

Алгоритм автоматизированного определения массовых характеристик вертолета

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ"

Представлен метод определения массовых и геометрических характеристик вертолета, Проведен анализ влияния отдельных тактико-технических характеристик вертолета на его массовые характеристики с помощью созданной программы автоматизированного расчета массовых характеристик вертолета в среде Delphi.

Ключевые слова: вертолет, масса, характеристики, параметры, программа, влияние, автоматизация.

Основной задачей проектирования вертолета является формирование его облика, то есть выбор схемы и определение наиболее выгодного сочетания основных параметров вертолета и его систем, обеспечивающих выполнение тактико-технических требований (ТТТ) и высокие показатели эффективности применения.

Основу этих ТТТ составляют задаваемые летно-технические характеристики (ЛТХ) будущей машины: массы целевой нагрузки (груза, платной или коммерческой нагрузки), перевозимой на заданную дальность ($m_{цн}$), масса экипажа ($m_{эк}$), дальность полета (L), статический потолок ($H_{ст}$), динамический потолок ($H_{дин}$), максимальная скорость полета (V_{max}).

Алгоритм и программа предназначены для расчета на ЭВМ взлетной массы вертолета одновинтовой схемы для ряда значений удельной нагрузки (P) на ометаемую площадь. Это позволяет получить зависимости удельных приведенных мощностей (\tilde{N}_{oi}), необходимых для выполнения вертолетом характерных режимов полета, удельной приведенной мощности силовой установки (\tilde{N}_o), обеспечивающей полет на всех режимах, относительных масс конструкций планера ($\tilde{m}_к$), силовой установки (\tilde{m}_{cy}), топлива ($\tilde{m}_т$) от удельной нагрузки, проанализировать их и определить оптимальные значения, соответствующие, минимальной взлетной массе вертолета.

Работе с программой должна предшествовать подготовка первичных исходных данных:

- сбор и обработка статистических данных о вертолетах, однотипных с проектируемым;
- разработка тактико-технических требований;
- выбор и обоснование схемы проектируемого вертолета;

Весовые коэффициенты, необходимые для расчета относительных масс агрегатов вертолета приведены в [1], [2] или вводятся в процессе работы с программой.

Определение взлетной массы вертолета

Взлетную массу вертолета, находят по формуле, полученной из уравнения относительных масс:

$$m_0 = \frac{m_{\text{эк}} + m_{\text{ц.н}} + m_{\text{об}}}{1 - (\bar{T}_k + \bar{T}_{\text{cy}} + \bar{T}_T)}, \quad (1)$$

где $m_{\text{об}}$ – масса оборудования.

Расчет относительной массы конструкции планера

В соответствии с весовой классификацией [3] относительная масса конструкции планера составляет

$$\bar{m}_k = \bar{m}_\phi + \bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\text{оп}} + \bar{m}_\omega + \bar{m}_{\text{упр}}, \quad (2)$$

где $\bar{m}_\phi = K_\phi \frac{S_{\text{ОМ.}\phi}^{0,88}}{m^{0,75}}$ – относительная масса фюзеляжа;

$$\bar{m}_{\text{кр}} = 0,1 \cdot K_{\text{кр}} \sqrt{\frac{\lambda_{\text{кр}}^{1/2} \cdot S_{\text{кр}}^{3/2} \cdot R}{\rho}} \text{ – относительная масса крыла;}$$

$$\bar{m}_{\text{оп}} \approx 131,4 \frac{S_{\text{СТ}}}{\rho} \text{ – относительная масса оперения;}$$

$\bar{m}_\omega = K_\omega$ – относительная масса шасси; Относительную массу шасси обычно оценивают в процентах от взлетной массы вертолета

$$\bar{m}_{\text{упр}} = \bar{m}_{\text{Р.упр}} + \bar{m}_{\text{Б.упр}} \text{ – относительная масса системы управления}$$

$$\bar{m}_{\text{Р.упр}} = K_{\text{Р.упр}} \cdot \frac{R}{m_0} \text{ – относительная масса ручного управления;}$$

$$\bar{m}_{\text{Б.упр}} = a_{\text{Б.упр}} \frac{\sigma R}{\lambda \rho} \text{ м – относительная масса бустерного управления;}$$

$$\bar{m}_{\text{Б.упр}} = a_{\text{Б.упр}} \frac{\sigma R}{\lambda \rho}$$

Расчет относительной массы топлива

Относительная масса топлива рассчитывается:

$$\bar{m}_T = K_T \frac{C_{e_{\text{кр}}} \cdot L}{V_{\text{кр}}} \cdot \tilde{N}_{0\text{кр}} \cdot g, \quad (3)$$

$\tilde{N}_{0\text{кр}} = \bar{N}_{\text{кр}} \tilde{N}_0$; – удельная приведенная мощность силовой установки на крейсерском режиме работы.

