

**САМАРСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ**

имени академика С.П. КОРОЛЕВА

В.А. Комаров

**АВТОМАТИЗАЦИЯ
ПРОЕКТИРОВАНИЯ
АВИАЦИОННЫХ
КОНСТРУКЦИЙ**

**САМАРА
1993**

УДК 629.7.02

Автоматизация проектирования авиационных конструкций: Учеб. пособие / В.А.Комаров. Самар. гос. аэрокосм. ун-т; Самара, 1993. 72 с.

Дается систематизированное изложение оригинальных методов и алгоритмов автоматизированного проектирования, которые разработаны в лаборатории автоматизации проектирования авиационных конструкций Самарского государственного аэрокосмического университета и широко используются в промышленности. Особое внимание уделено проблеме синтеза силовых схем. Подробно рассматривается алгоритм отыскания конструкций с минимальной энергией деформаций при заданном объеме материала и свойства таких конструкций, на основе которого строятся эффективные приближенные методы решения ряда прикладных задач оптимального проектирования, которые органически связаны с расчетами напряженно-деформированного состояния конструкций по методу конечных элементов. Описывается технология проектирования авиационных конструкций на основе высокоточных моделей анализа. Обсуждаются перспективы развития САПР авиационных конструкций. Предназначено для студентов машиностроительных вузов и послевузовской подготовки инженеров.

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

Ил. 31. Библиогр.: 24 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королева

Рецензенты: зам. генерального конструктора ОКБ им.Ильина
В.И.Абрамов, кафедра конструкции и проектирования
самолетов МАИ

ISBN 5-230-16873-0



Самарский государственный
аэрокосмический университет,
1993

П р е д и с л о в и е

Проектирование (в широком смысле этого слова) — один из основных видов человеческой деятельности. Действительно, вся искусственная окружающая среда: дома, мебель, машины, средства связи, транспорт и т.д. появляются не вдруг. Сначала должны быть приняты решения о том, что следовало бы сделать, потом — как это сделать. Далее все решения находят отражение в технических документах, на основании которых собственно и производятся те или иные детали и устройства. Однако, именно этого вида деятельности технический прогресс коснулся пока меньше всего. В то же время необходимость автоматизации проектирования назрела давно, особенно в авиастроении и других родственных по сложности отраслях техники. В пользу автоматизации проектирования можно высказать следующие соображения:

- сокращение сроков разработки новых машин;
- повышение качества проектов;
- повышение производительности труда конструкторов;
- повышение привлекательности и престижности проектной работы.

В семидесятые годы, главным образом благодаря успехам в развитии вычислительной техники, были созданы предпосылки для появления новой области в науке и технике — САПР (Системы Автоматизированного Проектирования). Зарубежный аналог этого термина — CAD (*Computer Aided Design*).

В автоматизации проектирования можно выделить два взаимно дополняющих направления. П е р в о е — это разработка облегчающих человеку принятие оптимальных решений, и в т о р о е — разработка средств, автоматизирующих выпуск технической документации.

Данное учебное пособие посвящено положению теоретических основ автоматизированного проектирования авиационных конструкций.

Создание легких конструкций давно занимает человека. Сначала были заботы о том, чтобы сооружение не разрушилось под собственной тяжестью, затем важными стали соображения по экономии материалов, и, наконец, для транспортных средств эта проблема стоит всегда и очень остро, так как доля конструкций в общей стартовой массе практически напрямую определяет остаток, который используется для полезной нагрузки.

Задача о проектировании авиационных конструкций формулируется довольно просто. Заданными считаются ограничения внешних размеров конструкции, силы, действующие на нее, условия опирания. Требуется определить такое расположение силовых элементов внутри заданных габаритов и распределение материала по ним, при котором конструкция не разрушалась, отвечала ограничениям по жесткости и имела минимальный вес. Задача эта в целом очень сложна, что можно объяснить по крайней мере тремя факторами:

недостаточной разработанностью и известностью методов структурной оптимизации;

высокой степенью статической неопределенности авиационных конструкций и их узлов;

очень большим числом параметров, которые описывают распределение материала в современных конструкциях.

