

Государственный
Технический Университет им. XXXXXXXX
Факультет _____ МТК _____
Кафедра _____

РАСЧЁТНО-ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ
ЗАПИСКА
к курсовому проекту на тему:
«Расчёт взлётной массы и компоновки среднего
вертолёта»

Записка с сайта: <http://nviktor.com>

Выполнил студент группы XXX - 00
Назаров В.Н.

Проверил Иванов И.И.

Алматы 20XX г.

Расчёт взлётной массы и компоновки среднего вертолёта

Вертолеты классифицируются по взлетной массе:

- сверхлегкие - до 1000 кг
- легкие - от 1000 до 4500 кг
- средние - от 4500 до 13000 кг
- тяжелые - более 13000 кг

1. Расчет взлетной массы вертолета в первом приближении.

Масса полезного груза

$m_{гр}$ (кг) 2000

Масса экипажа

$m_{эк}$ (кг) 160

Дальность полета

L (км) 500

Относительная масса пустого вертолета

$m_{пуст}$ 0,48 0,6 0,48

Относительный километровой расход топлива

q_m (км⁻¹) при $m_{01} < 10$ т 0,00025 0,00030 0,00025

Относительный часовой расход топлива

Q_V (ч⁻¹) при $m_{01} < 10$ т 0,059 0,063 0,059

Относительная масса топлива в первом приближении

$m_m = q_m * L + 0,33 * Q_V$ 0,14

Взлетная масса вертолета

$m_{01} = (m_{гр} + m_{эк}) / (1 - m_{пуст} - m_m)$ (кг) 5751,9

2. Расчет параметров несущего винта.

2.1. Радиус несущего винта вертолёта одновинтовой схемы.

Ускорение свободного падения

g (м/сек²) 9,81

Удельная нагрузка на площадь, ометаемую несущим винтом

p (Н/м²) 200 400 300

Окружная скорость концов лопастей несущего винта для легких вертолетов

$\omega R_{нв}$ (м/с) при $m_0 < 10$ т 180 200 200

Радиус несущего винта

$R_{нв} = \sqrt{(m_{01} * g) / (\pi * p)}$ (м) 7,74

Угловая скорость вращения несущего винта

$\omega_{нв} = \omega R_{нв} / R$ (с⁻¹) 25,85

Частота вращения несущего винта

$n = 60 * \omega_{нв} / (2 * \pi)$ (об/мин) 246,83

2.2. Относительные плотности воздуха на статическом и динамическом потолках.

Статический потолок

$H_{ст}$ (км) 2,50

Динамический потолок

$H_{дин}$ (км) 5,50

Относительная плотность воздуха на статическом потолке

$\Delta_{ст} = (1 - H_{ст} / 44,3)^{4,256}$ 0,78

Относительная плотность воздуха на динамическом потолке

$\Delta_{дин} = (1 - H_{дин} / 44,3)^{4,256}$ 0,57

2.3. Расчет экономической скорости у земли и на динамическом потолке.

Коэффициент индукции

I 1,09 1,10 1,09

Площадь эквивалентной вредной пластинки

$S_3 = 0,0174 * m_{01}^{0,5364}$ (м²) 1,81

Относительная площадь эквивалентной вредной пластинки

$\underline{S}_3 = S_3 / (m_{01} * g)$ 0,00003205

Экономическая скорость у земли

$V_3 = 164 * \sqrt{(I * p) / (\omega R_{ин} + 11,6 * 10^6 * \underline{S}_3)}$ (км/час) 142,62

Экономическая скорость на динамическом потолке

$V_{дин} = 164 * \sqrt{(I * p) / ((\omega R_{ин} + 11,6 * 10^6 * \underline{S}_3) * \Delta_{дин})}$ (км/час) 164,22

2.4. Расчет относительных значений максимальной и экономической на динамическом потолке скоростей горизонтального полета.