Удельный расход топлива на крейсерском режиме

$$C_{e_{кр}} = C_{e_{взл}} \cdot \bar{C}_{e_H} \cdot \bar{C}_{e_V} \cdot \bar{C}_{e_t} \cdot \bar{C}_{e_N}, \quad (4)$$

Для современных вертолетных двигателей можно принять

$$C_{e_{взл}} = \frac{K_{Ce}}{(N_0)^{0,1}}, \quad (5)$$

Определение удельной приведенной мощности силовой установки

Мощность для каждого режима рассчитывают через удельную мощность

$$N_{0i} = \frac{\tilde{N}_{0i} \cdot m_0 \cdot g}{\bar{N}_H \cdot \bar{N}_V \cdot \bar{N}_j \cdot \xi}, \quad (6)$$

где 0 – индекс приведения;

$\bar{N}_H = 1 - 0,0695 \cdot H$ – коэффициенты, учитывающие изменение располагаемой мощности двигателя в зависимости от высоты полета;

$\bar{N}_V = 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} \cdot V^2$, \bar{N}_j – коэффициенты, учитывающие изменение располагаемой мощности двигателя в зависимости от скорости полета.

Таким образом,

$$\tilde{N}_0 = \max \left[\tilde{N}_{H_{ст0}}, \tilde{N}_{H_{дин0}}, \tilde{N}_{V_{max0}}, \tilde{N}_{пр.взл0} \right]. \quad (7)$$

Удельная приведенная мощность, потребная для висения вертолета на статическом потолке [4], Bm/H :

$$\tilde{N}_{H_{ст0}} = \frac{\tilde{N}_{H_{ст}}}{\bar{N}_{H_{ст}} \cdot \xi_0} = \frac{0,6385 \cdot \bar{T}^{3/2} \cdot \sqrt{p}}{\bar{N}_{H_{ст}} \cdot \xi_0 \cdot \eta_0 \cdot \sqrt{\Delta H_{ст}}}, \quad (8)$$

где $\bar{T} = \bar{T} / m_0 \cdot g = 1 + \Delta \bar{T}_\phi + \Delta \bar{T}_{ГО}$ – относительное увеличение тяги НВ для уравнивания аэродинамического сопротивления фюзеляжа $\Delta \bar{T}_\phi = 0,238 \cdot \bar{S}_\phi$ и горизонтального оперения $\Delta \bar{T}_{ГО} = 1,38 \cdot \bar{S}_{СТ}$, находящихся в потоке винта.

Удельная приведенная мощность, потребная для горизонтального полета на максимальной скорости [4]:

$$\tilde{N}_{V_{max0}} = \frac{\tilde{N}_{V_{max}}}{\bar{N}_{H_{V_{max}}} \cdot \bar{N}_{V_{max}} \cdot \xi_{V_{max}}} = \frac{1}{\bar{N}_{H_{V_{max}}} \cdot \bar{N}_{V_{max}} \cdot \xi_{V_{max}}} \times \left[16,4 \cdot 10^{-3} \cdot \omega R \left(1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_{max}^3 \right) + 1,67 \frac{p \cdot I_\omega}{V_{max}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{S}_3 \cdot V_{max}^3 \right], \quad (9)$$

где $\bar{S}_3 = \frac{\sum C_x S}{m_0 \cdot g}$ – относительное удельное лобовое сопротивление несущих элементов вертолета.

Удельная приведенная мощность, потребная для полета вертолета на динамическом потолке [4]:

$$\tilde{N}_{H_{дин0}} = \frac{\tilde{N}_{H_{дин}}}{\bar{N}_{H_{дин}} \cdot \bar{N}_{V_{ЭК}} \cdot \bar{N}_{НОМ} \cdot \xi_{V_{ЭК}}} = \frac{1}{\bar{N}_{H_{дин}} \cdot \bar{N}_{V_{ЭК}} \cdot \bar{N}_{НОМ} \cdot \xi_{V_{ЭК}}} \times \{16,4 \cdot 10^{-3} \omega R \times$$

$$\times [1 + 7,08 \cdot 10^{-8} (V_{дин}^{ЭК})^3] + 1,67 \frac{\rho \cdot I_3}{V_{дин}^{ЭК} \cdot \Delta H_{дин}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \bar{S}_3 (V_{дин}^{ЭК})^3 \cdot \Delta H_{дин}\} \quad (10)$$