Ее решение требует последовательной структурной и параметрической оптимизации. Сначала нужно выбрать оптимальную или хотя бы рациональную силовую схему, т.е. определить количество и расположение основных силовых элементов — лонжеронов, нервюр, стрингеров и т.п. — и далее найти оптимальное распределение материала в них.

В предлагаемых читателю подходах эти трудности преодолеваются за счет использования метода конечных элементов (МКЭ) для анализа напряженно-деформированного состояния конструкций и ряда взаимосвязанных методов оптимального проектирования силовых конструкций, которые базируются на решении задачи о конструкции с минимальной энергией деформации при заданном объеме материала.

Все описываемые в пособии методы, алгоритмы и вычислительные системы прошли длительную и всестороннюю апробацию в реальном проектировании. Пользуясь приятной возможностью, автор выражает благодарность ведущим специалистам авиационной промышленности В.И.Абрамову, И.В.Гинко, В.Л.Глезеру, В.М.Фролову и многим другим, оценившим и поддержавшим новые методы проектирования при их зарождении.

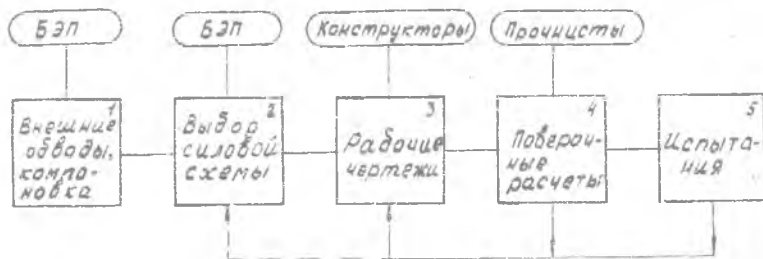
Хотя учебное пособие написано для авиационных специалистов и проиллюстрировано примерами из авиации, автор будет рад, если вдумчивый читатель найдет им применение в автомобильной промышленности, в судостроении и других отраслях машиностроения, где нужны конструкции с высоким весом совершенством.

" Скажем сразу, что проектирование не следует путать ни с искусством, ни с наукой, ни с математикой. Это сложный вид деятельности, в котором успех зависит от правильного сочетания всех этих трех средств познания..."

Дж. К. Джонс

ТРАДИЦИОННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ

Традиционный порядок разработки авиационных конструкций можно представить в виде схемы (рис. I.I).



Блок 1. Принимаются решения по аэродинамической и массовой компоновке самолета. Эту работу выполняют специалисты бригады эскизных проектов (БЭП).

Блок 2. Те же специалисты на основе анализа прототипов и в значительной мере на основе интуитивных соображений принимают решения по выбору силовой схемы всего самолета. Иногда предлагается несколько альтернативных решений для последующей проработки.

Блок 3. Бригады конструкторов на основе так называемых проектировочных расчетов назначают размеры силовых элементов конструкции и выпускают рабочие чертежи.

Блок 4. Прочности на основе адекватных математических моделей выполняют так называемые поверочные расчеты конструкций, которые необходимы для дальнейшей сертификации самолета. Причем уже на этом этапе выявляются ошибки проектировочных расчетов, которые требуют внесения изменений в принятые решения в блоке 3 и в некоторых случаях даже в блоке 2. Параллельно работам в рассматриваемом блоке 4 идет строительство нескольких самолетов для испытаний.

Блок 5. Испытания выявляют ошибки проектирования, которые устраняются возвратом в блоки 3 и 2, внесением необходимых изменений в проектные решения и в конструкцию опытных машин, после чего испытания повторяются.

Статистика показывает, что при таком порядке эскизное и рабочее проектирование занимает 3 – 4 года и примерно 25 % стоимости всей разработки [1] .

Значительно большие затраты времени и материальных ресурсов приходится на этап испытаний и внесения изменений в конструкцию. Причем ошибки в выборе силовой схемы устранить чрезвычайно сложно, что обусловлено следующими причинами.

1. Недостаточная разработанность методов структурной оптимизации в теории оптимального проектирования конструкций, отсутствие соответствующих возможностей практически во всех известных пакетах прикладных программ по расчету и проектированию силовых конструкций и, как следствие, преимущественно интуитивный выбор силовых схем в практической деятельности.