Максимальная скорость горизонтального полета

V_{max} (км/час) 250

Относительное значение максимальной скорости горизонтального полета

$\underline{V}_{max} = V_{max} / (3,6 * \omega R_{ин})$ 0,35

Относительное значение экономической скорости горизонтального полета

$\underline{V}_{дин} = V_{дин} / (3,6 * \omega R_{ин})$ 0,23

2.5. Расчет допустимых отношений коэффициента тяги к заполнению несущего винта для максимальной скорости у земли и для экономической скорости на динамическом потолке

Допустимое отношение коэффициента тяги к заполнению несущего винта для максимальной скорости у земли

$C_T / \sigma_{max} = 0,297 - 0,36 * \underline{V}_{max}$ при $\underline{V}_{max} < 0,4$ 0,17

$C_T / \sigma_{max} = 0,297 - 0,36 * \underline{V}_{max} - 3,5 * (\underline{V}_{max} - 0,4)^2$ при $\underline{V}_{max} \geq 0,4$

Допустимое отношение коэффициента тяги к заполнению несущего винта для экономической скорости на динамическом потолке

$C_T / \sigma_{дин} = 0,297 - 0,36 * \underline{V}_{дин}$ при $\underline{V}_{дин} < 0,4$ 0,21

$$C_{T/\sigma_{\text{дин}}} = 0,297 - 0,36 * V_{\text{дин}} - 3,5 * (V_{\text{дин}} - 0,4)^2 \text{ при } V_{\text{дин}} \geq 0,4$$

2.6. Коэффициенты тяги несущего винта у земли и на динамическом потолке.

Коэффициент тяги несущего винта у земли

$$C_{T0} = 1,63 * \rho / \omega R_{\text{нв}}^2 \quad 0,0122$$

Коэффициент тяги несущего винта на динамическом потолке

$$C_{T\text{дин}} = 1,63 * \rho * \Delta_{\text{дин}} / \omega R_{\text{нв}}^2 \quad 0,0070$$

2.7. Расчет заполнения несущего винта.

Число лопастей несущего винта

$$z_{\text{нв}} \quad 4$$

Заполнение несущего винта для полета на максимальной скорости

$$\sigma_{V_{\text{max}}} = C_{T0} / (C_{T/\sigma})_{\text{max}} \quad 0,07$$

Заполнение несущего винта для полета на экономической скорости

$$\sigma_{V_{\text{дин}}} = C_{T\text{дин}} / (C_{T/\sigma})_{\text{дин}} \quad 0,03$$

В качестве расчетной величины заполнения несущего винта принимаем большее значение

$$\sigma_{\text{нв}} = \max(\sigma_{V_{\text{max}}}, \sigma_{V_{\text{дин}}}) \quad 0,071$$

Рекомендуется, чтобы коэффициент заполнения, приходящийся на одну лопасть, лежал в интервале

$$\sigma_{\text{нв}} / z_{\text{нв}} \quad 0,018 \quad = \quad 0,016 \dots 0,022$$

Длина хорды несущего винта

$$b_{\text{нв}} = \pi * R_{\text{нв}} * \sigma_{\text{нв}} / z_{\text{нв}} \text{ (м)} \quad 0,43$$

Относительное удлинение несущего винта

$$\lambda_{\text{нв}} = R_{\text{нв}} / b_{\text{нв}} \quad 17,91$$

$z_{\text{л}}$	2	3	4	5	6	7	8
σ	0,04	0,05	0,06	0,08	0,1	0,11	0,12
	0,06	0,07	0,08	0,1	0,12	0,13	0,14

3. Расчет мощности двигательной установки вертолета.

3.1. Расчет мощности при висении на статическом потолке.

Относительное увеличение тяги несущего винта для уравновешивания аэродинамического сопротивления фюзеляжа и горизонтального оперения для одновинтового вертолёта

$$\Gamma \quad 1,04$$

Относительный КПД несущего винта на режиме висения для одновинтового вертолёта

$$\eta_0 \quad 0,70 \quad 0,75 \quad 0,75$$

Удельная мощность, потребная для привода несущего винта в режиме висения на статическом потолке

$$N_{\text{нст}} = \Gamma^{1,5} * \rho^{0,5} * (1,566 * \eta_0 * \sqrt{\Delta_{\text{ст}}}) \text{ (Вт/Н)} \quad 17,70$$

или

$$\underline{N}_{\text{Нст}} = 0,6385 * \underline{I}^{1,5} * \sqrt{p / (\eta_0 * \sqrt{\Delta_{\text{ст}}})} \quad (\text{Вт/Н}) \quad 17,70$$

3.2. Расчет удельной мощности в горизонтальном полете на максимальной скорости.

