

Алгоритм и программа совершенствования расчета взлетной массы в первом приближении гражданского легкого самолета с турбовинтовыми двигателями

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

Разработан алгоритм и программа совершенствования расчета взлетной массы в первом приближении гражданского легкого самолета с турбовинтовыми двигателями. Проанализированы аналитические выражения по исследованию влияния геометрических параметров крыла и механизации на m_0 . Получены графические и эмпирические зависимости статистических коэффициентов в программе Microsoft Excel, апробированных при расчете современных самолетов-прототипов.

Ключевые слова: взлетная масса, геометрические параметры крыла, статистический коэффициент, уравнение регрессии, кривая регрессии, величина достоверности аппроксимации.

На этапе предварительного проектирования гражданского легкого самолета с турбовинтовыми двигателями авторами разработаны и апробированы методы определения его взлетной массы в нулевом и первом приближениях [1].

При этом для исследуемого типа авиационной техники с массой коммерческой нагрузки от 600 до 2 000 кг не наблюдается открытого доступа к информации о расчете взлетной массы путем исследования влияния геометрических параметров гражданского легкого самолета на его аэродинамические, массовые и энергетические характеристики [2, 5].

Однако анализ существующего метода, каждого из его блоков и отдельных математических выражений показал, что при исходных данных для гражданских легких самолетов нет соответствия их действительным величинам и статистическим диапазонам:

– значений коэффициента подъемной силы при отрыве и посадке, стартовой энерговооруженности (0,153...0,364) и соответственно массы силовой установки (0,14...0,16), топлива (0,084...0,427), крыла (0,08...0,12) и оборудования (0,12...0,14);

– части выходных параметров, полученных на промежуточных этапах расчета.

Для увеличения точности весовых расчетов и, следовательно, качества проектирования самолета рекомендуется:

– систематически проверять и уточнять весовые формулы по данным однотипных самолетов, имеющих высокую весовую культуру;

– разрабатывать новые методы и формулы весового расчета, учитывающие новые требования, ограничения и условия, применение новых материалов и т. п. [6].

Целью данной работы является создание алгоритма и программы совершенствования расчета взлетной массы гражданского легкого самолета в первом приближении путем исследования влияния его геометрических параметров на аэродинамические, массовые и энергетические характеристики.

Авторами предложен один из вариантов дальнейшего развития метода расчета взлетной массы в первом приближении путем введения поправочных статистических коэффициентов, позволяющих получить близкие действительным величины параметров нового гражданского легкого самолета, в существующий метод расчета взлетной массы самолетов [2, 4, 5].

Для этого методом последовательных приближений установлено, что коэффициенты, полученные аналитически и с помощью табличного процессора Microsoft Excel для современных легких самолетов статистической таблицы [3, 7], необходимо ввести в отдельные упомянутые ниже формулы.

Метод выполняли в диапазоне геометрического параметра и удельной нагрузки на крыло, установленном для каждого прототипа, при этом контроль изменения выходных величин проводили по статистическим диапазонам, действительным значениям и характерам выходных кривых соответствующих зависимостей.

При исследовании влияния параметров крыла и механизации на величины $C_{y\text{отр}}$ и $K_{\text{отр}}$ в формулу (1) [4, 5, 6] введен статистический коэффициент $k_{\text{отр}}$.

$$C_{y\text{отр}} = C_{y\text{кр}}^{\text{отр}} \cdot \left(1 \cdot k_{\text{отр}} + \Delta \bar{C}_y \cdot \frac{\delta_{з.взл} \cdot \bar{b}_з}{\delta_{з.табл} \cdot \bar{b}_{з.табл}} \cdot \bar{S}_{\text{мех}}^{\text{отр}} \cdot \cos^2 \chi_{0,75} \right) + \Delta C_{y\text{зем}} + \Delta C_{y\text{обд}} \quad (1)$$

Таблица 1

Статистические значения коэффициента $k_{\text{отр}}$

| Наименование | $k_{\text{отр}}$ | | | | |
|------------------------------|------------------|--------|-------|--------|-------|
| | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 |
| $\alpha_{\text{отр}}$, град | | | | | |
| A-Viator | 1,725 | 1,5645 | 1,404 | 1,2435 | 1,083 |
| Cessna 441 | 1,725 | 1,5645 | 1,404 | 1,2435 | 1,083 |
| King Air C90GTx | 1,725 | 1,5645 | 1,404 | 1,2435 | 1,083 |
| Рысачок | 1,725 | 1,5645 | 1,404 | 1,2435 | 1,083 |

На рис. 1 показано облако точек, образующих линейную регрессию с величиной достоверности аппроксимации $R^2 = 1,0$.

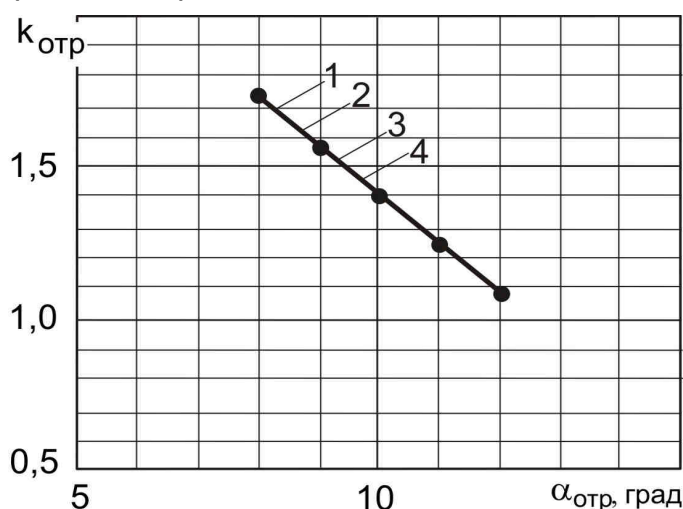


Рис. 1. Влияние величины угла отрыва на коэффициент $k_{\text{отр}}$ для самолетов-прототипов: 1 – A-Viator, 2 – Cessna 441, 3 – King Air C90GTx, 4 – Рысачок

