

ОЦЕНКА ВЕСОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВЫХ СХЕМ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

© 2002 В. А. Комаров, А. В. Гуменюк

Самарский государственный аэрокосмический университет

Обсуждаются основные задачи весового проектирования силовых конструкций крыльев. Анализируется точность известных весовых формул. Подробно рассматривается новый безразмерный критерий силового совершенства конструкций. Предлагается методика весового анализа на ранних стадиях проектирования с использованием специальных моделей метода конечных элементов. Приводятся примеры расчетов.

1. Введение. Весовые формулы

На ранних стадиях проектирования планера самолета рассматриваются три основные задачи:

выбираются наиболее эффективные по массе силовые схемы агрегатов планера;

определяется относительная масса конструкции планера для последующего использования в уравнении существования [1] при определении массы самолета в первом приближении;

определяются абсолютные значения масс агрегатов и всего планера в целом для последующих приближений.

На долю крыла и оперения приходится ориентировочно 8-12% и 1,5-2,5% взлетной массы самолета m_o . Для выбора основных параметров самолета на ранних стадиях проектирования необходимо знание (предсказание!) величин абсолютных и относительных масс конструкции в целом m_k , $\bar{m}_k = \frac{m_k}{m_o}$ и ее частей: крыла $m_{кр}$, $\bar{m}_{кр} = \frac{m_{кр}}{m_o}$, оперения $m_{оп}$ и других. Далее эти величины используются в расчетах центровок, нагрузок и т. д. Поэтому точность весовых прогнозов играет важную роль в общем проектировании самолетов.

Основы систематизированного изучения проблемы прочности и весовой эффективности авиационных конструкций даны в книге Ф. Р. Шенли [2].

Для оценки абсолютных и относительных масс конструкции несущих поверхнос-

тей предложено довольно много так называемых “весовых формул” [1, 3]. Формулы, выдержавшие испытание временем, часто носят имя своего автора.

Как правило, в весовых формулах в основе учета связи между геометрическими характеристиками и внешними нагрузками конструкций, с одной стороны, и внутренними усилиями в них, с другой, используется балочная теория, а такие факторы, как расположение двигателей на крыле или на фюзеляже, наличие наплывов в корневой части и т. п. учитываются многочисленными поправочными коэффициентами, получаемыми обычно из статистического анализа построенных самолетов.

Такой подход не позволяет гарантировать высокую точность весовых расчетов в случаях использования необычных внешних форм, новых технических решений по типу конструкции или при резком изменении абсолютных размеров самолета, если весовые формулы не учитывают должным образом закон “квадратов и кубов” [2, 3].

В качестве примера на рис. 1 приводятся результаты расчетов относительной массы конструкции крыла для двух самолетов. Одного - с параметрами, близкими к “Ил-96МТ”, и другого – транспортного самолета с полезной нагрузкой 250000 кг (проект “Ecolifter”).

Различные весовые формулы дают довольно большой разброс результатов. Для преодоления этого недостатка В. М. Шейнин предложил метод множественных вычислений [3], суть которого состоит в том, что край-

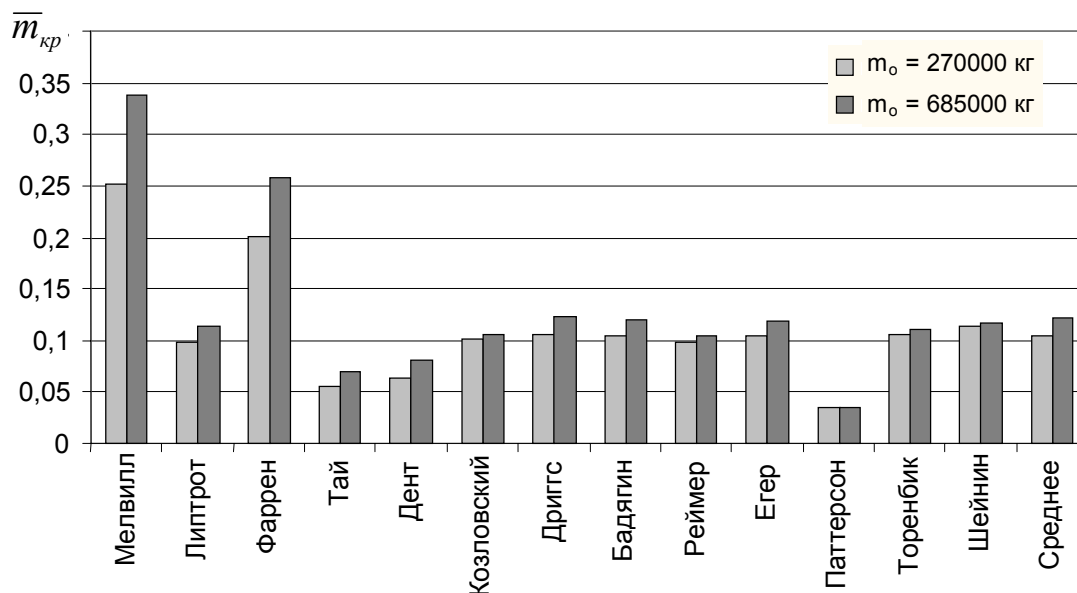


Рис. 1. Результаты расчетов относительной массы конструкции крыльев

ние оценки отбрасываются, а промежуточные осредняются. Метод дает довольно высокую точность, но его применение ограничено традиционными конструкциями и требует от пользователя определенного искусства.

