

Л и т е р а т у р а

1. Б и р ю к В.И., Л и п и н Е.К., Ф р о л о в В.М. Методы проектирования конструкций самолетов. М., "Машиностроение", 1977.
2. П о ч т м а н Ю.М., Б а р а н е н к о В.А. Динамическое программирование в задачах строительной механики. М., Стройиздат, 1975.
3. К о м а р о в А.А. Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышевское книжное издательство, 1965.

УДК 629.7.02:539.4

А.В. С о л о в о в

ОБ ОДНОМ ПОДХОДЕ К ПОСТРОЕНИЮ ВЕСОВЫХ ФОРМУЛ НА ОСНОВЕ СПЕЦИАЛЬНЫХ КОНЕЧНОЭЛЕМЕНТНЫХ МОДЕЛЕЙ С ПРИЛОЖЕНИЕМ К СОСТАВНЫМ КРЫЛЬЯМ

Прогнозирование веса конструкции в авиастроении проводится обычно с помощью так называемых "весовых формул", многие из которых рассматриваются в книге [1]. Большинство формул имеет функционально-статистический характер. Их функциональная часть определяет связи между весом конструкции и основными параметрами формы, нагрузок и размеров самолета. При получении функциональных зависимостей в весовых формулах используются преимущественно балочные модели крыла, фюзеляжа и других агрегатов планера. Эти модели универсальны, часто не учитывают совместности силовой работы различных агрегатов, например крыла и фюзеляжа. Погрешности подправляются статистическими коэффициентами. В силу этих причин каждая формула пригодна лишь для определенного класса самолетов и определенных аэродинамических схем. Поэтому при переходе на новые аэродинамические формы, новые условия эксплуатации, присущие самолетам с интегральными схемами, составным крыльям и схемам летающего крыла, проблема оценки веса конструкции встает с особой остротой.

Заманчивой представляется идея использования для весовых

расчетов универсальных моделей метода конечных элементов (МКЭ). Однако опыт таких расчетов [2] показывает, что полная замена функциональной части весовых формул конечноэлементными моделями затруднительна из-за больших вычислительных затрат, присущих МКЭ. Следует отметить, что прогнозирование веса конструкции на ранних этапах проектирования является хотя и весомой, но все же частью вычислительного процесса оптимизации параметров самолета по какому-либо единому комплексному критерию эффективности.

В данной работе предлагается новый подход к построению весовых формул, основанный на выявлении функциональных связей между весом конструкции и параметрами самолета с помощью МКЭ. Для его иллюстрации рассматривается процесс получения весовой формулы составного крыла.

Структура весовых формул. В работе [3] для определения веса конструкции предложена следующая формула:

$$G_K = K \gamma \frac{G}{[\sigma]_{cp}}, \quad (1)$$

где G - специальный критерий, называемый силовым весом;

γ - удельный вес материала;

K - коэффициент увеличения веса на конструктивные (несиловые) добавки;

$[\sigma]_{cp}$ - среднее допустимое напряжение.

Коэффициент K назначается на основании статистики. Некоторые соображения по его определению приведены в работе [4]. Величины γ и $[\sigma]_{cp}$ характеризуют тип конструкции и ее материал. Причем выбор рационального в весовом отношении материала во многом зависит от типа силовой конструкции. Поэтому величины γ и $[\sigma]_{cp}$ обоснованно можно определить лишь в процессе выбора силовой схемы.

Следовательно, на ранних этапах проектирования, при оптимизации параметров внешней формы самолета, выражение (1) целесообразно использовать в следующем виде:

$$G_K = \bar{K} G, \quad (2)$$

где $\bar{K}_i = K_i \frac{\gamma_i}{[\sigma]_{cp,i}}$.

В выражении (2) четко выделены функциональная и статистическая части весовой формулы. Коэффициент K можно определять на основании статистики. Поэтому, при отсутствии прототипов точность весовой формулы зависит от точности вычисления ее функциональной части — силового веса.