Величину статистического коэффициента $k_{\text{отр}}$ находим из уравнения регрессии в зависимости от угла атаки крыла при отрыве

$$k_{omp} = -0,1605 \cdot \alpha_{omp} + 3,009, \quad (2)$$

где α_{omp} – угол атаки крыла при отрыве, изменяющийся в диапазоне $\alpha_{omp} = (8...12)^\circ$ [4].

При расчете энерговооруженности t_{0V_y} , необходимой для обеспечения заданной скороподъемности у земли при наборе высоты, в формулу (3) [4, 5] введен статистический коэффициент $k_{t_{01}}$.

$$t_{0V_y} = \frac{k_{t_{01}}}{\xi_{взл} \cdot \eta_{в.наб}} \cdot \left[7,02 \cdot \sqrt[4]{A^3 \cdot p^2 \cdot (F_{1наб} + F_{2наб} \cdot p)} + V_y \right]. \quad (3)$$

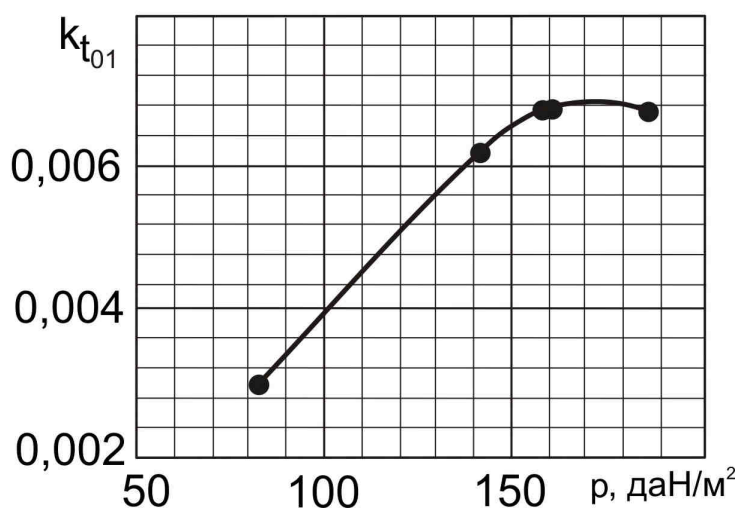
В табл. 2 представлены действительные и расчетные значения коэффициента $k_{t_{01}}$, при которых достигается допустимая величина энерговооруженности для каждого из самолетов-прототипов.

Таблица 2

Действительные и расчетные значения коэффициента $k_{t_{01}}$

| Наименование | Ан-14 | King Air C90GTx | A-Viator | Cessna 441 | Рысачок |
|---------------------------------|---------|-----------------|----------|------------|---------|
| $p_{расч}$, даН/м ² | 82,33 | 141,00 | 158,20 | 160,10 | 186,50 |
| $k_{t_{01}}$ | 0,0030 | 0,0061 | 0,0067 | 0,006739 | 0,0067 |
| $k_{t_{01} расч}$ | 0,00298 | 0,00614 | 0,00672 | 0,00676 | 0,00673 |
| Δ , % | -0,085 | -0,209 | -0,259 | -0,287 | -0,440 |

На рис. 2 показан набор точек, образующих регрессионную кривую третьей степени с величиной достоверности аппроксимации $R^2 = 0,9999999129$, что определяет наиболее точную аппроксимирующую кривую.

Рис. 2. Влияние удельной нагрузки на крыло на коэффициент $k_{t_{01}}$

Статистический коэффициент $k_{t_{01}}$, учитывающий влияние удельной нагрузки на крыло на величину энерговооруженности t_{0V_y} , определяем по зависимости

$$k_{t_{01}} = -4,28 \cdot 10^{-9} \cdot p_{расч}^3 + 1,35 \cdot 10^{-6} \cdot p_{расч}^2 - 8,58 \cdot 10^{-5} \cdot p_{расч} + 0,00323, \quad (4)$$

здесь $p_{расч}$ – удельная нагрузка на крыло первого приближения, даН/м².

Для определения энерговооруженности $t_{0\text{ крейс}}$ в зависимости от крейсерской скорости полета, рассчитываемой по формуле (5) [4, 5, 6], введен статистический коэффициент $k_{t_{02}}$.

$$t_{0\text{ крейс}} = \frac{1,429 \cdot 10^{-5} \cdot \rho_H \cdot V_{крейс}^3 \cdot (F_{1\text{ крейс}} + F_{2\text{ крейс}} \cdot p)}{\xi_V \cdot \xi_{H\text{ крейс}} \cdot \xi_{ор.\text{ крейс}} \cdot \eta_{в.\text{ крейс}} \cdot p} \cdot k_{t_{02}}. \quad (5)$$