Коэффициент индукции

$$I_3 = 1,02 + 0,0004 * V_{\text{max}} \text{ при } V_{\text{max}} \leq 275 \quad 1,12$$

$$I_3 = 0,58 + 0,002 * V_{\text{max}} \text{ при } V_{\text{max}} > 275$$

Удельная мощность, необходимая для привода несущего винта в горизонтальном полете на максимальной скорости

$$\underline{N}_{V_{\text{max}}} = 16,4 * 10^{-3} * \omega R_{\text{вб}} * (1 + 7,08 * 10^{-8} * V_{\text{max}}^3) + 1,67 * p * I_3 / V_{\text{max}} + 13,2 * 10^{-3} * \underline{S}_3 * V_{\text{max}}^3 \quad (\text{Вт/Н}) \quad 15,76$$

3.3. Расчет удельной мощности в полете на динамическом потолке с экономической скоростью.

Удельная мощность, необходимая для привода несущего винта на динамическом потолке

$$\underline{N}_{V_{\text{дин}}} = 16,4 * 10^{-3} * \omega R_{\text{вб}} * (1 + 7,08 * 10^{-8} * V_{\text{дин}}^3) + 1,67 * p * I_3 / (V_{\text{дин}} * \Delta_{\text{дин}}) + 13,2 * 10^{-3} * \underline{S}_3 * V_{\text{дин}}^3 * \Delta_{\text{дин}} \quad (\text{Вт/Н}) \quad 11,38$$

3.4. Расчет удельной мощности в полете у земли на экономической скорости в случае отказа одного двигателя при взлете.

Удельная мощность, необходимая для продолжения взлета с экономической скоростью при отказе одного двигателя

$$\underline{N}_{\text{взл}} = 16,4 * 10^{-3} * \omega R_{\text{вб}} * (1 + 7,08 * 10^{-8} * V_3^3) + 1,67 * p * I_3 / V_3 + 13,2 * 10^{-3} * \underline{S}_3 * V_3^3 \quad (\text{Вт/Н}) \quad 9,12$$

3.5. Расчет удельных приведенных мощностей для различных случаев полета.

3.5.1. Удельная приведенная мощность при висении на статическом потолке.

Коэффициент использования мощности двигательной установки на режиме висения

$$\xi_0 \text{ при } m_{01} < 10 \text{ т} \quad 0,85$$

Удельная дроссельная характеристика при статической высоте

$$\underline{N}_{\text{Нст}} = 1 - 0,0695 * H_{\text{ст}} \quad 0,83$$

Удельная приведенная мощность

$$\underline{N}_{\text{Нст}}^{\text{пр}} = \underline{N}_{\text{Нст}} / (\underline{N}_{\text{Нст}} * \xi_0) \quad (\text{Вт/Н}) \quad 25,20$$

3.5.2. Удельная приведенная мощность в горизонтальном полете на максимальной скорости.

Коэффициент использования мощности двигательной установки на максимальной скорости полета

$$\xi_{V_{\text{max}}} \quad 0,875$$

Удельная дроссельная характеристика при максимальной

скорости

$$\underline{N}_{V_{\text{мн}}} = 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} \cdot V_{\text{мн}}^2 \quad 1,03$$

Удельная приведенная мощность

$$\underline{N}_{V_{\text{мн}}}^{\text{пр}} = \underline{N}_{V_{\text{мн}}} / (\underline{N}_{V_{\text{мн}}} * \xi_{V_{\text{мн}}}) \quad (\text{Вт/Н}) \quad 17,42$$

3.5.3. Удельная приведенная мощность в полете на динамическом потолке с экономической скоростью.

Коэффициент использования мощности двигательной установки на экономической скорости полёта

$$\xi_{V_3} \quad 0,865$$

Удельная степень дросселирования на номинальном режиме в полете на динамическом потолке

$$\underline{N}_{\text{ном}} \quad 0,90$$

Удельная дроссельная характеристика при динамической высоте

$$\underline{N}_{\text{Нд}} = 1 - 0,0695 \cdot \underline{N}_{\text{дин}} \quad 0,62$$

Удельная дроссельная характеристика при динамической скорости

$$\underline{N}_{V_{\text{дин}}} = 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} \cdot V_{\text{дин}}^2 \quad 1,01$$

Удельная приведенная мощность

$$\underline{N}_{\text{Ндин}}^{\text{пр}} = \underline{N}_{V_{\text{дин}}} / (\underline{N}_{\text{ном}} * \xi_{V_3} * \underline{N}_{V_{\text{дин}}} * \underline{N}_{\text{Нд}}) \quad (\text{Вт/Н}) \quad 20,17$$

3.5.4. Удельная приведенная мощность в полете у земли с экономической скоростью при отказе одного двигателя на взлете.