Впервые эта величина введена в работе [5], в которой она использовалась при построении оптимальных ферменных конструкций. Название "силовой вес" введено в работе [6], где дано также обобщение этого понятия для континуальных конструкций. В общем случае силовой вес

$$G = \int_V \sigma_{max}^{э\kappa\beta} dV, \quad (3)$$

где $\sigma_{max}^{э\kappa\beta}$ — максимальное из нескольких случаев нагружения эквивалентное напряжение, вычисленное по какой-либо определенной теории прочности.

Силовой вес — количественный показатель, учитывающий величины внутренних усилий и протяженность их действия. Его величина зависит от характера теоретических обводов самолета, нагрузок, внутренних ограничений на расположение силовых элементов конструкции.

План построения весовых формул. В работе [2] предложен метод оценки различных вариантов внешней формы и внутренней компоновки самолета с точки зрения веса конструкции. Он базируется на свойстве консервативности силового веса, установленном в исследовании [3]. Основные идеи метода заключаются в следующем.

В ограничения внешних и внутренних размеров сравниваемых вариантов вписываются определенные континуальные модели, соответствующие специфике силовой работы агрегатов планера, с равномерным распределением жесткостей. Существенно, чтобы эти модели не накладывали ограничений на пути передачи внутренних усилий. Далее проводится расчет напряженного состояния по МКЭ и подсчитываются силовые веса сравниваемых вариантов*. Таким образом, для каждого варианта внешней формы и внутренней компоновки отыскивается тео-

* Для подсчета силового веса можно использовать достаточно "грубое" разбиение на элементы, что показано в работе Г.А. Резниченко, помещенной в данном сборнике.

ретически минимальное значение силового веса. Меньшая величина этого критерия определяет выгодный в весовом отношении вариант формы и компоновки. Для расчетов по МКЭ используются специальные конечные элементы. Они отражают специфику агрегатов и значительно облегчают подготовку исходных данных и обработку результатов. Например, для несущих поверхностей применяется трехслойный элемент с изотропными внешними панелями, работающими в двухосном напряженном состоянии, и внутренним слоем заполнителя, передающим перерезывающие силы [7].

На основе рассмотренного метода и формул (1), (2) можно наметить общий путь для получения весовых формул с помощью конечно-элементных моделей.

1. Сначала характер изменения силового веса в зависимости от исследуемых параметров самолета представляется в аналитическом виде. При этом можно использовать упрощенные балочные модели. Интегралы вида (3) не вычисляются. Важно только, чтобы варьируемые параметры были вынесены из подынтегральных выражений.

2. По изложенному выше методу [2] вычисляются величины силовых весов для некоторых характерных значений варьируемых параметров.

3. По результатам такого численного эксперимента определяют значения интегральных выражений, не зависящих от варьируемых параметров.

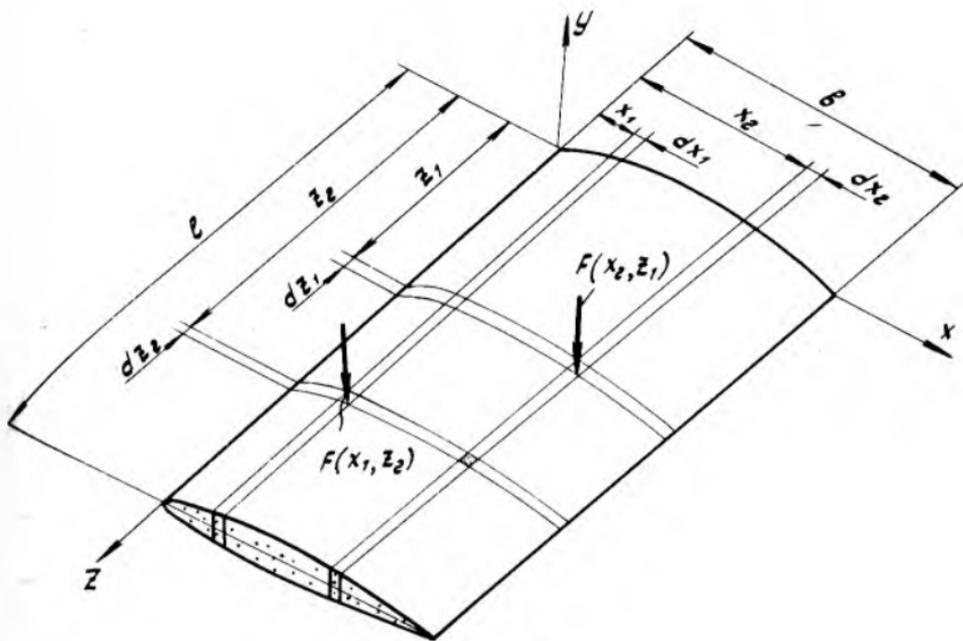
4. В случае необходимости, аналитические зависимости подправляются специально подобранными корректирующими функциями, чтобы обеспечить совпадение с результатами численного эксперимента.