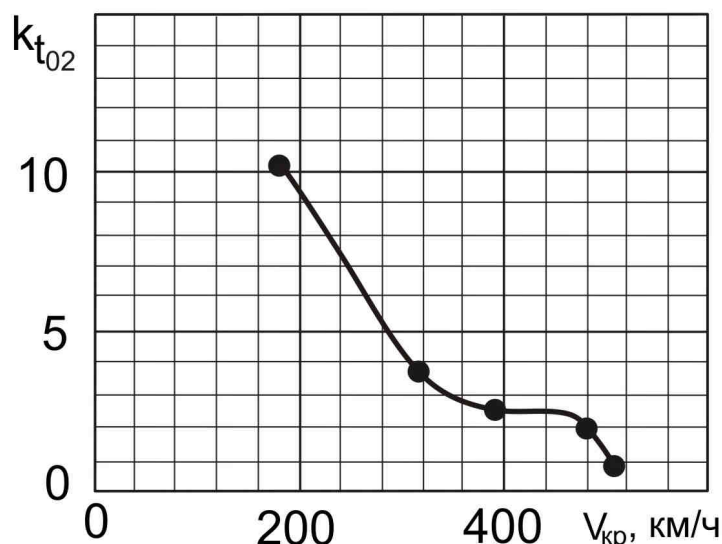
В табл. 3 представлены действительные и расчетные значения коэффициента $k_{t_{02}}$, при которых достигается допустимая величина энерговооруженности для каждого из самолетов-прототипов.

Таблица 3

Действительные и расчетные значения коэффициента $k_{t_{02}}$

| Наименование | Ан-14 | A-Viator | Рысачок | Cessna 441 | King Air C90GTx |
|--------------------------|---------|----------|---------|------------|-----------------|
| $V_{крейс}$, км/ч | 180 | 315 | 390 | 480 | 504 |
| $k_{t_{02}}$ | 10,26 | 3,8 | 2,5 | 2 | 0,9 |
| $k_{t_{02\text{ расч}}}$ | 10,2596 | 3,7962 | 2,491 | 1,9793 | 0,8748 |
| Δ , % | 0,004 | 0,101 | 0,361 | 1,036 | 2,798 |

На рис. 3 представлен набор точек, образующих регрессионную кривую четвертой степени с величиной достоверности аппроксимации $R^2 = 1,0$, что определяет наиболее точную ее аппроксимацию.

Рис. 3. Влияние крейсерской скорости на коэффициент $k_{t_{02}}$

Следовательно, статистический коэффициент $k_{t_{02}}$, учитывающий влияние крейсерской скорости полета на величину энерговооруженности $t_{0\text{ крейс}}$, определяем по зависимости

$$k_{t_{02}} = -6,175 \cdot 10^{-9} \cdot V_{крейс}^4 + 8,182 \cdot 10^{-6} \cdot V_{крейс}^3 - 3,8 \cdot 10^{-3} \cdot V_{крейс}^2 + 0,695 \cdot V_{крейс} - 32,97, \quad (6)$$

где $V_{крейс}$ – крейсерская скорость полета, км/ч.

Энерговооруженность $t_{0\text{ВПП}}$, необходимую для обеспечения заданной сбалансированной длины ВПП ($L_{сб.ВПП}$) при взлете с одним отказавшим двигателем, рассчитываем по формуле (7) [4, 5, 6], в которую введен статистический коэффициент $k_{t_{03}}$:

$$t_{0\text{ВПП}} = \frac{n_{дв}}{\xi_{взл} \cdot (n_{дв} - 1)} \cdot \frac{0,0017 \cdot L_{сб.ВПП} \cdot C_{y\text{отр}} + k_{t_{03}} \cdot p}{L_{сб.ВПП} \cdot C_{y\text{отр}} - 1,76 \cdot p}. \quad (7)$$

В табл. 4 представлены действительные и расчетные значения коэффициента $k_{t_{03}}$, при которых достигается допустимая величина энерговооруженности для каждого из самолетов-прототипов.

Таблица 4

Действительные и расчетные значения коэффициента $k_{t_{03}}$

| Наименование | Ан-14 | A-Viator | Cessna 441 | King Air C90GTx | Рысачок |
|--------------------------|-------|----------|------------|-----------------|---------|
| m'_0 , км/ч | 3000 | 3500 | 4468 | 4756 | 5800 |
| $k_{t_{03}}$ | 0,4 | 0,56 | 0,7 | 0,69 | 0,38 |
| $k_{t_{03\text{ расч}}}$ | 0,395 | 0,579 | 0,708 | 0,688 | 0,395 |
| Δ , % | 1,35 | -3,33 | -1,09 | 0,275 | -3,917 |

На рис. 4 показан набор точек, образующих графическую зависимость с величиной достоверности аппроксимации $R^2 = 0,995874564$, что определяет наиболее точную аппроксимирующую кривую.

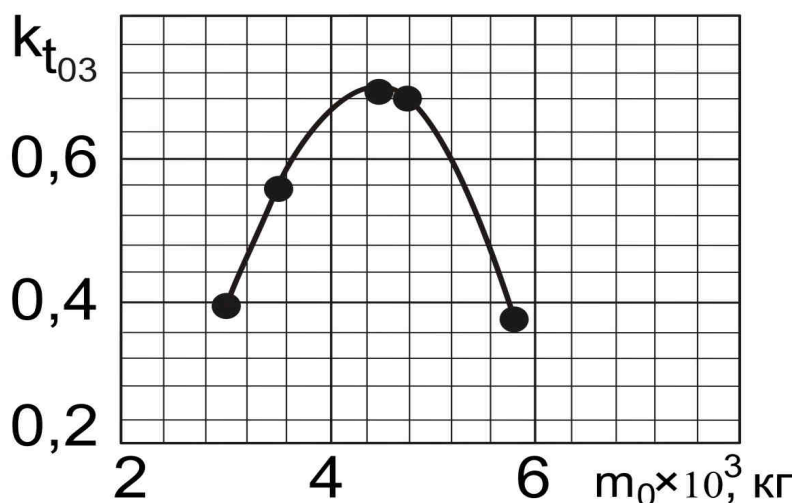


Рис. 4. Влияние взлетной массы на коэффициент $k_{t_{03}}$

Согласно рис. 4 статистический коэффициент $k_{t_{03}}$, учитывающий влияние

взлетной массы первого приближения на величину энерговооруженности $t_{0\text{ВПП}}$, определяем по зависимости

$$k_{t_{03}} = -1,6 \cdot 10^{-7} \cdot m_0'^2 + 0,0014m_0' - 2,39, \quad (8)$$

где m_0' – взлетная масса самолета первого приближения.

