

Метод определения взлетной массы многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки на этапе предварительного проектирования

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Разработан метод определения взлетной массы многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки в нулевом и первом приближениях. Проанализированы методы расчета взлетной массы проектируемого самолета, разработанные А.Н. Арепьевым и А.А. Бадягиным – Ф.А. Мухамедовым [2, 3]. Проведен анализ относительных масс и взлетной массы современных эксплуатируемых самолетов-аналогов.

Ключевые слова: многоцелевой гражданский легкий самолет укороченного взлета и посадки, метод, анализ, масса самолета, геометрические и относительные параметры.

Авиастроение Украины XXI века в большей степени ориентировано на проектирование и производство самолетов транспортной категории. Но в современных условиях жизни существует потребность в создании самолетов малой авиации, которые могут быть приспособлены к конкретной сфере деятельности для выполнения определенного задания.

Производством гражданских легких самолетов в нашей стране занимаются следующие предприятия: Лилиенталь, ООО Аэропракт, ТММ-Авиа, ХГАПП, ГП «Одесский авиационный завод», компания «Flight Design» (г. Херсон) и др. Но для снижения стоимости самолетов малой авиации, повышения качества производства необходимо увеличивать конкуренцию на внутреннем рынке. Это приводит к поиску новых путей повышения качества продукции, улучшения её потребительских и лётных характеристик, для чего необходима постоянная модернизация производства, проведение серьёзных инженерных и конструкторских изысканий.

Главным фактором, замедляющим такой процесс, является коммерческая тайна отечественных предприятий и не модернизированная общедоступная методическая база. Поэтому работа, посвященная разработке метода определения взлетной массы многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки, актуальна для создания малой авиации Украины.

Авторами разработан аванпроект многоцелевого гражданского легкого самолета, базовый вариант которого предназначен для перевозки шести пассажиров (или массы полезной нагрузки $m_{\text{пн}} = 600$ кг) с крейсерской скоростью 350 км/ч на расстояние до 500 км (рис. 1) [1].

Компоновка многоцелевого самолета при дополнительном переоборудовании позволяет применять его в следующих целевых вариантах: пассажирском, грузовом и грузопассажирском, санитарном, патрульном, на лыжах, на поплавках, в качестве VIP варианта.

Грузовой и грузопассажирский вариант. Конструкция пассажирской кабины позволяет легко осуществить съем кресел. Соответствующие им узлы крепления, расположенные на рельсах вдоль бортов фюзеляжа, дают возможность расположить швартовочные узлы. Грузовой вариант рассчитан на перевозку груза

до 800 кг. Использование грузопассажирского варианта может быть осуществлено в комбинациях: 3 пассажира и 300 кг груза; 2 пассажира и 400 кг груза. При этом часть кресел снимается и на их месте устанавливается и швартуется груз.

Санитарный вариант. Самолет предназначен для перевозки раненых. Кабина позволяет разместить санитарные носилки по бортам фюзеляжа, места для сопровождающих и необходимого медицинского оборудования (компоновка варьируется в зависимости от выполняемой задачи).

Патрульный вариант. Самолет предназначен для патрулирования лесных массивов, равнинных и болотистых территорий с целью обнаружить лесные и торфяные пожары; объемы вырубки лесов, скопление и миграцию птиц и животных.

Проектируемый многоцелевой гражданский легкий самолет укороченного взлета и посадки представляет собой свободнонесущий моноплан с высокорасположенным крылом, однокилевым вертикальным оперением, горизонтальным оперением, расположенным в хвостовой части фюзеляжа и неубирающимся трехпорным шасси с носовой стойкой. Силовая установка проектируемого самолета состоит из двух турбовинтовых двигателей, установленных под крылом, их агрегатов и систем, воздухозаборников, расположенных в передней нижней части двигателей. Общий вид многоцелевого гражданского легкого самолета показан на рис. 1 [1].

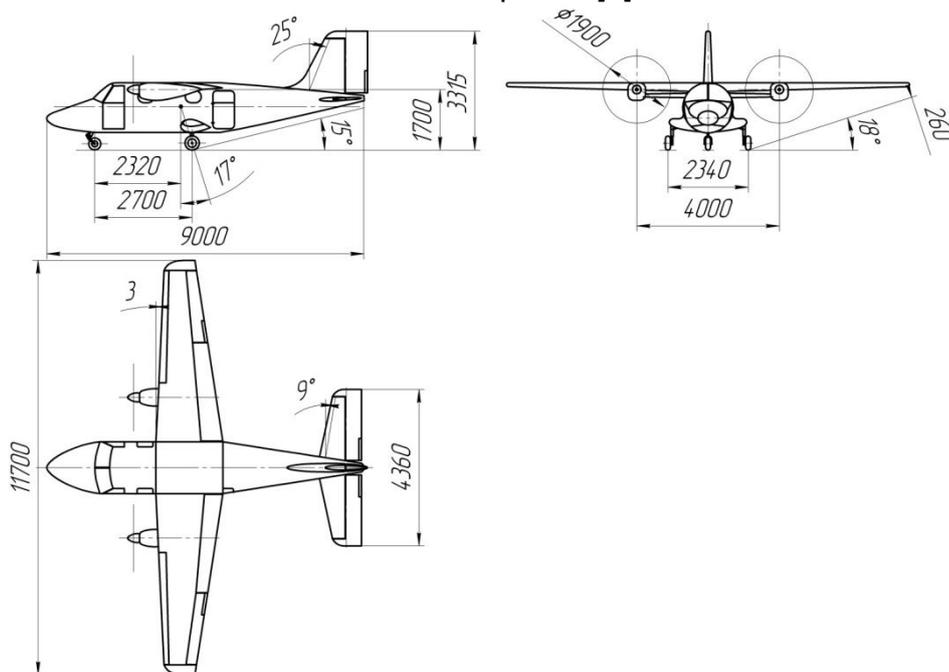


Рис. 1. Фрагмент чертежа общего вида многоцелевого гражданского легкого самолета

Целью данной работы является создание метода определения взлетной массы многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки на этапе предварительного проектирования.

Для разработанного аванпроекта [1] сравнительный анализ взлетной массы, массы топлива и относительных масс конструкции планера многоцелевого гражданского легкого самолета проведен по существующим методикам расчета масс легкого самолета, созданных А.Н. Арепьевым и А.А. Бадягиным – Ф.А. Мухамедовым [2, 3].

При этом рассмотрены два типа силовой установки с современными двигателями: газотурбинным двигателем АИ-450С (рис. 2) украинского производства предприятия "Мотор Січ" и турбовинтовым двигателем Rolls-Royce 250-B17F (рис. 3) британской компании Rolls-Royce.



Рис. 2. Газотурбинный двигатель АИ-450С

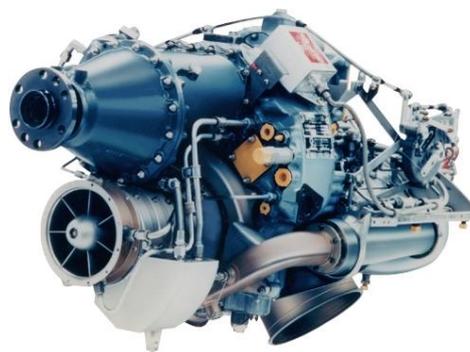


Рис. 3. Турбовинтовой двигатель Rolls-Royce 250-B17F

Таблица 1

Сравнение основных технических характеристик двигателей АИ-450С и Rolls-Royce 250-B17F

Основные технические данные	АИ-450С	Rolls-Royce 250-B17F
Сухая масса двигателя m , кг	115	93
Взлетная мощность N_0 , л.с.	450	420
Крейсерская мощность $N_{кр}$, л.с.	300	380
Удельный расход топлива на взлетном режиме C_e , кг/л.с.*ч	0,31	0,285

1 Расчет массы многоцелевого гражданского легкого самолета в соответствии с методикой А.Н. Арепьева [2]

1.1 Определение взлетной массы в нулевом приближении

Взлетную массу самолета в нулевом приближении рассчитывают по формуле

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н}}{1 - (\bar{m}_{пуст} + \bar{m}_T)}, \quad (1.1)$$