5. Полученные выражения для силового веса вводятся в состав формул (1), (2) и используются в дальнейшем для весовых расчетов во всем диапазоне исследуемых параметров самолета.

Проиллюстрируем предложенный путь построения весовой формулы на примере составного крыла. Сначала определим общие закономерности изменения силового веса несущих поверхностей от параметров самолета.

Аналитические зависимости для несущей поверхности (НП).

Рассмотрим гипотетическую несущую поверхность (рис. 1). Ее характеризуют следующие параметры: взлетный вес самолета G_0 ; относительная площадь НП $\bar{S} = S_n / S$, где S_n - площадь рассматри-



Р и с. I. Гипотетическая несущая поверхность

взаимой НП; S - суммарная площадь всех несущих поверхностей самолета; удельная нагрузка $p_0 = G_0/S$; относительная толщина профиля \bar{c} , удлинение λ . Найдем зависимость $G = f(G_0, p_0, \bar{c}, \lambda)$. Будем считать, что НП имеет постоянную хорду b , т.е. не имеет сужения. Тогда удлинение

$$\lambda = \frac{l}{b} = \frac{l^2}{S_n} = \frac{S_n}{b^2}.$$

Отсюда получим формулы для размаха и хорды НП

$$l = \sqrt{\frac{G_0}{p_0} \bar{c} \lambda}; \quad b = \sqrt{\frac{G_0 S}{p_0 \lambda}}. \quad (4)$$

Нагрузку на НП обозначим $F(x, z)$, а ось y принятой системы координат направим параллельно этой нагрузке. Представим нагрузку в следующем виде

$$F(x, z) = p_0 n_y f(x, z), \quad (5)$$

где n_y - перегрузка.

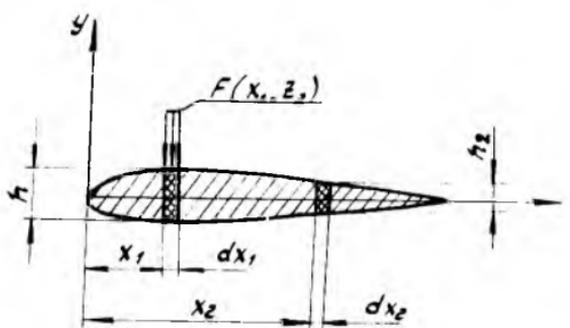
Запись $F(x, z)$ в виде (5) показывает, что при изменении p_0 меняется только величина нагрузки, а закон ее распределения остается неизменным.

Заменим НП трехслойной пластинкой переменной толщины. Будем считать, что внешние слои, моделирующие обшивку и подкрепляющий ее силовой набор, работают в двухосном напряженном состоянии, а средний слой, заменяющий вертикальные стенки, передает только перерезывающие силы.

Подсчитаем силовой вес пластинки от действия нагрузки $F(x, z)$. Сначала вычислим силовой вес элемента пластинки с размерами dx_2 , dz_2 от нагрузки, действующей на прямоугольнике с размерами x_2 , z_2 .

В общем случае пластинка подвергается изгибу в плоскостях yox и $yozy$, а также кручению. Чистое кручение можно свести к чистому изгибу в двух взаимно перпендикулярных вертикальных плоскостях. Поэтому кручение в дальнейших выкладках учитывать не будем.

Рассмотрим изгиб в плоскости $yoxy$ (рис. 2). Будем считать,



что полоска шириной dz_2 работает на изгиб как обычная тонкостенная балка, пояса которой передают изгибающий момент, а стенка - перерезывающую силу.