Для определения величины коэффициента R в формулу (6) [4, 5, 6] введен статистический коэффициент k_R .

$$R = k_R + \frac{1,7 \cdot \left(0,1 + \frac{0,9}{\sqrt[3]{N_0}} \right)}{\gamma_{\text{дв}}}. \quad (9)$$

В табл. 5 представлены действительные и расчетные значения коэффициента k_R , при которых достигается допустимая величина относительной массы силовой установки для каждого из самолетов-прототипов.

Таблица 5

Действительные и расчетные значения коэффициента k_R

| Наименование | A-Viator | Cessna 441 | Рысачок | King Air C90GTx | Ан-14 |
|----------------------|----------|------------|---------|-----------------|---------|
| $\gamma_{\text{дв}}$ | 0,273 | 0,319 | 0,356 | 0,361 | 0,957 |
| k_R | 0,61995 | 0,60993 | 0,60064 | 0,59947 | 0,4 |
| $k_{R\text{ расч}}$ | 0,62003 | 0,60957 | 0,60071 | 0,59948 | 0,39996 |
| $\Delta, \%$ | -0,013 | 0,058 | -0,012 | -0,0018 | 0,0096 |

На рис. 5 показан набор точек, образующих регрессионную кривую с величиной достоверности аппроксимации $R^2 = 1,0$, что определяет наиболее точную аппроксимирующую кривую.

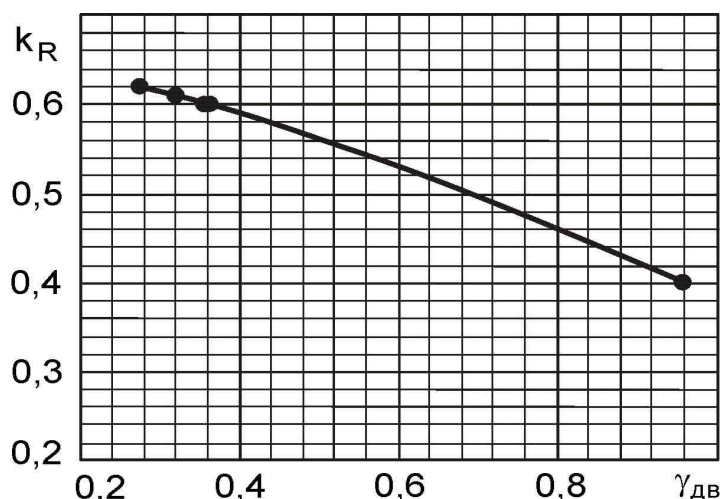


Рис. 5. Влияние удельного веса двигателя на коэффициент k_R

Исходя из этого статистический коэффициент k_R , учитывающий влияние удельного веса двигателя на величину относительной массы силовой установки

\bar{m}_{cy} , определяем по зависимости

$$k_R = -0,148 \cdot \gamma_{\text{дв}}^2 - 0,1397 \cdot \gamma_{\text{дв}} + 0,6692, \quad (10)$$

где $\gamma_{\text{дв}}$ – удельный вес двигателя.

Относительную массу топлива $\bar{m}_{T \text{ крейс}}$, расходуемую в крейсерском полете, определяем по формуле (11) [4, 5, 6], в которую введен поправочный статистический коэффициент k_T .

$$\bar{m}_{T \text{ крейс}} = k_T \cdot \frac{C_e \cdot L_{\text{рас}} \cdot \sqrt{A \cdot C_{x0 \text{ крейс}}}}{\eta_{\text{в крейс}}}. \quad (11)$$

В табл. 6 приведены действительные и расчетные значения коэффициента k_T , при которых достигается допустимая величина относительной массы топлива для каждого из самолетов-прототипов.

Таблица 6

Действительные и расчетные значения коэффициента k_T

| Наименование | Ан-14 | King Air C90GTx | A-Viator | Cessna 441 | Рысачок |
|-----------------------|----------|-----------------|----------|------------|----------|
| $L_{\text{рас}}$, км | 230 | 338 | 512,2 | 1668,966 | 1821 |
| k_T | 0,05879 | 0,04235 | 0,02973 | 0,01087 | 0,01009 |
| $k_{T \text{ расч}}$ | 0,058789 | 0,042354 | 0,029726 | 0,010869 | 0,010091 |
| Δ , % | 0,0005 | -0,01 | 0,013 | 0,009 | -0,012 |

На рис. 6 изображен набор точек, образующих экспоненциальную регрессионную кривую с величиной достоверности аппроксимации $R^2 = 0,999999981$, которая определяет наиболее точную ее аппроксимацию.

