

УДК 629.735.33.013

А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, Л. Ю. Буйвал

Метод определения взлетной массы гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями

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

Разработан метод определения взлетной массы гражданского легкого самолета с турбовинтовыми двигателями на этапе предварительного проектирования. Обоснован анализ статистического исследования его характеристик и параметров. Представлены рекомендации по подготовке исходных данных и определению взлетной массы гражданского легкого самолета с турбовинтовыми двигателями в трех приближениях на этапе предварительного проектирования.

Ключевые слова: гражданский легкий самолет, алгоритм, взлетная масса, приближение, этап предварительного проектирования.

Современные условия требуют создания научно-методической базы для надежного и достаточно глубокого обоснования выбора перспективных параметров и характеристик не только самолетов транспортной категории, но и гражданских легких самолетов. Процесс проектирования исследуемого типа летательного аппарата характеризуется недостаточной степенью их проработки на этапе предварительного проектирования, что объясняется: небольшим количеством предприятий и конструкторских бюро, включающих в себя полный цикл создания гражданских легких самолетов; конфиденциальностью теоретических материалов отечественных предприятий; недостаточно модернизированной общедоступной методической базой; невысоким уровнем интеграции современных научных разработок, профильных специалистов и производства.

Потребительские свойства гражданских легких самолетов также диктуют необходимость реализации комплекса мер по модернизации метода определения их взлетной массы в трех приближениях, внедрения новых технологий и инноваций, без которых невозможно развитие на мировом пространстве авиационной отрасли Украины.

Указанные обстоятельства способствовали разработке и апробации метода интегрированного проектирования гражданских легких самолетов, основанного на результатах проведенного анализа существующих и общедоступных методов определения их взлетной массы [1, 9].

На этапе предварительного проектирования, когда информация о проектируемом самолете в основном ограничена его необходимыми характеристиками и прошлым опытом проектирования самолетов аналогичного назначения, применяют полуэмпирические методы расчетов взлетной массы гражданского легкого самолета, которые опираются на упрощенные теоретические аналитические выражения (формулы) и аппроксимации, отображающие важнейшие параметрические зависимости. Для уточнения расчетных данных в эти формулы вводят поправочные коэффициенты, полученные на основе обработки статистических и экспериментальных данных [8].

Определение взлетной массы самолета и его составляющих является одной из центральных задач процесса проектирования. Информация этого этапа позволяет уточнить массовые, энергетические и геометрические параметры самолета и в итерационном процессе осуществить их согласование по условиям удовлетворения уравнению существования самолета, а также заданным требованиям и ограничениям.

Целью данной работы является разработка метода определения взлетной массы гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями взлетной массой от 2 200 до 5 700 кг с массой коммерческой нагрузки от 600 до 2 000 кг.

Новый самолет должен удовлетворять заданным перспективным требованиям, соответствующим задачам разных сфер деятельности общества, и обеспечивать высший, чем у прототипов, уровень экономических и эксплуатационных показателей отечественных и зарубежных легких самолетов.

Исходными данными для проектирования нового гражданского легкого самолета являются:

- техническое задание (ТЗ);
- результат анализа статистической информации самолетов-прототипов;

В техническом задании формируются следующие данные:

- назначение самолета;
- общие требования к двигателям, оборудованию, комплектующим изделиям, эксплуатационной документации, к средствам обучения и программам подготовки летного и инженерно-технического состава, к обработке и анализу полетной информации;

- ожидаемые условия эксплуатации;

– требования к летно-техническим и экономическим характеристикам: крейсерская скорость полета $V_{кр}$; крейсерская высота полета $H_{кр}$; потолок H_{max} ; дальность полета L ; коммерческая нагрузка $m_{ком}$; длина разбега $L_{раз}$; максимальное аэродинамическое качество самолета K_{max} ; ресурс T ;

- специальные требования к конструкции самолета;
- требования к функциональным системам и оборудованию;
- требования к защите окружающей среды;
- физиолого-гигиенические требования;
- требования к эксплуатационной технологичности, контролепригодности, средствам технического диагностирования и ремонту;
- средства наземного обслуживания;
- требования к эксплуатационной документации;
- требования к средствам эвакуации поврежденного самолета;
- режимное обеспечение безопасности полетов;
- требования к метрологическому обеспечению разработки, изготовления, испытаний и эксплуатации самолета;
- требования к обеспечению эксплуатации самолета в зарубежных аэропортах.

Анализ статистических данных самолетов-прототипов позволяет:

- разработать концепцию создания нового конкурентоспособного ЛА;
- назначить основные тактико-технические требования (ТТТ), которые в наибольшей степени удовлетворяют всем требованиям, предъявляемым к современному легкому гражданскому самолету;
- установить ожидаемые эксплуатационные факторы.

Исходя из этих требований необходимо обеспечить выбор и обоснование схемы, назначить основные относительные геометрические параметры вновь создаваемого гражданского легкого самолета.

Так как статистика имеет важное значение для устойчивого экономического, экологического и социального развития и доверия общественности к официальным данным, что определяется профессиональной независимостью статистиков, использованием ими научных и транспарентных методов и равным

доступом, авторами проведено статистическое исследование характеристик и параметров гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями по трем этапам: статистическое наблюдение, группировка и анализ статистических данных [3].

Для этого исследовано и подобрано группу гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями классической аэродинамической схемы с расположением горизонтального оперения в хвостовой части самолета [3].

Результат анализа статистических данных гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями взлетной массой от 2 200 до 5 700 кг с массой коммерческой нагрузки от 600 до 2 000 кг приведен в табл. 1 – 4 [3].

Таблица 1
Статистические диапазоны массовых и энергетических характеристик

p_0 , даН/м ²	t_0	$\bar{m}_{ком}$	\bar{m}_T
98,7...313,85	0,153...0,364	0,096...0,483	0,084...0,427

Таблица 2
Статистические диапазоны геометрических параметров крыла

λ	η	$\chi_{нк}$, град	\bar{c}	S , м ²	\bar{S}_3 ,	Угол поперечного «V _{кр} »	
						для низкоплана «V _{кр.н} », град	для высокоплана «V _{кр.в} », град
7,2...12,3	1,0...3,24	0...5	0,12...0,19	16...33	0,0177...0,362	+4...+8	-1...+4

Статистический интервал высоты фюзеляжа составляет $h = (1,38...2,0)$ м, а его ширины – $b = (1,22...2,0)$ м.