где $\Delta H_{дин}$ – относительная плотность воздуха на динамическом потолке; $V_{ЭК}^{дин}$ – экономическая скорость на динамическом потолке, км/ч:

$$V_{дин}^{ЭК} = 164 \sqrt[4]{\frac{\rho \cdot I_3}{(\omega R + 11,6 \cdot 10^6 \cdot \bar{S}_3 \cdot \Delta_{дин})}}$$

Удельная приведенная мощность, потребная для продолжения взлета при отказе одного двигателя [4]:

$$\tilde{N}_{пр.взл0} = \frac{\tilde{N}_{пр.взл}}{\bar{N}_{V_{ЭК}} \cdot \bar{N}_{чз} \cdot \xi_{V_{ЭК}}} \cdot \frac{n}{n-1} = \frac{1}{\bar{N}_{V_{ЭК}} \cdot \bar{N}_{чз} \cdot \xi_{V_{ЭК}}} \cdot \frac{n}{n-1} \times$$

$$\times \left\{ 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R [1 + 7,08 \cdot 10^{-8} (V_0^{ЭК})^3] + 1,67 \frac{\rho \cdot I_3}{V_0^{ЭК}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{S}_3 \cdot (V_0^{ЭК})^3 \right\} \quad (11)$$

где n – число двигателей; $V_0^{ЭК}$ – экономическая скорость у земли:

$$V_0^{ЭК} = 164 \sqrt[4]{\frac{1,09 \cdot \rho}{\omega R + 11,6 \cdot 10^6 \cdot \bar{S}_3}}$$

Расчет относительной массы силовой установки

В соответствии с весовой классификацией [4] относительная масса силовой установки

$$\bar{m}_{СУ} = \bar{m}_{ДВС} + \bar{m}_B + \bar{m}_{ТР}, \quad (12)$$

где $\bar{m}_{ДВС}$, \bar{m}_B , $\bar{m}_{ТР}$ – относительные массы двигателей с системами и вспомогательной силовой установки (ВСУ), винтов и трансмиссии соответственно.

Относительную массу двигателей с системами и ВСУ вычисляют по формуле

$$\bar{m}_{ДВС} = (\gamma_{ДВ} + K_C) \cdot \tilde{N}_0 + K_{ТС} \cdot \bar{m}_T + \bar{m}_{ВСУ}, \quad (13)$$

Относительную массу винтов для вертолета одновинтовой схемы рассчитывают по формуле

$$\bar{m}_B = \bar{m}_{НВ} + \bar{m}_{РВ}, \quad (14)$$

где $\bar{m}_{НВ}$, $\bar{m}_{РВ}$ – относительные массы несущего и рулевого винтов, $\bar{m}_{НВ} = \bar{m}_{\Sigma Л} + \bar{m}_{ВТ}$, $\bar{m}_{РВ} = \bar{m}_{\Sigma ЛРВ} + \bar{m}_{ВТ.РВ}$, $\bar{m}_{\Sigma Л}$, $\bar{m}_{\Sigma ЛРВ}$ – относительные суммарные массы лопастей несущего и рулевого винтов; $\bar{m}_{ВТ}$, $\bar{m}_{ВТ.РВ}$ –

относительные массы втулок несущего и рулевого винтов.

Относительные массы $\bar{m}_{\Sigma Л}$, $\bar{m}_{ВТ}$, $\bar{m}_{\Sigma ЛРВ}$ и $\bar{m}_{ВТ.РВ}$ вычисляют по формулам:

$$\bar{m}_{\Sigma Л} = a_{Л} \frac{K_{Л} \cdot \sigma}{\lambda^{0,7} \cdot \rho}; \quad (15)$$

$$\bar{m}_{ВТ} = a_{ВТ} \cdot 10^{-5} \cdot K_{ВТ} \cdot K_{Z_{Л}} \cdot \bar{m}_{Л}^{1,35} \cdot (\omega R)^{2,7} \cdot \rho^{0,35}; \quad (16)$$

$$\bar{m}_{\Sigma ЛРВ} = \frac{\sigma_{РВ}}{\sigma} \cdot \left(\frac{\lambda}{\lambda_{РВ}} \right)^{0,7} \cdot \left(\frac{R_{РВ}}{R} \right)^{2,7} \cdot \bar{m}_{\Sigma Л}; \quad (17)$$

$$\bar{m}_{ВТ.РВ} = \frac{K_{Z_{ЛРВ}}}{K_{Z_{Л}}} \cdot \frac{Z_{ЛРВ}}{Z_{Л}} \cdot \left(\frac{\omega_{РВ} R_{РВ}}{\omega R} \right)^{2,7} \cdot \left(\frac{R}{R_{РВ}} \right)^{0,65} \cdot \left(\frac{\bar{m}_{ЛРВ}}{\bar{m}_{Л}} \right)^{1,35} \cdot \bar{m}_{ВТ}, \quad (18)$$