2. Недостаточная точность математических моделей анализа, которые традиционно используются в проектировочных расчетах.

В то же время достижения теории оптимального проектирования и методов расчета напряженно-деформированного состояния

силовых конструкций позволяют повысить качество проектов по их весовой эффективности и по резкому уменьшению количества ошибок, которые выявляются на испытаниях и требуют внесения изменений в принятые решения.

Рассмотрим один из возможных подходов, начиная с одной вспомогательной задачи.

2. КОНСТРУКЦИИ С МИНИМАЛЬНОЙ ЭНЕРГИЕЙ ДЕФОРМАЦИИ

Рассмотрим конструкцию из тонкостенных безмоментных элементов. Срединные поверхности частей сооружения и внешние силы будем считать заданными. Найдем такое распределение некоторого постоянного объема материала V_0 по конструкции, при котором та накапливает минимальную энергию деформаций [2]. Предположим, что элементы не теряют устойчивости и работают в пределах упругости.

В указанных условиях значения напряжений и деформаций зависят только от распределения толщины элементов δ , $\sigma = \sigma(\delta)$, $\epsilon = \epsilon(\delta)$, $\delta = \delta(\rho)$,

где ρ - точка на срединной поверхности. Потенциальная энергия деформации конструкции

$$U = \frac{1}{2} \int (\sigma, \epsilon) dV = U[\delta].$$

Чтобы определить δ распределение материала $\delta(\rho)$ по элементам, минимизирующее функционал U , предлагается следующий метод.

Конструкция разбивается на n элементарных панелей.

Пусть i -я панель имеет площадь S_i и толщину δ_i . Выбирается некоторое начальное распределение сечений $\delta_{oi} > 0$. При этом распределении под действием нагрузки в каждой панели возникают потоки усилий $X_{oi} = \sigma_{xoi} \delta_{oi}$, $Y_{oi} = \sigma_{yoi} \delta_{oi}$, $T_{oi} = \tau_{oi} \delta_{oi}$, которые в пределах элементарных панелей считаются постоянными.

Энергия деформации панели

$$U_{oi} = \frac{1}{2E\delta_{oi}} R_{oi}^2 S_i, R_{oi}^2 = X_{oi}^2 + Y_{oi}^2 - 2\mu X_{oi} Y_{oi} + 2(1+\mu) T_{oi}^2 \quad (2.1)$$

Энергия деформации всей конструкции

$$U_0 = \frac{1}{2E} \sum_{i=1}^n \frac{1}{\delta_{oi}} R_{oi}^2 S_i . \quad (2.2)$$

Для распределения усилий X_{oi} , Y_{oi} , T_{oi} найдем новые величины сечений, при которых энергия деформации имеет наименьшее значение.

Теперь U рассматривается как функция переменных δ_i :

$$U_0(\delta_i) = \frac{1}{2E} \sum_{i=1}^n \frac{1}{\delta_i} R_{oi}^2 S_i . \quad (2.3)$$

На переменные δ_i наложено условие постоянства объема

$$\varphi(\delta_i) = \sum_{i=1}^n \delta_i S_i - V_0 = 0 . \quad (2.4)$$

Значения δ_i определим при помощи метода множителей Лагранжа

$$\frac{\partial U}{\partial \delta_i} + \lambda \frac{\partial \varphi}{\partial \delta_i} = 0 , \quad (i = 1, \dots, n) . \quad (2.5)$$

Решение системы (2.4), (2.5)

$$\sum_{i=1}^n \delta_i S_i - V_0 = 0 ,$$

$$-\frac{1}{2E \delta_i^2} R_{oi}^2 S_i + \lambda S_i = 0 , \quad (i = 1, \dots, n)$$

дает .

$$\delta_{ii} = V_0 \left(\sum_{i=1}^n R_{oi} S_i \right)^{-1} R_{oi} . \quad (2.6)$$

При усилиях X_{oi} , Y_{oi} , T_{oi} , соответствующих распределению материала δ_{oi} , и новом распределении δ_{ii} энергия деформации системы уменьшится и станет $U_{i-0} < U_0$. Усилия X_{oi} , Y_{oi} , T_{oi} не удовлетворяют условиям совместности деформаций в общем случае при новом распределении δ_{ii} . Определим усилия X_{ii} , Y_{ii} , T_{ii} , удовлетворяющие условиям равновесия и совместности деформаций при распределении материала δ_{ii} . Этому распределению соответствует потенциальная энергия деформаций U_i . По принципу минимума энергии деформаций $U_i < U_{i-0}$. Тогда

$$U_i < U_0 . \quad (2.7)$$

Рассчитанные по (2.6) сечения принимаются за исходные, и расчет повторяют несколько раз.