где $m_{ц.н}$ – масса целевой нагрузки, значение которой принимают по техническому заданию или рассчитывают по формуле

$$m_{ц.н} = m_{нас} + m_{груз} = 90 \cdot n_{нас} + m_{груз} = 90 \cdot 6 + 60 = 600 \text{ кг};$$

$m_{с.н}$ – масса снаряжения, определяемая по формуле

$$m_{с.н} = 93 \cdot n_{эж} + 1,36 \cdot n_{нас} + 0,032 \cdot m_{ц.н}, \quad (1.2)$$

$$m_{с.н} = 93 \cdot 1 + 1,36 \cdot 6 + 0,032 \cdot 600 = 120,36 \text{ кг};$$

$\bar{m}_{пуст} = 0,6$ – относительная масса пустого самолета, ее значение принимают по статистическим данным;

\bar{m}_T – относительная масса топлива, рассчитываемая по формуле

$$\bar{m}_T = \frac{L_p + 0,5 \cdot V_{кр}}{800 \cdot K_{кр}}, \quad (1.3)$$

где $K_{кр}$ – аэродинамическое качество в крейсерском полете, которое принимают в зависимости от степени аэродинамического совершенства самолета;

$V_{кр}$ – крейсерская скорость, км/ч;

L_p – расчетная дальность (при максимальной массе топлива m_{Tmax}), км,

$$\bar{m}_T = \frac{1500 + 0,5 \cdot 350}{800 \cdot 10} = 0,21.$$

Вычисляем взлетную массу в нулевом приближении

$$m_0 = \frac{600 + 120,36}{1 - 0,6 - 0,21} = 3779 \text{ кг.}$$

1.2 Определение взлетной массы в первом приближении

1.2.1 Взлетная энерговооруженность самолета

Вычисляем суммарную мощность двигателей по формуле

$$N_0 = 0,166 \cdot m_0 + 122 = 0,166 \cdot 3779 + 122 = 749 \text{ л. с.}$$

Взлетная энерговооруженность составит

$$\bar{N}_0 = \frac{N_0}{m_0} = \frac{749}{3779} = 0,198 \left[\frac{\text{л. с.}}{\text{кг}} \right].$$

1.2.2 Взлетная удельная нагрузка на крыло

Определяем площадь крыла по формуле

$$S = 9,48 + 0,00352 \cdot m_0 = 9,48 + 0,00352 \cdot 3779 = 22,7 \text{ м}^2;$$

Взлетная удельная нагрузка на крыло

$$p_0 = 81,6 + 0,0213 \cdot m_0 = 81,6 + 0,0213 \cdot 3779 = 162 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}.$$

1.2.3 Характеристики взлета

Учитывая, что тяговооруженность самолета пропорциональна его энерговооруженности, найдем обобщенный взлетный параметр

$$U_{взл} = \frac{p_0}{C_{y \max \text{ взл}} \cdot \bar{N}_0} = \frac{162}{1,64 \cdot 0,198} = 498 \frac{\text{кг}^2}{\text{м}^2 \cdot \text{л. с.}}$$

От этого параметра зависит дистанция разбега

$$L_{\text{разб}} = 1,09 \cdot U_{взл} - 68,8 = 1,09 \cdot 498 - 68,8 = 475 \text{ м.}$$

Определим взлетную дистанцию

$$L_{\text{взл}} = 1,24 \cdot U_{взл} + 74,2 = 1,24 \cdot 498 + 74,2 = 692 \text{ м.}$$

1.2.4 Посадочные характеристики

Скорость срыва в посадочной конфигурации найдем по формуле

$$V_{с \text{ пос}} = 14,4 \cdot \sqrt{\frac{\bar{m}_{\text{пос}} \cdot p_0}{C_{y \max \text{ пос}}}} = 14,4 \cdot \sqrt{\frac{0,88 \cdot 162}{1,68}} = 133 \frac{\text{км}}{\text{ч}}.$$

Длина пробега легкого самолета пропорциональна квадрату скорости сваливания в посадочной конфигурации

$$L_{\text{проб}} = 0,0235 \cdot V_{с \text{ пос}}^2 = 0,0235 \cdot 133^2 = 414 \text{ м.}$$

Посадочная дистанция составляет

$$L_{\text{пос}} = 1,938 \cdot L_{\text{проб}} = 1,938 \cdot 414 = 802 \text{ м.}$$

1.2.5 Характеристики набора высоты

Определяют коэффициент лобового сопротивления самолета во взлетной конфигурации при $C_y = 0$:

$$\begin{aligned} C_{x0 \text{ взл}} &= C_{x0 \text{ планер}} + \Delta C_{x0 \text{ мех}} + \Delta C_{x0 \text{ ш}} = \\ &= p_0 \cdot C_{fe} \cdot k_1 \cdot m_0^{\beta-1} + \Delta C_{x0 \text{ мех}} + \Delta C_{x0 \text{ ш}}, \end{aligned} \quad (1.4)$$

где $C_{fe} = 0,07$, $k_1 = 1,06$, $\beta = 0,5632$ – статистические коэффициенты; $p_0 = 162 \text{ кг/м}^2$ – удельная нагрузка на крыло; $\Delta C_{x0 \text{ мех}} = 0,013$ – приращение лобового сопротивления от выпуска механизации во взлетное положение; $\Delta C_{x0 \text{ ш}} = 0,015$ – приращение лобового сопротивления для неубирающегося шасси.

Коэффициент лобового сопротивления составит

$$C_{x0 \text{ взл}} = (0,0329) + 0,013 + 0,015 = 0,061.$$

Для построения области допустимых параметров самолета \bar{N}_0 и p_0 необходимо с учетом требований технического задания (ТЗ) результаты проведенных вычислений и полученные на их основе кривые разместить на одном графике (рис. 4).

Диапазоны изменения параметров \bar{N}_0 и p_0 , результаты их вычислений и граничных кривых представлены в табл. 2

Таблица 2

Диапазон изменения параметров \bar{N}_0 и p_0

Энерговооруженность	0,5(p_0)статист.	$\leq p_0 \leq$	1,5(p_0)статист.	Граничные линии
	81,04568656	162,0913731	243,1370597	
	0,5(\bar{N}_0)статист.	$\leq \bar{N}_0 \leq$	1,5(\bar{N}_0)статист.	
	0,099142103	0,198284205	0,297426308	
\bar{N}_{01}	0,13549421	0,270988414	0,40648262	Сумах взл (1,36)
\bar{N}_{02}	0,10162066	0,20324131	0,304861965	Сумах взл (1,64)
\bar{N}_{03}	0,11498127	0,15018167	0,177191884	в зависимости от скороподъемности
\bar{N}_{04}	0,13435036	0,190000096	0,232701643	в зависимости от градиента
\bar{N}_{05}	0,34397282	0,171986409	0,114657606	в зависимости от крейсерской скорости
\bar{N}_{06}	0,33374389	0,166871944	0,111247963	в зависимости от максимальной скорости

Поскольку границы ограничений получены приближенными методами, не рекомендуется выбирать значения проектных параметров \bar{N}_0 и p_0 на границе ограничений, поэтому выбираем оптимальную точку в допустимой области, соответствующей минимальной энерговооруженности $\bar{N}_0 = 0,21 \text{ л.с./кг}$, при которой удельная нагрузка на крыло $p_0 = 142 \text{ кг/м}^2$. Определяем потребную мощность $N_{0 \text{ п}} = \bar{N}_0 \cdot m_0 = 0,21 \cdot 3779 = 794 \text{ л.с.}$ На основе потребной мощности $N_{0 \text{ п}} = 794 \text{ л.с.}$ по каталогам подбираем двигатели Rolls-Royce 250-B17F и AI-450С суммарной мощностью $N_0 = 840 \text{ л.с.}$ и $N_0 = 900 \text{ л.с.}$ соответственно, удовлетворяющей условию $N_0 \geq N_{0 \text{ п}}$.