Относительную массу трансмиссии определяют по формуле

$$\bar{m}_{ТР} = \bar{m}_{ГЛ.Р} + \bar{m}_{ПР} + \bar{m}_{ХР} + \bar{m}_{ТВ}, \quad (1.19)$$

где $\bar{m}_{ГЛ.Р} = a_{ГЛ.Р} \cdot \xi^{0,8} \left(\frac{\tilde{N}_0}{\omega R} \right)^{0,8} \cdot \frac{1}{\rho^{0,2}}$ – относительная масса главного редуктора;

$\bar{m}_{ПР} = a_{ПР} \cdot (1 - \xi)^{0,8} \left(\frac{\tilde{N}_0}{\omega_{ТВ}} \right)^{0,8} \cdot \frac{1}{\rho^{0,2}}$ – относительная масса промежуточного редуктора;

$\bar{m}_{ХР} = a_{ХР} \cdot (1 - \xi)^{0,8} \left(\frac{\tilde{N}_0 R_{РВ}}{\omega R} \right)^{0,8} \cdot \frac{1}{\rho^{0,2}}$ – относительная масса хвостового редуктора;

$\bar{m}_{ТВ} = a_{ТВ} \cdot L_{РВ} \cdot (1 - \xi)^{2/3} \left(\frac{\tilde{N}_0}{\omega_{ТВ}} \right)^{2/3} \cdot \frac{1}{\rho^{1/3}}$ – относительная масса трансмиссионного вала.

Определение массы экипажа, коммерческой нагрузки по вместимости и оборудования

Масса экипажа определяется

$$m_{ЭК} = 80 \cdot n_{ЭК}, \quad (20)$$

где $n_{ЭК}$ – число членов экипажа.

Массу целевой нагрузки обычно задают исходными данными. Если вместо целевой нагрузки указано число пассажиров $n_{Пасс}$, то определяют предельную коммерческую нагрузку по вместимости вертолета $m_{Ком}$ в зависимости от числа пассажирских мест и емкости багажных и грузовых помещений v [3]:

$$m_{\text{КОМ}} = 75 \cdot \pi \cdot n_{\text{пасс}} \cdot q \cdot n_{\text{пасс}} + 300 \left(\nu - \frac{q \cdot n_{\text{пасс}}}{150} \right), \quad (21)$$

где q – норма перевозки бесплатного багажа на одного пассажира, кг;

ν – объем багажных и грузовых помещений, $\nu \approx 0,25 \cdot n_{\text{пасс}}$, м^3 .

Масса оборудования определяется по формуле:

$$m_{\text{об}} = K_{\text{пров}} \cdot R + K_{\text{эл.об}} \cdot F_{\Sigma \text{л}} + K_{\text{пр.об}} \cdot T_0^{0,6}, \quad (22)$$

где $F_{\Sigma \text{л}} \approx 1,8 \cdot \sigma R^2 \text{ м}^2$ – общая площадь лопастей, пропорционально связанная с площадью их обогреваемой поверхности.

Расчет ограничений удельной нагрузки на ометаемую площадь

Максимальный радиус лопасти по величине её допустимого прогиба

$$(\bar{y}_R)_{\text{доп}} = \frac{(y_R)_{\text{доп}}}{R} = 0,12 \text{ определяют по формуле [16]}$$

$$R_y = 0,0585 \left[\frac{(\bar{y}_R)_{\text{доп}}}{K_{yR} \cdot K_L} \right]^{0,189} \left[\frac{m'_0}{t \cdot Z_L} \right]^{0,435}, \quad (23)$$

где $K_{yR} \approx 0,353 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 / \text{кг}$ для лопастей с дюралюминиевым прессованным лонжероном;

для стеклопластиковых лопастей $K_{yR} \approx 0,388 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 / \text{кг}$;

для лопастей со стальным лонжероном $K_{yR} \approx 0,5 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 / \text{кг}$;

K_L – коэффициент лопасти;

\bar{t} – относительный параметр, $\bar{t} = \frac{t_{y_0} (\omega R)^2}{7502}$;

t_{y_0} – коэффициент тяги НВ при $H=0$ и $\omega R = 220 \text{ м/с}$;

$$t_{y_0} = \frac{C_T}{\sigma}.$$

В этом случае $p_{\text{min доп}} = \frac{m'_0 \cdot g}{\pi R_y^2}$.