Таблица 3
Статистические диапазоны относительных геометрических параметров ГО

$\lambda_{ГО}$	$\eta_{ГО}$	$\chi_{нкГО}$, град	$\bar{c}_{ГО}$	$\bar{S}_{ГО}$	$\bar{L}_{ГО}$	$A_{ГО}$
3,68...6,8	1,0...6,88	0...42	0,09...0,12	0,177...0,345	2,816...4,719	0,562...1,155

Величина угла поперечного «V_{го}» в зависимости от места его установки принимает различные значения: для ЛА с ГО, расположенным на фюзеляже (палубное ГО), – 0...+11°; для ЛА с ГО, расположенным на киле (при разной величине удаления от оси фюзеляжа), – 0°, +13°; для ЛА с Т-образным ГО – 0°, -5°.

Таблица 4
Статистические диапазоны относительных геометрических параметров ВО

$\lambda_{ВО}$	$\eta_{ВО}$	$\chi_{нкВО}$, град	$\bar{S}_{ВО}$	$\bar{L}_{ВО}$	$A_{ВО}$
0,765...1,78	1,34...3,68	0...49	0,09...0,319	0,241...0,548	0,267...0,937

Статистические диапазоны относительной площади рулевых поверхностей находятся в пределах: для руля высоты – $\bar{S}_{р.в} = 0,34...0,472$; для руля направления – $\bar{S}_{р.н} = 0,211...0,491$.

Разработан метод определения взлетной массы гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями на этапе предварительного проектирования (рис. 1).

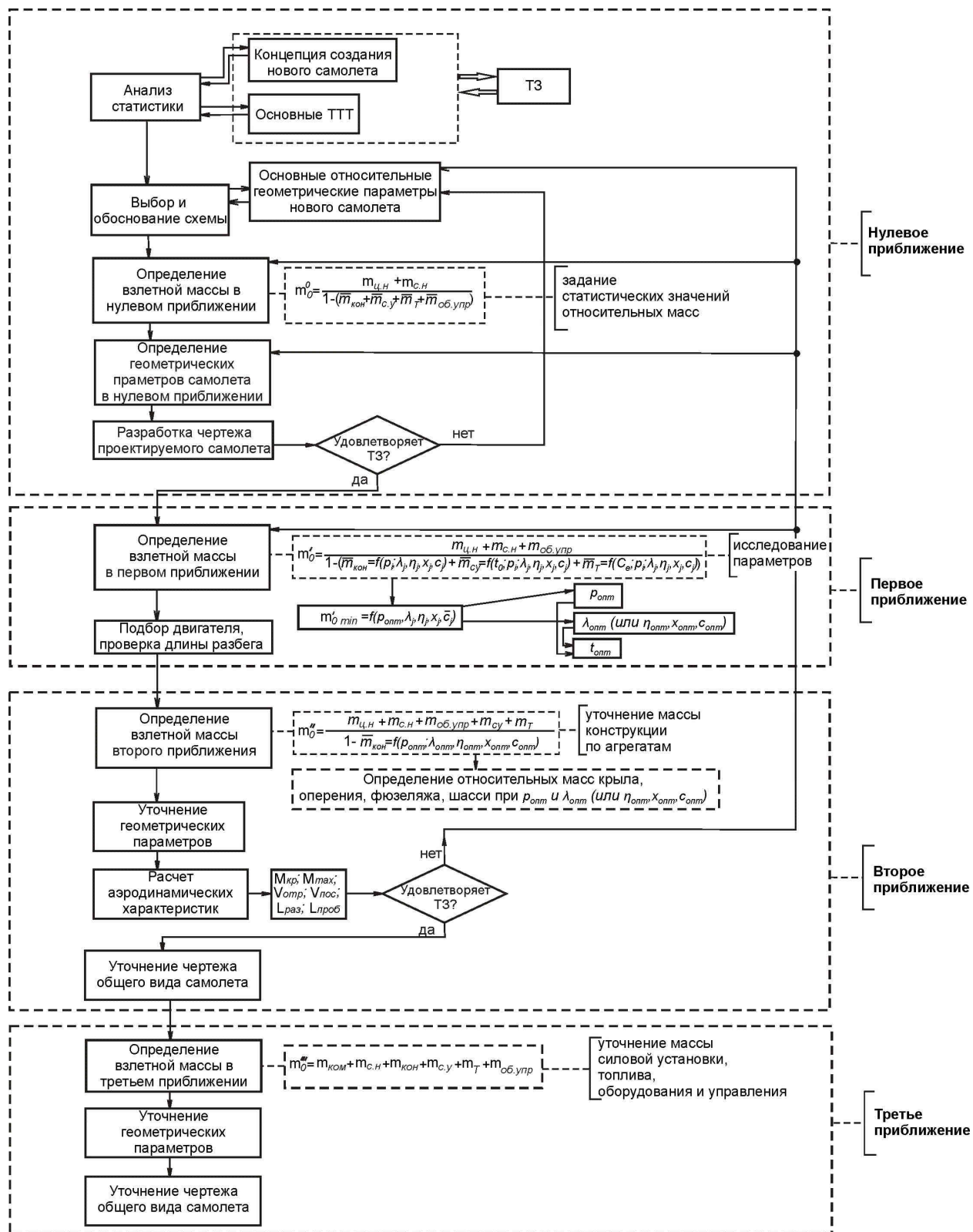


Рис. 1. Метод определения взлетной массы гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями

1 Определение взлетной массы в нулевом приближении

Взлетную массу гражданского легкого самолета в нулевом приближении определяем по формуле [3, 6]

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

где $m_{ц.н}$ – масса целевой коммерческой нагрузки, кг; $m_{с.н}$ – масса снаряжения и служебной нагрузки, кг; $\bar{m}_{об.упр}$ – относительная масса оборудования и управления в нулевом приближении; $\bar{m}_{кон}$ – относительная масса конструкции самолета в нулевом приближении; $\bar{m}_{С.У}$ – относительная масса силовой установки в нулевом приближении; \bar{m}_T – относительная масса топлива в нулевом приближении.