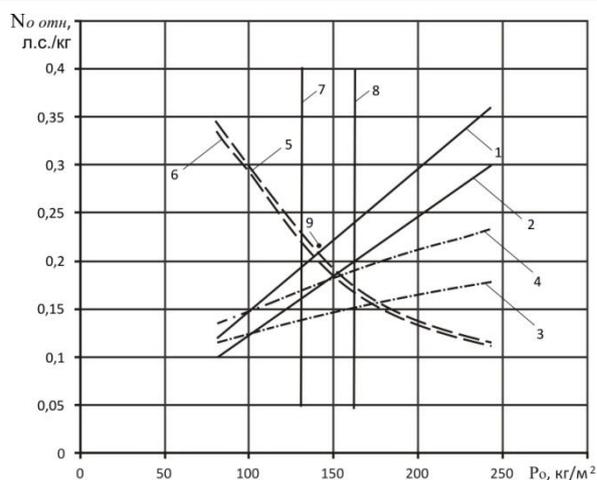


Рис. 4. Влияние удельной нагрузки на крыло на стартовую энерговооруженность:

- 1 – $C_{y \text{ max взл}} = 1,36$; 2 – $C_{y \text{ max взл}} = 1,64$;
- 3 – $V_{y \text{ max}}$; 4 – градиент набора высоты θ ;
- 5 – $V_{\text{кр}}$; 6 – V_{max} ; 7 – $C_{y \text{ max пос}} = 1,36$;
- 8 – $C_{y \text{ max взл}} = 1,68$; 9 – оптимальная точка

Определяем взлетную массу самолета первого приближения по методике А.Н. Арепьева:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_0 = \frac{N_0}{\bar{N}_0} = \frac{840}{0,21} = 4000 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_0 = \frac{N_0}{\bar{N}_0} = \frac{900}{0,21} = 4285 \text{ кг}.$$

2 Расчет массы в соответствии с методикой А.А. Бадягина – Ф.А. Мухамедова [3]

2.1 Определение взлетной массы в нулевом приближении

Массу самолета обычно определяют методом последовательных приближений. Первое приближение соответствует этапу предварительного проектирования. Из уравнения баланса массы самолета в относительных величинах получают формулу для расчета массы в нулевом приближении

$$m_0 = \frac{m_{\text{су}} + m_{\text{ц.н}} + m_{\text{служ.н}}}{1 - (\bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{T}} + \bar{m}_{\text{об.упр}})}, \quad (2.1)$$

здесь предполагают заданными тип двигателя, массу целевой и служебной нагрузки. Относительные массы конструкции $\bar{m}_{\text{кон}} = 0,28$, оборудования и управления $\bar{m}_{\text{об.упр}} = 0,1$ берут по статистике.

Относительную массу топлива рассчитывают по формуле

$$\bar{m}_{\text{T}} = \frac{1,3 \cdot L_{\text{p}} \cdot C_{\text{e}}}{270 \cdot \eta_{\text{в}} \cdot K}, \quad (2.2)$$

где L_{p} – дальность (при максимальной массе топлива $m_{\text{T max}}$), м; C_{e} – удельный расход топлива, кг/кВт·ч; $\eta_{\text{в}}$ – КПД винта; K – качество на крейсерском режиме полета.

Определяем массу топлива

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$\bar{m}_{\text{T}} = \frac{1,3 \cdot 1500 \cdot 0,285}{270 \cdot 0,7 \cdot 10} = 0,29 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$\bar{m}_{\text{T}} = \frac{1,3 \cdot 1500 \cdot 0,31}{270 \cdot 0,7 \cdot 10} = 0,32 \text{ кг}.$$

Вычисляем массу силовой установки по следующей формуле:

$$m_{\text{су}} = 2 \cdot \gamma_{\text{дв}} \cdot N_0 = 2 \cdot 0,22 \cdot 840 = 369,6 \text{ кг} \text{ – для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F};$$

$$m_{\text{су}} = 2 \cdot \gamma_{\text{дв}} \cdot N_0 = 2 \cdot 0,26 \cdot 900 = 468 \text{ кг} \text{ – для самолета с двигателями АИ-450С}.$$

Находим массу служебной нагрузки по формуле

$$m_{\text{служ.н}} = 85 \cdot n_{\text{ЭК}} = 85 \cdot 1 = 85 \text{ кг};$$

Массу целевой нагрузки $m_{\text{ц.н}}$ задают в техническом задании.

Вычисляем взлетную массу самолета в нулевом приближении:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_0 = \frac{369,6 + 600 + 85}{1 - (0,28 + 0,29 + 0,12)} = 3447 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_0 = \frac{468 + 600 + 85}{1 - (0,28 + 0,32 + 0,12)} = 3765 \text{ кг.}$$

2.2 Определение взлетной массы в первом приближении

Основное отличие этого расчета от расчета массы в нулевом приближении состоит в учете зависимости $\bar{m}_{\text{кон}}$, $\bar{m}_{\text{т}}$, $\bar{m}_{\text{об.упр}}$ от взлетной массы, параметров крыла и других частей самолета, от режима полета.

Массу конструкции определяют по формуле

$$m_{\text{кон}} = m_{\text{кр}} + m_{\text{ф}} + m_{\text{оп}} + m_{\text{ш}}, \quad (2.3)$$

где $m_{\text{кр}}$ – масса крыла, определяемая по формуле

$$m_{\text{кр}} = \bar{m}_{\text{кр}} \cdot m_0, \quad (2.4)$$

$$\bar{m}_{\text{кр}} = 1,15 \cdot 10^{-4} \cdot k_{\text{мех}} \cdot (k_{\text{кон}} \cdot k_{\text{мт}}) \cdot \varphi \cdot n_{\text{р}} \cdot \frac{\lambda \cdot \sqrt{S}}{\cos^{1.5} \chi \sqrt{\theta \cdot \bar{C}_0}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \times \left(1 - \frac{\mu - 1}{\mu + 3}\right), \quad (2.5)$$

где $k_{\text{мех}} = 1$ – коэффициент, учитывающий тип и наличие механизации крыла;

$k_{\text{кон}}$ – коэффициент, учитывающий тип конструкции крыла;

$k_{\text{мт}}$ – коэффициент, учитывающий марку основного материала конструкции крыла;

$\theta = 0,9$ – коэффициент, учитывающий эффективность работы продольных силовых элементов;

$n_{\text{р}} = 1,5 \cdot n_{\text{max}}^3 = 1,5 \cdot 4,4 = 6,6$ – расчетная перегрузка [5];

$\mu = \frac{\bar{C}_0}{\bar{C}_к} = \frac{0,12}{0,09} = 1,33$ – коэффициент, учитывающий отношение относительных корневой и концевой толщин крыла,

φ – коэффициент разгрузки, значение которого определяют по следующей формуле:

$$\varphi = 0,93 - 0,014k_{\text{cy}} - 6,3 \cdot 10^{-3} \cdot k_{\text{ш}} - \bar{m}_{\text{т кр}} \cdot \bar{z}_{\text{т.кр}}^2, \quad (2.6)$$

где $k_{\text{cy}} = 0$ – коэффициент, учитывающий расположение двигателя;

$k_{\text{ш}} = 1$ – коэффициент, учитывающий расположение основных опор шасси;

$\bar{m}_{\text{т кр}} = m_{\text{т кр}}/m_0 = 0,29$ – относительная масса топлива в крыле для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F;

$\bar{m}_{\text{т кр}} = m_{\text{т кр}}/m_0 = 0,32$ – относительная масса топлива в крыле для самолета с двигателями AI-450C;

$$\bar{z}_{\text{т.кр}} = \frac{z_{\text{т кр}}}{l/2} = 0,55. \quad (2.7)$$

Коэффициент разгрузки составляет:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$\varphi = 0,93 - 0,014 \cdot 0 - 6,3 \cdot 10^{-3} \cdot 1 - 0,29 \cdot 0,55^2 = 0,861;$$

– для самолета с двигателями AI-450C

$$\varphi = 0,93 - 0,014 \cdot 0 - 6,3 \cdot 10^{-3} \cdot 1 - 0,32 \cdot 0,55^2 = 0,859.$$