Определение потребной мощности одного двигателя, кВт:

$$N_{\text{ДВ}} = \frac{\tilde{N}^* \cdot m_{0\text{min}} \cdot q}{n}.$$

Уточненную массу топлива рассчитывают по формуле

$$m_T = C e_{\text{взл}} \cdot \bar{C} e_H \cdot \bar{C} e_V \cdot C e_t \cdot \bar{C} e_N \cdot N_{\text{кр}} \left(\frac{L}{V_{\text{кр}}} + 0,33 \right). \quad (24)$$

Определение взлетной массы вертолета считается законченным, если

погрешность вычисления взлётной массы не превышает 5%.

$$|(m''_0 - m'_0) / m'_0| < 0,05 \text{ или } |(m'''_0 - m''_0) / m''_0| < 0,05.$$

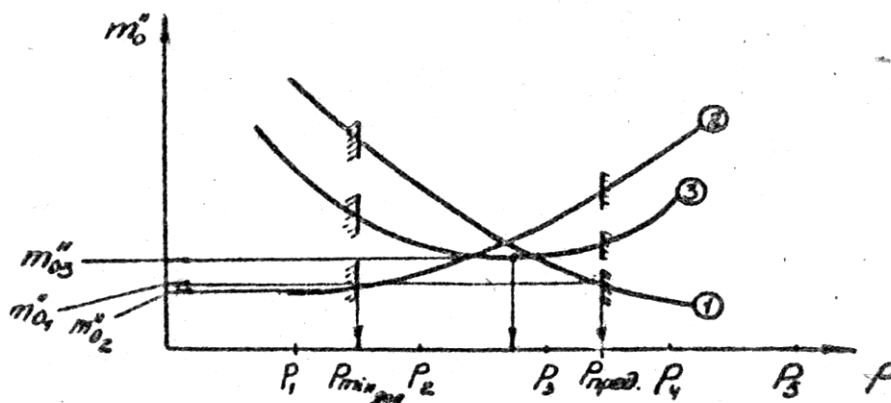


Рис. 1. Зависимость $m_0'' = f(p)$

В зависимости от сочетания величин заданных ТТТ возможны три варианта вида функции $m_0(p)$ (рис.1):

- 1) монотонно убывающая;
- 2) монотонно возрастающая;
- 3) имеющая четко выраженный минимум.

Для функции $m_0(p)$ решение очевидно: удельная нагрузка $p_{опт}$ должна соответствовать минимальной взлетной массе вертолета m_{0min} . Для убывающей и возрастающей функции взлетной массы значение оптимальной удельной нагрузки выбирается с учетом ограничений (p_{min} или p_{max})

Предельные значения удельной нагрузки в значительной степени определяются назначением или вариантом применения вертолета.

Взлётная масса m_{0min} и оптимальная удельная нагрузка $p_{опт}$ на ометаемую площадь позволяют определить размеры лопасти несущего винта:

диаметр несущего винта $D = \sqrt{\frac{4 \cdot m_{0min} \cdot g}{\pi \cdot p_{опт}}}$, хорду лопасти $b_{0,7} = \frac{R}{\lambda}$, а затем

перейти к определению геометрических параметров частей вертолётa.

По размерам R и $R_{рв} = 0,25R$ определяется длина хвостовой балки и допустимое превышение плоскости несущего винта над хвостовой балкой. После определения геометрических параметров основных агрегатов можно приступить к построению чертежей общего вида.

По приведенному алгоритму в среде Delphi разработана программа «Helicopters», которая автоматизирует и ускоряет процесс определения массовых и геометрических характеристик вертолета. Помимо определения взлетной массы и геометрических характеристик программа позволяет проводить оценку влияния отдельных параметров вертолета на его массовые характеристики. Ниже на графиках (рис.2 - рис.5) показаны изменения взлетной массы среднего

транспортного вертолета от статического потолка, динамического потолка, максимальной скорости полета, удельного расхода топлива и дальности полета соответственно. Программа протестирована на примере расчета массовых характеристик вертолета Ми-8 и погрешность определения взлетной массы не превышает 5,7%.