В нулевом приближении относительные массы конструкции самолета $\bar{m}_{кон}$, силовой установки $\bar{m}_{С.У}$, топлива \bar{m}_T , оборудования и управления $\bar{m}_{об.упр}$ принимаем из статистического диапазона [3, 10].

Источником исходных данных являются характеристики, заданные в техническом задании (ТЗ), тактико-технических требованиях (ТТТ) и приведенных рекомендациях.

Численные значения массы целевой коммерческой нагрузки $m_{ц.н}$ принимаем по техническому заданию или рассчитываем по формуле [1]

$$m_{ц.н} = (m_{нас} + \Delta m_{баг}) \cdot n_{нас}, \quad (2)$$

здесь $m_{нас} = 86$ кг – принимаемая масса пассажира; $\Delta m_{баг} = 14$ кг – принимаемая масса багажа пассажира;

Массу снаряжения и служебной нагрузки определяем по формуле [12]

$$m_{с.н} = 86 \cdot n_{ЭК} + \Delta m_{сн}. \quad (3)$$

Массу снаряжения $\Delta m_{сн}$ назначает проектировщик в соответствии с требованиями Заказчика и нормами летной годности гражданских легких самолетов АП-23 [12]. К $\Delta m_{сн}$ можно отнести личные вещи летно-подъемного состава; невырабатываемое топливо, расходуемые в полете технические жидкости; чехлы для сидений, аптечки, литературу для пассажиров, бортинструмент, чехлы для агрегатов; спасательное оборудование, сигнальные ракеты, контейнеры для багажа, грузов, почты и т.д. [6].

Определение геометрических параметров и разработка схемы проектируемого самолета

Геометрические параметры определяем по набору формул для каждого агрегата [1, 13], после чего разрабатываем схему проектируемого самолета.

2 Определение взлетной массы гражданского легкого самолета в первом приближении [1]

Взлетную массу гражданского легкого самолета в первом приближении определяем путем исследования влияния его геометрических параметров на аэродинамические, энергетические и массовые характеристики и параметры в

целях определения минимальной взлетной массы самолета и его оптимальных параметров (удельной нагрузки на крыло; удлинения, сужения, стреловидности, относительной толщины профиля; энерговооруженности и т.д.).

Взлетную массу самолета на этом этапе определяют формулой

$$m'_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н} + m_{об.упр}}{1 - (\bar{m}_{кон} = f(p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c}_K) + \bar{m}_{C.Y} = f(t_0, p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c}_K) + \bar{m}_T = f(C_e, p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c}_K))}, \quad (4)$$

где $\bar{m}_{кон}$ – относительная масса конструкции самолета; $\bar{m}_{C.Y}$ – относительная масса силовой установки; \bar{m}_T – относительная масса топлива; $m_{об.упр}$ – масса оборудования и управления в первом приближении, кг.

Предложен один из вариантов метода расчета взлетной массы первого приближения путем введения поправочных статистических коэффициентов, позволяющих получить близкие к действительным величины параметров нового гражданского легкого самолета, в существующий метод расчета взлетной массы самолетов [1, 5, 10].

Расчет на основе разработанного метода выполняли в диапазоне геометрического параметра и удельной нагрузки на крыло, установленных для каждого прототипа, при этом контроль изменения выходных величин проводили по статистическим диапазонам, действительным значениям и характеру выходных кривых соответствующих зависимостей [3, 12].

Исследование влияния параметров крыла и механизации на величины $C_{y\text{отр}}$ и $K_{отр}$

Исследование влияния на величину коэффициента подъемной силы крыла и аэродинамического качества самолета при отрыве проводят для следующих параметров крыла:

- средней относительной толщины профиля крыла \bar{c}_{cp} ;
- удлинения крыла λ ;
- сужения крыла η ;
- стреловидности крыла по передней кромке $\chi_{п.к}$.

Кроме того, определяют влияние удельной нагрузки на крыло на величину аэродинамического качества при отрыве.

Источником исходных данных служат результаты определения параметров самолета в нулевом приближении (п. 1) и рекомендации данного подпункта.

Численные значения геометрических параметров крыла: удлинения λ , сужения η , стреловидности по передней кромке $\chi_{п.к}$ – рассчитываем в первом приближении в п. 1.

Величину средней относительной толщины \bar{c}_{cp} определяют по формуле

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\bar{c}_0 \cdot b_0 + \bar{c}_k \cdot b_k}{2 \cdot b_{C.A.X}}, \quad (5)$$

где \bar{c}_0 , \bar{c}_k – относительные толщины корневого и концевой профилей, величины которых назначены в п. 1; b_0 , b_k , $b_{C.A.X}$ – корневая, концевая и средняя аэродинамическая хорды крыла, рассчитаны в нулевом приближении (п. 1).

Относительный размах закрылка (щитка) \bar{l}_3 находят в пределах $\bar{l}_3 = (0,244 \text{K } 0,579)$, при этом меньшие значения выбирают для самолетов с большей длиной пробега, и большие значения – соответственно с меньшей длиной пробега. Ее величину задают в ТЗ, и при выборе относительного размаха закрылка сравнивают со статистическими значениями самолетов-прототипов [3].

Относительную хорду закрылка \bar{b}_3 выбирают в пределах $\bar{b}_3 = (0,095 \text{K } 0,347)$, углы отклонения закрылка при взлете $\delta_{3.взл} = (10 \text{K } 30)^\circ$, $\bar{b}_{3.табл}$, $\delta_{3.табл}$ – по таблице "Аэродинамические характеристики механизированных крыльев" [5].

Коэффициент качества закрылка k_3 зависит от типа механизации и устанавливается проектировщиком [4, 5, 6]:

$k_3 = 0$ – для закрылков (щитков) с неподвижной осью; $k_3 = 0,15 \text{K } 0,18$ – для выдвижных закрылков (щитков) с хордой $\bar{b}_3 = 0,3$ и умеренным выдвижением; $k_3 = 0,2 \text{K } 0,25$ – для закрылков с большой хордой $\bar{b}_3 = 0,35 \text{K } 0,40$ и большим выдвижением (типа закрылка Фаулера), для двух- и трехщелевых закрылков.