От нагрузки, действующей на полоску в сечении x_2 появляется перерезывающая сила:

Р и с . 2. Изгиб полоски шириной dz_2 в плоскости $yoxy$ (6)

$$Q_x = \int_{x_1} F(x_1, z_2) dx_1 dz_2 \quad (6)$$

и изгибающий момент

$$M_x = dz_2 \int_{x_1} (x_2 - x_1) F(x_1, z_2) dx_1. \quad (7)$$

Переменная x_1 в выражениях (6) и (7) меняется от 0 до x_2 .

Строительная высота элемента $dx_2 dz_2$:

$$h_2 = \bar{c} v \psi(\bar{x}_2), \quad (8)$$

где $\varphi(x) = \frac{h(\bar{x})}{h}$ - функция изменения высоты профиля по \bar{x} .

Касательные напряжения в заполнителе элемента $dx_2 dz_2$:

$$\tau_{yx} = \frac{n_1 Q_x}{h_2 dz_2} = \frac{n_1}{h_2} \int_{x_1} F(x_1, z_2) dx_1,$$

где n_1 - коэффициент, характеризующий долю участия заполнителя в передаче перерезывающей силы.

Нормальные напряжения в обшивке

$$\sigma_x = \frac{M_x}{h_2 dz_2 \vartheta} = \frac{1}{h_2 \vartheta} \int_{x_1} F(x_1, z_2)(x_2 - x_1) dx_1,$$

где ϑ - толщина обшивки.

Аналогичные выражения можно получить и для изгиба в плоскости yoz .

Силовой вес всей пластинки

$$G = G_{об.х} + G_{об.з} + G_{з.уx} + G_{з.уз}, \quad (9)$$

где $G_{об.х}$, $G_{об.з}$ - силовые веса обшивки при действии изгибающих моментов M_x и M_z ;

$G_{з.уx}$, $G_{з.уз}$ - силовые веса заполнителя при действии перерезывающих сил в плоскостях yox и yoz .

Такая трактовка составляющих силового веса является не совсем справедливой, поскольку необходимо учитывать совместное действие всех силовых факторов, что реализуется, например, в формулах для подсчета эквивалентных напряжений по какой-либо теории прочности. Однако разделение силового веса обшивки на составляющие позволяет получить зависимость $G = f(G_0, \rho_0, \bar{c}, \bar{s}, \lambda)$ в удобном виде. Погрешности такого допущения в дальнейшем подправляются корректирующими функциями.

В соответствии с формулой (3)

$$G_{об.х} = \iint_{x_2, z_2} 2\vartheta |\sigma_x| dx_2 dz_2 = \iint_{x_2, z_2} \frac{2}{h_2} |F(x_1, z_2)(x_2 - x_1)| dx_1 / dx_2 dz_2. \quad (10)$$

Переменные x_2 и z_2 меняются от 0 до \bar{b} и \bar{c} .

Переходя к безразмерным координатам $\bar{x} = \frac{x}{\bar{b}}$ и $\bar{z} = \frac{z}{\bar{c}}$ и учитывая (4), (5), (8), получим

$$G_{ос.х} = G_0 \sqrt{\frac{G_0}{\rho_0}} \frac{\bar{S}\sqrt{\bar{S}}}{\bar{c}\sqrt{\lambda}} \iint_0^1 \frac{2}{\psi(\bar{x}_2)} \left| \int_0^{\bar{x}_2} n_y f(\bar{x}_1, \bar{z}_2)(\bar{x}_2 - \bar{x}_1) d\bar{x}_1 \right| d\bar{x}_2 d\bar{z}_2.$$

Подобным образом можно получить и другие составляющие силового веса НП. После этого итоговая формула (9) будет иметь следующий вид:

$$G = G_0 \sqrt{\frac{G_0}{\rho_0}} \bar{S}\sqrt{\bar{S}} \left[\frac{1}{\bar{c}} \left(\frac{a_1}{\sqrt{\lambda}} + a_2 \lambda \sqrt{\lambda} \right) + \frac{a_3}{\sqrt{\lambda}} + a_4 \sqrt{\lambda} \right], \quad (II)$$

