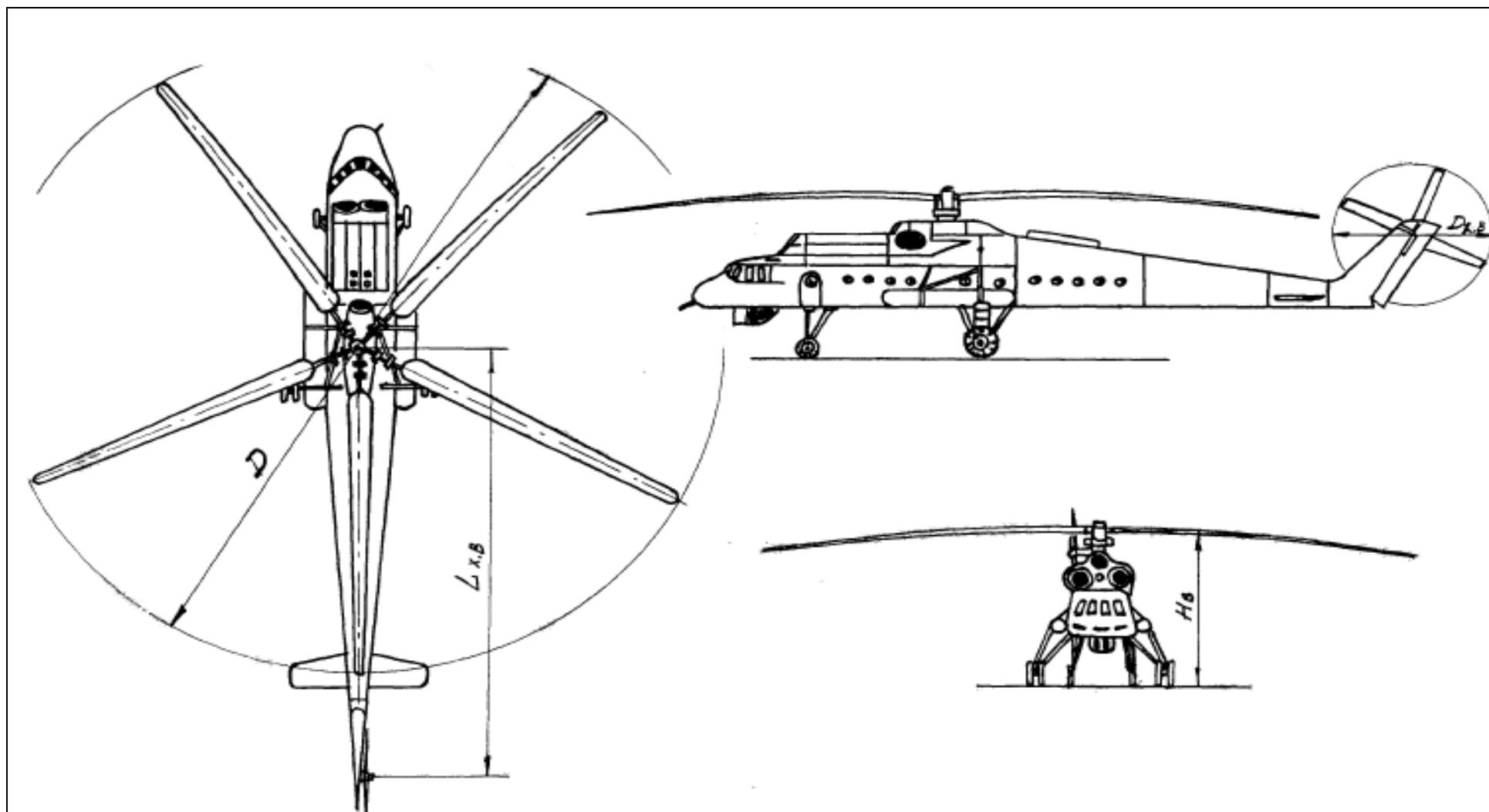
1. Лёгкий многоцелевой вертолёт



2. Военный многоцелевой вертолёт



3. Тяжёлый транспортный вертолёт



4. Вертолёт – кран

4. Варианты исходных данных

1. Лёгкий многоцелевой вертолёт

№ варианта	Масса вертолёта m , кг	Двигатели			Параметры несущего винта				Рулевой винт		Высота	
		Тип	Число	Мощность одного двигателя N , кВт	Диаметр D , м	Число лопастей $k_{л}$	Заполнение σ_7	Окружная скорость ωR , м/с	Диаметр $D_{рв}$, м	Расстояние от оси Н.В. $L_{рв}$, м	Вертолёта, м	Висения у земли H , м
1	1000	ТВД	1	190	10	2	0,045	170	1,6	6,0	2,8	4,0
2	1500	ТВД	1	220	13	2	0,045	170	1,8	7,6	2,8	4,0
3	1750	ТВД	1	300	13	3	0,050	180	1,9	7,6	3,0	4,1
4	2000	ТВД	1	330	13	3	0,050	180	2,0	7,7	3,1	4,2
5	2250	ТВД	1	370	14	3	0,055	190	2,1	8,8	3,2	4,3
6	2500	ТВД	1	400	14	3	0,055	190	2,2	8,8	3,2	4,4

2. Военный многоцелевой вертолёт.

№ варианта	Масса вертолёта m , кг	Двигатели			Параметры несущего винта				Рулевой винт		Высота	
		Тип	Число	Мощность одного двигателя N , кВт	Диаметр D , м	Число лопастей $k_{л}$	Заполнение σ_7	Окружная скорость ωR , м/с	Диаметр $D_{рв}$, м	Расстояние от оси Н.В. $L_{рв}$, м	Вертолёта, м	Висения у земли H , м
