

ВЫЧИСЛЕНИЕ СИЛОВОГО ВЕСА КОНСТРУКЦИЙ ТИПА КРЫЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Постановка задачи. Разработка и внедрение в проектную практику систем автоматизированного проектирования летательных аппаратов требует создания эффективных весовых модулей. Новые формы и компоновка самолетов затрудняют использование в таких модулях известных методов весового расчета. В работе [1] предложено для расчета массы конструкции использовать ее силовой вес:

$$M = K \rho \frac{G}{[\sigma]}, \quad (I)$$

где M - масса конструкции;

K - коэффициент, учитывающий вес несилowych элементов и технологические особенности конструкции;

ρ - плотность материала;

$[\sigma]$ - допускаемое напряжение;

G - силовой вес.

Силовой вес - количественный показатель, учитывающий величину внутренних усилий в конструкции и протяженность их действия,

$G = \int_V \sigma^{э\lambda} dV$, [2]. Здесь $\sigma^{э\lambda}$ - эквивалентные напряжения, подсчитанные по какой-либо теории прочности, V - объем силовых элементов конструкции.

Формула (I) справедлива для равнопрочных конструкций. Заметим, что равнопрочные конструкции являются одновременно конструкциями минимального объема или близкими к ним [3], [4]. Поэтому через силовой вес равнопрочной конструкции легко подсчитывается ее минимальная масса. Учитывая, однако, что силовой вес слабо зависит от распределения материала по элементам конструкции и определяется, главным образом, ее силовой схемой [1], [2], по формуле (I) можно подсчитать массу конструкции с выбранной силовой схемой по произвольно заданному распределению материала без отыскания равнопрочной конструкции.

Силовой вес легко подсчитывается по результатам расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции. Основным методом расчета НДС в системах автоматизированного проектирования летательных аппаратов является метод конечных элементов (МКЭ). С целью уменьшения трудоемкости расчета по МКЭ, при построении расчетных моделей (РМ) важно определить целесообразную подробность разбиения конструкции на конечные элементы.

В настоящей работе для конструкции типа крыла исследуется влияние подробности расчетной модели на определяемую величину силового веса и дается количественная оценка минимально возможной подробности РМ, необходимой для вычисления силового веса с требуемой точностью. Это позволит использовать на разных этапах проектирования соответствующие расчетные модели, последовательно усложняя их в зависимости от стадии проектирования летательного аппарата и требуемой точности определения массы конструкции.

Поставленная задача решалась численным экспериментом. В результате определена зависимость силового веса от числа элементов РМ и подробности приложения внешней нагрузки. Для построения расчетных моделей использовался специальный конечный элемент, предназначенный для проектирования силовых схем. Элемент, четырехугольной формы в плане, состоит из двух изотропных панелей обшивки, связанных непрерывным заполнителем, работающим только на сдвиг [5].

Рассматривались расчетные модели двух типичных конструкций крыльев: стреловидного крыла большого удлинения, характерного для дозвуковых пассажирских самолетов II-го поколения, и крыла малого удлинения современного сверхзвукового пассажирского самолета.

Влияние подробности РМ. Эксперимент проводился в два этапа. Вначале исследовалась зависимость силового веса от числа элементов (n) РМ. Было составлено 15 расчетных моделей с числом элементов от 6 до 100 для стреловидного крыла и три расчетных модели (18, 51 и 100 элементов) крыла малого удлинения. Некоторые расчетные модели показаны на рис. 1 и 2. Минимальное количество элементов РМ определено возможностью описания основных геометрических характеристик крыла. Дальнейшее уменьшение их количества не позволит, например, в расчетной модели стреловидного крыла, отразить двойной излом по передней кромке или профиль крыла.