Определяем массу крыла:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$\bar{m}_{кр} = \left[1,15 \cdot 10^{-4} \cdot 1 \cdot (0,8) \cdot 0,861 \cdot 6,6 \cdot \frac{7,8\sqrt{20}}{0,997945006\sqrt{0,9 \cdot 0,12}} \cdot \frac{2,2 + 4}{2,2 + 1} \times \left(1 - \frac{1,33 - 1}{1,33 + 3} \right) \right] = 0,10;$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$\bar{m}_{кр} = \left[1,15 \cdot 10^{-4} \cdot 1 \cdot (0,8) \cdot 0,859 \cdot 6,6 \cdot \frac{7,8\sqrt{20}}{0,997945006\sqrt{0,9 \cdot 0,12}} \cdot \frac{2,2 + 4}{2,2 + 1} \times \left(1 - \frac{1,33 - 1}{1,33 + 3} \right) \right] = 0,105;$$

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{кр} = \bar{m}_{кр} \cdot m_0 = 0,10 \cdot 3447 = 480 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_{кр} = \bar{m}_{кр} \cdot m_0 = 0,105 \cdot 3765 = 537 \text{ кг}.$$

m_{ϕ} – масса фюзеляжа, определяемая по формуле

$$m_{\phi} = \bar{m}_{\phi} \cdot m_0, \quad (2.8)$$

здесь \bar{m}_{ϕ} – относительная масса фюзеляжа

$$\bar{m}_{\phi} = 1,14 \cdot k_{дв} \cdot (1 + 0,4 \cdot p_{изб}) \cdot l_{\phi}^{1,5} \cdot m_0^{-\frac{3}{4}}, \quad (2.9)$$

где $k_{дв} = 1,14$ – коэффициент, учитывающий расположение двигателей по отношению к фюзеляжу;

$p_{изб} = 0$ – избыточное давление в гермокабине на наибольшей эксплуатационной высоте полета, даН/см².

Определяем массу фюзеляжа:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$\bar{m}_{\phi} = [1,14 \cdot 1,14 \cdot (1 + 0,4 \cdot 0) \cdot 7,6^{1,5} \cdot 3447^{-3/4}] = 0,093,$$

$$m_{\phi} = \bar{m}_{\phi} \cdot m_0 = 0,09 \cdot 3447 = 320 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$\bar{m}_{\phi} = [1,14 \cdot 1,14 \cdot (1 + 0,4 \cdot 0) \cdot 7,6^{1,5} \cdot 3765^{-3/4}] = 0,092,$$

$$m_{\phi} = \bar{m}_{\phi} \cdot m_0 = 0,09 \cdot 3765 = 347 \text{ кг}.$$

$m_{оп}$ – масса оперения, определяемая по формуле

$$m_{оп} = m_{го} + m_{во} = q \cdot (S_{го} + S_{во}), \quad (2.10)$$

где $q = k_v \cdot k_m \cdot (1,4 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot m_0)$,

здесь $k_v = 0,643 + 1,02 \cdot 10^{-3} \cdot V_{крейс} = 1$ – коэффициент, учитывающий скорость полета;

$k_m = 1$ – коэффициент, учитывающий маневренность самолета

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$q = 1 \cdot 1 \cdot (1,4 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot 3447) = 4,2;$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$q = 1 \cdot 1 \cdot (1,4 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot 3765) = 4,4.$$

Вычисляем массу оперения

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{оп} = 4,2 \cdot (4,62 + 2,63) = 36 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_{оп} = 4,4 \cdot (4,62 + 2,63) = 40 \text{ кг}.$$

$m_{ш}$ – масса шасси, которая определяется по формуле

$$m_{\text{ш}} = \bar{m}_{\text{ш}} \cdot m_0, \quad (2.11)$$

где $\bar{m}_{\text{ш}}$ – относительная масса шасси,

$$\bar{m}_{\text{ш}} = k_{\text{MT}} \cdot k_{\text{обт}} \cdot (6 \cdot h + 11,3) \cdot 10^{-3} + 0,0625 \cdot k_{\text{пн}} \cdot \sqrt{\frac{P_{\text{пн лг}}}{(1 + P_{\text{пн лг}})}} + 0,005, \quad (2.12)$$

где $k_{\text{MT}} = 0,65$ – коэффициент, учитывающий материал основных опор шасси;

$k_{\text{обт}} = 1$ – коэффициент, учитывающий наличие обтекателей на колесах;

$k_{\text{пн}} = 1$ – коэффициент, учитывающий тип пневматиков;

$P_{\text{пн лг}} = 4$ даН/см² – давление в шинах главных колес;

$h = 500$ мм – длина главной опоры шасси от поверхности ВПП до узла крепления стойки.

Масса шасси составит:

$$\bar{m}_{\text{ш}} = \left[0,65 \cdot 1 \cdot (6 \cdot 0,45 + 11,3) \cdot 10^{-3} + 0,0625 \cdot 1 \cdot \sqrt{\frac{4}{(1 + 4)}} + 0,005 \right] = 0,039,$$

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{\text{ш}} = \bar{m}_{\text{ш}} \cdot m_0 = 0,039 \cdot 3447 = 135 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_{\text{ш}} = \bar{m}_{\text{ш}} \cdot m_0 = 0,039 \cdot 3765 = 147 \text{ кг}.$$

Определяем массу конструкции по формуле (2.3):

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{\text{кон}} = 355 + 320 + 36 + 135 = 845 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_{\text{кон}} = 396 + 347 + 40 + 147 = 930 \text{ кг},$$

m_{cy} – масса силовой установки для заданных двигателей, которую находим по формуле

$$m_{\text{cy}} = m_{\text{дв}} + m_{\text{прочее}} = N_0 \cdot (\gamma_{\text{дв}} + k_{\text{cy}}), \quad (2.13)$$

где $N_0 = 840$ л.с., $N_{01} = 900$ л.с. – суммарная стартовая мощность двигателей Rolls-Royce 250-B17F и АИ-450С,

$$\gamma_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}}}{N_0} = 0,22 \text{ кг/л.с.}, \quad \gamma_{\text{дв}} = 0,26 \text{ кг/л.с.} \text{ – удельная масса двигателей}$$

Rolls-Royce 250-B17F и АИ-450С;

$$k_{\text{cy}} = 0,12 \text{ – коэффициент, учитывающий количество двигателей.}$$

Определим массу силовой установки:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{\text{cy}} = 840 \cdot (0,22 + 0,12) = 286 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_{\text{cy}} = 900 \cdot (0,26 + 0,12) = 342 \text{ кг}.$$

Для легких самолетов по статистике масса одинарного управления в среднем равна для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F $m_{\text{упр}} = 0,0135 \cdot m_0 = 0,0135 \cdot 3447 = 46,5$ кг и для самолета с двигателями АИ-450С $m_{\text{упр}} = 0,0135 \times m_0 = 0,0135 \cdot 3765 = 51$ кг.

Записывают массу оборудования легких самолетов в виде следующей суммы:

$$m_{\text{об}} = m_{\text{об.о}} + m_{\text{об.с}} \quad (2.14)$$

где $m_{\text{об.о}}$ – масса оборудования самолетов общего назначения, необходимого для безопасного полета, перевозки пассажиров и экипажа;

$m_{об.с}$ – масса специального оборудования, связанного со специальным назначением самолета (для сельскохозяйственных работ, санитарной службы, геологоразведки, патрулирования и т.п.).

Массу оборудования самолетов общего назначения записывают в виде суммы масс:

$$m_{об.о} = m_{эл.об} + m_{радио} + m_{гп} + m_{ан} + m_{ан.об} + m_{пож} + m_{быт.об} + m_{проч}, \quad (2.15)$$

где $m_{эл.об} = 0,032 \cdot m_0 = 110$ кг (120 кг) – масса электрооборудования для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F (для самолета с двигателями АИ-450С); $m_{радио} = 12$ кг – масса радиооборудования; $m_{гп} = 20$ кг – масса гидropневмооборудования; $m_{ан} = 25$ кг – масса аэронавигационного оборудования;

$m_{ан.об} = 3 \cdot l = 39$ кг – масса антиобледенительного оборудования, где l – размах крыла, м; 3 – статический размерный коэффициент.