Выражение (2.6) имеет простой физический смысл: новые сечения конструкций назначаются пропорционально величине R_i ,

которую можно назвать эквивалентным потоком усилий аналогично эквивалентным напряжениям в теории прочности. При таком перераспределении материала потенциальная энергия деформаций системы уменьшается. Последовательное применение полученного алгоритма дает ряд конструкций, обладающих свойством $U_n < U_{n-1}$. Строго монотонная убывающая последовательность U_n ограничена снизу, так как $U_n > 0$, и поэтому является сходящейся.

Таким образом, для отыскания конструкции с минимальной энергией деформаций построен следующий сходящийся алгоритм.

1. Распределяется определенное количество материала по элементам произвольно, например $\delta_{0i} = const$.
2. Определяется по заданным нагрузкам напряженное состояние.
3. Вычисляются новые значения δ_{1i} по (2.6).
4. Определяется напряженное состояние в конструкции с новым распределением δ_{1i} и т.д.

Указанный процесс продолжается до тех пор, пока выполняется условие $U_{n-1} - U_n \leq \varepsilon$, где ε - малая заданная величина. Эксперименты показывают, что алгоритм сходится быстро, за 5-10 итераций для достижения точности, обычной для инженерных прочностных расчетов.

Получаемые по данному алгоритму конструкции обладают целым рядом интересных и полезных свойств.

Свойство 1. Конструкция с минимальной энергией деформаций имеет минимальное обобщенное перемещение и может рассматриваться как наиболее жесткая.

Действительно, при нагружении упругой системы работа внешних сил $W = \frac{1}{2} Q q$, где Q и q соответственно обобщенные сила и перемещение. Энергия деформации равна работе внешних сил $U = W$, поэтому оптимальная конструкция имеет минимальную работу внешних сил.

Свойство 2. Конструкция с минимальной энергией деформаций имеет одинаковую величину удельной потенциальной энергии во всех невырожденных элементах.

Перепишем (2.6) следующим образом:

$$\frac{1}{\delta_{n+1}} = \frac{\sum_{i=1}^n R_{ni} \delta_i}{V_0 R_{ni}} = \frac{\sum_{i=1}^n \sigma_{ni}^{eq} \delta_{ni} S_i}{V_0 \sigma_{ni}^{eq} \delta_{ni}} = \frac{\sum_{i=1}^n \sigma_{ni}^{eq} V_{ni}}{V_0 \sigma_{ni}^{eq} \delta_{ni}} \quad (2.8)$$

Здесь σ^{eq} - эквивалентное напряжение по (2.1). При этом

заметим, что в (2.8) входит среднее эквивалентное напряжение для всей конструкции на итерации под номером r , так как V_{ri} - объем элемента с номером i :

$$G_{r \text{ mid}}^{eq} = \frac{\sum G_{ri}^{eq} V_{oi}}{V_0}. \quad (2.9)$$

Тогда (2.6) может быть представлено в следующем виде:

$$\delta_{r+1i} = \frac{G_{ri}^{eq}}{G_{r \text{ mid}}^{eq}} \delta_{ri}. \quad (2.10)$$

Новый размер силового элемента назначается пропорционально величине отношения эквивалентного напряжения, действующего в этом элементе, к среднему эквивалентному напряжению всей конструкции. При этом очевидно, что итерационный процесс перераспределения материала в конструкции будет продолжаться до тех пор, пока размеры элементов, в которых эквивалентные напряжения остаются меньшими, чем средние в конструкции, не станут близкими к нулю, т.е. пока они не вырождаются, и до тех пор, пока во всех невырожденных элементах эквивалентные напряжения не станут близкими к средним.

Свойство 3. В конструкции с минимальной энергией деформаций силы передаются наиболее выгодным способом, так как в таких конструкциях характеристика, которая одновременно выражает величину внутренних усилий и протяженность их действия, имеет минимальное значение.