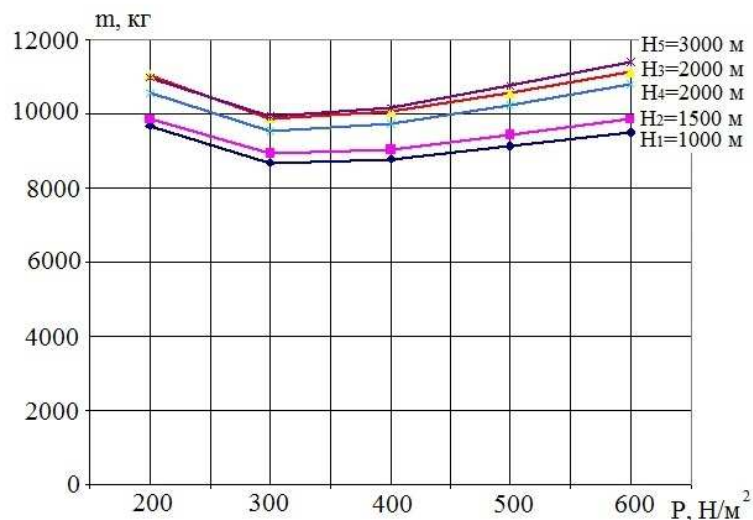


Рис. 2. Влияние удельной нагрузки на ометаемую площадь и статического потолка на взлетную массу вертолета

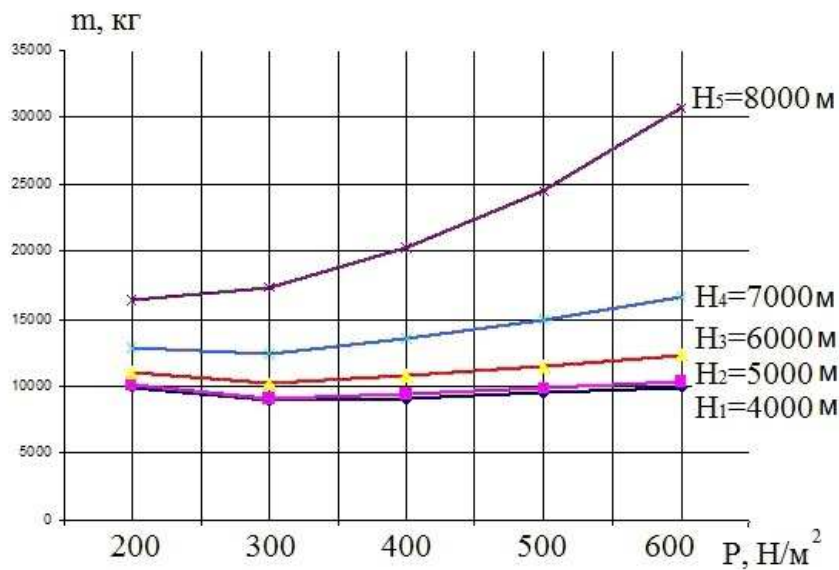


Рис. 3. Влияние удельной нагрузки на ометаемую площадь и динамического потолка на взлетную массу вертолета