$m_{пож} = 5$ кг – масса противопожарного оборудования, устанавливаемого в кабине легких самолетов;

$m_{быт.об} = 12 \cdot (n_{пас} + n_{эк}) = 84$ кг – масса бытового оборудования (например, кресла, теплозвукоизоляция, кондиционирование),

где $n_{пас}$ – количество пассажиров, чел, $n_{эк}$ – количество членов экипажа, чел; $m_{проч} = 30$ кг – прочее оборудование в зависимости от размеров и массы самолета;

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{об} = 110 + 12 + 20 + 25 + 39 + 5 + 84 + 30 = 328 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_{об} = 120 + 12 + 20 + 25 + 39 + 5 + 84 + 30 = 339 \text{ кг}.$$

Для расчета массы топлива используют формулу

$$m_T = m_{T,расх} + m_{н.з} + m_{T,ост}, \quad (2.16)$$

где $m_{T,расх}$ – масса расходуемого топлива, кг,

$$m_{T,расх} = m_{T,зем} + m_{T,наб} + m_{T,крейс} + m_{T,с}; \quad (2.17)$$

где $m_{T,зем}$ – масса топлива, расходуемого на земле (при прогреве двигателей, рулении, разбеге):

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{T,зем} = N_{зем} \cdot C_e \cdot t_{зем} = 635 \cdot 0,285 \cdot 0,10 = 18 \text{ кг};$$

– для двигателя АИ-450С

$$m_{T,зем} = N_{зем} \cdot C_e \cdot t_{зем} = 680 \cdot 0,31 \cdot 0,10 = 21 \text{ кг}.$$

$m_{T,наб}$ – масса топлива, расходуемого при наборе высоты и разгоне:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{T,наб} = N_{наб} \cdot C_e \cdot t_{наб} = 635 \cdot 0,285 \cdot 0,28 = 50 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_{T,наб} = N_{наб} \cdot C_e \cdot t_{наб} = 680 \cdot 0,31 \cdot 0,28 = 59 \text{ кг}.$$

$m_{T,крейс}$ – масса топлива, расходуемого на крейсерском режиме полета:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{T,крейс} = N_{крейс} \cdot C_e \cdot t_{крейс} = 545 \cdot 0,218 \cdot 3,64 = 432 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_{T,крейс} = N_{крейс} \cdot C_e \cdot t_{крейс} = 453 \cdot 0,283 \cdot 3,64 = 467 \text{ кг}.$$

$m_{T,с}$ – масса топлива, расходуемого при снижении и заходе на посадку:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{T,с} = N_c \cdot C_e \cdot t_c = 545 \cdot 0,218 \cdot 0,28 = 33 \text{ кг};$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_{Т.с} = N \cdot C_e \cdot t_c = 453 \cdot 0,283 \cdot 0,28 = 36 \text{ кг.}$$

$m_{н.з}$ – масса навигационного запаса:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{н.з} = N \cdot C_e \cdot t_{н.з} = 635 \cdot 0,285 \cdot 0,75 = 135 \text{ кг;}$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_{н.з} = N \cdot C_e \cdot t_{н.з} = 680 \cdot 0,31 \cdot 0,75 = 158 \text{ кг.}$$

$m_{Т.ост}$ – невырабатываемый остаток:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{Т.ост} = 0,02 \cdot m_0 = 0,02 \cdot 3447 = 69 \text{ кг;}$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_{Т.ост} = 0,02 \cdot m_0 = 0,02 \cdot 3765 = 75 \text{ кг.}$$

Определим массу топлива:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_T = (18 + 50 + 432 + 33) + 135 + 69 = 737 \text{ кг;}$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_T = (21 + 59 + 467 + 36) + 158 + 75 = 816 \text{ кг.}$$

Определение взлетной массы в первом приближении по методике А.А. Бадягина – Ф.А. Мухамедова [2, 3]:

$$m_0 = m_{кон} + m_{упр} + m_{сy} + m_T + m_{об} + m_{ц.н} + m_{служ.}: \quad (2.18)$$

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_0 = 845 + 46,5 + 286 + 737 + 328 + 600 + 85 = 2929 \text{ кг;}$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_0 = 930 + 51 + 342 + 816 + 339 + 600 + 85 = 3028 \text{ кг.}$$

По результатам проведенного анализа взлетной массы, массы топлива и относительных масс конструкции планера многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки по существующим методикам, разработанным А.Н. Арепьевым и А.А. Бадягиным – Ф.А. Мухамедовым, были получены значения взлетных масс, соизмеримые со взлетными массами самолетов-аналогов. Но выявлены следующие недостатки: в предложенных методиках критерием не является минимум массы и не учитывается величина расхода топлива; методика расчета взлетной массы А.Н. Арепьева не дает возможности оценить относительные массы конструкции, топлива и оборудования в процессе расчета, в методике расчета взлетной массы А.А. Бадягина – Ф.А. Мухамедова не уточняются составляющие массы целевой нагрузки, служебной нагрузки и снаряжения экипажа в нулевом приближении; масса крыла в первом приближении не зависит от удельной нагрузки на крыло. Поэтому на основании существующих методик была разработана новая методика, корректирующая названные неточности.

3 Расчет взлетной массы на этапе предварительного проектирования по разработанному методу

3.1 Алгоритм расчета массы в соответствии с разработанным методом

Алгоритм расчета взлетной массы многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки на этапе предварительного проектирования состоит из следующих операций:

Исходные данные: $L_p, V_{кр}, K, m_{пас}, \Delta m_{баг}, n_{пас}, n_{эк}, \Delta m_{сн}, m_{об.упр}, m_{радио}, m_{пож}, m_{спец.об} \rightarrow ТТ; \bar{m}_{кон}, \bar{m}_{су} \rightarrow$ результаты обработки статистических данных; $C_e \rightarrow$ данные двигателя, $\eta_B \rightarrow$ характеристики винта.

Шаг 1. Определение массы целевой нагрузки $m_{ц.н} = (m_{пас} + \Delta m_{баг}) \cdot n_{пас}$.

Шаг 2. Определение массы служебной нагрузки и экипажа

$$m_{с.н} = 86 \cdot n_{эк} + \Delta m_{сн}.$$

Шаг 3. Вычисление относительной массы топлива $\bar{m}_T = \frac{L_p + 0,5 \cdot V_{кр}}{800 \cdot K_{кр}}$.

Шаг 4. Определение взлетной массы в нулевом приближении

$$m_0^0 = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н} + m_{об.упр}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_T)}.$$

Шаг 5. Определение относительной массы крыла в первом приближении

$$\bar{m}_{кр} = 1,15 \cdot 10^{-4} \cdot k_{мех} \cdot (k_{кон} \cdot k_{мт}) \cdot \varphi \cdot \eta_p \cdot \frac{\lambda \cdot \sqrt{S}}{\cos^{1,5} \chi \sqrt{\theta \cdot \bar{C}_0}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\mu + 3}\right).$$

Шаг 6. Определение массы крыла $m_{кр} = \bar{m}_{кр} \cdot m_0$.

Шаг 7. Определение относительной массы фюзеляжа

$$\bar{m}_\phi = 1,14 \cdot k_{дв} \cdot (1 + 0,4 \cdot p_{изб}) \cdot l_\phi^{1,5} \cdot m_0^{-\frac{3}{4}}.$$

Шаг 8. Определение массы фюзеляжа $m_\phi = \bar{m}_\phi \cdot m_0$.

Шаг 9. Определение массы оперения $m_{оп} = m_{го} + m_{во} = q \cdot (S_{го} + S_{во})$.

Шаг 10. Определение относительной массы шасси

$$\bar{m}_{ш} = k_{мт} \cdot k_{обт} \cdot (6 \cdot h + 11,3) \cdot 10^{-3} + 0,0625 \cdot k_{пн} \cdot \sqrt{\frac{P_{пн лг}}{(1 + P_{пн лг})}} + 0,005.$$

Шаг 11. Определение массы шасси $m_{ш} = \bar{m}_{ш} \cdot m_0$.

Шаг 12. Вычисление массы силовой установки $m_{су} = 1,6 \cdot m_{дв}$.

Шаг 13. Определение относительной массы топлива $\bar{m}_T = \frac{1,3 \cdot L_p \cdot C_e}{270 \cdot \eta_B \cdot K}$.