где

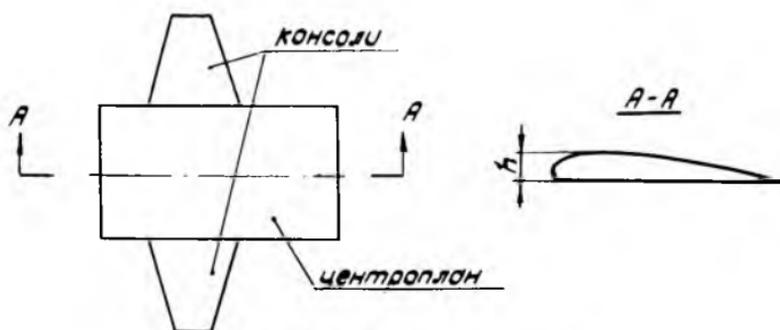
$$a_1 = \iint_0^1 \frac{2}{\psi(\bar{x}_2)} \left| \int_0^{\bar{x}_2} n_y f(\bar{x}_1, \bar{z}_2)(\bar{x}_2 - \bar{x}_1) d\bar{x}_1 \right| d\bar{x}_2 d\bar{z}_2;$$

$$a_2 = \iint_0^1 \frac{2}{\psi(\bar{x}_2)} \left| \int_0^{\bar{z}_2} n_y f(\bar{x}_2, \bar{z}_1)(\bar{z}_2 - \bar{z}_1) d\bar{z}_1 \right| d\bar{x}_2 d\bar{z}_2; \quad (I2)$$

$$a_3 = \iint_0^1 n_1 \sqrt{3} \left| \int_0^{\bar{x}_2} n_y f(\bar{x}_1, \bar{z}_2) d\bar{x}_1 \right| d\bar{x}_2 d\bar{z}_2;$$

$$a_4 = \iint_0^1 n_1 \sqrt{3} \left| \int_0^{\bar{z}_2} n_y f(\bar{x}_2, \bar{z}_1) d\bar{z}_1 \right| d\bar{x}_2 d\bar{z}_2.$$

Весовая формула для составного крыла. Силовой вес составного крыла (рис. 3):



Р и с. 3. Составное крыло

$$G = G_u + G_k, \quad (I3)$$

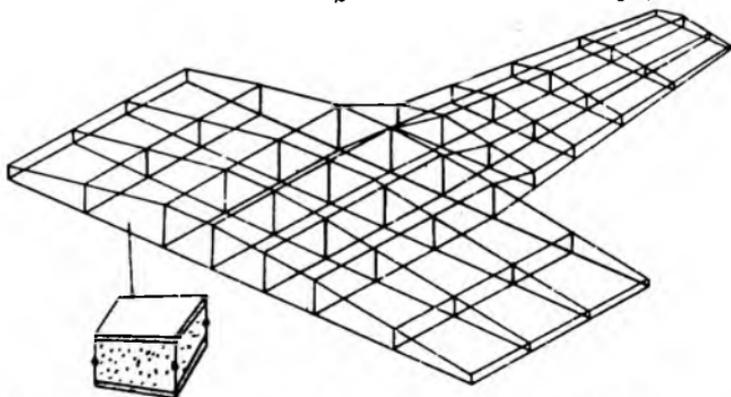
где G_u, G_k - силовые веса центрального и консолей.

С учетом (II) выражение (I3) можно представить в следующем виде:

$$G = G_0 \sqrt{\frac{G_0}{\rho_0}} \left\{ \bar{S}_x \sqrt{\bar{S}_x} f_x(\lambda_x) f_x(\lambda_y) f_x(\bar{S}_x) f_x(\bar{C}_x, \bar{C}_y) \left[\frac{1}{\bar{C}_x} \left(\frac{a_{1x}}{\sqrt{\lambda_x}} + a_{2x} \lambda_x \sqrt{\lambda_x} \right) + \frac{a_{3x}}{\sqrt{\lambda_x}} + a_{4x} \sqrt{\lambda_x} \right] + \bar{S}_y \sqrt{\bar{S}_y} f_y(\lambda_x) f_y(\lambda_y) f_y(\bar{S}_y) f_y(\bar{C}_x, \bar{C}_y) \lambda \times \left[\frac{1}{\bar{C}_y} \left(\frac{a_{1y}}{\sqrt{\lambda_y}} + a_{2y} \lambda_y \sqrt{\lambda_y} \right) + \frac{a_{3y}}{\sqrt{\lambda_y}} + a_{4y} \sqrt{\lambda_y} \right] \right\}.$$