Из ряда $U_0 > U_{1-0} > U_1 > U_{2-1} > U_2 > \dots$ выделим неравенства

$$U_{1-0} > U_{2-1} > \dots \quad (2.11)$$

Обозначим

$$G_r = \sum_{i=1}^n R_{ri} S_i. \quad (2.12)$$

Из (2.11) через (2.3), (2.6) и (2.12) получим

$$G_1 > G_2 > \dots, \quad (2.13)$$

откуда следует, что на каждой итерации величина G убывает и в стационарном решении достигает минимального значения. В случае стержневой системы выражение для вычисления G может быть записано так:

$$G = \sum_{i=1}^n |N_i| l_i. \quad (2.14)$$

где ℓ и N — длины стержней и усилия в них.

Следуя [3], будем называть величину G силовым весом. Силовой вес выражает величину внутренних усилий в конструкции и протяженность их действия.

На основе (2.12) при бесконечном уменьшении размеров элементов можно получить следующее более общее определение характеристики "силовой вес":

$$G = \int_V \sigma^{\text{eq}} dV, \quad (2.15)$$

где V — объем конструкционного материала.

Необходимо подчеркнуть, что силовой вес в отличие от потенциальной энергии деформаций, которая является квадратичной формой от напряжений, представляет собой линейную форму от эквивалентных напряжений.

На основе указанных свойств можно сделать вывод, что в частном случае, когда элементы конструкции работают в одноосном напряженном состоянии, например в ферме, конструкция с минимальной энергией деформаций будет равнопрочной, с минимальным значением величины G или фермой минимального объема при заданном уровне допускаемых напряжений $[\sigma]$, так как потребный объем равнопрочной конструкции имеет вид

$$V = \sum_{i=1}^n \frac{|N_i|}{[\sigma]} \ell_i = \frac{G}{[\sigma]}. \quad (2.16)$$

Подстановкой (2.6) в (2.3) можно получить следующее выражение для оценки величины потенциальной энергии конструкции, соответствующей распределению материала на определенной итерации:

$$U_i = \frac{G_i^2}{2E V_i}. \quad (2.17)$$

Специально поставленные вычислительные эксперименты [5], в которых велось наблюдение за величиной G при существенном изменении соотношений жесткостей элементов в статически неопределимых конструкциях, показали, что силовой вес изменяется значительно меньше, чем все остальные параметры напряженно-деформированного состояния конструкций. Поэтому через силовой вес конструкции, например с равномерным распределением материала по всем элементам, можно по (2.16) оценить ее минимальный объем по требованиям прочности. Если задано ограничение по жесткости в виде величины обобщенного перемещения, то для оценки минимального

потребного объема конструкции получим из (2.17)

$$V = \frac{G^2}{2E[U]} = \frac{G^2}{EQ[q]}, \quad (2.18)$$

где $[U]$ и $[q]$ – максимально допустимые величины потенциальной энергии конструкции и обобщенного перемещения при заданной нагрузке.

3. РАВНОПРОЧНЫЕ КОНСТРУКЦИИ

Авиационные конструкции работают, как правило, на несколько случаев нагружения. По конструктивным и технологическим соображениям минимальные размеры ряда силовых элементов могут быть ограничены. В этих условиях задачу оптимального проектирования следовало бы формулировать в терминах нелинейного математического программирования, где масса или объем конструкции – целевая функция, размеры сечений элементов – проектные переменные, ограничения на эти размеры и напряжения в элементах – соответственно геометрические и функциональные. Однако решать такие задачи методами нелинейного программирования удастся только в простейших случаях, так как размерность большинства практических задач оказывается слишком высокой.

Сформулированная задача может быть существенно упрощена заменой критерия оптимальности, если вместо конструкции минимальной массы искать равнопрочную конструкцию.

Определение. При нескольких случаях нагружения будем называть равнопрочной конструкцию, в которой в каждом элементе с размерами большими, чем минимально допустимые, достигается предельное напряженное состояние хотя бы в одном из случаев нагружения и может не достигаться такое состояние ни в одном из случаев нагружения в элементах с минимально допустимыми размерами.