Шаг 14. Определение массы топлива $m_T = \bar{m}_T \cdot m_0$.

Шаг 15. Определение массы электрооборудования $m_{эл.об} = 0,032 \cdot m_0$.

Шаг 16. Определение массы антиобледенительного оборудования

$$m_{ан.об} = 3 \cdot l.$$

Шаг 17. Определение массы бытового оборудования

$$m_{быт.об} = 12 \cdot (n_{пас} + n_{эк}).$$

Шаг 18. Определение массы управления $m_{упр.} = 0,0135 \cdot m_0$.

Шаг 19. Определение массы оборудования и управления

$$m_{об.упр.} = m_{эл.об} + m_{радио} + m_{ан.об} + m_{пож} + m_{спец.об} + m_{быт.об} + m_{упр}$$

Шаг 20. Вычисление массы конструкции $m_{кон} = m_{кр} + m_\phi + m_{оп} + m_{ш}$.

Шаг 21. Определение взлетной массы самолета в первом приближении

$$m_0^I = m_{кон} + m_{су} + m_T + m_{об.упр} + m_{ц.н} + m_{эк}.$$

На рис. 5 показана структура масс многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки.

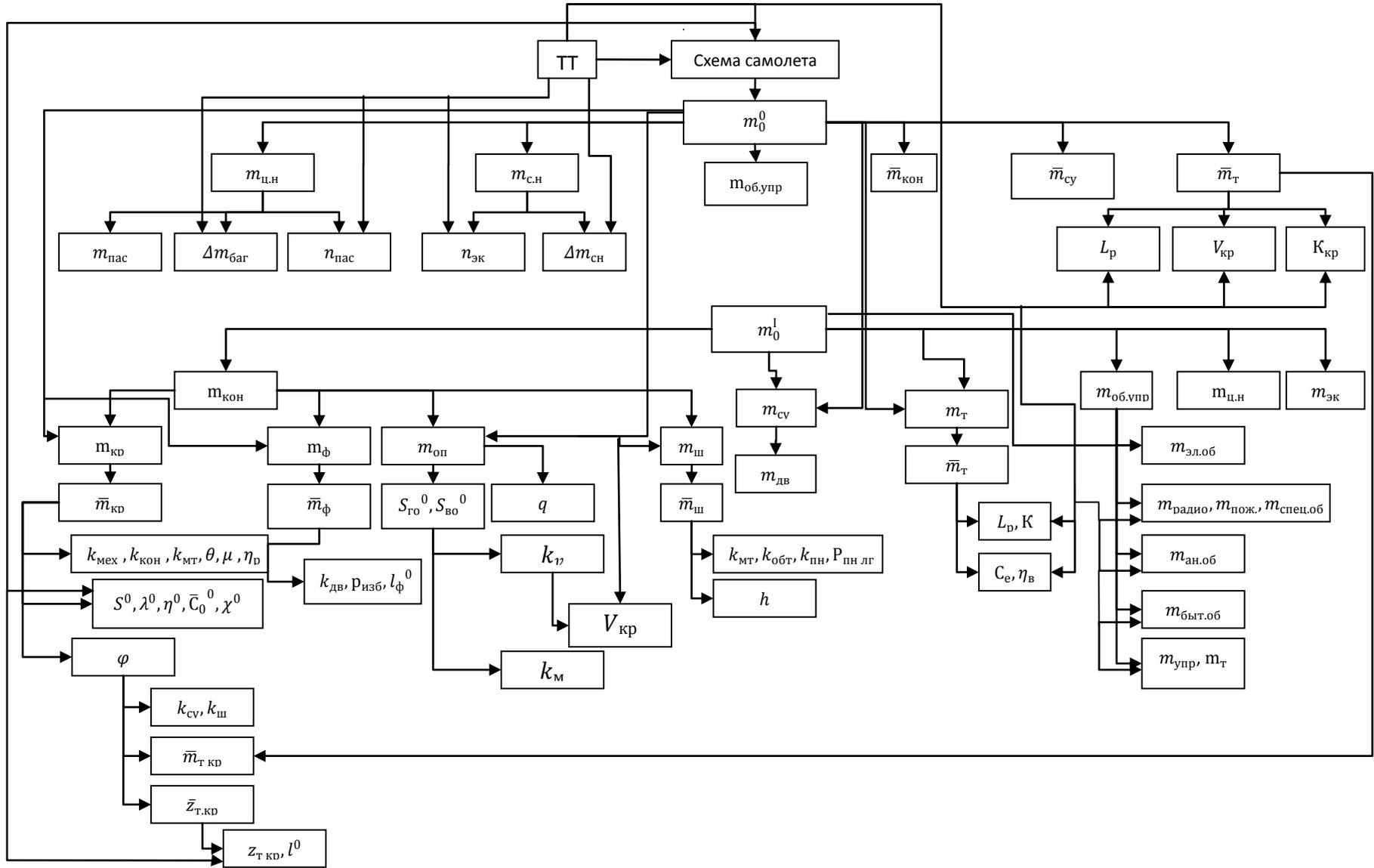


Рис. 5. Структура масс многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки

3.2 Определение взлетной массы в нулевом приближении по разработанной методике

Для легких самолетов, как правило, определен стандартный комплект оборудования и управления, а следовательно, известны массы, габаритные размеры и стоимость оборудования (для управления, навигации, связи и т.п.).

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н} + m_{об.упр}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{сy} + \bar{m}_T)} \quad (3.1)$$

где $m_{ц.н}$ – масса целевой коммерческой нагрузки, которую принимаем по техническому заданию или рассчитываем по формуле

$$m_{ц.н} = (m_{пас} + \Delta m_{баг}) \cdot n_{пас} \quad (3.2)$$

здесь $m_{пас} = 86$ кг – расчетная масса пассажира [5]; $\Delta m_{баг} = 14$ кг – расчетная масса багажа пассажира,

$$m_{ц.н} = (86 + 14) \cdot 6 = 600 \text{ кг,}$$

$m_{с.н}$ – масса служебной нагрузки и экипажа, которую находим по формуле

$$m_{с.н} = 86 \cdot n_{эк} + \Delta m_{сн}, \quad (3.3)$$

здесь $n_{эк} = 1$ – количество членов экипажа, чел., $\Delta m_{сн} = 40$ кг – масса служебной нагрузки и снаряжения экипажа легкого самолета (летно-подъемный состав с личными вещами; невырабатываемое топливо; литература для пассажиров, чехлы для сидений, аптечка, бортинструмент, чехлы для агрегатов, сигнальные ракеты, контейнеры для багажа (или грузов));

$$m_{с.н} = 86 \cdot 1 + 40 = 126 \text{ кг.}$$

$\bar{m}_{кон} = 0,28$ – относительная масса конструкции самолета, которая включает в себя относительную массу крыла, фюзеляжа, оперения, шасси;

$\bar{m}_{сy} = 0,14$ – относительная масса силовой установки, состоящая из относительной массы двигателей со средствами их установки и обслуживающими системами;

\bar{m}_T – относительная масса топлива, которую находят по формуле [2]

$$\bar{m}_T = \frac{L_p + 0,5 \cdot V_{кр}}{800 \cdot K_{кр}}, \quad (3.4)$$

где $K_{кр} = 10$ – аэродинамическое качество в крейсерском полете, принимаемое в зависимости от степени аэродинамического совершенства самолета; $V_{кр} = 350$ км/ч – крейсерская скорость; L_p – расчетная дальность (при максимальной массе топлива m_{Tmax}), км;

$$\bar{m}_T = \frac{1500 + 0,5 \cdot 350}{800 \cdot 10} = 0,21.$$

$m_{об.упр} = 50$ кг – масса оборудования и управления.