1	4000	ТВД	2	370	16	3	0,055	190	2,5	9,5	4,2	5,2
2	4500	ТВД	2	450	15	3	0,060	195	2,6	9,0	4,4	5,4
3	5000	ТВД	2	520	16	3	0,065	200	2,7	9,4	4,6	5,6
4	5500	ТВД	2	600	16,5	4	0,067	205	2,8	9,8	4,8	5,8
5	6000	ТВД	2	670	17	4	0,070	210	2,9	10,1	5,0	6,0
6	6500	ТВД	2	750	17,5	4	0,072	210	3,0	10,5	5,2	6,2

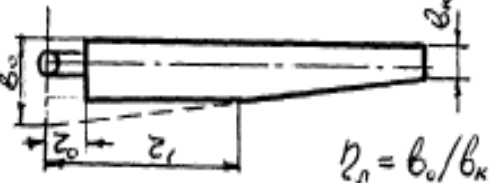
3. Тяжёлый транспортный вертолёт

№ варианта	Масса вертолёта m , кг	Двигатели			Параметры несущего винта				Рулевой винт		Высота	
		Тип	Число	Мощность одного двигателя N , кВт	Диаметр D , м	Число лопастей $k_{л}$	Заполнение σ_7	Окружная скорость ωR , м/с	Диаметр $D_{рв}$, м	Расстояние от оси Н.В. $L_{рв}$, м	Вертолёта, м	Висения у земли H , м
1	7000	ТВД	2	900	16	5	0,080	200	3,0	9,7	5,5	6,5
2	8000	ТВД	2	1000	17	5	0,085	200	3,2	10,3	5,6	6,6
3	9000	ТВД	2	1100	17,5	5	0,085	200	3,4	10,6	5,7	6,7
4	10000	ТВД	2	1250	18	5	0,090	200	3,6	11,0	5,8	6,8
5	11000	ТВД	2	1400	19	6	0,095	200	3,8	11,6	5,9	6,9
6	12000	ТВД	2	1600	20	6	0,100	200	4,0	12,2	6,0	7,0