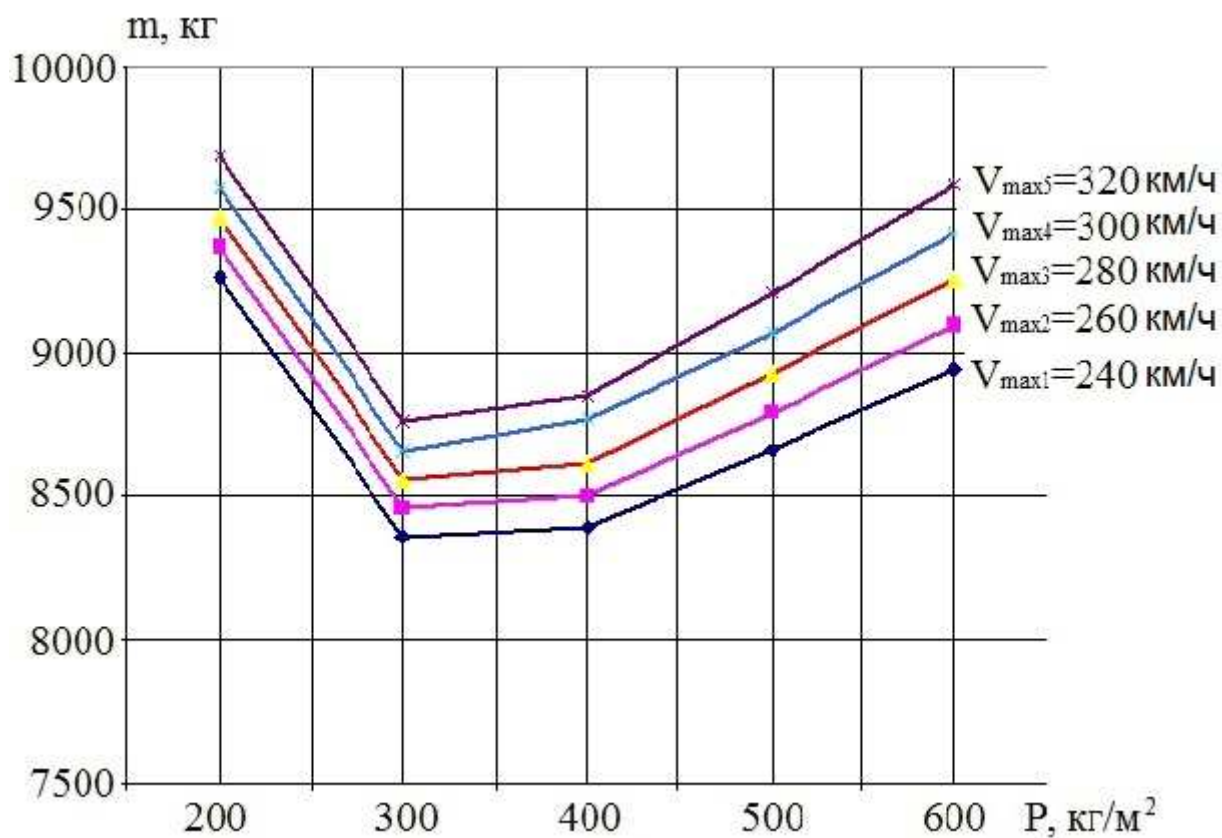


Рис. 4. Влияние удельной нагрузки на ометаемую площадь и максимальной скорости полета на взлетную массу вертолета

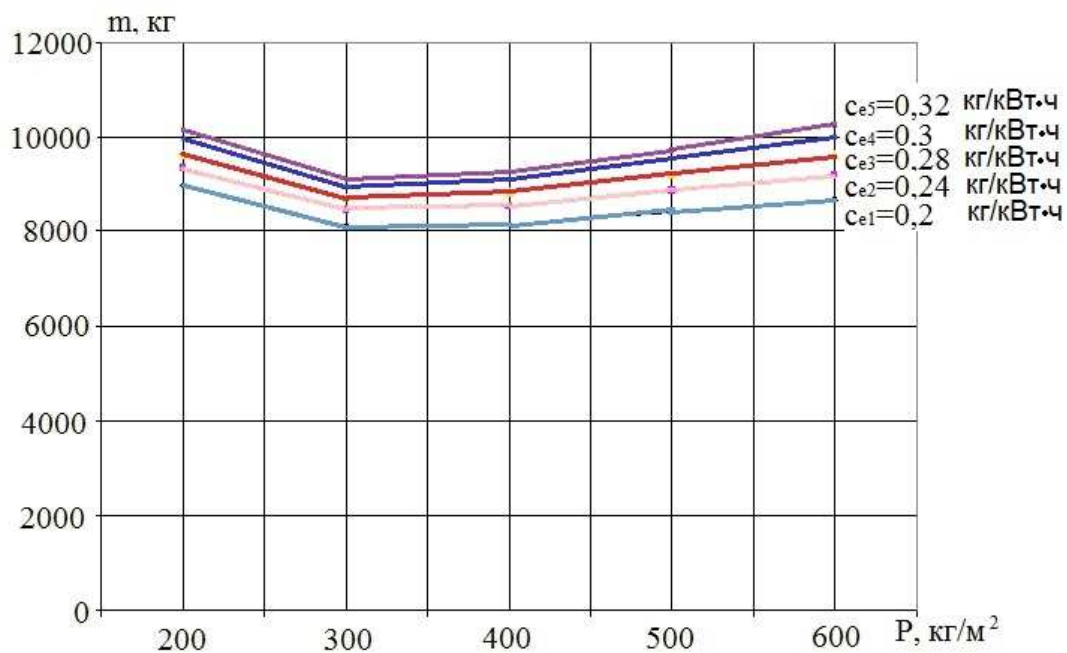


Рис. 5. Влияние удельной нагрузки на ометаемую площадь и удельного расхода топлива на взлетную массу вертолета

