

**Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования
МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(государственный технический университет)

Кафедра «Проектирование вертолетов»**

Шайдаков В.И., Маслов А.Д.

Аэродинамический расчет вертолета

Учебное пособие к практическим занятиям

Утверждено на заседании кафедры

г. Москва

2003 г.

Данное методическое пособие содержит сборник задач по заключительной (третьей) части лекционного курса “Аэродинамический расчет вертолета”, читаемый студентам вертолетной специальности в восьмом семестре.

Пособие включает в себя следующие темы:

1. Аэродинамический расчет и выбор параметров рулевых устройств вертолета одновинтовой схемы (рулевой винт, фенестрон).
2. Аэродинамический расчет самолета вертикального взлета и посадки (СВВП) в режимах висения и горизонтального полета.
3. Определение границы срыва потока с лопастей шарнирного несущего винта.
4. Расчет профильной и индуктивной мощностей несущего винта.

Основным пособием к практическим занятиям является конспект лекций читаемого курса. В конце каждого раздела приводится дополнительная литература, рекомендуемая для изучения.

Аэродинамический расчет и выбор параметров рулевых устройств вертолета одновинтовой схемы

Рассматривается два типа рулевых устройств: рулевой винт классической схемы и фенестрон. Выбор параметров рулевых устройств производится из условий допустимых затрат мощности на привод рулевого винта.

1. Выбор параметров рулевого винта одновинтового вертолета и уравновешивание реактивного момента от несущего винта.

Диаметр рулевого винта выбирается из условий допустимых затрат мощности на его привод. Обычно допустимые затраты в процентах от мощности двигателя составляют 6-8% для легких и 8-10% для средних и тяжелых вертолетов. Чем выше весовая категория вертолета, тем большим оказывается относительный уравновешиваемый реактивный момент ($M_{кр}/G$). Действительно, крутящий момент на валу несущего винта определится по формуле:

$$M_{кр} = \frac{N \times 10^3}{\omega},$$

где мощность N выражена в киловаттах (кВт).

Так как окружная скорость концов лопастей (ωR) ограничена, а диаметр винта растет, то падает частота вращения винта. Это ведет к относительному росту потребной мощности на привод рулевого винта у тяжелых вертолетов. Для ее уменьшения требуется относительное увеличение размеров рулевого винта.

Исходя из статистики, относительные размеры рулевого винта составляют $R_{рв} = R_{рв} / R_{нв} = 0,17 \dots 0,2$. Меньшая величина относится к легким вертолетам, большая - к тяжелым. В табл. 1.1 приводятся статистические данные по параметрам одновинтовых вертолетов и их рулевых винтов.

Т а б л и ц а 1.1

Вертолеты	m , кг	$R_{нв}$, м	$(\omega R)_{нв}$, м/с	$p_{нв}$, даПа	$R_{нв}$, м	$\tilde{R}_{рв}$	$(\omega R)_{рв}$, м/с	σ_7	$k_{л}$
Ми-34	1350	5,00	188,5	16,84	0,74	0,148	218,0	0,138	2
Ми-1	2470	7,15	176,0	15,41	1,25	0,175	176,7	0,094	3
Ми-2	3700	7,25	186,8	21,97	1,35	0,186	205,0	0,104	2
Ми-4	7500	10,50	181,4	21,28	1,80	0,171	203,6	0,128	3
Ми-8	11100	10,65	214,0	30,61	1,95	0,183	231,0	0,132	3
Ми-6	41000	17,50	220,0	41,79	3,40	0,194	240,0	0,163	4
Ми-26	49600	16,00	220,0	60,50	3,80	0,238	227,5	0,197	5

Ограничение из конструктивных соображений размеров рулевого винта приводит к необходимости применять винты с лопастями малого удлинения, вследствие чего повышаются концевые потери винта, и уменьшается его относительный КПД η_0 . Среднестатистические значения η_0 для одновинтовых вертолетов составляют для несущих винтов 0,7 и рулевых - 0,65.

Переразмеренный диаметр рулевого винта и большие относительные затраты мощности на его привод являются одной из причин, ограничивающих максимально допустимую полетную массу одновинтового вертолета, выше которой проектирование по этой схеме нецелесообразно.

Относительные затраты мощности в режиме висения вертолета на заданной высоте вычисляются по формуле [1]:*

$$\bar{N}_{рв} = \frac{N_{рв}}{N_{нв}} = \xi_{упр}^{3/2} \kappa_{киля}^{3/2} \kappa_{рв} \frac{2,868}{\eta_{0рв} \eta_{0нв}^{1/2}} \frac{1}{\tilde{R}_{рв} (1 + \xi_3 \tilde{R}_{рв})^{3/2}} \frac{P_{нв}^{3/4}}{(\omega R)_{нв}^{3/2}} \frac{1}{\Delta^{3/4}} \quad (1.1)$$

* Во всех приведенных ниже формулах сила тяги T выражается в деканьютонах (даН), нагрузка p - в декапаскалях (даПа), мощность N - в киловаттах (кВт).

- Здесь: $\xi_{упр}$ - запас мощности на управление вертолетом ($\xi_{упр} \approx 1,15$);
 ξ_3 - относительный зазор между концами лопастей несущего и рулевого винтов
 $\kappa_{киля}$ - потери на обдувку киля струей от рулевого винта

$$\kappa_{киля} \approx \frac{1}{1 - \frac{a_{рв} S_k}{\pi R^2}}. \quad (1.2)$$

Для толкающего винта $a_{рв} \approx 0,27$, для тянущего винта $a_{рв} \approx 0,76$.

- $\kappa_{рв}$ - коэффициент потерь мощности на взаимовлияние несущего и рулевого винтов в зависимости от направления вращения рулевого винта. (При вращении рулевого винта против движения спутной струи от несущего винта его реактивный момент направлен на пикирование, и коэффициент $\kappa_{рв} = 1$. При обратном вращении $\kappa_{рв} = 1,22$).

Исходя из минимальных потерь мощности на взаимовлияние, следует применять толкающий рулевой винт с пикирующим реактивным моментом

Исходными данными для выбора параметров рулевого винта являются:

- $p_{нв}$ - удельная нагрузка на несущий винт, даПа;
- $(\omega R)_{нв}$ - окружная скорость концов лопастей несущего винта, м/с;
- ξ - коэффициент использования мощности двигателя.

Выбор радиуса рулевого винта производят в следующем порядке.

1. По статистике принимают величину $\tilde{R}_{рв}$.
2. Рассчитывают относительную мощность $\bar{N}_{рв}$ по формуле (1.1). Потери мощности на привод рулевого винта в процентах от мощности двигателя составят

$$\Delta \bar{N}_{рв} = \bar{N}_{рв} \xi 100\%. \quad (1.3)$$

3. Если относительная мощность $\bar{N}_{рв}$ слишком велика, следует увеличить $\tilde{R}_{рв}$ и повторить расчет.

Расчет $\bar{N}_{рв}$ следует проводить для $H = 0$ ($\Delta = 1$) без учета потерь на управление.

Диаметр рулевого винта определяется как $D_{рв} = D \cdot \tilde{R}_{рв}$.