Относительный размах предкрылков \bar{l}_{np} находят в диапазоне $\bar{l}_{np} = (0,452 \text{K } 0,778)$. При этом меньшие значения выбирают для самолетов с большей длиной пробега, и большие значения – соответственно с меньшей длиной пробега. Ее величину задают в ТЗ. При выборе относительного размаха закрылка ее сравнивают со статистическими значениями самолетов-прототипов [3].

Коэффициент качества предкрылка k_{np} зависит от его конструктивного исполнения: $k_{np} = 0,11 \text{K } 0,13$ – для отклоняемых носков и предкрылков Крюгера; $k_{np} = 0,14 \text{K } 0,15$ – для предкрылков с профилированной щелью.

Прирост коэффициента подъемной силы $\Delta \bar{C}_y$ за счет механизации крыла в зависимости от ее типа определяют по таблице "Аэродинамические характеристики механизированных крыльев" [5, 10].

Угол атаки крыла самолета при взлете α_{omp} принимают из диапазона $\alpha_{omp} = (8 \text{K } 12)$ градусов [10, 11].

Число Маха, соответствующее скорости отрыва M_{omp} , колеблется в широких пределах и зависит от типа самолета и его схемы. Скорость отрыва V_{omp} задает разработчик исходя из назначения самолета, его схемы, условий базирования. Если статистических данных о скорости отрыва нет, то можно использовать соотношение $V_{omp} = (1,1 \text{K } 1,2) \cdot V_{св}$ [12].

Величины диаметра d_ϕ и удлинения λ_ϕ фюзеляжа устанавливают по результатам обработки статистических данных самолетов-прототипов и после разработки компоновочной схемы проектируемого самолета.

Нагрузку на мидель $K_{мид}$ определяют с учетом взлетной массы нулевого приближения и миделевых сечений.

Коэффициент интерференции $k_{инт}$ зависит от положения крыла по высоте фюзеляжа:

$k_{инт} = 0,6 \text{ К } 0,7$ – для самолетов с низкорасположенным крылом;

$k_{инт} = 0,8 \text{ К } 0,9$ – для самолетов со среднерасположенным крылом;

$k_{инт} = 0,9 \text{ К } 1,0$ – для самолетов с высокорасположенным крылом.

Коэффициент оперения $k_{он}$ зависит от схемы самолета. Его величину определяют по формуле $k_{он} = 1 + \bar{S}_{Г.О} + \bar{S}_{В.О}$ [5], где значения относительной площади горизонтального и вертикального оперения ($\bar{S}_{Г.О}$, $\bar{S}_{В.О}$) – в п. 1.

Коэффициент полезной отдачи самолета $K_{отд}$ вычисляют с учетом рассчитанных данных нулевого приближения и ТЗ (п. 1).

Величины относительной высоты средней аэродинамической хорды \bar{h} , относительного размаха крыла \bar{l} и относительной длины щелей $\bar{l}_{щ}$ зависят от схемы самолета, по которой разработчик определяет их действительные значения.

Диаметр винта находят по формуле [5]

$$d_{винт} = \sqrt[4]{\frac{N_0}{8,1}}, \quad (6)$$

здесь N_0 – мощность двигателя, которую определяют в первом приближении, кВт.

Удельную нагрузку на крыло $p_{0рас}$ определили в нулевом приближении [1].

Исследование влияния параметров самолета на величину потребных стартовых энерговооруженностей

Расчет стартовых энерговооруженностей самолета $t_{0p} = f(p, L_p, \eta_{в.взл})$, $t_{0V_y} = f(p, V_y, \eta_{в.взл})$, $t_{0крейс} = f(p, V_{крейс}, H_{крейс}, \eta_{в.крейс})$, $t_{0\theta} = f(p, \theta, \eta_{в.взл})$, $t_{0ВПП} = f(p, L_{сб.ВПП})$ исследуют путем влияния удельной нагрузки на крыло p и геометрических параметров крыла самолета $\bar{c}_{ср}$, λ , η , $\chi_{н.к}$ на величины энерговооруженностей на всех режимах полета.

Длина разбега самолета перед взлетом L_p обычно задана в ТЗ.

Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от скорости полета $\xi_V = 1$, от высоты полета ξ_H находят по высотно-скоростным характеристикам [5, 10]

$$\xi_H = 1,8 \cdot \frac{p_H}{p_0} \cdot \left(\frac{T_0}{T_H} \right)^2, \quad (7)$$

где p_H , p_0 – атмосферное давление на расчетной высоте полета и у земли соответственно, кПа; T_H , T_0 – температура атмосферного воздуха на расчетной высоте полета и у земли соответственно, К. Эти значения определяют по таблице стандартной атмосферы.

Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от его режима работы на взлете $\xi_{др.взл}$ и в крейсерском полете $\xi_{др.крейс}$,

назначают в соответствии с экономическим режимом работы двигателей $\xi_{op} = (0,50K 0,75)$. Максимальный (взлетный) режим работы двигателей $\xi_{op} = 1$ рекомендуют только для взлета в нерасчетных условиях (высокогорный аэродром, высокая температура воздуха). Причина такого ограничения заключается в высокой теплонапряженности двигателя и невозможности работы более 5...10 мин, так как снижается ресурс двигателя [5].

Коэффициент, учитывающий уменьшение мощности за счет потерь скоростного напора в воздухозаборниках $\xi_{\epsilon z}$ [4, 8]:

- $\xi_{\epsilon z} = (0,95K 0,96)$ – для воздухозаборников двигателей, расположенных в крыле;
- $\xi_{\epsilon z} = (0,96K 0,98)$ – для воздухозаборников двигателей, расположенных на или под крылом;
- $\xi_{\epsilon z} = (0,98K 0,99)$ – для воздухозаборников двигателей, расположенных на пилонах под крылом;
- $\xi_{\epsilon z} = 1$ – для воздухозаборников двигателей, расположенных на фюзеляже.

Коэффициент трения колес о поверхность ВПП при взлете f принимают равным $f = 0,02K 0,03$.

Скороподъемность у земли V_y обычно задана в ТЗ, в противном случае ее определяют как среднестатистическое значение для самолетов-прототипов.