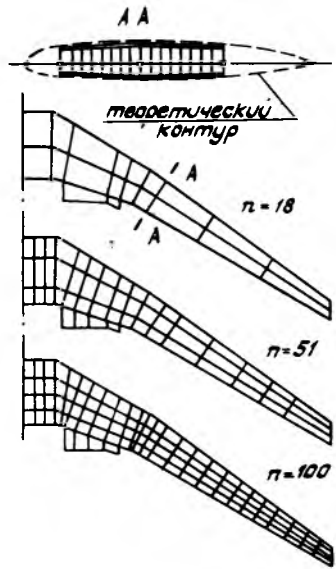
Выбор количества элементов для наиболее подробных моделей

определился прежде всего целями работы - отыскать простейшие и в то же время эффективные расчетные модели. Их число является своеобразным компромиссом между стремлением подробнее описать конструкцию и уменьшить трудоемкость решения задачи. В наиболее подробных моделях отражен также существующий опыт расчета конструкции крыльев.

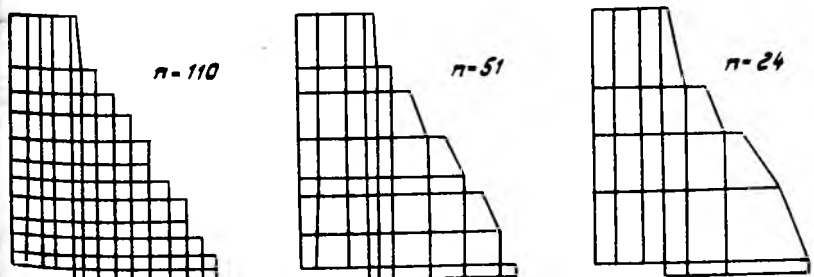
Расчетные модели стреловидного крыла исследованы с большей полнотой. Отдельно рассмотрено влияние количества элементов вдоль хорды и вдоль размаха крыла. Количество элементов определяется числом продольных и поперечных линий расчетной модели.

Для крыльев малого удлинения сделана только общая оценка влияния числа элементов РМ на силовой вес конструкции. При построении каждой модели этого крыла изменялось число и поперечных и продольных линий.

Все модели рассматривались на один характерный для каждого крыла случай нагружения. Чтобы исключить на этом этапе влияние на величину силового веса способа приложения нагрузок, узловые силы прикладывались в общие для всех моделей узлы. Условия опи-



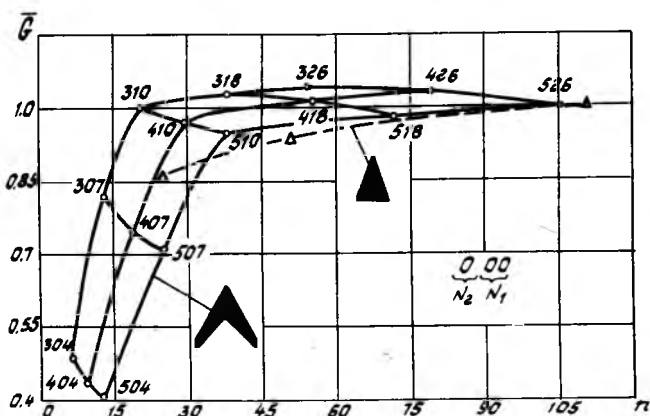
Р и с. 1. Примеры РМ стреловидного крыла



Р и с. 2. РМ крыла малого удлинения

рания каждого крыла по борту фюзеляжа принимались одинаковыми для всех расчетных моделей.

Результаты эксперимента представлены на рис. 3 и 4 в виде графиков. Общая картина зависимости рассчитываемого значения си-



Р и с. 3. Зависимость силового веса конструкции от числа элементов РМ: \blacktriangle — для стреловидного крыла; \blacktriangle — для крыла малого удлинения

лового веса от числа элементов РМ показана на рис. 3. Числа у характерных точек на графике для стреловидного крыла показывают число поперечных (N_1) и продольных (N_2) линий данной расчетной модели.

Из рисунка видно, что при $n > 35$ значение силового веса очень слабо зависит от числа элементов. Наибольшая разница в рассчитанных значениях силового веса не превышает 8%.

По этому же рисунку можно выявить влияние на силовой вес числа продольных линий РМ. Увеличение их числа позволяет более точно описать контур профиля. При этом значение силового веса уменьшается за счет увеличения строительной высоты сечения РМ.

Зависимость силового веса от числа поперечных линий отдельно иллюстрирует рис. 4. Значительная разница в рассчитанных значениях силового веса (до 60%) получится при использовании РМ с $N_1 < 10$. При увеличении N_1 от 10 до 26 силовой вес изменяется лишь на 4% и почти не зависит от продольных линий.