Далее производится выбор параметров лопастей рулевого винта для условий висения на статическом потолке с учетом затрат мощности на управление и отсутствие срыва в горизонтальном полете с максимальной скоростью.

Расчет ведется в следующей последовательности.

1. По исходным данным берется значение $(\omega R)_{\text{нв}}$. Если эти данные отсутствуют, $(\omega R)_{\text{нв}}$ принимается по статистике (см. табл. 1.1) с учетом ограничения по критическому числу Маха ($M_{\text{кр}}$).

2. Определяется удельная нагрузка на рулевой винт в декапаскалях (даПа):

$$p_{\text{рв}} = \frac{T_{\text{рв}}}{\pi R^2} = \xi_{\text{упр}} \frac{2 \kappa_{\text{киля}}}{\eta_{0 \text{ нв}}} \frac{1}{\tilde{R}_{\text{рв}}^2 (1 + \xi_3 \tilde{R}_{\text{рв}})} \frac{p_{\text{нв}}^{3/2}}{(\omega R)_{\text{нв}}} \frac{1}{\sqrt{\Delta}}. \quad (1.3)$$

3. Определяется аэродинамический коэффициент тяги

$$c_{\text{трв}} = \frac{2 p_{\text{рв}}}{\rho_0 \Delta (\omega R)_{\text{рв}}^2} \cdot \text{Я} \quad (1.4)$$

4. По условию отсутствия срыва в горизонтальном полете на заданной высоте выбирается допустимое значение c_{y7} (см. раздел 4), которое составляет 0,5..0,6.

5. Определяется расчетное значение заполнения рулевого винта

$$\sigma_{7\text{рв}} = \frac{3 c_{\text{трв}}}{\kappa c_{y7} k_{\text{т}}}, \quad (1.5)$$

где κ - коэффициент конечных потерь рулевого винта, $\kappa \approx 0,92$;

$k_{\text{т}}$ - коэффициент формы лопасти;

6. Выбирается форма и крутка лопасти. Обычно форма лопастей рулевых винтов прямоугольная или трапецевидная $\eta_{\text{л}} \approx 1,5$, $k_{\text{т}} \approx 1$. Отрицательная крутка лопасти ввиду необходимости реверса работы винта при путевом управлении делается слабой либо не делается вообще.

7. Число лопастей винта принимается из того расчета, чтобы заполнение одной лопасти не превышало значение $\sigma_{7 \text{ л}} = 0,04..0,06$, что соответствует относительной хорде лопасти $\bar{b} = b/R = 0,125..0,2$. Большие хорды использовать нецелесообразно по причине больших конечных потерь и шарнирных моментов на лопастях рулевого винта.

Результатами расчета являются:

- диаметр рулевого винта;
- число лопастей;
- параметры лопасти: заполнение, форма в плане, крутка;
- окружная скорость концов лопастей;
- удельная нагрузка на диск рулевого винта;
- затраты мощности в процентах от мощности двигателя.

Пример 1. Рассчитать потери мощности на рулевой винт для вертолетов Ми-8 и Ми-6 без учета на управление ($\xi_{упр} = 1$). В расчете принять: $\Delta = 1$; рулевой винт - толкающий; $\kappa_{рв} = 1$; $\xi_3 = 1,15$; $\frac{S_{\kappa}}{\pi R_{рв}^2} \cong 0,2$; $\eta_{0\ нв} = 0,7$; $\eta_{0\ рв} = 0,65$; $\xi = 0,8$.

Решение:

Для толкающего рулевого винта по формуле (1.2) вычисляем значение коэффициента потерь на взаимовлияние несущего и рулевого винтов:

$$\kappa_{клиа} = \frac{1}{1 - a_{рв} \frac{S_{\kappa}}{\pi R_{рв}^2}} = \frac{1}{1 - 0,27 * 0,2} \approx 1,057.$$

Из табл. 1.1 находим необходимые для расчета величины: $\tilde{R}_{рв}$ и $p_{нв}$ и $(\omega R)_{нв}$.
Так, для Ми-8 имеем $\tilde{R}_{рв} = 0,183$; $p_{нв} = 31,2$ даПа; $(\omega R)_{нв} = 214$ м/с.

Далее по формуле (1.1) вычисляем затраты мощности на рулевой винт для вертолета Ми-8

$$\begin{aligned} \bar{N}_{рв} &= \frac{N_{рв}}{N_{нв}} = \xi_{упр}^{3/2} \kappa_{клиа}^{3/2} \kappa_{рв} \frac{2,868}{\eta_{0\ рв} \eta_{0\ нв}^{1/2}} \frac{1}{\tilde{R}_{рв} (1 + \xi_3 \tilde{R}_{рв})^{3/2}} \frac{p_{нв}^{3/4}}{\omega R_{нв}^{3/2}} \frac{1}{\Delta^{3/4}} = \\ &= 1^{3/2} * 1,057^{3/2} * 1 * \frac{2,868}{0,65 * 0,7^{1/2}} * \frac{1}{0,183 * (1 + 1,15 * 0,183)^{3/2}} * \frac{31,2^{3/4}}{214^{3/2}} * \frac{1}{1^{3/4}} \approx 0,098. \end{aligned}$$

По формуле (1.3) рассчитываем потери мощности на рулевой винт в долях от мощности силовой установки:

$$\Delta \bar{N}_{рв} = \bar{N}_{рв} \xi 100\% = 0,098 * 0,8 * 100\% \approx 8\%.$$

Аналогичным образом проводятся вычисления и для вертолета Ми-6. Из табл. 1.1 имеем: $\tilde{R}_{рв} = 0,194$; $p_{нв} = 42,6$ даПа; $(\omega R)_{нв} = 220$ м/с. По формуле (1.1) получаем $\bar{N}_{рв} = 0,11$, а по формуле (1.3) находим $\Delta \bar{N}_{рв} \approx 9\%$.

Пример 2. Определить, под какие значения c_{y7} выбраны заполнения σ_7 рулевых винтов вертолетов Ми-8 и Ми-6? В расчете принять: $H_{ст} = 1$ км ($\Delta = 0,9074$); $\xi_3 = 1,15$; $\xi_{упр} = 1,15$; $\eta_{0\text{ нв}} = 0,7$; $\kappa_{киля} = 1,057$; $\kappa = 0,94$; $k_T = 1$.

Решение:

Из табл. 1.1 находим необходимые для расчета величины: $\tilde{R}_{рв}$, $p_{нв}$, $\omega R_{нв}$. Так, например, для вертолета Ми-8 получаем следующие параметры: $\tilde{R}_{рв} = 0,183$; $p_{нв} = 312$ даПа; $(\omega R)_{нв} = 214$ м/с; $(\omega R)_{рв} = 231$ м/с.