Плотность воздуха на высоте крейсерского полета ρ_H берем из стандартной атмосферы, кг/м³.

Градиент набора высоты $tg \theta_3$ назначают по АП-23 в зависимости от категории проектируемого [12].

Число двигателей $n_{\partial e}$ определяют по схеме проектируемого самолета.

Исследование влияния параметров самолета на относительную массу силовой установки самолета

Численные значения относительной массы силовой установки определяют в зависимости от максимальных энерговооруженностей, числа и расположения двигателей, а также величины относительной массы силовой установки от летных характеристик, удельной нагрузки на крыло, геометрических параметров крыла [4]

$$\bar{m}_{C,y} = R \cdot \gamma_{\partial e} \cdot t_{0 \max}(p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c}K), \quad (8)$$

где R – коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки по сравнению с массой двигателя; $\gamma_{\partial e}$ – удельный вес двигателя; $t_{0 \max}$ – наибольшее значение стартовой энерговооруженности при каждом значении удельной нагрузки на крыло.

Исходными данными являются результаты определения параметров самолета: изложенные ранее и данные этого подпункта.

Удельный вес двигателя $\gamma_{\partial e}$ определяют по формуле

$$\gamma_{\partial e} = m_{\partial e} / N_0, \quad (9)$$

где $m_{\partial e}$ – масса одного двигателя; N_0 – мощность одного двигателя.

Их величины даны в характеристиках двигателя, подобранного по каталогу двигателей для проектируемого самолета.

Исследование влияния параметров самолета на относительную массу топлива

Величину относительной массы топлива для заданной дальности и крейсерского режима полета определяют путем исследования влияния геометрических параметров крыла и удельной нагрузки на крыло на величину относительной массы топлива [4, 5, 6]

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{T.н.в.}(C_e, p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c}K) + \bar{m}_{T.сн.п} + \bar{m}_{T.н.з} + \bar{m}_{T.пр} + \bar{m}_{T.крейс}(C_e, p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c}K), \quad (10)$$

где $\bar{m}_{T.н.в.}$ – относительная масса топлива, расходуемая при взлете самолета и наборе высоты; $\bar{m}_{T.сн.п}$ – на снижение и посадку самолета; $\bar{m}_{T.крейс}$ – на крейсерский полет; $\bar{m}_{T.н.з}$ – для навигационного запаса.

Исходные данные при определении относительной массы топлива:

- значение удельного расхода топлива C_e определяем по характеристикам двигателя, выбранного по каталогу двигателей для проектируемого самолета;
- расчетное время для выработки навигационного запаса топлива $\tau_{н.з}$ задает проектировщик.

Относительную массу топлива на опробование двигателей, маневрирование по аэродрому и несливаемый остаток обычно принимают $\bar{m}_{T.пр} = 0,006$ [5].

Дальность полета L задают в ТЗ или назначают по предварительно построенной диаграмме "груз-дальность" для проектируемого самолета при максимальной массе коммерческой нагрузки.

Исследование влияния параметров самолета на относительную массу конструкции

Относительную массу конструкции самолета определяем как сумму функций относительных масс крыла, фюзеляжа, оперения и шасси от их геометрических параметров [4, 5, 6]

$$\bar{m}_{кон} = \bar{m}_{кр}(f(p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c}K)) + \bar{m}_{ф}(f(p, \lambda_{ф}, d_{ф})) + \bar{m}_{оп}(f(p)) + \bar{m}_{ш}, \quad (11)$$

Численные значения относительной массы крыла и графические зависимости $\bar{m}_{кр} = f(p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c}K)$ определяем путем влияния удельной нагрузки на крыло и его геометрических параметров на величину $\bar{m}_{кр}$.

Относительную массу фюзеляжа $\bar{m}_{ф} = f(p, \lambda_{ф}, d_{ф})$ рассчитываем в зависимости от его диаметра и удлинения. Определяем относительную массу шасси $\bar{m}_{ш}$, относительную массу оперения и графическую зависимость влияния удельной нагрузки на ее величину $\bar{m}_{оп} = f(p)$, относительную массу конструкции самолета и графическую зависимость влияния удельной нагрузки на крыло в зависимости от изменения его геометрических параметров на величину $\bar{m}_{кон}$.

Рекомендуемые значения коэффициентов $k_{мон}$, $k_{ст}$, $k_{креп}$, $k_{обт}$, $k_{рес}$, $k_{пан}$, $k_{мат}$, $k_{раз}$, $k_{бак}$, $k_{ш}$, $k_{шч}$, $k_{шф}$, $k_{б}$ приведены в табл. 5, значения $k_{мех}$ – в табл. 6 [5, 10].

Таблица 5

Рекомендуемые значения коэффициентов k_i

$k_{рес}$	0,95; 1; 1,05	при ресурсах крыла 15...20, 25...30, 40...50 тыс. ч.
$k_{пан}$	0,9	если широко применяются монолитные элементы и сотовые конструкции
$k_{пан}$	0,95	в случае клееклепаной конструкции, а также ограниченного применения монолитных силовых элементов
$k_{пан}$	0,96	монолитные панели
$k_{пан}$	1,0	в случае применения клепаной конструкции
$k_{креп}$	0,96...0,99	крепеж из титановых сплавов
$k_{креп}$	1	крепеж из стальных и алюминиевых сплавов
$k_{пан} \times k_{мат}$	0,80...0,85	если для силовых элементов применяются композиционные материалы (угле- и боропластики)
$k_{мат}$	0,95...0,97	ограниченное применение композиционных материалов
$k_{мат}$	1,0	для Д16Т
$k_{мат}$	1,2	для АМГ6 (гидросамолеты)
$k_{раз}$	0,97	разъемы на полуразмахе отсутствуют
$k_{раз}$	1,0	один разъем на полуразмахе
$k_{раз}$	1,03	два разъема на полуразмахе
$k_{бак}$	1	в крыле установлены мягкие баки
$k_{бак}$	1,05	баки-кессоны с внутришовной герметизацией
$k_{бак}$	1,2	баки-кессоны с поверхностной герметизацией
$k_{ш}$	0	основные стойки крепят к крылу
$k_{ш}$	0,005	основные стойки крепят к фюзеляжу
$k_{шф}$	0	стойки основного шасси крепят к крылу
$k_{шф}$	0,01	все стойки основного шасси или его часть крепят к фюзеляжу
$k_{шф}$	0	колеса основного шасси убирают в крыло
$k_{шф}$	0,004	колеса основного шасси убирают в фюзеляж
$k_{Б}$	0,003	багаж транспортируют в контейнерах
$k_{Б}$	0	багаж транспортируют без контейнеров
$k_{мон}$	0,95	при ограниченном применении новых материалов
$k_{мон}$	1	если используют обычные конструкционные материалы (типа Д16Т)
$k_{ст}$	1,0	количество основных стоек – две
$k_{ст}$	1,1	количество основных стоек – больше двух
$k_{обт}$	1,0	если на колесах неубирающегося шасси нет обтекателей
$k_{обт}$	1,05	если на колесах есть обтекатели
$k_{обт}$	1,2	если обтекатели для шасси на фюзеляже по типу самолетов «Фрегат», Л-410, ОАР-24 «Номад»