Результаты, полученные на РМ крыла малого удлинения, представлены на рис. 3. При увеличении числа элементов РМ силовой вес растет. Рост числа элементов с 24 до 51 приводит к возрастанию силового веса на 8%. При дальнейшем увеличении числа элементов до 110 изменение силового веса составляет всего 5%.

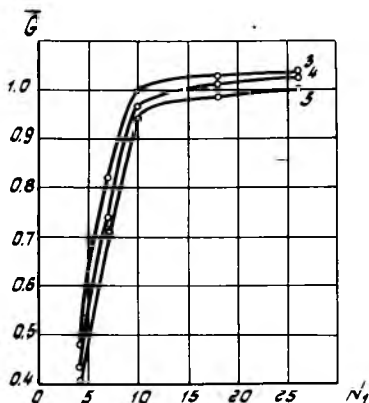
Из приведенных результатов видно, что для практических расчетов силового веса вполне могут быть использованы простые расчетные модели. Так, удовлетворительные РМ стреловидного крыла могут быть построены уже при 3-5 продольных и 10 поперечных линиях сетки.

Для крыла малого удлинения могут быть рекомендованы расчетные модели с числом элементов около 50 и примерно равным количеством продольных и поперечных линий.

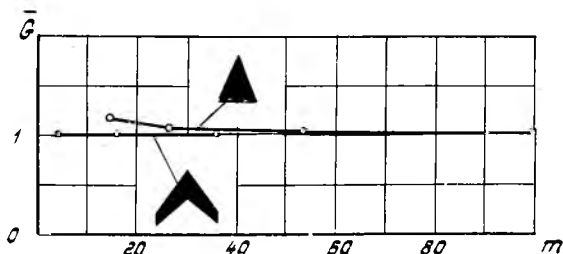
Применение рекомендуемых простых РМ позволяет в 3-4 раза уменьшить время решения задачи на ЭВМ (например, задача РМ310 - 25 мин, РМ526 - 120 мин).

Влияние подробности приложения нагрузки. На втором этапе эксперимента рассматривалось влияние на силовой вес подробности приведения распределенной нагрузки к узловым силам. Для обеих конструкций расчеты выполнялись по наиболее подробным моделям. Расчетная модель стреловидного крыла содержала 135 узлов, расчетная модель крыла малого удлинения 136 узлов. Преобразование распределенной нагрузки к узловым силам проводилось на основании метода, изложенного в работе [6]. Для каждой конструкции рассмотрено по одному случаю нагружения, но количество узловых сил, к которым приводилась нагрузка менялось. Рассмотрены варианты приложения нагрузки в 4, 16 и 36 узлах РМ стреловидного крыла и в 14, 26, 53 и 100 узлах РМ крыла малого удлинения.

Результаты этого эксперимента иллюстрирует рис. 5. Значение силового веса для стреловидного крыла, как и для других крыльев,



Р и с. 4. Зависимость силового веса конструкции от числа поперечных линий РМ для различных N_2 ($N_2 = 3, 4, 5$)



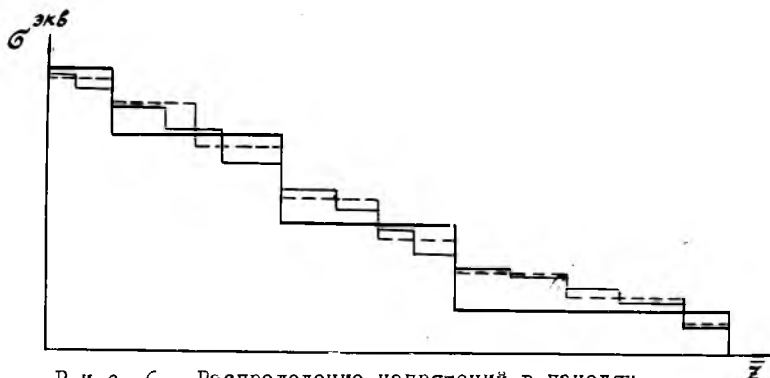
Р и с. 5. Зависимость силового веса конструкции от подробности приложения нагрузки (m — число "грузовых" узлов)

которые могут моделироваться согласно балочной теории, практически не зависит от способа приложения нагрузки. Это объясняется тем, что генеральные пути передачи сил в таких крыльях определяются однозначно.