В качестве второго примера на рис. 2 показано несколько различных силовых схем крыльев малого удлинения. Известные весо-

вые формулы не позволяют в принципе учесть особенности представленных конструкций.

Таким образом, для повышения точности проектирования авиационных конструкций необходима разработка новых подходов.

Достижения в численном моделировании конструкций и повсеместное внедрение

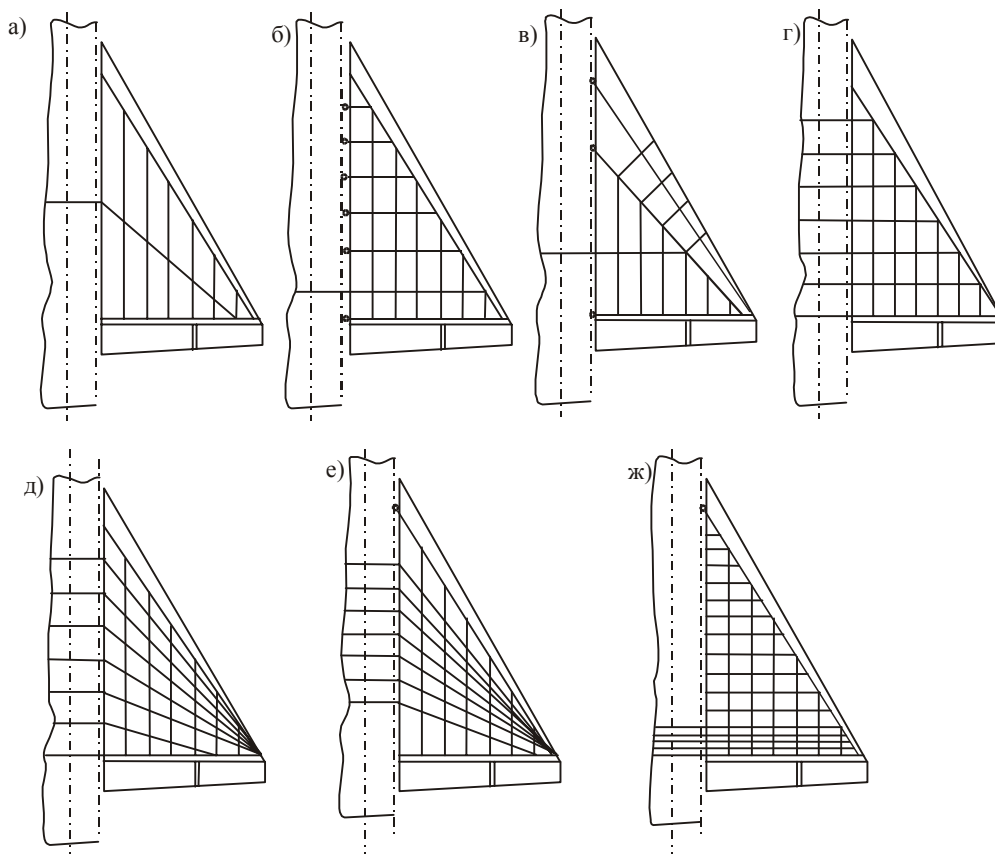


Рис. 2. Варианты конструктивно-силовых схем треугольного крыла

в практику метода конечных элементов (МКЭ), а также установление некоторых интегральных свойств упругих систем [4, 5] позволяют построить более общий подход к оценке массы конструкции и к выбору силовых схем на ранних стадиях проектирования.

2. Силовой фактор

Связь между результатами расчетов конструкции по МКЭ и ее потребной массой может быть выражена через специфический критерий - "силовой фактор" - G , который отражает одновременно величину и протяженность действия внутренних усилий в конструкции [4-6].

Для ферм

$$G = \sum_{i=1}^n |N_i| l_i, \quad (1)$$

где i - номер стержня, N - усилие, l - длина.

Для мембранных конструкций

$$G = \sum_{i=1}^n R_i S_i, \quad (2)$$

где i - номер элемента, R - эквивалентный поток усилий, S - площадь элемента.

Для трехмерных конструкций

$$G = \int_V \sigma^{\text{экв}} dV, \quad (3)$$

где $\sigma^{\text{экв}}$ - эквивалентное напряжение, V - объем материала конструкции.