Далее по формуле (1.3) вычисляем величину удельной нагрузки на ометаемую площадь рулевого винта:

$$p_{рв} = \xi_{упр} \frac{2 \kappa_{киля}}{\eta_{0\text{ нв}}} \frac{1}{\tilde{R}_{рв}^2 (1 + \xi_3 \tilde{R}_{рв})} \frac{p_{нв}^{3/2}}{(\omega R)_{нв}} \frac{1}{\sqrt{\Delta}} =$$

$$= 1,15 * \frac{2 * 1,057}{0,7} * \frac{1}{0,183^2 * (1 + 1,15 * 0,183)} * \frac{31,2^{3/2}}{214} * \frac{1}{\sqrt{0,9074}} \approx 72,95 \text{ даПа}.$$

По формуле (1.4) определяем значение коэффициента силы тяги рулевого винта:

$$c_{трв} = \frac{2 p_{рв}}{\rho_0 \Delta (\omega R)_{рв}^2} = \frac{2 * 72,95}{1,226 * 0,9074 * 231^2} \approx 0,0246.$$

Находим из формулы (1.5) величину коэффициента подъемной силы в характерном сечении лопасти рулевого винта:

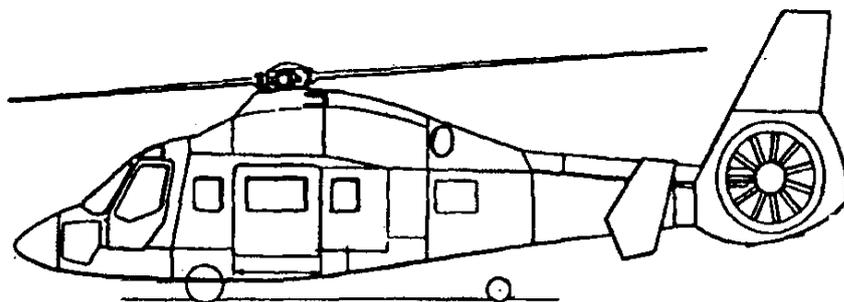
$$c_{y7} = \frac{3 c_{трв}}{\kappa \sigma_{7рв} k_T} = \frac{3 * 0,0246}{0,94 * 0,132 * 1} \approx 0,6.$$

Аналогичным образом проводятся вычисления и для вертолета Ми-6. Из табл. 1.1 имеем: $\tilde{R}_{рв} = 0,194$; $p_{нв} = 42,6$ даПа; $(\omega R)_{нв} = 220$ м/с; $(\omega R)_{рв} = 240$ м/с. Для указанных параметров по формуле (1.3) находим $p_{рв} \approx 100$ даПа, по формуле (1.4) вычисляем $c_{трв} \approx 0,0312$, а из формулы (1.5) получаем $c_{y7} \approx 0,611$.

Как следует из табл. 1.1, заполнение одной лопасти рулевого винта σ_{71} для вертолетов Ми-8 и Ми-6 составляет соответственно $\sigma_{71} = 0,0404$ и $\sigma_{71} = 0,0407$.

2. Выбор параметров фенестрона и расчет потребной мощности

Фенестрон представляет собой рулевое устройство одновинтового вертолета, выполненное по схеме “винт в кольце” (рис. 1.1).

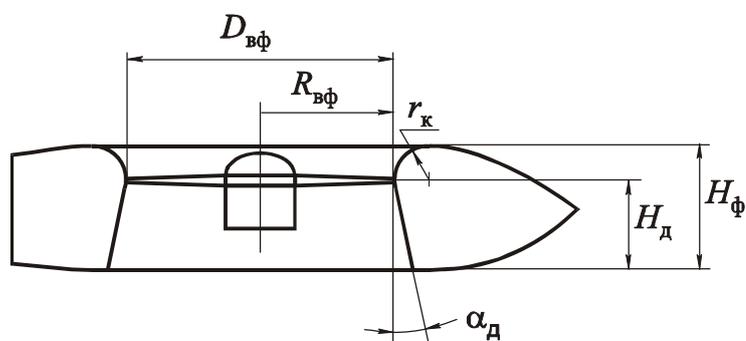


я

Рис. 1.1

Размеры фенестрона выбираются из условий допустимых затрат мощности на привод винта в кольце. Затраты мощности на фенестрон выше, чем у рулевого винта классической схемы из-за малых размеров самого винта. Обычно эти затраты составляют 12..14% от мощности двигателя.

С целью разгрузки фенестрона в горизонтальном полете, его конструкция выполняется совместно с развитым килем, установленным на корпусе фенестрона с углом заклинения. Вследствие этого на киле возникает боковая сила, разгружающая фенестрон. Поэтому основным расчетным режимом для выбора его параметров является режим висения вертолета. Основные параметры фенестрона, подлежащие определению, представлены на рис. 1.2.



я

Рис. 1.2

Предварительный выбор габаритных размеров фенестрона следует производить по графикам, представленным на рис. 1.3.

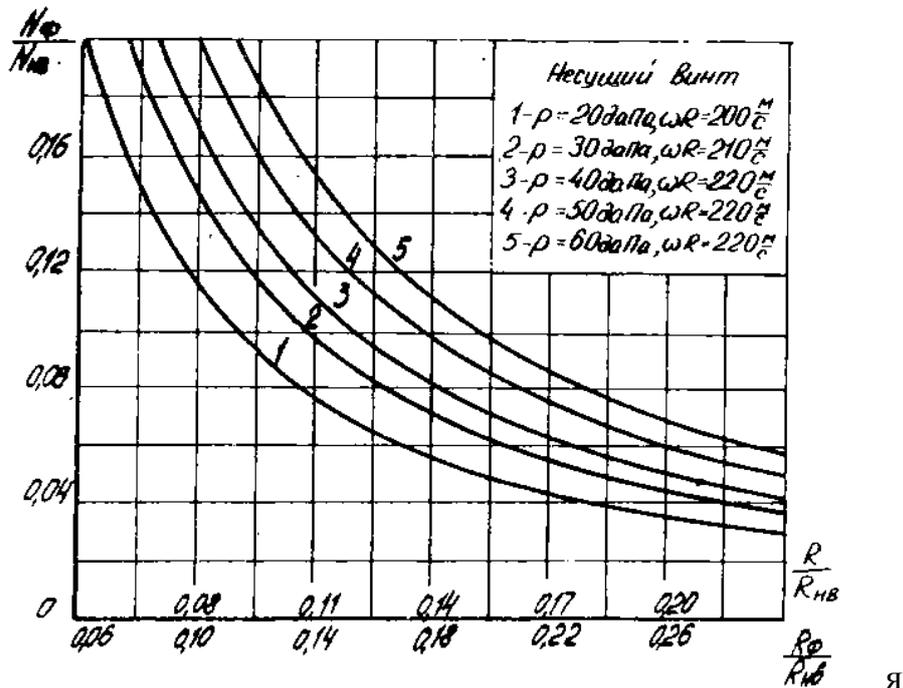


Рис. 1.3

По известным параметрам несущего винта $R_{нв}$, $p_{нв}$ и $(\omega R)_{нв}$ и допустимым относительным затратам мощности находится относительный радиус винта фенестрона $\tilde{R} = R/R_{нв}$. Относительный радиус кривизны коллектора, исходя из его оптимальных размеров, принимается равным $\bar{r}_k = 0.5..0.2$. Габаритный относительный размер фенестрона составит:

$$\tilde{R}_\phi = R_\phi/R_{нв} = \tilde{R}(1 + 1.5\bar{r}_k) = (1.225..1.3)\tilde{R} \quad (2.1)$$

Зная радиус несущего винта, найдем абсолютные размеры фенестрона:

$$R_\phi = \tilde{R}_\phi R_{нв}; \quad R = \tilde{R} R_{нв}; \quad r_k = \bar{r}_k R.$$

Угол раствора фенестрона принимается $\alpha_d = 10..12^\circ$.