Взлетная масса в нулевом приближении составит

$$m_0 = \frac{600 + 126 + 50}{1 - (0,28 + 0,14 + 0,21)} = 2094 \text{ кг.}$$

3.3 Определение взлетной массы в первом приближении

После вычисления взлетной массы самолета нулевого приближения необходимо определить массу самолета в первом приближении

$$m_0 = m_{кон} + m_{сy} + m_T + m_{об.упр} + m_{ц.н} + m_{эк}. \quad (3.5)$$

Массу конструкции находят по формуле [3]

$$m_{кон} = m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{ш}, \quad (3.6)$$

где $m_{кр}$ – масса крыла, определяемая по формуле [3]

$$m_{кр} = \bar{m}_{кр} \cdot m_0, \quad (3.7)$$

$$\bar{m}_{кр} = 1,15 \cdot 10^{-4} \cdot k_{мех} \cdot (k_{кон} \cdot k_{мт}) \cdot \varphi \cdot \eta_p \cdot \frac{\lambda \cdot \sqrt{S}}{\cos^{1.5} \chi \sqrt{\theta \cdot \bar{c}_0}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \times \\ \times \left(1 - \frac{\mu - 1}{\mu + 3}\right), \quad (3.8)$$

где $k_{мех} = 1$ – коэффициент, учитывающий тип и наличие механизации крыла; $k_{кон}$ – коэффициент, учитывающий тип конструкции крыла; $k_{мт}$ – коэффициент, учитывающий марку основного материала конструкции крыла; $\theta = 0,9$ – коэффициент, учитывающий эффективность работы продольных силовых элементов;

$n_p = 1,5 \cdot n_{max}^3 = 1,5 \cdot 4,4 = 6,6$ – расчетная перегрузка [5];

$\mu = \frac{\bar{c}_0}{\bar{c}_к} = \frac{0,12}{0,09} = 1,33$ – коэффициент, учитывающий отношение относительных корневой и концевой толщин крыла;

φ – коэффициент разгрузки, значение которого определяют по формуле

$$\varphi = 0,93 - 0,014k_{cy} - 6,3 \cdot 10^{-3} \cdot k_{ш} - \bar{m}_{т.кр} \cdot \bar{z}_{т.кр}^2, \quad (3.9)$$

где $k_{cy} = 0$ – коэффициент, учитывающий расположение двигателя;

$k_{ш} = 1$ – коэффициент, учитывающий расположение основных опор шасси;

$\bar{m}_{т.кр} = \frac{m_{т.кр}}{m_0} = 0,21$ – относительная масса топлива в крыле;

$$\bar{z}_{т.кр} = \frac{z_{т.кр}}{l/2} = 0,55. \quad (3.10)$$

Коэффициент разгрузки составляет

$$\varphi = 0,93 - 0,014 \cdot 0 - 6,3 \cdot 10^{-3} \cdot 1 - 0,21 \cdot 0,55^2 = 0,866.$$

Определяем массу крыла

$$\bar{m}_{кр} = \left[1,15 \cdot 10^{-4} \cdot 1 \cdot (0,8) \cdot 0,866 \cdot 6,6 \cdot \frac{7,8\sqrt{16,8}}{0,997945006\sqrt{0,9 \cdot 0,12}} \cdot \frac{2,2 + 4}{2,2 + 1} \times \right. \\ \left. \times \left(1 - \frac{1,33 - 1}{1,33 + 3}\right) \right] = 0,092;$$

$$m_{кр} = \bar{m}_{кр} \cdot m_0 = 0,092 \cdot 2094 = 192 \text{ кг.}$$

$m_{ф}$ – масса фюзеляжа, определяемая по формуле [3]

$$m_{ф} = \bar{m}_{ф} \cdot m_0, \quad (3.11)$$

здесь $\bar{m}_{ф}$ – относительная масса фюзеляжа

$$\bar{m}_{ф} = 1,14 \cdot k_{дв} \cdot (1 + 0,4 \cdot p_{изб}) \cdot l_{ф}^{1,5} \cdot m_0^{-3/4}, \quad (3.12)$$

где $k_{дв} = 1,14$ – коэффициент, учитывающий расположение двигателей по отношению к фюзеляжу; $p_{изб} = 0$ – избыточное давление в гермокабине на наибольшей эксплуатационной высоте полета, даН/см²;

Определяем массу фюзеляжа

$$\bar{m}_{ф} = [1,14 \cdot 1,14 \cdot (1 + 0,4 \cdot 0) \cdot 7,6^{1,5} \cdot 2094^{-3/4}] = 0,1;$$

$$m_{ф} = \bar{m}_{ф} \cdot m_0 = 0,1 \cdot 2094 = 209 \text{ кг.}$$

$m_{оп}$ – масса оперения, определяемая по формуле [3]

$$m_{оп} = m_{го} + m_{во} = q \cdot (S_{го} + S_{во}), \quad (3.13)$$

где $q = k_v \cdot k_m \cdot (1,4 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot m_0)$,

здесь $k_v = 0,643 + 1,02 \cdot 10^{-3} \cdot V_{кр} = 1$ – коэффициент, учитывающий скорость полета;

$k_m = 1$ – коэффициент, учитывающий маневренность самолета

$$q = 1 \cdot 1 \cdot (1,4 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot 2094) = 3,07.$$

Определяем массу оперения

$$m_{оп} = 3,07 \cdot (4,33 + 2,46) = 21 \text{ кг.}$$

$m_{ш}$ – масса шасси, которую определяют по формуле [3]

$$m_{ш} = \bar{m}_{ш} \cdot m_0, \quad (3.14)$$

где $\bar{m}_{ш}$ – относительная масса шасси [3]

$$\bar{m}_{ш} = k_{MT} \cdot k_{обт} \cdot (6 \cdot h + 11,3) \cdot 10^{-3} + 0,0625 \cdot k_{пн} \cdot \sqrt{\frac{P_{пн\ лг}}{(1 + P_{пн\ лг})}} + 0,005, \quad (3.15)$$

где $k_{MT} = 0,65$ – коэффициент, учитывающий материал основных опор шасси;

$k_{обт} = 1$ – коэффициент, учитывающий наличие обтекателей на колесах;

$k_{пн} = 1$ – коэффициент, учитывающий тип пневматиков;

$P_{пн\ лг} = 0$ – давление в шинах главных колес, даН/см²;

$h = 500$ мм – длина главной опоры шасси от поверхности ВПП до узла крепления стойки.

Определяем массу шасси

$$\bar{m}_{ш} = \left[0,65 \cdot 1 \cdot (6 \cdot 0,45 + 11,3) \cdot 10^{-3} + 0,0625 \cdot 1 \cdot \sqrt{\frac{4}{(1 + 4)}} + 0,005 \right] = 0,039,$$

$$m_{ш} = \bar{m}_{ш} \cdot m_0 = 0,039 \cdot 2094 = 82 \text{ кг.}$$

m_{cy} – масса силовой установки, которую находим по формуле

$$m_{cy} = 1,6 \cdot m_{дв}, \quad (3.16)$$

где $m_{дв} = 186$ кг – масса двигателей Rolls-Royce 250-B17F, $m_{дв} = 230$ кг – масса двигателей АИ-450С.

Определяем массу силовой установки:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_{cy} = 1,6 \cdot 186 = 298 \text{ кг;}$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$m_{cy} = 1,6 \cdot 230 = 368 \text{ кг.}$$

m_T – масса топлива, определяемая по формуле [3]

$$m_T = \bar{m}_T \cdot m_0, \quad (3.17)$$

здесь относительная масса топлива равна [3]

$$\bar{m}_T = \frac{1,3 \cdot L_p \cdot C_e}{270 \cdot \eta_B \cdot K}, \quad (3.18)$$

где L_p – дальность (при максимальной массе топлива $m_{T\ max}$), км; C_e – удельный расход топлива, кг/кВт·ч; η_B – КПД винта; K – качество.