Таблица 6

Значения коэффициентов $k_{мех}$

Тип закрылков	Наплывы	Интерцепторы	Предкрылки	$k_{мех}$
Однощелевые	нет	нет	нет	0,9
Двухщелевые	нет	нет	нет	1,0
Двухщелевые	есть	нет	нет	1,1
Двухщелевые	нет	есть	нет	1,2
Двухщелевые	нет	есть	есть	1,3
Двухщелевые	есть	есть	нет	1,4
Двухщелевые	есть	есть	есть	1,5
Трехщелевые	есть	есть	есть	1,6

Определение массы оборудования и управления гражданского легкого самолета

Абсолютное значение массы оборудования и управления вычисляем по формуле [5, 8, 10]

$$m_{об.упр} = 86 \cdot n_{нас} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L + k_{об}), \quad (12)$$

где $n_{нас}$ – число пассажиров, заданное в ТЗ, чел.; L – дальность полета, заданная в ТЗ, км; $k_{об}$ – статистический коэффициент, учитывающий влияние количества пассажиров $n_{нас}$ на величину массы оборудования.

Исследование влияния параметров на взлетную массу самолета

Взлетную массу самолета в первом приближении, отвечающую комплексу тактико-технических требований, определяем при различных значениях удельной нагрузки на крыло. Выявляем качественную и количественную зависимости взлетной массы самолета от геометрических параметров крыла.

Далее выполняем расчеты и построение графических зависимостей влияния геометрических параметров и удельной нагрузки на крыло на величину взлетной массы самолета с учетом ограничений по посадочной скорости и величине нормальной перегрузки при полете в турбулентной атмосфере.

Взлетную массу гражданского легкого самолета на этом этапе определяем по формуле (4).

Величины посадочной скорости V_{noc} и скорости, соответствующей выпуску закрылков V_3 назначает проектировщик, их можно также определить по ТЗ.

Скорость, соответствующая выпуску закрылков, можно определить по выражению $V_3 = 1,3 \cdot V_{noc}$ [12].

Скорость восходящего потока W определяют по АП-23: 10 м/с – при неравномерном нагреве земли, кучевых облаках; 15 м/с – в районе гор, при мощных кучевых облаках [12].

Угол атаки при посадке α_{noc} на этом этапе расчета можно принять равным углу атаки при взлете $\alpha_{взл}$.

Угол отклонения закрылка при посадке $\delta_{з. noc}$ назначает проектировщик в зависимости от типа механизации.

Результатом первого приближения являются: графические зависимости при изменении исследуемых геометрических параметров крыла $C_{y\text{ омп}} = f(p)$, $K_{\text{ омп}} = f(p)$, $t_{0\text{ max}} = f(p)$, $\bar{m}_{C.Y} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{кон}} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{кр}} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{он}} = f(p)$, $\bar{m}_T = f(p)$, $m_0'' = f(p)$, оптимальная удельная нагрузка на крыло $p_{\text{онм}}$, стартовая энерговооруженность $t_{0\text{ онм}}$, исследуемые оптимальные геометрические параметры крыла $\lambda_{\text{онм}}$ (или $\eta_{\text{онм}}$, $\chi_{\text{н.п. онм}}$, $\bar{c}_{\text{онм}}$) и соответствующая им минимальная взлетная масса самолета $m_{0\text{ min}}'$ с учетом ограничений по посадочной скорости и величине нормальной перегрузки при полете в турбулентной атмосфере.

3 Определение взлетной массы гражданского легкого самолета второго приближения [1]

Взлетную массу гражданского легкого самолета второго приближения находят по формуле

$$m_0'' = \frac{m_{\text{ц.н}} + m_{\text{с.н}} + m_{\text{об.упр}} + m_{C.Y} + m_T}{1 - \bar{m}_{\text{кон}} = f(p_{\text{онм}}, \lambda_{\text{онм}}, \eta_{\text{онм}}, \chi_{\text{онм}}, \bar{c}_{\text{онм}} K)}, \quad (13)$$

где $m_{\text{об.упр}}$ – масса оборудования и управления, определенная в первом приближении, кг; $\bar{m}_{\text{кон}}$ – относительная масса конструкции самолета второго приближения; $m_{C.Y}$ – масса силовой установки, определенная в первом приближении; m_T – масса топлива, определенная в первом приближении.

Определение взлетной массы гражданского легкого самолета второго приближения заключается в уточнении относительных масс агрегатов конструкции планера ЛА. По построенным в первом приближении графическим зависимостям $\bar{m}_{\text{кр}} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{он}} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{ф}} = f(p, \lambda_{\text{ф}}, d_{\text{ф}})$ получаем массовые параметры крыла, оперения, фюзеляжа и шасси гражданского легкого самолета при оптимальных значениях удельной нагрузки на крыло $p_{\text{онм}}$ и исследуемых оптимальных геометрических параметров крыла $\lambda_{\text{онм}}$ (или $\eta_{\text{онм}}$, $\chi_{\text{н.п. онм}}$, $\bar{c}_{\text{онм}}$).

Далее необходимо уточнить массу конструкции второго приближения $\bar{m}_{\text{кон}} = \bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\text{ф}} + \bar{m}_{\text{он}} + \bar{m}_{\text{ш}}$ и взлетную массу.