Силовой фактор имеет ряд интересных свойств, которые могут быть полезны для весовых оценок конструкций:

- G определяется силовой схемой конструкции, то есть типом элементов, их количеством, способами соединения между собой и расположением в пространстве. Для статически определимых конструкций величина G не зависит от соотношения жесткостей силовых элементов, а для статически неопределимых, как показывают вычислительные эксперименты, зависит слабо. Например, площади поперечных сечений некоторых элементов и внутренние усилия в них могут меняться в процессе оптимизации конструкции в несколько раз, в то время как G конструк-

ции в целом изменяется только на несколько процентов;

- теоретически необходимый объем материала полнонапряженной конструкции с определенной силовой схемой V_T может быть оценен через G и величину допускаемого напряжения с использованием однократного расчета внутренних усилий для некоторого рационального начального распределения жесткостей элементов по простейшему соотношению

$$V_T = \frac{G}{[\sigma]}. \quad (4)$$

Действительно, для полнонапряженной фермы имеем

$$V_T = \sum_{i=1}^n \frac{|N_i|}{[\sigma]} l_i = \sum_{i=1}^n F_i l_i, \quad (5)$$

где F_i - площадь поперечного сечения стержня.

Аналогичный результат можно получить для конструкций из мембранных элементов, если использовать в качестве меры внутренних усилий эквивалентные потоки усилий [5].

Величина G может быть вычислена с довольно высокой точностью на относительно "грубых" конечно-элементных моделях. Вычислительные эксперименты для различных крыльев [7] показывают, что приемлемая точность может быть получена на сетках с числом элементов порядка $n \approx 10^2$, в то время как для анализа прочности и ресурса крыльев требуется $n \approx 10^4$.

Через V_m , плотность материала ρ и коэффициент полной массы φ , который учитывает прирост массы за счет стыковочных и несилловых элементов в конструкции, за счет отклонений от оптимального распределения материала в пользу простоты и технологичности конструкций и т. п., можно вычислить реальную (практическую) массу конструкции

$$m_k = \varphi \cdot \rho \cdot V_T = \varphi \cdot \rho \frac{G}{[\sigma]} \quad (6)$$

$$\text{или } m_k = \varphi \frac{G}{\bar{\sigma}}, \quad (7)$$

где $\bar{\sigma}$ - удельная прочность материала,
 $[\bar{\sigma}]$ – допускаемая прочность материала.

В весовой формуле (7) каждый из трех сомножителей определяет почти независимые друг от друга свойства конструкции: G - геометрию, силовую схему и нагрузки; $\bar{\sigma}$ - прочность материала; φ - конструктивно-технологическое совершенство.

Соотношение типа (7) может быть использовано для построения новых весовых формул конструкции в целом и отдельных ее частей. При этом $\bar{\sigma}$ будет отражать выбор материала, G учтет все особенности выбора силовой схемы будущей конструкции, а коэффициент φ может быть определен из анализа уже построенного самолета, который целесообразно взять в качестве прототипа:

$$\varphi = \frac{\tilde{m}_k \cdot \tilde{\sigma}}{\tilde{G}}, \quad (8)$$

где знак “ \sim ” используется для обозначения величин, относящихся к прототипу.

Если прототип обладает высоким весовым совершенством и в процессе разработки конструкции не ожидается больших изменений в технических решениях (φ) и в выборе материала ($\bar{\sigma}$), например при модификациях, то для оценки массы новой конструкции формула (7) может быть переписана с учетом (8) особенно просто:

$$m_k = \frac{G}{\tilde{G}} \tilde{m}_k. \quad (9)$$

В современных условиях практически всегда имеются конечно-элементные модели как прототипа, так и новой конструкции, и поэтому вычисление G не вызывает больших затруднений.

3. Коэффициент силового фактора

С точки зрения анализа силовой работы крыла удобно рассматривать непосредственно его конечно-элементную модель.

При геометрически подобных преобразованиях крыла и неизменных узловых силах его силовой фактор пропорционален коэффициенту геометрического подобия [6]. Следовательно, силовой фактор пропорционален какому-либо характерному линейному размеру крыла.

С другой стороны, если все узловые силы, действующие на конструкцию, изменить в k раз, то в k раз изменятся внутренние усилия в конструкции и величина силового фактора.

Следуя [6], введем в рассмотрение безразмерный коэффициент силового фактора C_G . Выберем в качестве характерного линейного размера крыла \sqrt{S} и с учетом отмеченных зависимостей силового фактора от линейных размеров конструкции и нагрузки запишем следующее выражение для силового фактора геометрически подобных крыльев:

$$G = C_G \cdot n \cdot m_o \cdot g \cdot \sqrt{S}, \quad (10)$$

где n – перегрузка, S – площадь крыла, g – ускорение свободного падения.

Зависимость (10) может быть использована для определения C_G из расчета некоторого конкретного геометрически подобного крыла (величины, относящиеся к нему, отмечены знаком “*”):

$$C_G = \frac{G^*}{n^* \cdot m_o^* \cdot g \cdot \sqrt{S^*}}. \quad (11)$$

В (10) и (11) \sqrt{S} выступает в роли размерного коэффициента геометрического подобия - характерного линейного размера, а произведение $n \cdot m_o \cdot g$ определяет нагрузку. Безразмерная величина C_G учитывает особенности внешней формы крыла, его конструкции и распределения нагрузки.