Уточненный расчет потребной мощности на привод винта фенестрона для выбранных параметров проводится по формуле

$$\bar{N}_\phi = \frac{N_\phi}{N_{нв}} = \xi_{упр}^{3/2} \xi_{обд}^{1/2} \frac{2.868}{K_\phi^{3/2} \eta_{0\phi} \eta_{0нв}^{1/2}} \frac{1}{\tilde{R}_\phi (1 + \xi_3 \tilde{R}_\phi)^{3/2}} \frac{P_{нв}^{3/4}}{(\omega R)_{нв}^{3/2}} \frac{1}{\Delta^{3/4}} \quad (2.2)$$

В расчетах можно принять $\eta_{0нв} = 0.7$, $\eta_{0\phi} = 0.9$, $K_\phi = 0.95$.

Относительные затраты мощности на фенестрон в пересчете на мощность двигателя будут

$$\bar{N}_{\phi_{дв}} = \frac{\xi N_{\phi}}{N_{нв}} \times 100\% = \bar{N}_{\phi} \xi \times 100\% \quad (2.3)$$

В табл. 2.1. приведены основные параметры вертолетов с фенестроном. В расчетах следует оценить для этих вертолетов потери мощности на фенестрон без учета потерь на управление.

Т а б л и ц а 2.1

Вертолеты	m , кг	$R_{нв}$, м	$(\omega R)_{нв}$, м/с	$p_{нв}$, даПа	R , м	\tilde{R}	ωR , м/с	σ_7	k_{π}
SA-341G	1800	5,25	208,0	20,37	0,348	0,0661	210,0	0,475	13
SA-342M	2000	5,25	208,0	22,64	0,348	0,0661	210,0	0,475	13
SA-360C	3000	5,75	210,0	28,30	0,450	0,0782	222,0	.	13
SA-365N	4100	5,97	218,2	35,88	0,550	0,0921	222,0	.	11
EC-120	1550	5,00	.	19,34	0,375	0,0735	.	0,394	8
EC-135	2500	5,10	.	30,00	0,500	0,0980	.	.	10
ОН-1	3500	5,75	.	33,00	0,550	0,0957	.	.	8
РАН-66	7900	5,95	.	69,61	0,685	0,1151	.	0,632	8
Ка-62	6250	6,75	.	42,80	0,700	0,2380	221,5	0,445	11

Далее производится выбор параметров лопастей винта по следующей схеме:

1. Определяется удельная нагрузка на диск винта p в декапаскалях (даПа):

$$p = \xi_{упр} \xi_{обд} \frac{2\bar{T}_в}{\eta_{0нв}} \frac{1}{\tilde{R}_{\phi}^2 (1 + \xi_3 \tilde{R}_{\phi}) (R/R_{\phi})^2} \frac{p_{нв}^{3/2}}{(\omega R)_{нв}} \frac{1}{\sqrt{\Delta}} \quad (2.4)$$

Здесь: $\frac{R}{R_{\phi}} = \frac{1}{(1 + 1,5\bar{r}_к)} = 0,77$ (для $\bar{r}_к = 0,2$)

$\bar{T}_в = T_в / T$ - относительная тяга винта. Для $\bar{r}_к = 0,2$ и $\bar{H}_д \approx 1$ $\bar{T}_в = 0,6$.

Выбор параметров винта ведется для экстремальных условий, когда вертолет находится в условиях действия путевого управления $\xi_{упр} \approx 1,2$.

2. Определяется коэффициент тяги винта

$$c_T = \frac{2p}{\rho_0 \Delta (\omega R)^2} \quad (2.5)$$

3. Находится величина $c_y * \sigma_7$ из формулы для c_T

$$c_{\tau} = \frac{(1 - \bar{r}_0)^3 \kappa_u \kappa}{3} \sigma_7 c_{y7} k_{\tau}, \quad (2.6)$$

где: \bar{r}_0 - относительный радиус втулки, $\bar{r}_0 \approx 0,3..0,4$;

$$\kappa_u - \text{потери на закручивание струи, } \kappa_u \approx 1 - 0,6 c_{\tau}; \quad (2.7)$$

κ - потери на перетекание воздуха в зазоре между концами лопастей и стенками канала [2]. Приблизительно можно принять $\kappa \approx 0,98$.

k_{τ} - коэффициент влияния сужения лопасти на тягу. Для прямоугольных лопастей малого сужения $k_{\tau} = 1$;

Отсюда получаем:

$$\sigma_7 c_{y7} = \frac{3,27 c_{\tau}}{\kappa_u}.$$

4. Приняв допустимое значение c_{y7} по условию $M_{кр}$, найдем заполнение винта, Учитывая, что для фенестрона в горизонтальном полете ограничение по срыву действует слабо, можно принять $c_{y7} \approx 0,7$. Тогда

$$\sigma_7 = \frac{4,67 c_{\tau}}{(1 - 0,6 c_{\tau})}$$

5. Число лопастей находится из того условия, что заполнение одной лопасти составляет $\sigma_{71} = 0,003..0,004$.

Лопасты могут быть как кручеными, так и плоскими.

Пример 3. Рассчитать потери мощности на привод фенестрона для вертолета SA.341 “Газель” без учета потерь на управление ($\xi_{упр} = 1$). В расчете принять: $\Delta=1$; $\xi_{обд}=1$; $\xi_3=1,3$; $r_k/R=0,2$; $\eta_{0\text{ нв}}=0,7$; $\eta_{0\text{ ф}}=0,9$; $K_{\text{ф}}=0,95$; $\xi=0,85$.

Решение:

Из табл. 2.1 находим необходимые для расчета величины: \tilde{R} , $p_{\text{нв}}$, $(\omega R)_{\text{нв}}$. Для вертолета SA.341G “Газель” имеем $\tilde{R} = 0,0661$; $p_{\text{нв}} = 20,37$ даПа; $(\omega R)_{\text{нв}} = 208$ м/с.