Количество двигателей

$$n \quad 2$$

Удельная степень дросселирования на чрезвычайном режиме

$$\underline{N}_{\text{ч}} \quad 1$$

Удельная дроссельная характеристика при динамической скорости

$$\underline{N}_{V_0} = 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} \cdot V_3^2 \quad 1,01$$

Удельная приведенная мощность

$$\underline{N}_{\text{взл}}^{\text{пр}} = \underline{N}_{\text{взл}} / (\xi_{V_3} * \underline{N}_{\text{ч}} * \underline{N}_{V_0}) * n / (n-1) \quad (\text{Вт/Н}) \quad 20,84$$

3.5.5. Расчет потребной мощности двигательной установки.

Удельная степень дросселирования на номинальном режиме,

$$\underline{N}_{\text{ч}} \quad 1,00$$

Удельная дроссельная характеристика при динамической скорости

$$\underline{N}_{V_0} = 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} \cdot V_3^2 \quad 1,00$$

Для расчета потребной мощности двигательной установки выбираем максимальное значение удельной приведенной мощности

$$\underline{N}_{\text{мвк}}^{\text{пр}} = \max(\underline{N}_{\text{Нст}}^{\text{пр}}, \underline{N}_{V_{\text{мвк}}}^{\text{пр}}, \underline{N}_{\text{дин}}^{\text{пр}}, \underline{N}_{\text{взл}}^{\text{пр}}) \quad (\text{Вт/Н}) \quad 25,20$$

Потребная мощность двигательной установки вертолета

$$N = N_{\max}^{\text{тп}} * m_{01} * g \text{ (кВт)}$$

1422

3.6. Выбор двигателей.

Принимаем два турбовальных двигателя ТВЗ - 117 общей мощностью каждого

N (кВт)

1620

N (л.с)

2189

4. Расчет массы топлива.

Коэффициент изменения удельного расхода топлива на крейсерском режиме работы двигателей

C_{eN}

1,075

Коэффициент изменения удельного расхода топлива в зависимости от температуры

C_{et}

1

Коэффициент изменения удельного расхода топлива в зависимости от высоты полета

C_{Eh}

0,995

Крейсерская скорость первого приближения при полете на высоте H=500 м

$$V_{кр1} = 0,86 * V_{\max} \text{ (км/час)}$$

215

Коэффициент индукции

$$I_{зкр} = 1,02 + 0,0004 * V_{кр1} \text{ при } V_{кр1} \leq 275 \text{ км/час}$$

1,11

$$I_{зкр} = 0,58 + 0,002 * V_{кр1} \text{ при } V_{кр1} > 275 \text{ км/час}$$

Коэффициент изменения мощности в зависимости от крейсерской скорости

$$N_{V_{кр1}} = 1 + 5,5 * 10^{-7} * V_{кр1}^2$$

1,03

Удельная мощность для привода несущего винта в полете на крейсерской скорости

$$N_{кр1} = 0,72 * N_{V_{кр1}} * N_{\max}^{\text{тп}} \text{ (Вт/Н)}$$

18,61

Крейсерская скорость второго приближения

$$V_{кр2-1} = \sqrt[3]{\frac{(N_{кр1} - 16,4 * 10^{-3} * \omega R_{\text{вн}} - 1,67 * P * I_{зкр} / V_{кр1}) / (11,51 * 10^{-10} * \omega R_{\text{вн}} + 13,2 * 10^{-3} * S_3)}{\text{км/час}}}$$

269

Относительное отклонение скоростей первого и второго приближения

$$\epsilon = |V_{кр2-1} - V_{кр1}| / V_{кр1} < 0,02$$

0,25

<

0,02

При $\epsilon \geq 0,02$ производится уточнение крейсерской скорости первого приближения $V_{кр1}$, она принимается равной рассчитанной скорости второго приближения $V_{кр2}$. Затем расчет повторяется и заканчивается при условии $\epsilon < 0,02$

$$V_{кр} = V_{кр2-1} \text{ (км/час)}$$

269

Коэффициент изменения мощности в зависимости от крейсерской скорости

$$N_{V_{кр2-1}} = 1 + 5,5 * 10^{-7} * V_{кр2-1}^2$$

1,04

Удельная мощность для привода несущего винта в полете на крейсерской скорости

$$N_{кр2-1} = 0,72 * N_{вкр2-1} * N_{мзк}^{мп} \text{ (Вт/Н)} \quad 18,87$$

Крейсерская скорость второго приближения

$$V_{кр2-2} = \sqrt[3]{(N_{кр2-1} - 16,4 * 10^{-3} * \omega R_{вв} - 1,67 * p * I_{зкр} / V_{кр2-1}) / (11,51 * 10^{-10} * \omega R_{вв} + 13,2 * 10^{-3} * S_3)} \text{ км/час} \quad 275$$