Коэффициент силового фактора C_G равен по величине силовому фактору крыла с определенными геометрической формой и силовой схемой, с единичной площадью и единичной суммарной нагрузкой.

Учитывая, что

$$S = \frac{m_o}{p_o}, \quad (12)$$

где p_o – удельная нагрузка на крыло, можно записать (10) в виде

$$G = C_G \cdot n \cdot m_o \cdot g \cdot \sqrt{\frac{m_o}{p_o}}. \quad (13)$$

Тогда относительная масса конструкции крыла с учетом (12) определяется по следующему выражению:

$$\bar{m}_k = \frac{\varphi}{\sigma} C_G \cdot n \cdot g \cdot \sqrt{\frac{m_o}{p_o}}, \quad (14)$$

или

$$\bar{m}_k = \frac{\varphi}{\sigma} C_G \cdot n \cdot g \cdot \sqrt{S}. \quad (15)$$

Абсолютная масса конструкции крыла равна

$$m_k = \frac{\varphi}{\sigma} C_G \cdot n \cdot m_o \cdot g \cdot \sqrt{S}.$$

Полученные формулы (14) и (15) хорошо согласуются с весовыми формулами (15.96) и (15.101) в [9] и (6.9) и (6.11) в [1] по роли таких важнейших параметров, как m_o и p_o .

В то же время формулы (14) и (15) в этом отношении существенно расходятся с формулами (15.111) в [8] и (6.5) в [1].

Таким образом, коэффициент силового фактора является безразмерной величиной, через которую можно вычислять относительную и абсолютную массу конструкции на ранних стадиях проектирования и, самое главное, сравнивать различные силовые схемы.

4. Примеры вычисления коэффициента силового фактора C_G

Формула (11) имеет простой физический смысл: C_G есть результат деления силового фактора G на характерную (обобщенную) нагрузку и характерный линейный размер.

Рассмотрим простейшую задачу (рис. 3а) – передачу силы P_a на расстояние $ab=l$. Усилие в стержне $N_{ab} = P_a$, силовой фактор этой конструкции из одного стержня

$$G = N_{ab} \cdot l = P_a \cdot l,$$

$$C_G = \frac{G}{P_a \cdot l} = 1.$$

Здесь в качестве обобщенной нагрузки взята сила P_a , в качестве характерного размера – расстояние, на которое передается эта сила.

В следующей задаче направление действия силы P_a изменено на угол 90° . Для восприятия этой силы может быть предложена конструкция из двух стержней ac и ad (рис. 3б). При $\alpha = 45^\circ$ $C_G = 2,00$. В качестве характерного размера выбрано расстояние от точки a до заделки – ab .

На рис. 3в представлена ферма Митчелла при геометрических ограничениях $ab/cd = 2$, для которой $C_G = 3,41$.

Если для восприятия вертикальной силы P_a (рис. 3г) использовать балку с конструкцией в виде идеального двутавра с $h/l = 0,1$ и считать силовой фактор только по усилиям в поясах, то получим $C_G = 10$.

На рис. 4 представлена конечно-элементная модель трехслойной пластинки в качестве простейшей модели крыла с размерами в плане $l \cdot b$ и с равномерно распределенной нагрузкой p . Считается, что пластина оперта вертикально по оси симметрии. Конечно-элементная модель состоит из мембранных элементов (панели обшивки и стенки).

При $l = b$, что соответствует удлинению $\lambda = 1$, и $h = 0,1b$ коэффициент силового фактора $C_G = 1,26$.

На рис. 5 представлена зависимость коэффициента силового фактора C_G для отношений $l/b = 1; 2; 4; 8; 12$, что соответствует $\lambda = 1; 2; 4; 8; 12$.

На рис. 6 показана зависимость C_G этого крыла от угла стреловидности для $\lambda = 8$.

Достаточно очевидные зависимости, представленные на рис. 5, 6, демонстрируют возможности коэффициента C_G адекватно