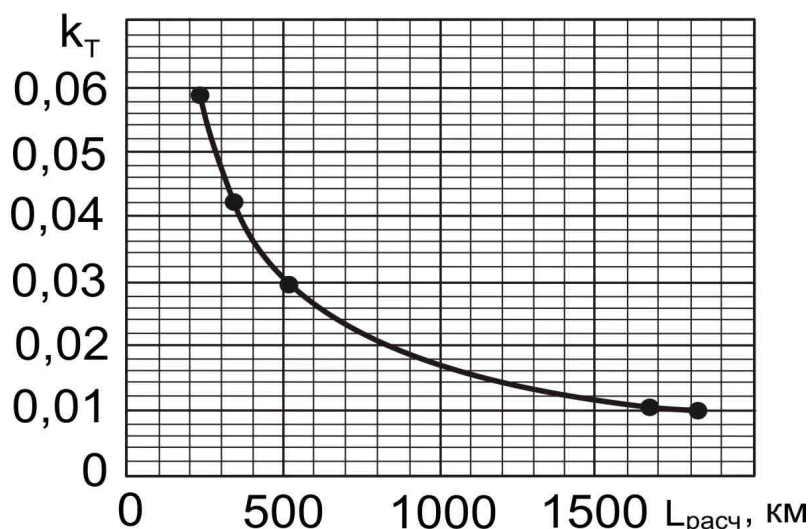


Рис. 6. Влияние расчетной дальности полета на коэффициент k_T

Поэтому статистический коэффициент k_T , учитывающий влияние расчетной дальности полета на величину относительной массы топлива, расходуемой в крейсерском полете, определяем по зависимости

$$k_T = 6,0379 \cdot L_{рас}^{-0,852}, \quad (12)$$

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

Для определения относительной массы крыла $\bar{m}_{кр}$ в формулу (13) [4, 5, 6] введен поправочный статистический коэффициент $k_{кр}$:

$$\bar{m}_{кр} = k_{кр} \cdot 10^{-3} \cdot k_{рес} \cdot k_{пан} \cdot k_{креп} \cdot k_{мат} \cdot k_{раз} \cdot \frac{(56,5 - \sqrt{p}) \cdot (1 - 0,61 \cdot \bar{m}_T) \cdot \lambda}{(\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi_{0,25} \cdot p} \times$$

$$\times \sqrt{\frac{m'_0}{p} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left[1 - \frac{\bar{c}_0 - \bar{c}_k}{\bar{c}_k \cdot (\eta + 3)} \right]} + \frac{4,5 \cdot k_{мех} \cdot k_{бак} - k_{ш} + 0,015}{p}. \quad (13)$$

В табл. 7 представлены действительные и расчетные значения коэффициента $k_{кр}$, при которых достигается допустимая величина относительной массы конструкции для каждого из самолетов-прототипов.

Таблица 7

Действительные и расчетные значения коэффициента $k_{кр}$

| Наименование | A-Viator | King Air C90GTx | Cessna 441 | Рысачок | Ан-14 |
|----------------|----------|-----------------|------------|---------|--------|
| λ_0 | 7,74 | 8,11 | 9,6 | 10,6 | 12,15 |
| $k_{кр}$ | 0,6155 | 0,68679 | 0,73 | 0,63 | 0,24 |
| $k_{кр\ расч}$ | 0,6228 | 0,67662 | 0,7339 | 0,6292 | 0,2397 |
| $\Delta, \%$ | -1,19 | 1,48 | -0,54 | 0,12 | 0,13 |

На рис. 7 показан набор точек, образующих полиномиальную кривую второй степени с величиной достоверности аппроксимации $R^2 = 0,9988702541$, определяющей наиболее точную аппроксимирующую кривую – параболу.

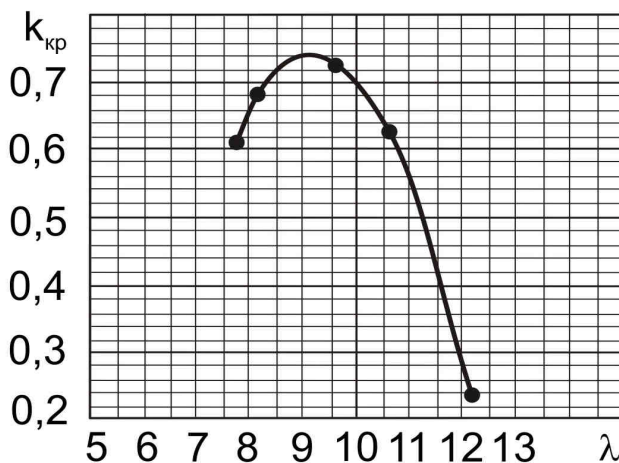


Рис. 7. Влияние удлинения крыла на коэффициент $k_{кр}$

Статистический коэффициент $k_{кр}$, учитывающий влияние удлинения крыла λ на величину относительной массы крыла $\bar{m}_{кр}$, определяем по зависимости

$$k_{кр} = -0,0575 \cdot (\lambda_0)^2 + 1,0567 \cdot \lambda_0 - 4,1116, \quad (14)$$

здесь λ_0 – удлинение крыла, определенное в первом приближении.