В более сложных конструкциях, например, в крыльях малого удлинения, для которых существенны деформации в направлении и лонжеронов и нервюр, и которые по своей силовой работе близки к пластинам, силовой вес явно зависит от числа "грузовых" узлов. Большие сосредоточенные силы, которые появляются в РМ при малом числе таких узлов, вызывают большие местные деформации, что и приводит к росту силового веса всей конструкции. Для такого типа конструкций нагрузку следует прикладывать возможно более подробно.

При использовании рекомендованных выше простых РМ нагрузку вероятно следует прикладывать во всех узлах.

Замечания по напряжениям. На рис. 6 показано распределение напряжений вдоль размаха отъемной части стреловидного крыла для трех расчетных моделей (см. рис. 3, 3Ю, 4I8 и 526). Из рисунка видно, что грубые РМ дают естественно грубую оценку НДС. Тем не менее значения силового веса, подсчитанные по этим моделям, близки. Это объясняется сущностью критерия "силовой вес", представляющего собой интегральную оценку распределения усилий в конструкции.



Р и с. 6. Распределение напряжений в панелях обшивки по размаху ОЧК для различных РМ:
 ——— РМ 526; --- РМ 418; — · — РМ 310

В ы в о д ы

1. Для расчета силового веса могут быть использованы простые РМ с числом элементов около 30 для стреловидного крыла и 50 - для крыла малого удлинения.
2. Для стреловидного крыла число "грузовых" узлов почти не влияет на значение силового веса. Для крыла малого удлинения нагрузки следует прикладывать во всех узлах.
3. Рекомендуемые простые РМ позволяют уменьшить время решения задачи на ЭВМ в 3-4 раза.

Л и т е р а т у р а

1. К о м а р о в В.А. Рациональное проектирование силовых авиационных конструкций.
 Докторская диссертация, МАИ, 1975.
2. К о м а р о в А.А. Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышев, 1965.
3. К о з л о в Д.М. Сравнение некоторых результатов проектирования ферм минимального объема. -
 В межвуз. сб.: "Оптимальное проектирование авиационных конструкций". КуАИ, 1973, вып. I, с. 76-85.

4. К о з л о в Д.М., К о м а р о в В.А. Исследование кольцевых дисков минимального объема.
Статья депонирована в ВИНТИ, № 646-74 Деп.
5. К о м а р о в В.А., С о л о в о в А.В. Конечный элемент для проектирования рациональных силовых схем конструкций типа крыла.
Статья депонирована в ВИНТИ, № 768-75 Деп.
6. К о м а р о в В.А., С о л о в о в А.В. Преобразование произвольных нагрузок к узловым силам в методе конечных элементов.—
В сб.: "Методы решения задач теории упругости и пластичности". Горьковский государственный университет, 1973, вып. 7, с. 131-136.

УДК 624.043.2:539.52.001.2

Ю.К. С и р а з у т д и н о в

К РАСЧЕТУ КОНСТРУКЦИЙ С УЧЕТОМ УПРУГО-ПЛАСТИЧЕСКОЙ РАБОТЫ МАТЕРИАЛА

При решении физически нелинейных задач строительной механики особое место занимают вопросы наиболее точной и оптимальной аппроксимации нелинейной диаграммы упруго-пластичных материалов. Хотя таких зависимостей предложено множество, но они достаточно точно отражают действительную диаграмму растяжения только тогда, когда диаграмма разбита на участки и аппроксимирована на каждом участке в отдельности [1].

При использовании этих зависимостей необходимо заранее знать напряженно-деформированное состояние элемента конструкции, чтобы выбрать соответствующую σ (ϵ_c). Естественно применение их в практике расчета вызывает значительные трудности. Но установление действительной картины напряженно-деформированного состояния при упруго-пластических деформациях и более полное использование прочностных свойств материала является одним из важных резервов снижения веса конструкции.

В данной работе предлагается единое аналитическое выражение