Относительное отклонение скоростей первого и второго приближения

$$\varepsilon = |V_{кр2-2} - V_{кр2-1}| / V_{кр2-1} < 0,02 \quad 0,02 < \quad 0,02$$

$$V_{кр} = V_{кр2-2} \text{ (км/час)} \quad 275$$

Коэффициент изменения удельного расхода топлива в зависимости от скорости полета

$$C_{\varepsilon V} = 1,3 * 10^{-7} * V_{кр}^2 \quad 0,977$$

Удельный расход топлива на взлетном режиме

$$C_{\text{взл}} = 3,38 * 10^{-3} / N^{0,167} \text{ при } N \leq 3000 \text{ кВт (кг/Вт*час)} \quad 0,00032$$

$$C_{\text{взл}} = 0,952 * 10^{-3} / N^{0,081} \text{ при } N > 3000 \text{ кВт (кг/Вт*час)}$$

Удельный расход топлива

$$C_{\varepsilon} = C_{\text{взл}} * C_{\varepsilon N} * C_{\varepsilon V} * C_{\varepsilon \omega} * C_{\varepsilon \omega} * C_{\varepsilon V} * C_{\varepsilon \omega} \text{ (кг/Вт*час)} \quad 0,00033$$

Масса топлива затрачиваемого на полет

$$m_{\text{м}} = C_{\varepsilon} * N_{кр2-1} * m_{01} * g * (L / V_{кр} + 0,33) \text{ (кг)} \quad 759$$

5. Определение массы узлов и агрегатов вертолета.

5.1. Расчет массы лопастей несущего винта.

Весовой коэффициент втулок современных конструкций

$$k_{\text{вт}} \text{ (кг/м}^2\text{)} \quad 12,65 \quad 13,80 \quad 12,65$$

Среднестатистическое относительное удлинение лопастей

$$\lambda_{\text{ср}} \quad 18,00$$

Масса лопастей несущего винта

$$m_{\text{лв}} = k_{\text{вт}} * \sigma_{\text{лв}} * R_{\text{лв}}^{2,7} * \lambda_{\text{ср}}^{0,7} / \lambda_{\text{лв}}^{0,7} \text{ (кг)} \quad 226$$

5.2. Расчет массы втулки несущего винта.

Весовой коэффициент втулок современных конструкций

$$k_{\text{вт}} \text{ (кг/кН)} \quad 0,0527$$

Коэффициент влияния числа лопастей на массу втулки

$$k_{\text{л}} \text{ (кг)} \text{ при } z_{\text{лв}} \leq 4 \quad 1$$

$$k_{\text{л}} = 1 + 0,05 * (z_{\text{л}} - 4) \text{ (кг)} \text{ при } z_{\text{лв}} > 4$$

Действующая на лопасти несущего винта центробежная сила

$$N_{\text{цб}} = m_{\text{лв}} * \omega R_{\text{лв}}^2 / (2000 * z_{\text{лв}} * R_{\text{лв}}) \text{ (кН)} \quad 146$$

Масса втулки несущего винта

$$m_{\text{вт}} = k_{\text{вт}} * k_{\text{л}} * z_{\text{лв}} * N_{\text{цб}}^{1,35} \text{ (кг)} \quad 176,4$$

5.3. Расчет массы системы бустерного управления, в которую входят автомат перекоса, гидросилители, гидросистема управления несущим винтом.

Весовой коэффициент системы бустерного управления			
$k_{\text{бу}}$ (кг/м ³)	16	19	16
Масса системы бустерного управления			
$m_{\text{бу}} = k_{\text{бу}} * z_{\text{зв}} * b_{\text{зв}}^2 * R_{\text{зв}}$ (кг)			92,4

5.4. Расчет массы системы ручного управления.