Абсолютное значение массы оборудования вычисляем по формуле (15) [4, 5] с введенным статистическим коэффициентом $k_{об}$.

$$m_{об} = 86 \cdot n_{нас} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L + k_{об}). \quad (15)$$

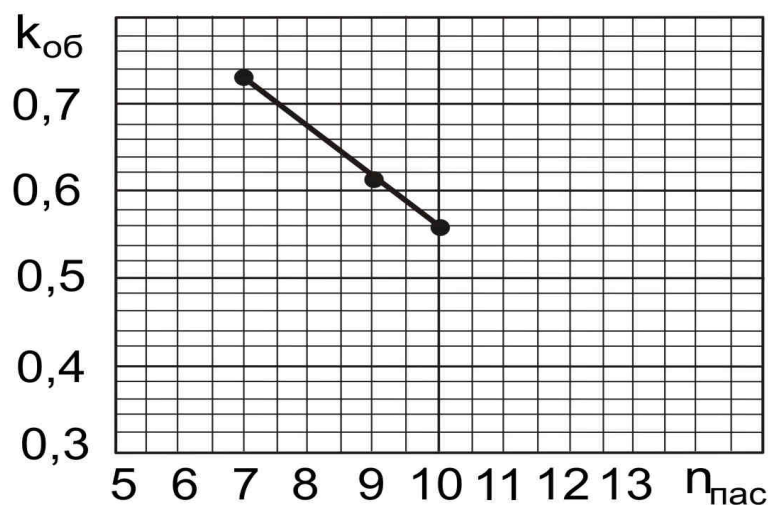
В табл. 8 представлены действительные и расчетные значения коэффициента $k_{об}$, при которых достигается допустимая величина массы оборудования для каждого из самолетов-прототипов.

Таблица 8

Действительные и расчетные значения коэффициента $k_{кр}$

| Наименование | Ан-14 | A-Viator | Cessna 441 | King Air C90GTx | Рысачок |
|----------------|---------|----------|------------|-----------------|----------|
| $n_{нас}$ | 7 | 7 | 7 | 9 | 10 |
| $k_{об}$ | 0,73094 | 0,73094 | 0,73094 | 0,61656 | 0,55938 |
| $k_{об. расч}$ | 0,73094 | 0,73094 | 0,73094 | 0,616565 | 0,559377 |
| $\Delta, \%$ | 0,0 | 0,0 | 0,0 | -0,00073 | 0,00054 |

На рис. 8 представлен набор точек, образующих линейную зависимость с величиной достоверности аппроксимации $R^2 = 1,0$, что определяет наиболее точную аппроксимирующую кривую.

Рис. 8. Влияние количества пассажиров на коэффициент $k_{об}$

Итак, статистический коэффициент $k_{об}$, учитывающий влияние количества пассажиров $n_{нас}$ на величину массы оборудования, определяем по зависимости

$$k_{об} = -0,0572 \cdot n_{нас} + 1,1313, \quad (16)$$

где $n_{нас}$ – число пассажиров, чел.

Полученные регрессионные зависимости статистических поправочных коэффициентов апробированы при расчете самолетов-прототипов статистической таблицы [3] и являются корректирующими величинами при определении минимальной взлетной массы второго приближения гражданского легкого самолета.

Алгоритм совершенствования расчета взлетной массы гражданского легкого самолета в первом приближении показан на рис. 9.