Метод определения взлетной массы гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями апробирован авторами и студентами кафедры проектирования самолетов и вертолетов при расчете параметров современных легких самолетов [1, 9].

Уточнение геометрических параметров агрегатов проектируемого самолета

Уточнение численных значений геометрических данных агрегатов самолета проводим с учетом определенных оптимальных параметров крыла и удельной нагрузки на крыло.

После этого разрабатываем чертеж общего вида проектируемого самолета с учетом новых геометрических параметров.

4 Метод определения взлетной массы гражданских легких самолетов в третьем приближении

В методе определения взлетной массы гражданских легких самолетов в третьем приближении уточняем массу оборудования и управления, силовой установки и топлива.

Величину взлетной массы m_0''' определяем по формуле [4, 5, 8]

$$m_0''' = m_{\text{кон}} + m_{\text{С.У}} + m_{\text{T}} + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{ц.н}} + m_{\text{с.н}}. \quad (14)$$

Масса оборудования и управления [4]

$$m_{\text{об.сн}} = k_C \cdot k_{\text{об}}^{\text{сх}} \left[500 + 0,12 \cdot m_0'' + 0,04 \cdot m_0'' \cdot \sqrt{\frac{n_{\text{нас}} + n_{\text{эк}}}{100}} - 0,0011 \cdot (m_0'')^{1,333} \right], \quad (15)$$

здесь $k_C = 1 - 0,015 \cdot \Delta t$ – коэффициент весового совершенствования оборудования, здесь Δt – рассматриваемый период перспективы; $k_{\text{об}}^{\text{сх}}$ – коэффициент, зависящий от расположения двигателей.

Масса силовой установки

Массу силовой установки $m_{\text{С.У}}$ определяют по формуле [4]

$$m_{\text{С.У}} = R \cdot n_{\text{дв}} \cdot (m_{\text{дв}} + m_{\text{лон}} \cdot n_{\text{лон}} + m_{\text{вм}}), \quad (16)$$

где R – коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки по сравнению с массой двигателей и винтов, вместе взятых. Величину коэффициента R вычисляют по формуле [1, 4]

$$R = 1,3 + \frac{1,5 \cdot \left(0,1 + \frac{0,9}{\sqrt[3]{N_0}} \right)}{\gamma_{\text{дв}}}, \quad (17)$$

здесь N_0 – стартовая мощность одного двигателя, кВт; $\gamma_{\text{дв}}$ – удельный вес двигателя с винтом, даН/кВт [4]

$$\gamma_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}} + m_{\text{лон}} \cdot n_{\text{лон}} + m_{\text{вм}}}{N_0}, \quad (18)$$

здесь $m_{\text{дв}}$ – масса одного двигателя, кг; $m_{\text{лон}} = 3 \cdot D_{\text{в}}^2 + 8 \cdot D_{\text{в}} + 10$ – масса лопасти, кг; $n_{\text{лон}}$ – количество лопастей на одном винте, шт.; $m_{\text{вм}} = 20 \cdot D_{\text{в}} + 8$ – масса втулки винта, кг; $D_{\text{в}}$ – диаметр винта, м.

Массу топлива

$$m_{\text{T}} = \bar{m}_{\text{T}} \cdot m_0, \quad (19)$$

где m_0 – взлетная масса самолета второго приближения, кг; \bar{m}_{T}''' – относительная масса топлива третьего приближения определяют по формуле [4]

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{T.н.в} + \bar{m}_{T.сн.п} + \bar{m}_{T.н.з} + \bar{m}_{T.пр} + \bar{m}_{T.крейс}, \quad (20)$$

где $\bar{m}_{T.н.в}$ – относительная масса топлива, расходуемая при взлете самолета и наборе высоты [4, 5, 8]

$$\bar{m}_{T.н.в} = 0,00477 \cdot \frac{C_e \cdot V_{крейс} \cdot \sqrt{A \cdot C_{x0\ крейс}} \cdot \tau_{н.з}}{\eta_{в.крейс}}, \quad (21)$$

здесь C_e – удельный расход топлива на крейсерском режиме полета, кг/кВт·ч; $V_{крейс}$ – крейсерская скорость полета, км; A – коэффициент отвала поляры; $C_{x0\ крейс}$ – коэффициент лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе для $M_{крейс}$, соответствующего крейсерской скорости; $\tau_{н.з}$ – расчетное время для выработки навигационного запаса топлива, ч; $\eta_{в.крейс}$ – КПД винта на крейсерском режиме полета.

Относительную массу топлива на опробование двигателей, маневрирование по аэродрому и несливаемый остаток обычно принимают $\bar{m}_{T.пр} = 0,006$.

$\bar{m}_{T.сн.п}$ – относительная масса топлива, расходуемая на снижение и посадку самолета; $\bar{m}_{T.н.з}$ – относительная масса топлива для навигационного запаса [4, 5]:

$$\bar{m}_{T.н.з} + \bar{m}_{T.сн.п} = 0,00833 + 0,00144 \cdot H_{крейс} + 0,000222 \cdot H_{крейс}^2, \quad (22)$$

здесь $H_{крейс}$ – крейсерская высота полета, км;

$\bar{m}_{T.крейс}$ – относительная масса топлива, расходуемая в крейсерском полете [1, 4, 5, 8]

$$\bar{m}_{T.крейс} = k_T \cdot \frac{C_e \cdot L_{рас} \cdot \sqrt{A \cdot C_{x0\ крейс}}}{\eta_{в.крейс}}, \quad (23)$$

здесь k_T – статистический коэффициент, учитывающий влияние расчетной дальности полета на величину относительной массы топлива, расходуемой в крейсерском полете, определяют по зависимости [4, 5, 8]

$$k_T = 6,0379 \cdot L_{рас}^{-0,852}, \quad (24)$$

$$L_{рас} = L - L_{наб.сн} = L - (2,6 \cdot H_{крейс}^2 + 24,8 \cdot H_{крейс} - 10), \quad (25)$$

где L – дальность полета, км; $L_{рас}$ – расчетная дальность полета, км.

Уточнение геометрических параметров агрегатов проектируемого самолета

Уточнение численных значений геометрических данных агрегатов самолета проводим с учетом определенных оптимальных параметров крыла, удельной нагрузки на крыло и уточненной в третьем приближении взлетной массы самолета.