Весовой коэффициент системы ручного управления для легких вертолетов			
$k_{\text{ру}}$ (кг/м)			10,5
Масса втулки несущего винта			
$m_{\text{ру}} = k_{\text{ру}} * R_{\text{зв}}$ (кг)			81,2

5.5. Расчет массы главного редуктора.

Весовой коэффициент втулок современных конструкций			
$k_{\text{ред}}$ (кг/(Н*м))			0,085
Максимальный крутящий момент на валу несущего винта			
$M_{\text{зв}} = N * \xi_0 * R_{\text{зв}} / \omega R_{\text{зв}}$ (кН)			46761
Масса главного редуктора			
$m_{\text{ред}} = k_{\text{ред}} * M_{\text{зв}}^{0,8}$ (кг)			462,7

5.6. Расчет массы узлов привода рулевого винта.

Окружная скорость концов лопастей рулевого винта для легких вертолетов			
$\omega R_{\text{рв}}$ (м/с)	160	220	160
Зазор между концами лопастей несущего и рулевого винтов			
δ (м)			1,6
КПД рулевого винта			
$\eta_{\text{рв}}$			0,65
Частота вращения докритического трансмиссионного вала			
$n_{\text{тв}}$			3000
Весовой коэффициент трансмиссионного вала			
$k_{\text{тв}}$ (кг/(Н*м))			0,0318
Весовой коэффициент промежуточного редуктора			
$k_{\text{пр}}$ (кг/(Н*м))			0,137
Весовой коэффициент хвостового редуктора			
$k_{\text{хр}}$ (кг/(Н*м))			0,105
Радиус рулевого винта			
$R_{\text{рв}} = 0,16 * R_{\text{зв}}$ (м) при $m_0 < 10$ т			1,24
Угловая скорость вращения рулевого винта			
$\omega_{\text{рв}} = \omega R_{\text{рв}} / R_{\text{рв}}$ (с ⁻¹)			129,24
Расстояние между осями несущего и рулевого винтов			
$L_{\text{в}} = R_{\text{зв}} + \delta + R_{\text{рв}}$ (м)			10,58

Тяга рулевого винта	
$T_{рв} = M_{тв} / L_{з}$ (Н)	4422
Мощность, передаваемая трансмиссионным валом к рулевому винту	
$N_{тв} = T_{рв}^{1.5} / (2.78 * \eta_{рв} * R_{рв})$ (Н)	131427
Угловая скорость вращения трансмиссионного вала	
$\omega_{тв} = 2 * \pi * n_{тв} / 60$ (с ⁻¹)	314,16
Крутящий момент, передаваемый рулевым винтом	
$M_{рв} = N_{рв} / \omega_{рв}$ (Н*м)	1017
Крутящий момент, передаваемый трансмиссионным валом	
$M_{тв} = N_{тв} / \omega_{тв}$ (Н*м)	418
Масса трансмиссионного вала	
$m_{тв} = k_{тв} * L_{з} * M_{тв}^{0.67}$ (кг)	19
Масса промежуточного редуктора	
$m_{прд} = k_{пр} * M_{тв}^{0.8}$ (кг)	17
Масса хвостового редуктора, вращающего рулевой винт	
$m_{хрд} = k_{хр} * M_{рв}^{0.8}$ (кг)	27

5.7. Расчет массы и основных размеров рулевого винта.

Весовой коэффициент для втулки рулевого винта	
$k_{вт}$ (кг/(Н*м))	0,0527
Число лопастей рулевого винта	
$z_{рв}$	4
Коэффициент тяги рулевого винта	
$C_{рв} = 0.563 * T_{рв} / (\omega_{рв}^2 * R_{рв}^2)$ (Н)	0,063
Заполнение рулевого винта для полета на максимальной скорости	
$\sigma_{рв шлк} = C_{рв} / (C_{т} \sigma_{шлк})$	0,4
Заполнение рулевого винта для полета на экономической скорости	
$\sigma_{рв днк} = C_{рв} / (C_{т} \sigma_{днк})$	0,3
В качестве расчетной величины заполнения рулевого винта принимаем большее значение	
$\sigma_{рв} = \max(\sigma_{рв шлк}, \sigma_{рв днк})$	0,4
Длина хорды рулевого винта	
$b_{рв} = \pi * R_{рв} * \sigma_{рв} / z_{рв}$ (м)	0,36
Относительное удлинение	
$\lambda_{рв} = R_{рв} / b_{рв}$	3,45
Масса лопастей рулевого винта	
$m_{лрв} = k_{мл} * \sigma_{рв} * R_{рв}^{2.7} * \lambda_{ср}^{0.7} / \lambda_{рв}^{0.7}$ (кг)	26
Действующая на лопасти рулевого винта центробежная сила	
$N_{цб} = m_{лрв} * \omega_{рв}^2 / (2000 * z_{рв} * R_{рв})$ (кН)	68
Масса втулки рулевого винта	

$$m_{впр} = k_{вп} * k_{л} * z_{лв} * N_{цв}^{1,35} \text{ (кг)} \quad 63,0$$

5.8. Расчет массы двигательной установки.