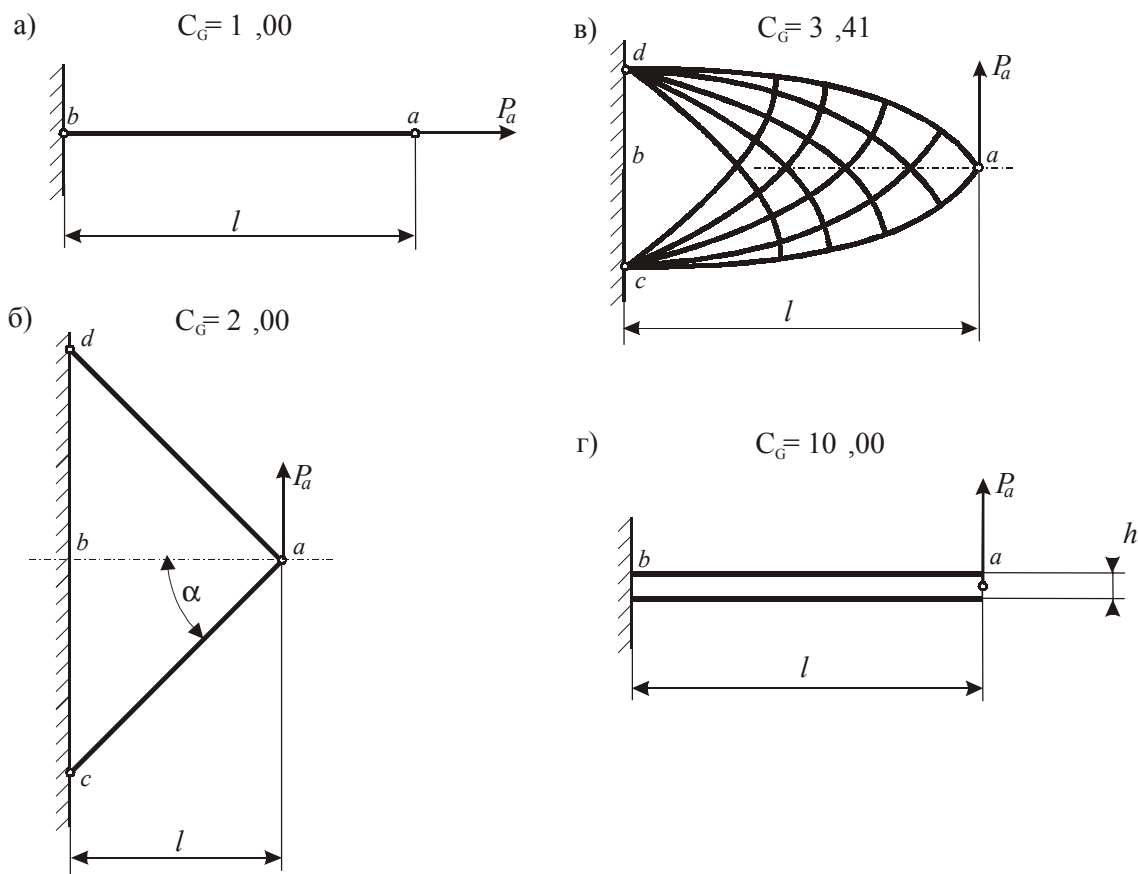


Рис. 3. Примеры простейших конструкций

учитывать геометрические особенности крыла. Естественно, что при больших удлинениях они хорошо согласуются с весовыми формулами крыла, построенными на основе балочной теории.

**5. Силовой фактор
подкрепленных панелей**

В современных авиационных конструкциях (особенно в высоконагруженных конст-

рукциях крыльев) основным силовым элементом является подкрепленная обшивка [9]. Одними из важнейших параметров таких конструкций являются ориентация подкрепляющих ребер и относительная толщина обшивки $\bar{\delta}$:

$$\bar{\delta} = \frac{\delta_{обш}}{\delta_{прив}}, \tag{17}$$

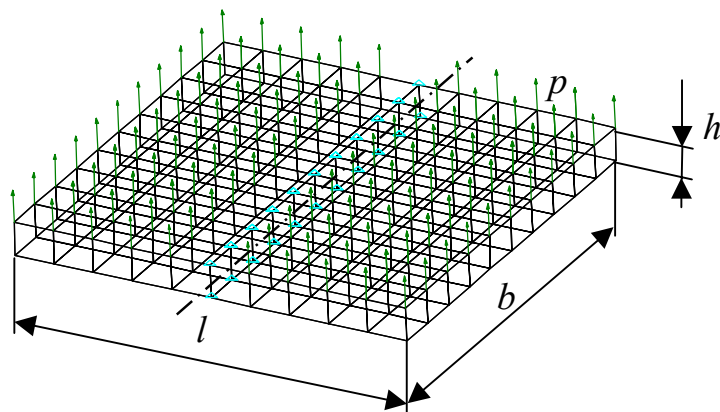


Рис. 4. Конечно-элементная модель трехслойной пластинки

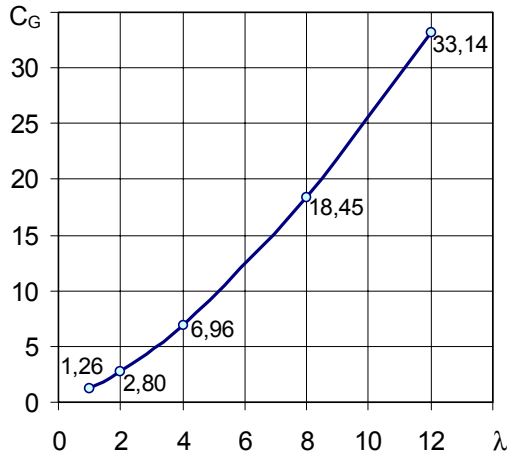


Рис. 5. Зависимость коэффициента C_G от удлинения крыла

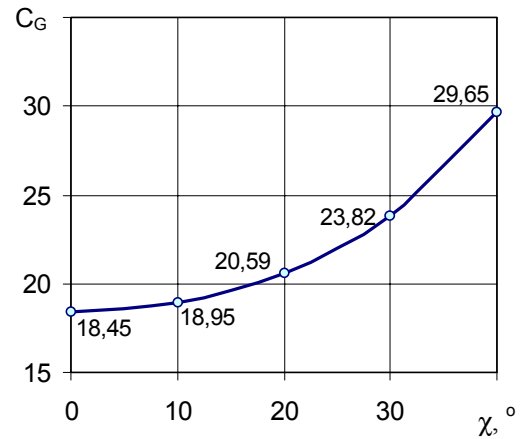


Рис. 6. Зависимость коэффициента C_G от угла стреловидности крыла

где $\delta_{\text{обш}}$ – толщина обшивки;

$\delta_{\text{прив}} = \delta_{\text{обш}} + F_p/b_p$ - приведенная толщина панели; F_p и b_p – площадь поперечного сечения и шаг ребер.

Оптимальная величина $\bar{\delta}$ по требованиям устойчивости находится в узком диапазоне значений от 0,4 до 0,6, причем величина 0,4 характерна для панелей с большими сжимающими усилиями, действующими вдоль ребер.

Исходя из определения силового фактора (1, 2, 3) и последующего использования его для весовых оценок (7), можно построить две стратегии вычисления силового фактора для подкрепленных панелей.

Стратегия I. Подкрепленная панель рассматривается как подконструкция, состоящая из мембранной обшивки и набора стержней. Тогда

$$G_{\text{пан}} = G_{\text{обш}} + G_{\text{ст}} = \sigma_{\text{обш}}^{\text{экв}} \cdot V_{\text{обш}} + |\sigma_{\text{ст}}| \cdot V_{\text{ст}}, \quad (18)$$

где $G_{\text{обш}}$ – силовой фактор обшивки, $G_{\text{ст}}$ – силовой фактор стержней, $V_{\text{обш}}$ – объем материала обшивки, $V_{\text{ст}}$ – объем материала стержней, $\sigma_{\text{обш}}^{\text{экв}}$ – эквивалентное напряжение в обшивке, $\sigma_{\text{ст}}$ – напряжение в стержнях.

В сущности, эта стратегия для панели реализует наиболее общее выражение (3).

Стратегия II. Альтернативный вариант – расчет силового фактора панели с использованием значений максимальных эквивалентных напряжений в панели и её полного объема:

$$G_{\text{пан}} = \sigma_{\text{max}}^{\text{экв}} \cdot V_{\text{пан}}, \quad (19)$$

где $\sigma_{\text{max}}^{\text{экв}}$ – максимальное эквивалентное напряжение в панели, $V_{\text{пан}} = V_{\text{обш}} + V_{\text{ст}}$ – объем панели.

Такое вычисление силового фактора направлено на оценку потребной массы подкрепленной панели по условию прочности с заданной величиной $\bar{\delta}$:

$$\delta_{\text{прив}} = \frac{R^{\text{экв}}}{[\sigma]} = \frac{\sqrt{X^2 + \frac{Y^2}{\bar{\delta}^2} - \frac{XY}{\bar{\delta}} + 3\frac{T^2}{\bar{\delta}^2}}}{[\sigma]}, \quad (20)$$

где $R^{\text{экв}}$ – эквивалентный поток усилий в подкрепленной панели; X, Y, T – нормальные и сдвиговой потоки усилий в панели.

Заметим, что при таком подборе приведенной толщины панели $\delta_{\text{прив}}$ стержневые элементы могут быть недогружены.

Специальное исследование [10] показало, что силовой фактор крыла сильно зависит от ориентации подкрепляющих ребер.

Причем вычисление силового фактора G по стратегии I целесообразно использовать для оценки массы конструкции в предположении, что может быть изменено отношение толщин $\bar{\delta}$ или ориентация ребер при оптимизации массы подкрепленной панели. Использование стратегии II целесообразно для весовых оценок конструкций с различными силовыми схемами, определяемыми ориентацией подкрепляющих ребер. Совместное использование двух стратегий позволяет прогнозировать возможные результаты оптимизации силовой схемы.

6. Применение коэффициента силового фактора к оценке эффективности силовых схем крыльев

Рассмотрим применение коэффициента силового фактора для сравнительного анализа силовых схем крыльев малого удлинения. В данной работе из крыльев, представленных на рис. 2, выбраны схемы г, д, б, которым далее условно присвоены номера 1, 2, 3 соответственно. Эти схемы выбраны для анализа по следующим соображениям. Схемы 1 и 2 широко применяются на практике и известны как конкурирующие.