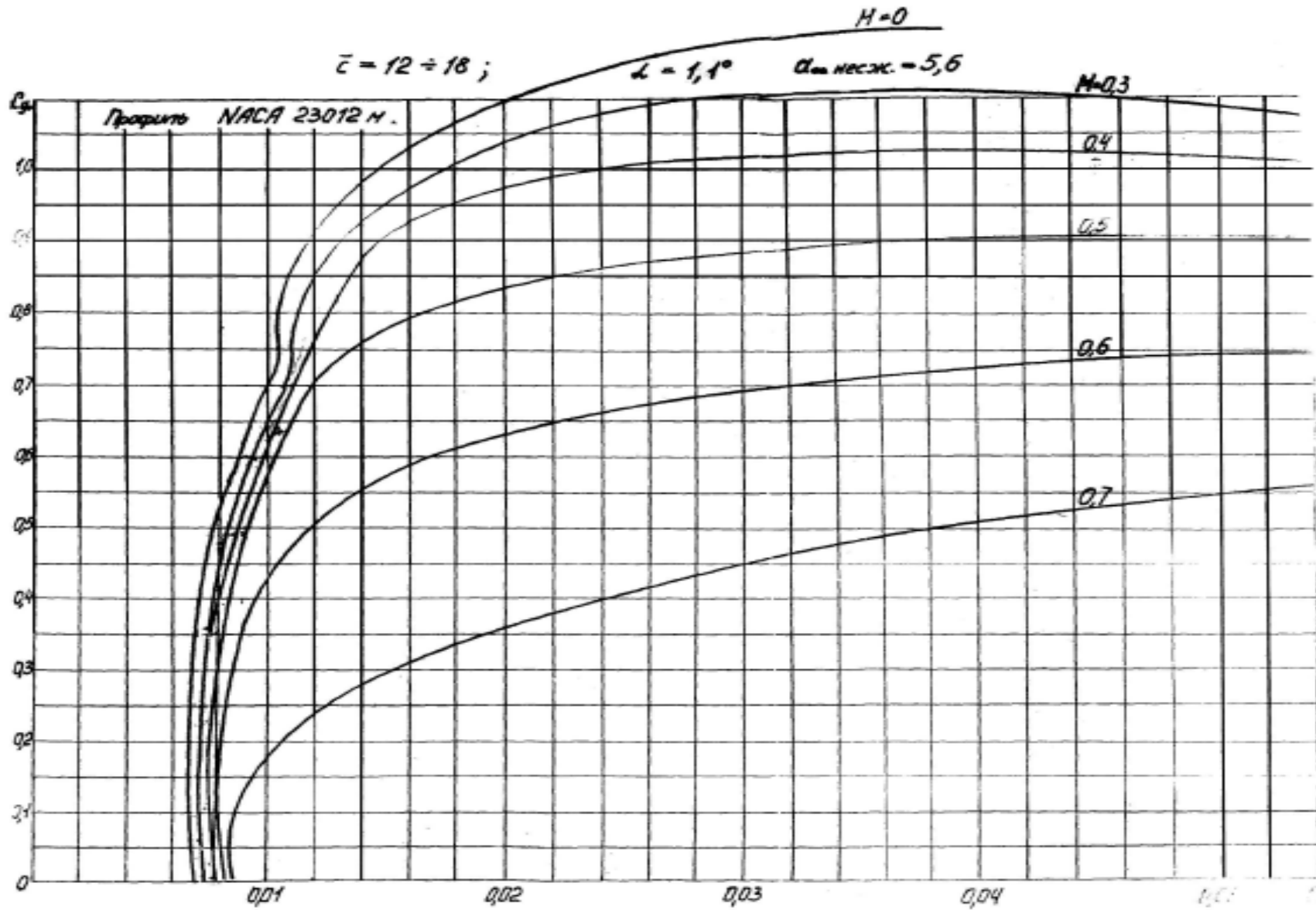
4. Вертолёт – кран

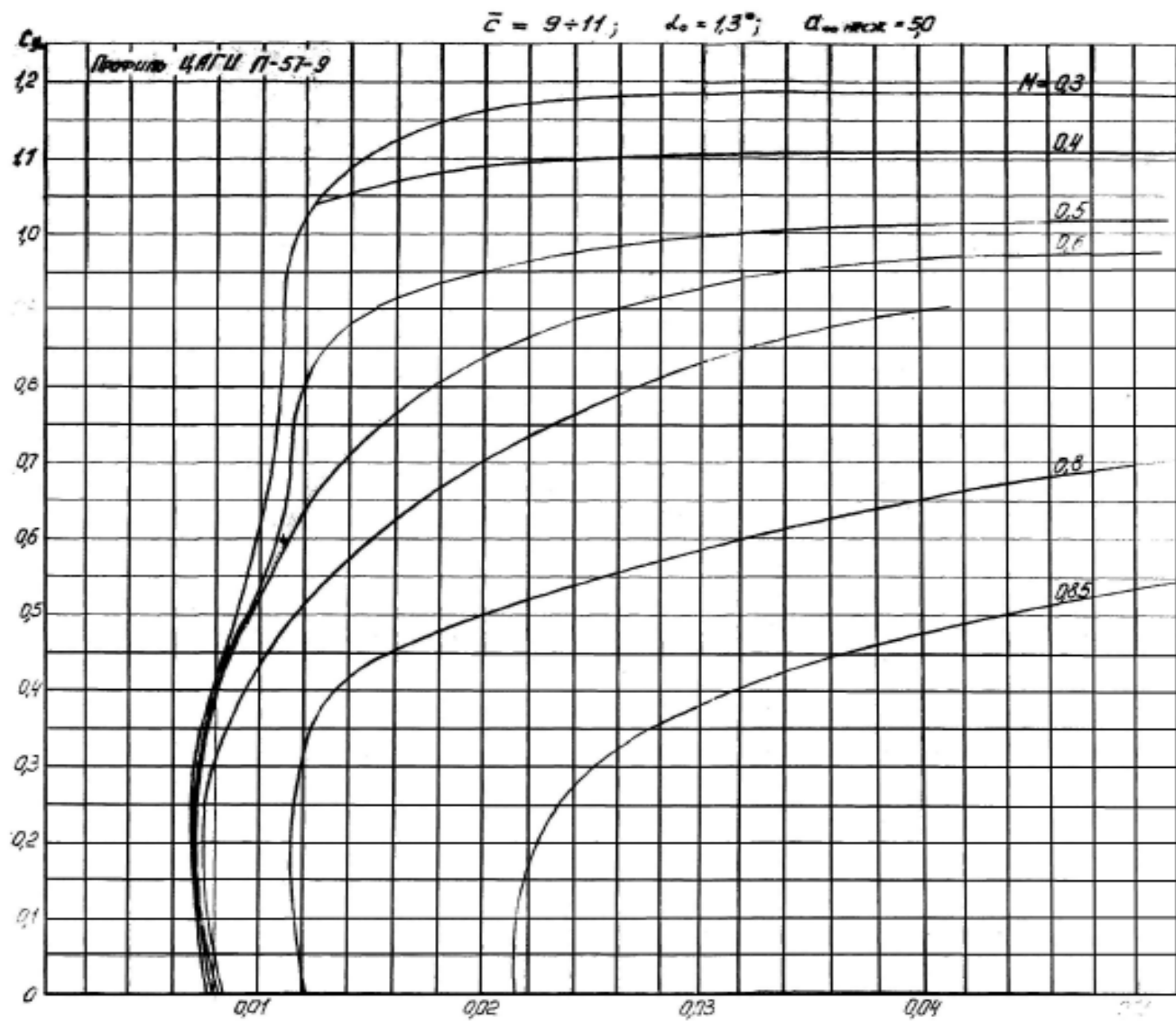
№ варианта	Масса вертолёта m , кг	Двигатели			Параметры несущего винта				Рулевой винт		Высота	
		Тип	Число	Мощность одного двигателя N , кВт	Диаметр D , м	Число лопастей $k_{л}$	Заполнение σ_7	Окружная скорость ωR , м/с	Диаметр $D_{рв}$, м	Расстояние от оси Н.В. $L_{рв}$, м	Вертолёта, м	Висения у земли H , м
1	25000	ТВД	2	3100	28	5	0,100	200	5,6	17,0	6,3	7,3
2	30000	ТВД	2	4100	30	5	0,102	200	5,8	18,1	6,5	7,5
3	35000	ТВД	2	4800	32	6	0,100	210	6,0	19,2	6,7	7,7
4	40000	ТВД	2	5500	33,5	6	0,103	210	6,2	20,1	7,0	8,0
5	45000	ТВД	3	4300	35	6	0,106	210	6,4	20,9	7,3	8,3
6	50000	ТВД	3	4800	36	6	0,110	210	6,6	21,5	7,5	8,5

5. Варианты геометрических характеристик лопастей несущего винта.