Удельная масса двигательной установки

$$\gamma_{дв} = 5,4 * 10^{-5} + 0,0127 / N^{0,3} \text{ (кг/Вт)} \quad 0,0002$$

Масса двигательной установки

$$m_{дв} = \gamma_{дв} * N \text{ (кг)} \quad 334,3$$

5.9. Расчет массы фюзеляжа и оборудования вертолета.

Весовой коэффициент массы фюзеляжа

$$k_{ф} \text{ (кг/м}^2\text{)} \quad 1,7$$

Площадь омываемой поверхности фюзеляжа

$$S_{ф} = 5,14864 + 0,0133174 * m_{01} - 2,34058 * 10^{-7} * m_{01}^2 + 1,62699 * 10^{-12} * m_{01}^3 \text{ (м}^2\text{)} \quad 74,3$$

Масса фюзеляжа

$$m_{ф} = k_{ф} * m_{01}^{0,25} * S_{ф}^{0,88} \text{ (кг)} \quad 656,1$$

5.10. Расчет массы топливной системы.

Коэффициент массы для топливной системы с протектированными баками

$$k_{тс} \text{ (кг/м}^3\text{)} \quad 0,07 \quad 0,09 \quad 0,07$$

Масса топливной системы

$$m_{тс} = k_{тс} * m_{ш} \text{ (кг)} \quad 53,2$$

5.11. Расчет массы шасси.

Весовой коэффициент, зависящий от конструкции шасси

полосковые

$$k_{ш} \text{ (кг/м}^2\text{)} \quad 0,01$$

не убираемые

$$k_{ш} \text{ (кг/м}^2\text{)} \quad 0,02$$

убираемые

$$k_{ш} \text{ (кг/м}^2\text{)} \quad 0,03$$

Масса шасси

$$m_{ш} = k_{ш} * m_{01} \text{ (кг)} \quad 57,5$$

5.12. Расчет массы электрооборудования.

Весовой коэффициент массы электрических проводов

$$k_{эп} \text{ (кг/м}^2\text{)} \quad 22 \quad 24 \quad 22$$

$k_{эп} \text{ (кг/м}^2\text{)} \text{ при } m < 4500 \text{ кг}$

10

Весовой коэффициент массы электрооборудования

$$k_{эл} \text{ (кг/м}^2\text{)} \quad 5 \quad 6 \quad 5$$

$k_{эл} \text{ (кг/м}^2\text{)} \text{ при } m < 4500 \text{ кг}$

12

16

Масса электрооборудования

$$m_{эл} = k_{пр} * L_{в} + k_{эл} * z_{лив} * R_{лив}^2 / \lambda_{лив} \text{ (кг)} \quad 299,5$$

5.13. Расчет массы бортового оборудования.

Весовой коэффициент массы электрических проводов

$$k_{60} \text{ (кг/м}^2\text{)} \quad 2$$

Масса бортового оборудования

$$m_{60} = k_{60} * m_{01}^{0,6} \text{ (кг)} \quad 360,5$$

5.14. Расчет взлетной массы вертолета во втором приближении.

Масса пустого вертолета

$$m_{пуст} = m_{лив} + m_{вт} + m_{бв} + m_{ру} + m_{ред} + m_{тв} + m_{пред} + m_{зред} + m_{эв} + m_{впр} + m_{дв} + m_{ф} + m_{шк} + m_{ш} + m_{эл} + m_{60} \text{ (кг)} \quad 2952,5$$

Взлетная масса вертолета во втором приближении

$$m_{02} = m_{пуст} + m_{ш} + m_{гр} + m_{ск} \text{ (кг)} \quad 5871,8$$

Получение приемлемых результатов расчета взлетной массы

$$|m_{02} - m_{01}| / m_{01} < 0,05 \quad 0,021 < 0,05$$