Далее по формуле (2.1) определяем величину относительного радиуса фенестрона:

$$\tilde{R}_{\text{ф}} = \tilde{R} (1 + 1,5 \bar{r}_k) = 0,0661 * (1 + 1,5 * 0,2) \approx 0,086.$$

Затем по формуле (2.2) вычисляем затраты мощности на фенестрон для вертолета SA.341G “Газель”

$$\begin{aligned} \bar{N}_\phi &= \xi_{\text{упр}}^{3/2} \xi_{\text{обд}}^{1/2} \frac{2,868}{K_\phi^{3/2} \eta_{0\phi} \eta_{0\text{нв}}^{1/2}} \frac{1}{\tilde{R}_\phi (1 + \xi_3 \tilde{R}_\phi)^{3/2}} \frac{p_{\text{нв}}^{3/4}}{(\omega R)_{\text{нв}}^{3/2}} \frac{1}{\Delta^{3/4}} = \\ &= 1^{3/2} * 1^{1/2} * \frac{2,868}{0,95^{3/2} * 0,9 * 0,7^{1/2}} * \frac{1}{0,086 * (1 + 1,3 * 0,086)^{3/2}} * \frac{20,87^{3/4}}{208^{3/2}} * 1 \approx 0,128. \end{aligned}$$

Потери мощности на рулевой винт в долях от мощности силовой установки рассчитываем по формуле (2.3):

$$\bar{N}_{\phi\text{дв}} = \bar{N}_\phi \xi \times 100\% = 0,128 * 0,85 * 100\% \approx 10,9\%.$$

Пример 4. Определить, под какое значение c_{y7} выбрано заполнение σ_7 винта фенестрона вертолета SA.341G “Газель”? В расчете принять: $H_{\text{ст}} = 3,1$ км ($\Delta \cong 0,734$); $\xi_{\text{упр}} * \xi_{\text{обд}} = 1,2$; $\xi_3 = 1,3$; $r_k/R = 0,2$; $\eta_{0\text{нв}} = 0,7$; $T_B/T = 0,6$; $\kappa = 0,98$; $k_T = 1$.

Решение:

Необходимые для расчета рассматриваемого вертолета исходные данные находим при помощи табл. 2.1:

$$\tilde{R} = 0,0661; p_{\text{нв}} = 20,37 \text{ даПа}; (\omega R)_{\text{нв}} = 208 \text{ м/с}; \omega R = 210 \text{ м/с}; \sigma_7 = 0,475.$$

По формуле (2.1) находим величины относительного радиуса фенестрона \tilde{R}_ϕ и отношения R/R_ϕ :

$$\tilde{R}_\phi = \tilde{R} (1 + 1,5 \bar{r}_{\text{кб}}) = 0,0661 * (1 + 1,5 * 0,2) \approx 0,086;$$

$$\frac{R}{R_\phi} = \frac{1}{1 + 1,5 \bar{r}_k} = \frac{1}{1 + 1,5 * 0,2} \approx 0,769.$$

Затем по формуле (2.4) вычисляем величину удельной нагрузки на ометаемую площадь винта фенестрона в условиях висения вертолета на статическом полке:

$$\begin{aligned} p &= \xi_{\text{упр}} \xi_{\text{обд}} \frac{2\bar{T}_B}{\eta_{0\text{нв}}} \frac{1}{\tilde{R}_\phi^2 (1 + \xi_3 \tilde{R}_\phi) (R/R_\phi)^2} \frac{p_{\text{нв}}^{3/2}}{(\omega R)_{\text{нв}}} \frac{1}{\sqrt{\Delta}} = \\ &= 1,2 * \frac{2 * 0,6}{0,7} * \frac{1}{0,086^2 * (1 + 1,3 * 0,086) * 0,769^2} * \frac{20,37^{3/2}}{208} * \frac{1}{\sqrt{0,734}} \approx 200 \text{ даПа}. \end{aligned}$$

Далее по формуле (2.5) вычисляем значение коэффициента силы тяги винта фенестрона:

$$c_T = \frac{2p}{\rho_0 \Delta (\omega R)^2} = \frac{2 * 2000}{1,226 * 0,734 * 210^2} \approx 0,0988.$$

Потери на закручивание струи находим по формуле (2.7):

$$\kappa_u \approx 1 - 0,6c_T = 1 - 0,6 * 0,0988 \approx 0,94.$$

Величину коэффициента подъемной силы c_{y7} в характерном сечении лопасти винта фенестрона определяем из формулы (2.6):

$$c_{y7} = \frac{3c_T}{(1 - \bar{r}_0)^3 \kappa_u \kappa k_T \sigma_7} = \frac{3 * 0,0988}{(1 - 0,4)^3 * 0,94 * 0,98 * 1 * 0,475} \approx 0,72.$$

Рекомендации: на практических занятиях выбрать параметры фенестрона к вертолетам Ми-34 и Ми-2.

3. Аэродинамический расчет СВВП в режимах висения и горизонтального полета

Самолеты вертикального взлета и посадки (СВВП) относятся к классу преобразуемых аппаратов (конвертопланов), превращающихся после совершения вертикального взлета в самолет. По способу преобразования СВВП делятся на два типа: СВВП с поворотными винтами и СВВП с поворотным крылом. Во втором случае крыло поворачивается вместе с жестко закрепленными на нем винтами. Наиболее известными СВВП с поворотным крылом являются экспериментальный военно-транспортный самолет Воут-Хиллер-Райан ХС-142А (США, 1964 г.) и опытный самолет Канадэр CL-84 (Канада, 1964г.). Самолет ХС-142А с взлетной массой 17000 кг оснащен четырьмя винтомоторными установками мощностью 4×2850 л.с., установленными на крыле. Диаметр четырехлопастных винтов равен 4,72 м, площадь крыла составляет $49,65 \text{ м}^2$. Максимальный взлетный вес самолета CL-84 при вертикальном взлете составляет 5720 кг. На поворотном крыле CL-84 установлены две винтомоторные установки мощностью 2×1500 л.с. Диаметр четырехлопастных винтов равен 4,27 м, площадь крыла - $21,6 \text{ м}^2$.

В настоящее время наибольшее распространение получила схема с поворотными винтами. Процесс взлета и выхода на режим горизонтального полета включает в себя: взлет по вертикали на винтах с вертикальной осью вращения и разгон по горизонтали в вертолетном режиме до скорости переходного режима, поворот оси винтов до установочного положения в самолетном режиме, горизонтальный полет на самолетном режиме. Таким образом, каждый из воздушных винтов СВВП выполняет две функции: несущего винта и винта-двигателя.

Так как условия работы винта в режимах висения и горизонтального полета различны, то различны и требования, предъявляемые к конструктивным параметрам винта на этих режимах. Исходя из того, что на висении (индекс “в”) тяга винта уравнивает силу тяжести аппарата, а в горизонтальном полете (индекс “гп”) - силу сопротивления, составим соотношение $T_{\text{в}} = T_{\text{гп}} K$, где K - качество аппарата в самолетном режиме полета. Отсюда ясно, что в горизонтальном полете винт должен создавать на порядок меньшую тягу, чем на висении. Сделав переход к аэродинамическим коэффициентам тяги, получим

$$c_{\text{тв}} n_{\text{в}}^{\text{т}} = K c_{\text{тгп}} n_{\text{гп}}^{\text{т}}$$

Учитывая, что $c_{\text{т}}$ пропорционально произведению $\sigma_{\gamma} c_{y\gamma}$, найдем

$$c_{y\gamma\text{гп}} = \frac{c_{y\gamma\text{в}}}{K} \frac{\sigma_{\gamma\text{в}} n_{\text{в}}^{\text{т}}}{\sigma_{\gamma\text{гп}} n_{\text{гп}}^{\text{т}}} \quad (3.1)$$

В режимах висения и разгона СВВП по вертолетному величина коэффициента подъемной силы в характерном сечении лопасти $c_{y\gamma\text{в}}$ не превышает значения 0,7. Данное обстоятельство следует из ограничения по срыву на лопастях вследствие их махового движения. Тогда, если при переходе в самолетный режим никакой из параметров не менять, то в горизонтальном полете с наибольшим качеством величина $c_{y\gamma}$ на винте составит малую величину, что существенно понижает КПД винта.