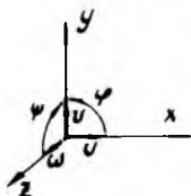
Здесь функции $f_x(\lambda_x)$, $f_x(\lambda_y)$, $f_x(\bar{S}_x)$, $f_x(\bar{C}_x, \bar{C}_y)$, $f_y(\lambda_x)$, $f_y(\lambda_y)$, $f_y(\bar{S}_y)$, $f_y(\bar{C}_x, \bar{C}_y)$ корректируют аналитическую зависимость, которая получена приближенно и не учитывает некоторых факторов, например характера взаимодействия консолей и центроплана. Подбор этих функций и определение постоянных коэффициентов (I2) проводится на основании численного эксперимента.

Для определенного гипотетического распределения внешних и массовых нагрузок с помощью автоматизированной системы проектирования силовых конструкций [8], [9] были проведены подсчеты силового веса для 7 комбинаций параметров λ_x , \bar{S}_x , \bar{C}_y . Один из вариантов расчетной модели с учетом симметрии показан на рис. 4. Результаты сведены в таблицу. Они позволили определить



Р и с. 4. Расчетная модель составного крыла

значения постоянных коэффициентов и вид корректирующих функций и построить полную



Результаты численного эксперимента ($G_0 = 500$ т;
 $\rho_0 = 0,5$ т/м²; $\bar{c} = 0,06$)

Параметры \ N варианта	1	2	3	4	5	6	7
λ_{κ}	0,5	0,3	0,8	0,5	0,5	0,5	0,5
λ_{μ}	4	4	4	2	6	4	4
S_{κ}	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,3	0,7
S_{μ}	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,7	0,3
$G_{\kappa} 10^{-5}$ тм	1,63	1,71	2,01	0,88	3,24	0,99	3,31
$G_{\mu} 10^{-5}$ тм	1,36	1,13	1,40	1,18	1,37	1,54	1,60
$G_{\Sigma} 10^{-5}$ тм	2,99	2,84	3,41	2,06	4,61	2,53	4,91

весовую зависимость $G = f(G_0, \rho_0, \bar{c}_{\kappa} = \bar{c}_{\mu} = 1, \lambda_{\kappa}, \lambda_{\mu}, \bar{S}_{\kappa} (\bar{S}_{\mu}))$.

Здесь $f_{\kappa}(\bar{c}_{\kappa}, \bar{c}_{\mu}) = f_{\mu}(\bar{c}_{\kappa}, \bar{c}_{\mu}) = 1$;

$a_{1\kappa} = 0,056$; $a_{2\kappa} = 0,208$; $a_{3\kappa} = 1$; $a_{4\kappa} = 0,95$;

$a_{1\mu} = 0,445$; $a_{2\mu} = 1,62$; $a_{3\mu} = 1,34$; $a_{4\mu} = 3,14$;

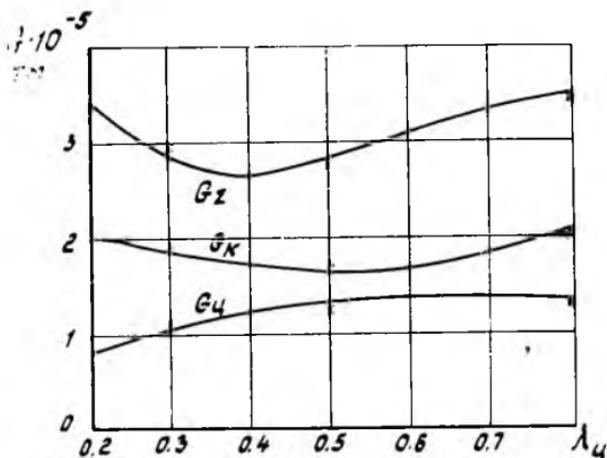
$f_{\kappa}(\lambda_{\kappa}) = 2,02 - 0,502\lambda_{\kappa} + 0,057\lambda_{\kappa}^2$; $f_{\mu}(\lambda_{\mu}) = 0,398 + 2,489\lambda_{\mu} - 2,473\lambda_{\mu}^2$.