На основе алгоритма отыскания наиболее жестких конструкций можно построить следующий алгоритм отыскания равнопрочных конструкций.

1. Конструкция разбивается на достаточно малые элементы.

2. Задаются ненулевые начальные жесткости элементов.

3. Определяются усилия в конструкции для каждого случая нагружения. Вычисляются эквивалентные потоки усилий по определенной теории прочности. Например, для теории, основанной на предельной энергии формоизменения, получим

$$R_{ij} = (X_{ij}^2 + Y_{ij}^2 - X_{ij} Y_{ij} + 3T_{ij}^2)^{1/2} ; \quad (3.1)$$

здесь первый индекс - номер элемента, второй - случай нагружения.

4. Для каждого элемента выбирается максимальное эквивалентное усилие и через него назначается новая толщина элемента

$$\delta_i = \frac{R_i \max}{[G]} . \quad (3.2)$$

Эти новые параметры жесткости принимаются вместо исходных, и расчет повторяется до стабилизации.

Эксперименты показывают, что такой алгоритм сходится так же быстро, как и предыдущий, практически независимо от степени статической неопределимости конструкций и числа элементов в них.

Известно [6], что при многих случаях нагружения равнопрочная конструкция может не быть конструкцией минимального объема. Однако, специальное исследование [7] показывает, что в задачах, имеющих практический смысл, равнопрочные конструкции либо совпадают по объему с конструкциями минимального объема, либо отличаются от них по этому критерию незначительно, в пределах 1-2%.

Характеристику " силовой вес " при многих случаях нагружения целесообразно обобщить следующим образом:

$$G = \sum_{i=1}^n R_i \max S_i . \quad (3.3)$$

Наблюдения за изменением силового веса при отыскании равнопрочных конструкций при многих случаях нагружения также показали стабильность этой характеристики.

4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИЛОВЫХ СХЕМ

Силовая схема любого сооружения определяется типом конструк-

тивных элементов, их количеством, способом соединения между собой и расположением в пространстве. Выбор силовой схемы предопределяет совершенство способа передачи усилий в конструкции и, следовательно, ее весовую эффективность.

Анализ свойств конструкций с минимальной энергией деформаций, описанных в разд. 2, позволяет предложить следующий план решения задачи отыскания рациональной силовой схемы.

1. В ограничения внешних размеров проектируемой конструкции вписывается непрерывная упругая среда (назовем ее **к о н т и н у а л ь н о й м о д е л ь ю**), которая включает в себя все возможные силовые схемы.

2. Решается задача об оптимальном распределении материала в исходной континуальной модели, и находится таким образом теоретически оптимальная конструкция.

3. Анализируются главные пути передачи сил в теоретически оптимальной конструкции, и с учетом конструктивных и технологических требований разрабатываются рациональные варианты силовых схем.

4. Через силовой вес оценивается относительная эффективность разработанных силовых схем и близость их к идеалу — теоретически оптимальной конструкции.

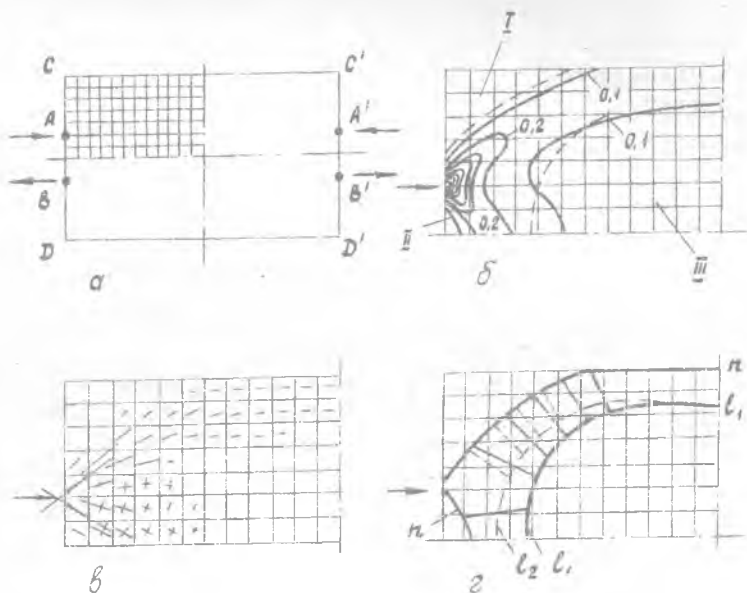
Детали, связанные с реализацией этого плана, рассмотрим последовательно на различных типах конструкций с возрастающей сложностью.