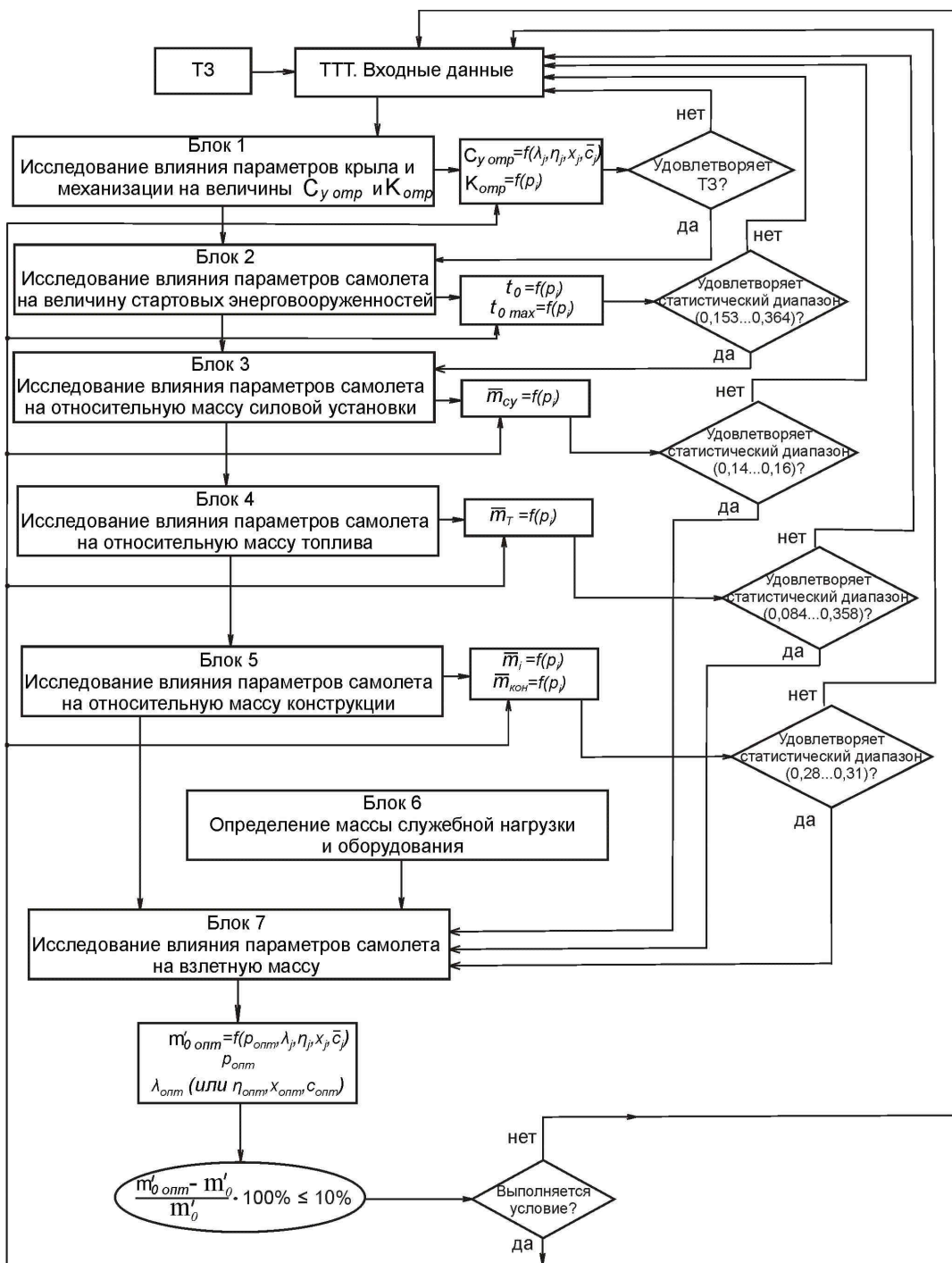


Рис. 9. Алгоритм совершенствования расчета взлетной массы гражданского легкого самолета в первом приближении

Входными данными алгоритма являются численные величины, определяющие значения летно-технических характеристик самолета, диктуемые техническим заданием (ТЗ): $V_{\text{крейс}}$, $H_{\text{крейс}}$, L , L_p , $n_{\text{пас}}$, $m_{\text{ком}}$.

Вторая группа входных данных формируется на основе анализа тактико-технических требований (ТТТ) к новому самолету и опыта развития прототипов [3, 4, 5, 6]: $M_{крейс}$, $n_{эк}$, V_y , $H_{ном}$, \bar{b}_z , \bar{l}_z , \bar{l}_{np} ; $V_{наб}$, $H_{наб}$; $\Delta m_{сн}$; $V_{нос}$, V_3 .

К третьей группе входных данных относим:

– параметры первого приближения [3, 4, 5, 6]: λ , η , $\chi_{нк}$, $\bar{c}_{ср}$, \bar{c}_0 , \bar{c}_k , b_0 , b_k , $b_{САХ}$, d_ϕ , λ_ϕ , \bar{h} , \bar{l} , $n_{де}$, $d_{винт}$, N_0 , l , $p_{рас}$; m'_0 ; $m_{дб}$; C_e ; $\bar{S}_{зо}$, $\bar{S}_{во}$;

– заданные и/или вычисленные значения [4, 5, 6]: $\bar{b}_{з.табл}$, $\delta_{з.взл}$, $\delta_{з.табл}$, k_3 , k_{np} , $\Delta \bar{C}_y$, $\alpha_{отр}$, $M_{отр}$, $V_{отр}$, $K_{мид}$, $k_{инт}$, $k_{он}$, $\bar{l}_{ш}$, $K_{отд}$; ξ_V , ξ_H , $\xi_{др}$, $\xi_{вз}$, f , η_e , $M_{наб}$, $tg\theta_3$, $L_{сб.ВПП}$; $\tau_{н.з}$, $\bar{m}_{Т.пр}$; $k_{м.он}$, $k_{сст}$, $k_{креп}$, $k_{обт}$, $k_{рес}$, $k_{пан}$, $k_{мат}$, $k_{раз}$, $k_{бак}$, $k_{ш}$, $k_{шy}$, $k_{шф}$, $k_{б}$, $k_{мех}$; W , $\alpha_{нос}$, $\delta_{з.нос}$;

– параметры стандартной атмосферы на расчетных высотах полета [4, 5]: p_H , p_0 , T_H , T_0 , $a_{крейс}$, $a_{наб}$, ρ_H .

Цикл расчетов состоит из семи последовательно зависимых блоков, в которых выполняется исследование влияния геометрических параметров гражданского легкого самолета на его аэродинамические, энергетические и массовые характеристики. При этом выходные данные (табличные и графические зависимости) каждого этапа алгоритма (блоков 1 – 5) подлежат проверке условий на удовлетворение ТЗ и соответствующих статистических диапазонов.

Блок 7 позволяет определить значение минимальной взлетной массы при заданных ограничениях, соответствующей оптимальной величине удельной нагрузки на крыло и исследуемого геометрического параметра.

Далее проверяем неравенство $\left| \frac{m'_{0\text{ опт}} - m'_0}{m'_0} \right| \cdot 100\% \leq 10\%$. В случае его

выполнения последовательно в соответствии с оптимальными параметрами по графическим зависимостям определяем значения относительной массы конструкции $\bar{m}_{кон}$, крыла $\bar{m}_{кр}$, оперения $\bar{m}_{он}$, шасси $\bar{m}_{ш}$, фюзеляжа $\bar{m}_{ф}$, топлива \bar{m}_T , силовой установки $\bar{m}_{СУ}$, энерговооруженности $t_{0\text{ max}}$, коэффициента подъемной силы $C_{y\text{ отр}}$, качества отрыва $K_{отр}$. При неудовлетворении условия необходимо изменить входные данные и вновь провести расчет. Итерации повторяют до выполнения неравенства, а их число зависит от того, насколько правильно были сформированы входные данные.

Для реализации алгоритма совершенствования расчета взлетной массы в первом приближении разработан программный комплекс циклического характера, позволяющий задавать исходные данные, редактировать их в процессе работы, выполнять расчеты, выводить результаты в формате *xml* и перемещать их в табличные процессоры, строить графические зависимости для непосредственной оценки выходных данных.