Для увеличения КПД винта в режиме движителя, как следует из соотношения (3.1), можно уменьшить $\sigma_{\gamma\text{гп}}$, $n_{\text{гп}}$, $D_{\text{гп}}$. Наиболее эффективно уменьшение диаметра, что конструктивно довольно сложно, и на практике не применяется. Целесообразнее уменьшать обороты винта в допустимых пределах путем его затяжения (увеличения угла установки), что можно делать без потери мощности на ТВД со свободной турбиной.

На практических занятиях предлагается решить следующую задачу: для двухвинтового СВВП с полетной массой m и заданной полярой в самолетном режиме $c_y(c_x, \alpha)$ (рис. 3.1) выполнить следующие операции:

1. Выбрать удельную нагрузку на винт на режиме висения p (Па) и окружную скорость конца лопасти (ωR) .
2. Определить диаметр несущего винта и его заполнение.

3. Определить относительный кпд η_0 в режиме висения у земли $H = 0$ (без влияния воздушной подушки) и вычислить потребную мощность.

4. Рассчитать кривую потребной мощности в горизонтальном полете и вычислить V_{\max} .

5. Определить полетный кпд на максимальной скорости полета.

6. Определить располагаемую полезную мощность.

Расчет ведется по следующему алгоритму:

Режим висения

1. Удельная нагрузка p и скорость $(\omega R)_B$ выбираются по статистике (см. табл. 3.1).

Т а б л и ц а 3.1

СВВП	m , кг	R , м	$(\omega R)_B$, м/с	p , даПа	$(\omega R)_{\text{ГП}}$, м/с	$S_{\text{кр}}$, м ²	$p_{\text{кр}}$, даПа	$V_{\text{кр}}$, км/ч	σ_7	$\Delta\varphi$, град	$k_{\text{л}}$
XV-15	5895	3,81	225	63,3	183	15,7	368	561	0,089	-43	3
BA609	7265	3,95	.	72,6	.	16,0	445	510	.	-45	3
V-22 "Оспри"	21545	5,79	.	100,2	.	35,5	595	555	0,105	-30	3

2. Диаметр винта вычисляется по формуле:

$$D = \sqrt{\frac{4mg}{z\pi p}},$$

где z - число винтов, $z = 2$.

3. Заполнение винта σ_7 вычисляется по допустимому значению c_{y7} через величину коэффициента силы тяги:

$$c_t = \frac{2p}{\rho_0 D (\omega R)_B^2}, \quad \Delta = 1;$$

$$\sigma_7 = \frac{3c_{\text{ТВ}}}{\kappa c_{y7}}.$$

Здесь: κ - коэффициент концевых и втулочных потерь, определяемый по формуле Прандтля

$$\kappa = B(1 - \bar{r}_0^3); \quad B = 1 - \frac{\sqrt{c_T}}{k_{\text{л}}};$$

$k_{\text{л}}$ - число лопастей винта (находится из условия, что заполнение одной лопасти $\sigma_{71} \leq 0,02$).

4. Относительный КПД несущего винта η_0 найдем по формуле

$$\eta_0 = \frac{c_T^{3/2}}{2 m_{\kappa}}. \quad (3.2)$$

Предварительно вычисляется входящий сюда коэффициент мощности винта

$$m_{\kappa} = \frac{J_v}{2 \kappa^{3/2}} c_T^{3/2} + m_p; \quad (3.3)$$

$$m_p = \frac{\sigma_7 c_{\text{xp7}}}{4}.$$

Приближенно c_{xp7} можно взять по поляре профиля (см. рис. 3.1).

5. Потребную мощность на валу винта найдем через коэффициент мощности:

$$L_{\text{в}} = m_{\kappa} \frac{\rho (\omega R)_{\text{в}}^3}{2} \pi R^2; \quad \rho = \rho_0 = 1,226 \text{ кг/м}^3.$$

В системе СИ мощность получается в киловаттах (кВт).

Горизонтальный полет

6. В горизонтальном полете по самолетному потребная мощность находится при заданной площади крыла с помощью поляры самолета $c_y(c_{\text{xp}}, \alpha)$ (рис. 3.1), где α - угол атаки крыла, c_y - коэффициент подъемной силы крыла. Поляра дается для двух случаев: с убранными и выпущенными закрылками. Площадь крыла можно найти по величине удельной нагрузки $p_{\text{кр}} = G/S_{\text{кр}}$, которая берется из статистики (см. табл. 3.1). Результаты расчета сводятся в таблицу 3.2 для заданной высоты H .

Т а б л и ц а 3.2

α , град.	α_1	α_2	α_3	15	20	25
c_y c_x $K = c_y / c_x$ $Q = G / K$ $V = \sqrt{\frac{2G}{\rho c_y S_{кр}}}$ $L = QV$							

Минимальная скорость горизонтального полета находится при $c_{y\max}$ крыла, максимальная - при условии равенства потребной и располагаемой полезной мощности двигателей

$$L_{\text{расп}} = N_{\text{двном}} (\text{Вт}) \times 1000 \eta .$$

Потребная мощность в зоне больших c_y определяется для случаев убранных и выпущенных закрылков. Результаты расчетов представляются на графике (рис. 3.2).

7. Располагаемая мощность находится по номинальной мощности двигателей и кпд. Для каждой скорости полета расчет кпд ведется по формуле $\eta = \eta_{\text{и}} \eta_{\text{о}}$,

где $\eta_{\text{о}}$ - относительный кпд второго рода;

$\eta_{\text{и}}$ - идеальный кпд,

$$\eta_{\text{и}} = \frac{L_{\text{полезн}}}{L_{\text{и}}} = \frac{1}{1 + \sqrt{1 + B}} ; \quad (3.4)$$

B - коэффициент нагрузки на винт,

$$B = \frac{2T}{\rho V^2 \pi R^2} .$$

В общем случае набора высоты под углом Θ :

$$T = Q_{\text{вр}} + G \sin \Theta = c_x \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}} + c_{\text{тв}} \frac{\rho (\omega R)^2}{2} \pi R^2 \sin \Theta .$$

И тогда

$$B = \frac{c_x S_{\text{кр}}}{\pi R^2} + \frac{c_{\text{тв}}}{V^2} \sin \Theta . \quad (3.5)$$

Здесь c_x - коэффициент сопротивления корпуса самолета по поляре;

$c_{ТВ}$ - коэффициент тяги винта в режиме висения, вычисленный по значению ωR в горизонтальном полете;

\bar{V} - относительная скорость полета самолета по траектории,

$$\bar{V} = V / \omega R.$$

Из формулы (3.4) видно, что в горизонтальном полете ($\Theta = 0$) идеальный КПД имеет минимальное значение в режимах полета, близких к V_{\min} (при $c_{y \max}$), где величина c_x велика. Максимальное значение $\eta_{и}$ имеет в зоне горизонтального полета с V_{\max} , где c_x принимает минимальные значения.