$f_{\kappa}(\lambda_{\mu}) = (2,86\lambda_{\mu} - 0,188)^{(2\lambda_{\mu} - 0,5)}$; $f_{\mu}(\lambda_{\kappa}) = (1,06 + 0,01\lambda_{\kappa})^{(\sqrt{\lambda_{\kappa}} - 2)}$;

$f_{\kappa}(\bar{S}_{\kappa}) = |7,3 - 10\bar{S}_{\kappa}|^{(0,5 - \bar{S}_{\kappa})}$; $f_{\mu}(\bar{S}_{\mu}) = |147 - 200\bar{S}_{\mu}|^{(0,5 - \bar{S}_{\mu})}$.

В качестве примера на рис. 5 приведен график зависимости $G = f(\lambda_{\mu})$ при фиксированных остальных параметрах, и нанесены результаты численного эксперимента.

Следует отметить, что приведенные численные значения постоянных коэффициентов и корректирующих функций справедливы лишь для определенного гипотетического распределения массовых и внешних нагрузок.



Р и с. 5. График функции $G = f(\lambda_4)$
 ($G_0 = 500\text{т}$; $\rho_0 = 0,5\text{т/м}^3$; $\bar{c} = 0,06$;
 $\lambda_A = 4$; $\bar{s}_A = 0,5$)

В ы в о д ы

Рассмотренный подход к построению весовых формул на базе конечноэлементных моделей позволяет более точно выявить закономерности изменения веса конструкции при варьировании параметров самолета, чем традиционные весовые формулы, основанные на балочных моделях.

Апробация предложенного подхода показала его достаточную мобильность. Так, для определения зависимости веса конструкции от шести параметров самолета потребовалось всего семь расчетов напряженного состояния по МКЭ. Общая трудоемкость получения весовой функции составила менее I человеко-месяца.

Как показывает опыт, весовые зависимости, найденные таким образом, вызывают больше доверия у проектировщиков, чем традиционные весовые формулы, особенно при разработке самолетов с новыми аэродинамическими формами.

Л и т е р а т у р а

1. Шейнин В.И., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. I. Весовой расчет самолета и весовое планирование. М., "Машиностроение", 1977, 344 с.
2. Соловов А.Б. Сравнительная оценка внешних форм несущих поверхностей с точки зрения веса конструкции. — В сб. "Проектирование и оптимизация элементов, устройств и систем летательных аппаратов с использованием ЭВМ." Тр. межвуз. семинара молодых ученых. Харьковский авиац. институт, 1977, с. 85-86.
3. Комаров В.А. Рациональное проектирование силовых авиационных конструкций. Автореферат докт. дисс. МАИ, 1975, 327 с.
4. Резниченко Г.А. О построении весовой формулы крыла на основе критерия "силовой вес". Тезисы докладов областной научно-технической конф. Куйбышев, 1977, с. 44.
5. *Cutmann K. Die graphische Statik. Zurich, 1866, 527s.*
6. Комаров В.А. Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышев, 1956, 82 с.
7. Комаров В.А., Соловов А.Б. Конечный элемент для проектирования рациональных силовых схем конструкций типа крыла. ВИНТИ, № 768-75 Дел., 1975, 29 с.
8. Комаров В.А., Соловов А.В. Об опыте автоматизации проектирования силовых схем крыльев. Материалы Всероссийской школы 1975 года по автоматизации проектирования. Долгопрудный, МЭТИ, 1976, с. 102-107.
9. Пересыпкин В.П. Программа РАСЧета Авиационных Конструкций "ПРАСАК". — В сб. "Конструкция, прочность и технология производства летательных аппаратов". Тезисы докладов юбилейной научно-технической конференции. КуАИ, 1977, с. 15.