После этого следует скорректировать чертеж общего вида проектируемого самолета с учетом вновь рассчитанных геометрических параметров.

Выводы

Разработан метод определения взлетной массы гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями взлетной массой от 2 200 до 5 700 кг с массой коммерческой нагрузки от 600 до 2 000 кг.

Расчет в нулевом приближении основан на существующих методах, разработанных А.Н. Арепьевым (Москва, 2006 г.) [14], А.А. Бадягиным – Ф.А. Мухамедовым (Москва, 1978 г.) [10], П.И. Чумаком – В.Ф. Кривокрысенком (Москва, 1991 г.) [11] и с учетом соответствия Нормам летной годности гражданских легких самолетов АП-23 [12].

Этап первого приближения позволяет вычислить оптимальную удельную нагрузку на крыло p_{onm} , стартовую энерговооруженность $t_{0\ onm}$ и оптимальные геометрические параметры крыла λ_{onm} (или η_{onm} , $\chi_{nn\ onm}$, \bar{c}_{onm}), соответствующие минимальной взлетной массе $m'_{0\ min}$ с учетом ограничений по посадочной скорости $p_{пред}^{V_{noc}}$ и величине нормальной перегрузки при полете в турбулентной атмосфере $p_{пред}^{n_y}$.

По результатам исследования строят графические зависимости $t_{0\ max} = f(p)$, $\bar{m}_{Cy} = f(p)$, $\bar{m}_{кон} = f(p)$, $\bar{m}_{кр} = f(p)$, $\bar{m}_{он} = f(p)$, $\bar{m}_{\phi} = f(p, \lambda_{\phi}, d_{\phi})$, $\bar{m}_T = f(p)$, $C_{y\ omp} = f(p)$, $K_{omp} = f(p)$, по которым на этапе второго приближения определяют энергетические, массовые и аэродинамические параметры гражданского легкого самолета, а именно уточняют относительные массы агрегатов конструкции.

Новизна заключается во введении поправочных статистических коэффициентов в отдельные аналитические выражения [4, 5, 6], установленные методом последовательных приближений. Формулы данных коэффициентов определены по графическим зависимостям, соответствующим максимально удовлетворяющей величине достоверности аппроксимации.

В третьем приближении уточняют массу оборудования и управления, силовой установки и топлива, с учетом этого определяют взлетную массу гражданского легкого самолета в третьем приближении m_0''' .

Результаты метода определения взлетной массы гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями охватывают основные аспекты сферы легкой авиации, являющиеся основой осмысления прошлого и настоящего, а также прогнозирования будущего.

Список литературы

1. Буйвал, Л. Ю. Метод определения взлетной массы многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки на этапе предварительного проектирования [Текст] / А. М. Гуменный, Л. Ю. Буйвал // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 65. – Х., 2014. – С. 23 – 41.

2. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст]: учеб. пособие. – Т. 1 / В. М. Шейнин, В. И. Козловский; – М.: Машиностроение, 1977. – 344 с.
3. Буйвал, Л.Ю. Статистическое исследование параметров и характеристик гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями [Текст] / А.М. Гуменный, Л.Ю. Буйвал // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 71. – Х., 2016. – С. 30 – 45.
4. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст]: учеб. пособие. – Ч. 2 / А.Г. Гребеников, В. Н. Желдоченко, А. А. Кобылянский и др. – Х.: Нац. аэрокосм. университет "ХАИ", 2003. – 390 с.
5. Проектирование самолетов: лаб. практикум [Текст] / А. Г. Гребеников, А. А. Кобылянский, В. Н. Король и др. – Х.: Нац. аэрокосм. университет "ХАИ", 2002. – 176 с.
6. Проектирование самолетов [Текст]: учебник для вузов. – 3-е изд., перераб. и доп. / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
7. Борздова, Т. В. Основы статистического анализа и обработка данных с применением Microsoft Excel [Текст]: учеб. пособие / Т. В. Борздова. – Минск: ГИУСТ БГУ, 2011. – 75 с.
8. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: учеб. пособие: в 2 ч. / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Ч.1. – 454 с.
9. Буйвал, Л.Ю. Алгоритм и программа совершенствования расчета взлетной массы в первом приближении гражданского легкого самолета с турбовинтовыми двигателями [Текст] / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, Л. Ю. Буйвал // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 73. – Х., 2016. – С. 166 – 179.
10. Бадягин, А.А. Проектирование легких самолетов [Текст] / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухаммедов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.
11. Чумак, П.И. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов [Текст] / П.И. Чумак, В.Ф. Крывокрысенко. – М., 1991. – 200 с.
12. Авиационные правила. Ч. 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. – МАК, 1993.
13. 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.
14. Арепьев, А.И. Вопросы проектирования легких самолетов. Выбор схемы и основных параметров [Текст] / А.И. Арепьев. – М.: МАИ, 2001. – 134 с.

Поступила в редакцию 20.12.2017

Метод визначення злітної маси цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами

Розроблено метод визначення злітної маси цивільного легкого літака з турбогвинтовими двигунами на етапі попереднього проектування. Обґрунтовано аналіз статистичного дослідження його характеристик і параметрів. Наведено рекомендації щодо підготовки вихідних даних і визначення злітної маси цивільного легкого літака з турбогвинтовими двигунами у трьох наближеннях на етапі попереднього проектування.

Ключові слова: цивільний легкий літак, алгоритм, злітна маса, наближення, етап попереднього проектування.

Method for Determination of Take-off Weight of Civil Light Turboprop Aircraft

The method for determination of take-off weight of civil light turboprop aircraft have been determined. The analysis of statistical research of its characteristics and parameters have been grounded. Recommendations for the preparation of initial data and determination of civil light turboprop aircraft take-off weight in three approximations during preliminary design are presented.

Key words: civil light aircraft, algorithm, take-off weight, approximation, preliminary design stage.

Сведения об авторах:

Александр Григорьевич Гребеников – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Андрей Михайлович Гуменный – канд. техн. наук, доцент кафедры 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Лилия Юрьевна Буйвал – аспирант кафедры 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.