Таким образом, идеальный КПД в горизонтальном полете легко находится для каждого значения угла атаки α крыла. Его значения сводятся в таблицу 3.3.

Для оценки относительного КПД используем формулу

$$\eta_0 = \frac{TV_1}{L} = \frac{1}{1 + \frac{L_p}{TV_1}}; \quad (3.6)$$

где V_1 - скорость протекания воздуха через диск винта,

$$V_1 = \frac{V}{2}(1 + \sqrt{1+B}) = \frac{V}{2}\left(1 + \sqrt{1 + \frac{c_x S_{кр}}{\pi R^2}}\right) = \frac{V}{2\eta_{и}}. \quad (3.7)$$

Т а б л и ц а 3.3

α , град.	α_1	α_2	α_3	15	20	25
V , км/ч							
B							
$\eta_{и}$							
η_0							
η							

Тяга винта определится как $T = G/K$, где $K = c_y/c_x$ - качество самолета.

И, следовательно,

$$\eta_0 = \frac{1}{1 + \frac{2K\eta_{и}L_p}{GV}}.$$

Сделав переход к относительным величинам, получим

$$\eta_0 = \frac{1}{1 + \frac{K \eta_{\text{и}}}{4c_{\text{ТВ}} V^3}}. \quad (3.8)$$

Далее находим $\eta = \eta_{\text{и}} \eta_0$ и результат заносим в табл. 3.3.

Располагаемая полезная мощность в зоне максимальной скорости горизонтального полета (при малых α) наносится на график (рис. 3.4). Пересечение кривых $L_{\text{потр}}$ и $L_{\text{расп}}$ определит величину V_{max} горизонтального полета.

8. Расчет располагаемой полезной мощности, развиваемой винтом как двигателем, ведется в условиях, когда винт потребляет номинальную мощность, а самолет набирает высоту под углом Θ . В этом случае расчет кпд следует вести методом итераций по формулам (3.4), (3.5), (3.8).

Располагаемая мощность $L = L_{\text{ном}} \eta$ определит вертикальную составляющую скорости (V_y - скорость набора высоты)

$$V_y = \frac{L_{\text{расп}} - L_{\text{потр}}}{G} = \frac{\Delta G}{G}.$$

Угол набора высоты

$$\Theta = \arcsin \frac{V_y}{V}.$$

Расчет ведется по следующему алгоритму для заданной высоты H в интервале скоростей $V_{\text{min}} \dots V_{\text{max}}$.

1. Задаемся η первого приближения из табл. 3.3 при $\Theta = 0$ и последовательно вычисляем для каждого α , V :

$$L_{\text{расп}} = L_{\text{ном}} \eta; \quad \Delta L = L_{\text{расп}} - L_{\text{потр}}; \quad V_y = \Delta L / G; \quad \Theta = \arcsin V_y / V$$

2. Вычисляем $\eta_{\text{и}}$, η_0 , η второго приближения по формулам (3.4), (3.5), (3.8) при найденном значении Θ . Далее расчет повторяется по пункту 1. Расчет ведется до совпадения соседних результатов по кпд с точностью до 0,001.

3. В итоге строится кривая располагаемой мощности и находится скорость набора высоты. Затем строится годограф скоростей и аэродинамический паспорт.

4. Определение границы срыва потока с лопастей шарнирного несущего винта

Маховое движение лопастей несущего винта относительно горизонтального шарнира (ГШ) оказывает заметное влияние на изменение углов атаки сечений лопасти. В наибольшей степени это влияние проявляется для сечений, расположенных вблизи азимутального угла $\psi = \frac{3}{2}\pi$, где маховое движение лопасти приводит к увеличению углов атаки сечений. На больших скоростях горизонтального полета вертолета, когда интенсивность махового движения лопастей существенно возрастает, рост углов атаки на отступающей лопасти вблизи $\psi = \frac{3}{2}\pi$ может привести к попаданию отдельных сечений в срыв потока. Попадание в срыв на вертолете приводит к увеличению потребной для вращения несущего винта мощности, повышению уровня вибраций, росту переменных шарнирных моментов в системе управления, ухудшению управляемости. С целью исключения попадания отступающей лопасти шарнирного несущего винта в срыв накладывают ограничение на максимальную скорость горизонтального полета вертолета.

Для приближенного определения скорости полета $V_{кр}$, при которой на отступающей лопасти наступает срыв потока, используется методика, разработанная Л.С.Вильдгрубе. Расчет $V_{кр}$ выполняется для ряда высот H полета вертолета при следующих исходных данных: взлетная масса вертолета $m_{взл}$, радиус несущего винта R , окружная скорость конца лопасти ωR , заполнение несущего винта σ_7 . Для каждого значения H расчет ведется в следующем порядке:

1. Находится коэффициент силы тяги несущего винта

$$c_T = \frac{2 m_{взл} g}{\rho (\omega R)^2 \pi R^2}.$$

2. Вычисляется величина $\tilde{c}_{ткр} = \frac{c_T}{\sigma_7 c_{y \max}}$, где коэффициент подъемной силы

$$c_{y \max} \approx 1,2 \dots 1,25.$$

3. По графику $\tilde{c}_{ткр} = f(\mu_{кр})$, представленному на рис. 4.1 [...], определяется характеристика режима работы винта $\mu_{кр}$, соответствующая полету на скорости $V_{кр}$.

4. Находится граница срыва $V_{кр}$ (в км/ч):

$$V_{кр} \approx 3,6 \mu_{кр} \omega R .$$

Результаты расчета сводятся в табл. 4.1, по данным которой строится график $V_{кр} = f(H, V)$.

Таблица 4.1

$H, \text{ м}$	Δ	c_T	$\tilde{c}_{ткр}$	$\mu_{кр}$	$V_{кр}, \text{ км/ч}$
0					
1000					
2000					
3000					
4000					
5000					

Задание к практическому занятию:

1. Получить зависимость $V_{кр} = f(H)$ для вертолета, имеющего следующие параметры: $m_{взл} = 40 \text{ т}$; $R = 17,5 \text{ м}$; $\omega R = 220 \text{ м/с}$; $\sigma_7 = 0,091$.
2. Определить влияние скорости конца лопасти ωR на величину границы срыва $V_{кр} = f(H)$. Расчет проводить при $H = 1000 \text{ м}$ для ряда значений ωR в диапазоне $200..230 \text{ м/с}$. Недостающие исходные данные ($m_{взл}$, R , σ_7) взять из п.1 задания.
3. Определить влияние заполнения несущего винта σ_7 на величину границы срыва $V_{кр} = f(H)$. Расчет проводить при $H = 1000 \text{ м}$ для ряда значений σ_7 в диапазоне $0,08..0,12$. Недостающие исходные данные ($m_{взл}$, R , ωR) взять из п.1 задания.