№ п/п	Тип лопастей несущего винта	<p style="text-align: center;">Форма в плане</p> 	<p style="text-align: center;">Относительная толщина профиля в сечении лопастей</p> $\bar{c} = \frac{c}{b} \cdot 100\%$	<p style="text-align: center;">Профиль для всех типов лопастей</p>
1	Лопасты с прессованным дюралевым лонжероном	<p style="text-align: center;">Прямоугольная</p> $\bar{r}_0 = 0,22; \eta_n = 1$	$\bar{r} = \bar{r}_0 \div 0,3; \bar{c} = 17,5 \%$ $\bar{r} = 0,3 \div 0,5; \bar{c} = 14,5 \%$ $\bar{r} = 0,5 \div 0,9; \bar{c} = 13 \%$ $\bar{r} = 0,9 \div 1,0; \bar{c} = 11 \%$	$\bar{r} = \bar{r}_0 \div 0,9$ <i>NACA-230M</i> $\bar{r} = 0,9 \div 1,0$ ЦАГИ П-57-9
2	Лопасты металлические	<p style="text-align: center;">Трапецевидная ($\bar{r}_1 = 0$)</p> а) $\bar{r}_0 = 0,22; \eta_n = 1,5;$ б) $\bar{r}_0 = 0,25; \eta_n = 2$	$\bar{r} = \bar{r}_0 \div 0,4; \bar{c} = 17 \%$ $\bar{r} = 0,4 \div 0,8; \bar{c} = 12 \%$ $\bar{r} = 0,8 \div 1,0; \bar{c} = 9 \%$	$\bar{r} = \bar{r}_0 \div 0,8$ <i>NACA-230M</i> $\bar{r} = 0,8 \div 1,0$ ЦАГИ П-57-9
3	Композитные лопасти	<p style="text-align: center;">Смешанная</p> а) $\bar{r}_0 = 0,22; \bar{r}_1 = 0,4; \eta_n = 1,5;$ б) $\bar{r}_0 = 0,25; \bar{r}_1 = 0,5; \eta_n = 2$	$\bar{r} = \bar{r}_0 \div \bar{r}_1; \bar{c} = 17 \%$ $\bar{r} = \bar{r}_1 \div 0,8; \bar{c} = 12 \%$ $\bar{r} = 0,8 \div 1,0; \bar{c} = 9 \%$	$\bar{r} = \bar{r}_0 \div 0,8$ <i>NACA-230M</i> $\bar{r} = 0,8 \div 1,0$ ЦАГИ П-57-9

6. Поляры аэродинамических профилей





О г л а в л е н и е

	Стр.
Введение	2
1. Геометрические характеристики лопастей несущего винта	3
1.1. Расчёт крутки для винта с постоянным распределением по длине лопасти углов атаки сечений	5
1.2. Расчёт крутки для компенсированного винта НЕЖ	5
2. Расчёт поляры несущего винта на режиме висения вертолётa	10
3. Расчёт энергетических затрат на привод рулевого винта	15
4. Расчёт лётных характеристик вертолётa на режиме вертикального взлётa	16
4.1. Расчёт вертикальной скороподъёмности вертолётa	16
4.2. Расчёт барограммы взлётa вертолётa	19
5. Максимальный вес вертолётa в зоне влияния воздушной подушки	20
5.1. Расчёт максимальной массы вертолётa в перегрузочном варианте	20
5.2. Расчёт предельной массы вертолётa в условиях влияния земли	20
Литература	22
Приложения	23
1. Таблица стандартной атмосферы и высотной характеристики ТВД	23
2. Таблица коэффициентов влияния земли	23
3. Варианты типов вертолётов	24
4. Варианты исходных данных	28
5. Варианты геометрических характеристик лопастей несущего винта	30
6. Поляры аэродинамических профилей	31