В первой схеме лонжероны направлены по размаху, что предполагает кратчайшие пути передачи сил в конструкции, но в этой схеме наиболее длинные лонжероны находятся в области малых строительных высот.

Вторая схема со сходящимися к концу крыла лонжеронами и стрингерами имеет определенные силовые и технологические достоинства. Эта схема организует передачу усилий в крыле через зоны с большой строительной высотой, пояса лонжеронов имеют постоянную по размаху малку. Недостатком этой схемы является конструктивно неизбежная избыточная прочность панелей крыла в его концевой части. Бортовая нервюра в этой схеме должна быть более мощной, чем в первой, из-за излома в продольном наборе.

Без количественного анализа выбрать лучшую из этих двух схем уже невозможно, равно как и нельзя сделать точный прогноз относительных и абсолютных масс конструкций этих крыльев.

Третья схема отличается от первых двух тем, что в ней по компоновочным соображениям для передачи изгибающего момента M_x на фюзеляж используется только один лонжерон, и представляет интерес, насколько эта схема менее эффективна, чем предыдущие две.

Для вычисления коэффициента силового фактора в таких задачах наиболее целесообразным является использование в качестве расчетного инструмента метода конечных элементов, имеющего на сегодня реализации в виде эффективных программных продуктов (MSC NASTRAN, ANSYS, АРГОН, РИ-ПАК и т. п.).

На рис. 7 представлены конечно-элементные модели этих крыльев. Профили всех крыльев выбраны одинаковыми, чечевицеобразными с относительной толщиной профиля $\bar{c}=10\%$. Панели обшивки и стенки моделировались изотропными элементами. В зависимости от стратегии анализа и особенностей силовых схем в модель добавлялись стержневые элементы, моделирующие пояса лонжеронов и подкрепляющие ребра (стрингеры).

Воздушная нагрузка принималась равномерно распределенной из тех соображений, что главная задача крыла – передача воздушной нагрузки к борту, и для корректного сопоставления силовых схем необходима какая-либо стандартизация распределения нагрузки.

Геометрические характеристики для всех крыльев приняты одинаковыми: размах крыла l равен длине корневой хорды b_o , подфюзеляжная часть - $0,222 l$.

Результаты расчетов представлены в табл. 1.

Модели, составленные только из мембранных элементов, использовались для оценки минимального значения коэффициента силового фактора, который может быть достигнут при заданных условиях опирания на фюзеляж. Как и следовало ожидать, первое и второе крыло имеют весьма близкие значения коэффициента. Весовая эффективность третьего крыла на 57 % хуже (в модели для

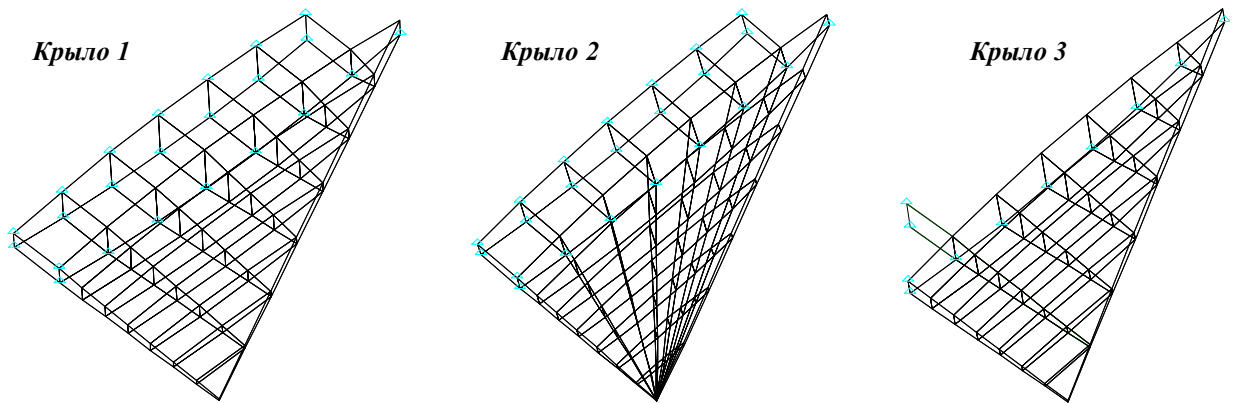


Рис. 7. Конечно-элементные модели крыльев

Таблица 1. Коэффициенты силового фактора крыльев

Крыло	Мембранные конструкции	Панельные конструкции					
		Стратегия I			Стратегия II		
		$\bar{\delta} = 0,6$	$\bar{\delta} = 0,5$	$\bar{\delta} = 0,4$	$\bar{\delta} = 0,6$	$\bar{\delta} = 0,5$	$\bar{\delta} = 0,4$
1	1,62	1,68	1,70	1,71	1,84	1,94	2,07
2	1,68	1,76	1,78	1,81	1,83	1,89	1,98
3	2,55	2,69	2,75	2,83	2,68	3,03	3,56

описания центральной балки использовались стержневые элементы).