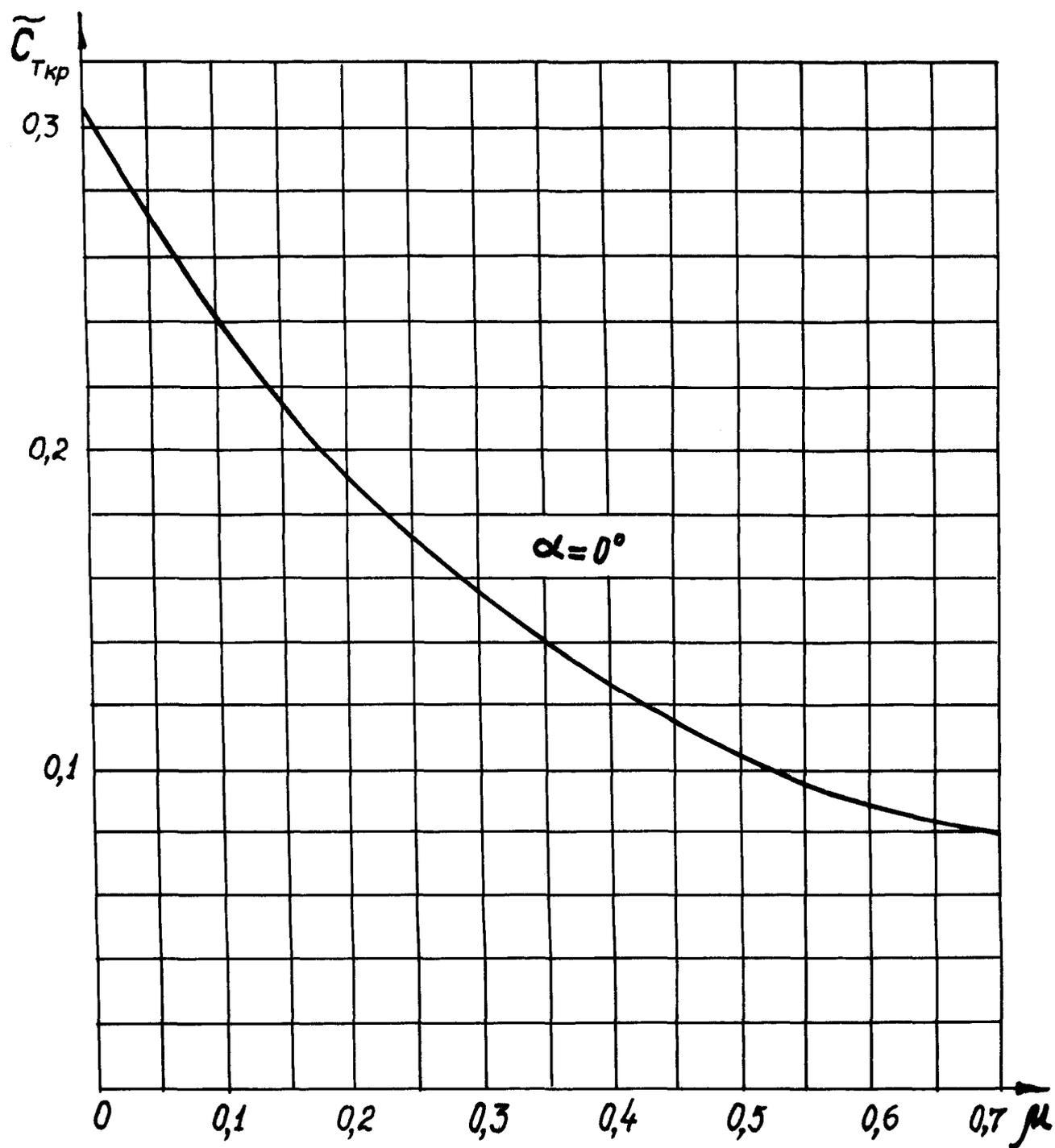


Рис. 4.1

5. Расчет профильной мощности несущего винта

Коэффициент мощности, затрачиваемой несущим винтом на преодоление профильного сопротивления лопастей, определяется по формуле:

$$m_p = \frac{1}{4} \sigma_7 c_{xp0} k_p (1 + 5 \mu^2). \quad (5.1)$$

Здесь: c_{xp0} – средний по диску несущего винта коэффициент профильного сопротивления сечений лопасти;

k_p - коэффициент, учитывающий форму лопасти в плане [...]. Для прямоугольной лопасти в плане коэффициент $k_p = 1$.

σ_7 - коэффициент заполнения несущего винта;

μ - характеристика режима работы несущего винта.

Для определения величины коэффициента c_{xp0} на заданном режиме работы несущего винта рекомендуется использовать осредненные по диску винта поляры сечений лопасти $c_{y0} = f(c_{xp0})$, полученные для ряда значений относительной скорости \bar{V} , угла атаки несущего винта α_n и окружной скорости конца лопасти ωR (рис. 5.1).

Расчет зависимости изменения профильной мощности несущего винта N_p по скорости полета вертолета V выполняется для ряда высот H полета при следующих исходных данных: взлетная масса вертолета $m_{взл}$, радиус несущего винта R , окружная скорость конца лопасти ωR , заполнение несущего винта σ_7 . Для каждого значения H расчет ведется в следующей последовательности:

1. Находится коэффициент силы тяги несущего винта

$$c_T = \frac{2 m_{взл} g}{\rho (\omega R)^2 \pi R^2}.$$

2. Для ряда значений $\mu = 0; 0,1; \dots; 0,4$ определяется средний по диску винта коэффициент подъемной силы сечений лопасти

$$c_{y0} = \frac{3 c_T}{k_T \sigma_7 \kappa (1 + 1,2 \mu^2)},$$

где k_T – коэффициент, учитывающий форму лопасти в плане [...]. Для прямоугольной лопасти в плане коэффициент $k_T = 1$.

κ - коэффициент концевых потерь несущего винта, $\kappa \approx 0,94$.

3. По полярам сечений лопасти $c_{y0} = f(c_{xp0}, V/\omega R, \alpha_b)$ находятся величины коэффициента c_{xp0} .

4. Для ряда значений μ по формуле (5.1) вычисляются соответствующие значения коэффициента профильного сопротивления m_p .

5. Рассчитываются соответствующие величины профильной мощности N_p по формуле подобия

$$N_p = m_p \frac{\rho(\omega R)^3}{2} \pi R^2.$$

Результаты расчета для каждой высоты полета H сводятся в соответствующую таблицу (см. табл. 5.1), на основе которых строится график $N_p = f(H, V)$.

Таблица 5.1

μ	0	0,1	0,2	0,3	0,4
c_{y0}					
c_{xp0}					
$m_p \times 10^3$					
N_p , кВт					

Задание к практическому занятию:

1. Построить кривые профильной мощности $N_p = f(H, V)$ для вертолета, имеющего следующие параметры: $m_{взл} = 40$ т; $R = 17,5$ м; $\omega R = 220$ м/с; $\sigma_7 = 0,091$.

2. Определить, как влияет высота H на профильную мощность вертолета? Объяснить физический смысл такого поведения кривых профильной мощности.