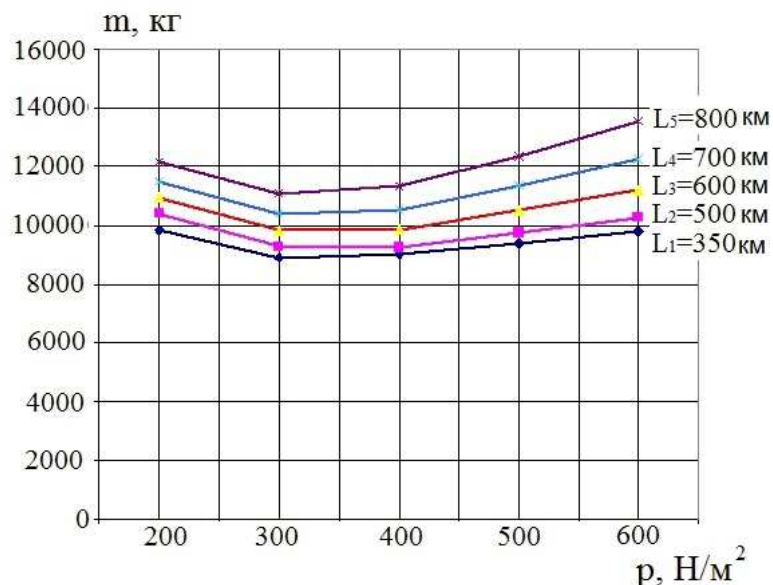


Рис. 6. Влияние удельной нагрузки на ометаемую площадь и дальности полета на взлетную массу вертолета

Выводы

Написана программа определения массовых и геометрических характеристик винтокрылого аппарата в среде Delphi. Данная программа позволяет получать характеристики вертолета в кратчайшие сроки. Разработанный метод апробирован на примере винтокрылого аппарата транспортной категории В (Ми-8). С помощью этой программы проведен анализ влияния ТТХ на массовые и геометрические характеристики вертолета, который будет применяться для определения оптимальных параметров вертолета.

Список литературы

- 1) Общее проектирование тяжелых одновинтовых вертолетов [Текст]: учебник / А.Г. Гребенников, А.М. Тимченко, В.А. Урбанович и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т. «ХАИ», 2010. – 807 с.
- 2) Методика, алгоритм и программа определения параметров общего вида одновинтового вертолета [Текст]: учеб. пособие/ А.Г. Гребенников, Л.И. Лосев, В.А. Урбанович. А.С. Чумак. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т. «ХАИ», 2009. – 105 с.
- 3) Разработка аванпроекта вертолета [Текст]: учеб. пособие/ Л.И. Лосев, А.Г. Гребенников, Л.Р. Джемилев и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т. им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т.», 2012, – 324 с.
- 4) Проектирование вертолетов/ В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, Л.И. Лосев. – Учебник. – Харьков: Нац.аэрокосм. ун-т. «Харьк. Авиац. ин-т.», 2003. – 344 с.
- 5) Приближенное определение основных параметров вертолета/ Л.И. Лосев: Учеб. пособие. – Харьков: Харьк.авиаци.ин-т, 1998. – 54 с.
- 6) Жустрин Г.К., Кронштадтов В.В. Весовые характеристики вертолета и их предварительный расчет. М., «Машиностроение», 1978, 112 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Г. Гребенников Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Поступила в редакцию 28.10.13

Алгоритм і програма визначення масових і геометричних характеристик гелікоптера

Проведено аналіз методів розрахунку масових і геометричних характеристик гелікоптерів, представлений метод визначення масових і геометричних характеристик гелікоптера, розроблено програму автоматизованого розрахунку масових і геометричних характеристик гелікоптера у середовищі Delphi. Проведено аналіз впливу окремих тактико-технічних характеристик вертольота на його масові та геометричні характеристики за допомогою написаної програми.

Ключові слова: гелікоптер, маса, характеристики, параметри, програма, вплив, автоматизація.

Algorithm and program for determination of mass and geometrical characteristics vertleta

The analysis methods for calculating mass and geometrical characteristics of helicopters, presented a method to determine the mass and geometry of the helicopter, a program of automated calculation of the mass and geometry of the helicopter Wednesday in Delphi. The analysis of the impact of individual performance characteristics of the helicopter on its mass and geometry of using the written program.

Keywords: helicopter, weight, features, options, program impact, automation.