Расчеты проводились следующим образом. В конечно-элементной модели для каждого мембранного элемента обшивки крыла определялась его площадь S_m и объем $V_m = S_m \cdot \delta_{общ}$. Далее определялся объем стержней на элементе

$$V_{cm} = V_m \cdot \frac{1 - \bar{\delta}}{\bar{\delta}}.$$

По известным длинам сторон a и c (рис. 8) определялась площадь поперечного сечения стержней

$$F_{cm} = \frac{V_{cm}}{l_a + l_c}.$$

По узлам 1-2 и 3-4 (близким по направлению к ребрам) создавались стержни с площадью F_{cm} и длиной l_a и l_c соответственно. Проводился статический расчет конструкции, а затем - расчет силового фактора G по стратегиям I и II. Коэффициент силового фактора вычислялся по (11), где в качестве обобщенной нагрузки использовалась сумма узловых сил (нагрузок) в конечно-элементной модели крыла:

описания центральной балки использовались стержневые элементы).

$$C_G = \frac{G}{\sum_j P_j \cdot \sqrt{S}}. \tag{21}$$

Здесь P_j – узловые силы, приложенные к консоли крыла; S – площадь всего крыла с подфюзеляжной частью.

Из табл. 1 следует, что результаты, полученные по стратегии I, довольно близки для всех $\bar{\delta}$ и не сильно отличаются от соответствующих результатов для мембранных мо-

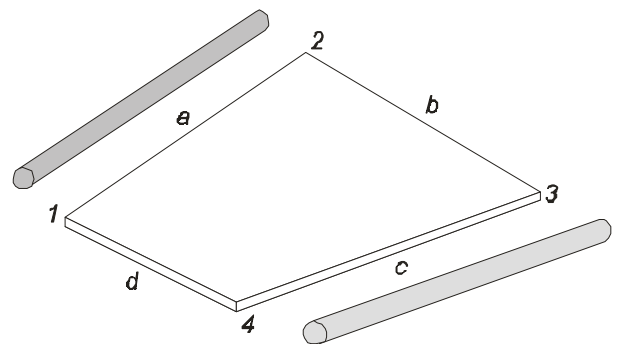


Рис. 8. Моделирование подкрепленной панели мембраной и стержнями

делей, которые дают оценку предельно нижнего значения коэффициента C_G для заданных условий стыковки крыла с фюзеляжем. Результаты, полученные по стратегии II, адекватно учитывают особенности деформирования подкрепленных панелей и поэтому дают возможность для объективного сравнения вариантов силовых схем при различных $\bar{\delta}$ и для вычисления относительных и абсолютных масс этих крыльев по формулам (15, 16).

7. Заключение

Подробно рассмотренный в данной работе безразмерный коэффициент силового фактора представляет собой, по сути дела, критерий совершенства силовой конструкции крыла, который может быть использован как для объективного сравнения вариантов силовых схем, так и для высокоточного прогнозирования относительных и абсолютных масс крыла на ранних стадиях проектирования.

Авторы пользуются случаем выразить благодарность профессору Т.А.Вейсхаару (prof. T. A. Weisshaar, Purdue University, USA), выдвинувшему задачу определения относительной массы конструкции через критерий “силовой фактор”.

Список литературы

1. Егер С. М. и др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.

2. Шенли Ф. Р. Анализ веса и прочности самолетных конструкций. М.: Оборонгиз, 1957. 406 с.

3. Шейнин В. М., Козловский В. И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. М.: Машиностроение, 1984. 552 с.

4. Комаров А. А. Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышев, 1965. 82 с.

5. Комаров В. А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций. В кн.: Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение, 1984. С. 114-129.

6. Комаров В. А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы. “Полет”, 2000. № 1.

7. Козлов Д. М., Майнсков В. Н., Резниченко Г. А. Весовое проектирование летательных аппаратов на основе дискретных математических моделей. Сборник докладов научной конференции по гидроавиации “Геленжик-96”. М. 1996. С. 14-149.

8. Бадягин А. А. и др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1972. 516 с.

9. Хертель Г. Тонкостенные конструкции. М.: Машиностроение, 1965, 588 с.

10. Гуменюк А. В. Стратегии расчета силового фактора подкрепленных панелей обшивки. Сборник трудов студентов и аспирантов факультета летательных аппаратов СГАУ. Выпуск 5. Самара, 2002. С. 23–27.

ESTIMATION OF WEIGHT EFFICIENCY OF THE POWER SCHEMES OF LIFT SURFACES

© 2002 V. A. Komarov, A. V. Gumeniuk

Samara State Aerospace University

The primary problems of weight designing of power structures of wings are considered. The accuracy of the known weight formulas is analysed. The new dimensionless criterion of power efficiency of designs is considered in detail. The new approach to the weight analysis at early stages of designing with usage of special models Final Element Method is offered. The examples of calculations are resulted.