Определяем массу топлива:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$\bar{m}_T = \frac{1,3 \cdot 1500 \cdot 0,285}{270 \cdot 0,7 \cdot 10} = 0,29,$$

$$m_T = \bar{m}_T \cdot m_0 = 0,29 \cdot 2094 = 616 \text{ кг;}$$

– для самолета с двигателями АИ-450С

$$\bar{m}_T = \frac{1,3 \cdot 1500 \cdot 0,31}{270 \cdot 0,7 \cdot 10} = 0,32,$$

$$m_T = \bar{m}_T \cdot m_0 = 0,32 \cdot 2094 = 670 \text{ кг.}$$

$m_{\text{об.упр}}$ – масса оборудования и управления [3, 4];

$$m_{\text{об.упр}} = m_{\text{эл.об}} + m_{\text{радио}} + m_{\text{ан.об}} + m_{\text{пож}} + m_{\text{спец.об}} + m_{\text{быт.об}} + m_{\text{упр}}, \quad (3.19)$$

где $m_{\text{эл.об}} = 0,032 \cdot m_0 = 67 \text{ кг}$ – масса электрооборудования;

$m_{\text{радио}} = 12 \text{ кг}$ – масса радиооборудования;

$m_{\text{ан.об}} = 3 \cdot l = 34$ – масса антиобледенительного оборудования,

где l – размах крыла, м; 3 – статический размерный коэффициент;

$m_{\text{пож}} = 3 \text{ кг}$ – масса противопожарного оборудования, устанавливаемого в кабине легких самолетов;

$m_{\text{спец.об}} = 30 \text{ кг}$ – масса специального оборудования, назначаемого из технического задания на проектирование легкого самолета (в зависимости от назначения самолета);

$m_{\text{быт.об}} = 12 \cdot (n_{\text{пас}} + n_{\text{эк}}) = 84 \text{ кг}$ – масса бытового оборудования (например, кресла, теплозвукоизоляция, кондиционирование и т.д.),

где $n_{\text{пас}} = 6 \text{ чел.}$ – количество пассажиров, $n_{\text{эк}} = 1 \text{ чел.}$ – количество членов экипажа;

$m_{\text{упр}} = 0,0135 \cdot m_0 = 28 \text{ кг}$ – масса одинарного управления.

Определяем массу оборудования и управления

$$m_{\text{об.упр.}} = 60 + 12 + 34 + 3 + 30 + 84 + 28 = 259 \text{ кг.}$$

Находим массу конструкции $m_{\text{кон}} = 192 + 209 + 21 + 82 = 504 \text{ кг.}$

Определяем взлетную массу самолета в первом приближении по разработанной методике:

– для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F

$$m_0 = 504 + 298 + 616 + 259 + 600 + 86 = 2402 \text{ кг;}$$

– для самолета с двигателями AI-450C

$$m_0 = 504 + 368 + 670 + 259 + 600 + 86 = 2456 \text{ кг.}$$

Результаты исследования масс легкого многоцелевого самолета приведены в табл. 3.

Таблица 3

Расчетные значения взлетной массы, массы топлива и относительных масс конструкции планера

Относительная и взлетная массы	по методике Арепьева		по методике Бадягина		по разработанному методу	
	для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F	для самолета с двигателями AI-450C	для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F	для самолета с двигателями AI-450C	для самолета с двигателями Rolls-Royce 250-B17F	для самолета с двигателями AI-450C
$\bar{m}_{\text{кр}}$			0,10	0,105	0,092	
$\bar{m}_{\text{ф}}$			0,093	0,092	0,1	
$\bar{m}_{\text{оп}}$			0,01		0,02	
$\bar{m}_{\text{ш}}$			0,039		0,039	
$\bar{m}_{\text{су}}$			0,11	0,12	0,14	0,18
$\bar{m}_{\text{кон}}$			0,242	0,247	0,241	
\bar{m}_T			0,214	0,217	0,29	0,32
$m_0, \text{ кг}$	4000	4285	2929	3028	2402	2456

Новый метод апробирован при расчете легких самолетов, которые производятся и эксплуатируются в наше время. Результат расчета относительных масс конструкций и взлетных масс легких летательных аппаратов представлен в табл. 4.

Таблица 4

Относительные массы конструкций и взлетных масс легких самолетов

Относительная масса	A-Viator	TBM-850	Рысачок	King Air C90 GTx
$\bar{m}_{\text{ком}}$	0,29	0,183	0,258	0,315
$\bar{m}_{\text{ком расч}}$	0,294	0,193	0,279	0,277
$\Delta, \%$	1	5	8	13
$\bar{m}_{\text{пуст}}$	0,56	0,55	0,47	0,43
$\bar{m}_{\text{пуст расч}}$	0,51	0,50	0,49	0,45
$\Delta, \%$	10	10	4	4
\bar{m}_{T}	0,225	0,26	0,206	0,245
$\bar{m}_{\text{T расч}}$	0,199	0,301	0,227	0,247
$\Delta, \%$	13	18	10	0,8
$m_0, \text{кг}$	3000	3300	5800	4756
$m_{0 \text{ расч}}, \text{кг}$	2962	3140	5367	5415
$\Delta, \%$	1,3	5	8	13

Разработанный метод расчета взлетной массы многоцелевого гражданского легкого самолета основан на существующих методиках, разработанных А.Н. Арепьевым (Москва, 2006г.) [2], А.А. Бадягиным – Ф.А. Мухамедовым (Москва, 1978 г.) [3], П.И. Чумаком – В.Ф. Кривокрысенком (Москва, 1991 г.) [4] с учетом соответствия Нормам летной годности гражданских легких самолетов АП-23 [5].

ВЫВОДЫ

Составлен и апробирован метод расчета массы многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки на этапе предварительного проектирования. Установлено, что погрешность вычисления рассчитанных относительных масс конструкций и взлетных масс с соответствующими массами эксплуатируемых легких самолетов по новому методу не превышает 15 %. Данный факт позволяет его применение к разрабатываемому самолету.

На основе анализа технических характеристик рассматриваемой силовой установки можем сделать вывод, что турбовинтовой двигатель Rolls-Royce 250-B17F обладает меньшей массой и меньшим удельным расходом топлива, чем газотурбинный двигатель АИ-450С.

В результате определения взлетной массы многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки по разработанному методу на этапе предварительного проектирования получены массовые параметры: $\bar{m}_{\text{кр}} = 0,092$; $\bar{m}_{\text{ф}} = 0,1$; $\bar{m}_{\text{оп}} = 0,02$; $\bar{m}_{\text{ш}} = 0,039$; $\bar{m}_{\text{су}} = 0,14$; $\bar{m}_{\text{кон}} = 0,241$; $\bar{m}_{\text{T}} = 0,29$; $m_0 = 2402$ кг.

Список литературы

1. Буйвал, Л.Ю. Аванпроект гражданского легкого многоцелевого самолета [Текст] / Л.Ю. Буйвал, А.М. Гуменный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 63. – Х., 2014. – С. 197 – 211.
2. Арепьев, А.И. Вопросы проектирования легких самолетов. Выбор схемы и основных параметров [Текст] / А.И. Арепьев. – М.: МАИ, 2001. – 134 с.
3. Бадягин, А.А. Проектирование легких самолетов [Текст] / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухаммедов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.
4. Чумак, П.И. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов [Текст] / П.И. Чумак, В.Ф. Кривокрысенко. – М., 1991. – 200 с.
5. Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. – МАК, 1993.

Рецензент: д. т. н., проф., зав. каф. А.Г. Гребеников,
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт», г. Харьков

Поступила в редакцию 05.09.2014

Метод визначення злітної маси багатоцільового цивільного легкого літака укороченого зльоту і посадки на етапі попереднього проектування

Розроблено метод визначення злітної маси багатоцільового цивільного легкого літака укороченого зльоту і посадки в нульовому і першому наближеннях. Проаналізовано методи розрахунку злітної маси проектованого літака, що розроблені А.Н. Ареп'євим і А.А. Бадягіним – Ф.А. Мухамедовим [2, 3]. Проведено аналіз відносних мас і злітної маси сучасних експлуатованих літаків-аналогів.

Ключові слова: багатоцільовий цивільний легкий літак укороченого зльоту і посадки, метод, аналіз, маса літака, геометричні та відносні параметри.

Method for Determination of Take-off Weight of Multi-purpose Civil Light Aircraft of Short Take-off and Landing during Preliminary Design

The method for determination of take-off weight of multi-purpose civil light aircraft of short take-off and landing in zero and first approximations is developed. The methods for calculating the take-off weight of the aircraft, to be designed developed by A.N. Arepyev and A.A. Badyagin – F.A. Mukhamedov are analyzed. The analysis of the relative masses and take-off weight of modern operated aircraft-analogues is performed.

Key words: multipurpose civil light aircraft of short take-off and landing, method, analysis, aircraft weight, geometric and relative parameters.