В основу программного комплекса «Расчет взлетной массы на этапе предварительного проектирования», разработанного на кафедре проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», положен принцип декомпозиции. Разработанное программное обеспечение «Расчет взлетной массы

гражданского легкого самолета» является его структурной частью.

Программа позволяет пользователю определить минимальную взлетную массу $m_{0\min}''$ с учетом ограничений по посадочной скорости $p_{\text{пред}}^{V_{\text{noc}}}$ и величине нормальной перегрузки при полете в турбулентной атмосфере $p_{\text{пред}}^{n_y}$, а также оптимальные геометрические параметры крыла $\lambda_{\text{онм}}$ (или $\eta_{\text{онм}}$, $\chi_{\text{онм}}$, $\bar{c}_{\text{онм}}$) по графикам $m_0'' = f(\lambda, \eta, \chi, \bar{c})$ при оптимальной удельной нагрузке на крыло $p_{\text{опт}}$.

По результатам вычислений строятся графические зависимости $t_{0\max} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{СУ}} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{кон}} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{кр}} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{он}} = f(p)$, $\bar{m}_T = f(p)$, $C_{y\text{опр}} = f(p)$, $K_{\text{опр}} = f(p)$, по которым определяют энергетические, массовые и аэродинамические параметры гражданского легкого самолета.

Программный комплекс апробирован авторами и студентами пятых-шестых курсов кафедры проектирования самолетов и вертолетов при выполнении курсовых и дипломных работ, а также при расчете современных легких самолетов, а именно: A-Viator, Рысачок, King Air C90 GTx, Cessna 441, а также Ан-14 и ХАИ-90. Расчетные данные и погрешности вычисления представлены в табл. 9.

Таблица 9

Расчетные данные и погрешности вычисления

| Название самолета | Наименование величины | Исходные данные | Расчетные данные | $\Delta, \%$ |
|-------------------|---------------------------------------|-----------------|------------------|--------------|
| A-Viator | $\lambda_{\text{онм}}$ | 7,74 | 9 | 16,28 |
| | $m_{0\min}''$, кг | 3000 | 3600 | 20 |
| | $p_{\text{онм}}$, даН/м ² | 158,2 | 160 | -1,1 |
| Рысачок | $\lambda_{\text{онм}}$ | 9 | 10,6 | -15,09 |
| | $m_{0\min}''$, кг | 6820 | 5800 | 17 |
| | $p_{\text{онм}}$, даН/м ² | 170 | 186,5 | -8,9 |
| King Air C90 GTx | $\lambda_{\text{онм}}$ | 8,11 | 9 | 10,97 |
| | $m_{0\min}''$, кг | 4756 | 4600 | -3 |
| | $p_{\text{онм}}$, даН/м ² | 141 | 160 | 19,2 |
| Cessna 441 | $\lambda_{\text{онм}}$ | 9,6 | 11 | 14,58 |
| | $m_{0\min}''$, кг | 4468 | 4650 | 4 |
| | $p_{\text{онм}}$, даН/м ² | 160,1 | 200 | 24,9 |
| Ан-14 | $\lambda_{\text{онм}}$ | 12,15 | 13 | 7 |
| | $m_{0\min}''$, кг | 3500 | 4000 | 14 |
| | $p_{\text{онм}}$, даН/м ² | 82,33 | 90 | 9,3 |
| ХАИ-90 | $\lambda_{\text{онм}}$ | 9,6 | 9 | -6,25 |
| | $m_{0\min}''$, кг | 2402 | 2800 | 16 |
| | $p_{\text{онм}}$, даН/м ² | 130 | 157 | 20 |

Выводы

Созданный алгоритм и программа совершенствования основаны на методе определения взлетной массы самолетов транспортной категории, разработанном на кафедре проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» [5]. Ее минимальная величина достигается путем исследования влияния геометрических параметров гражданского легкого самолета на его аэродинамические, массовые и энергетические характеристики.

Новизна работы 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.

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. Гребеников, А. Г. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст]: учеб. пособие. – Ч. 2 / А. Г. Гребеников, В. Н. Желдоченко, А. А. Кобылянский и др. – Харьков: 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.

Поступила в редакцию 20.09.2016

Алгоритм і програма вдосконалення розрахунку злітної маси в першому наближенні цивільного легкого літака з турбогвинтовими двигунами

Розроблено алгоритм і програму вдосконалення розрахунку злітної маси в першому наближенні цивільного легкого літака з турбогвинтовими двигунами. Проаналізовано аналітичні вирази з дослідження впливу геометричних параметрів крила і механізації на m_0 . Отримано графічні та емпіричні залежності статистичних коефіцієнтів у програмі Microsoft Excel, які апробовані при розрахунку сучасних літаків-прототипів.

Ключові слова: злітна маса, геометричні параметри крила, статистичний коефіцієнт, рівняння регресії, крива регресії, величина достовірності апроксимації.

Algorithm and Program for Improvement of Take-off Weight Calculation in the First Approximation of Civil Light Turboprop Aircraft

Algorithm and program for improvement of take-off weight calculation in the first approximation of civil light turboprop aircraft have been determined. Analytical expressions of influence of wing and mechanization geometric parameters have been analyzed. Graphical and empirical dependencies of statistic coefficients have been obtained in Microsoft Excel program and tested with calculation of modern aircraft prototype.

Key words: takeoff weight, wing geometric parameters, statistical coefficient, regression equation, regression curve, magnitude squared.

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.