4.1. Плоские конструкции

В качестве примера рассмотрим проектирование силовой схемы конструкции, передающей изгибающий момент внутри области $CDD'C'$, приложенный в виде двух пар сил в заданных узлах A, B и $A'B'$ (рис. 4.1, а). Подобные задачи возникают, например, при проектировании шпангоутов, к которым крепятся крылья.

Первый этап решения поставленной задачи по намеченному плану — выбор континуальной модели — для плоских конструкций тривиален. Это — изотропная пластинка переменной толщины.

Второй этап решения также не вызывает принципиальных затруднений. Оптимальный закон изменения толщины пластинки, найден-



Р и с. 4.1

ный по итерационному алгоритму, показан на рис.4.1,б. Вычисления соответствуют $AB/DD'=6$; $CD=3,5 AB$. Из условия симметрии рассматривалась четверть пластинки. Напряжения вычислялись по МКЭ в перемещениях на сетке вдвое более мелкой, чем показано на рис.4.1. (Переход к дискретной модели здесь необходим для анализа напряженно-деформированного состояния (НДС) пластинки переменной жесткости. Эта дискретная модель должна быть достаточно адекватной континуальной модели, которая выбрана для порождения искомой конструкции. Будем называть такие конечно-элементные модели первого уровня - КЭМ-I). Силовой вес теоретически оптимальной конструкции на 26% меньше силового веса соответствующей идеальной двутавровой балки с параллельными поясами. Обратим внимание на зоны вырожденных элементов, примерные границы которых показаны на рис.4.1,б пунктирными линиями.

На третьем этапе нужно анализировать главные пути переда-

чи сил в теоретически оптимальной конструкции. Традиционные эпюры нормальных и касательных напряжений не могут дать четкого представления о главных путях передачи сил в полученной пластинке с резкими изменениями толщин. То же самое, хотя и в меньшей мере, можно сказать о потоках усилий в определенной декартовой системе координат.

Для анализа этих путей определим в каждом элементе главные напряжения. Умножение их на толщины элементов дает потоки усилий, которые также будем называть главными. Потоки главных усилий (ПГУ) в конструкции изобразим на чертеже так: направление стрелок и их ориентацию в каждом элементе сохраним такими же, как у главных напряжений, а длину стрелок назначим пропорционально величинам потоков усилий. Картина ПГУ в рассматриваемой теоретически оптимальной конструкции показана на рис. 4.1, в. Одна такая картина дает наглядное и четкое представление о силовой работе конструкции в целом, о способе передачи усилий в ней. В зоне больших толщин пластинки около внешней границы с вырожденными элементами материал пластинки работает в одноосном напряженном состоянии. В зоне около узлов приложения сосредоточенных сил отчетливо видна работа материала пластинки на сдвиг.

Теперь рассмотрим разработку рациональных вариантов силовых схем. Начнем с определения внешних форм конструкции. Внешняя граница вырожденных элементов в нашей задаче получилась весьма четкой, и она однозначно определяет внешнюю форму конструкции. " Кребты " повышенной толщины пластинки (рис. 4.1, б), в которых материал работает в одноосном напряженном состоянии, вполне могут трактоваться как стержневые элементы. Изобразим их линиями n (рис. 4.1, г). Сложнее обстоит дело с внутренним контуром. Из рис. 4.1, в, следует, что внутри оптимизируемой конструкции должен быть вырез, но граница его нечеткая, так как он образуется за счет очень плавного уменьшения толщин к центру. Примем два варианта границ и из конструктивных соображений наметим стержневые элементы по внутреннему контуру, как показано сплошной и пунктирной линиями ℓ_1 и ℓ_2 на рис. 4.1, г. Между наружным и внутренним контурами в теоретически оптимальной конструкции материал работает в существенно двухосном напряженном состоянии. Следовательно, в разрабатываемой конструкции между наружными и внутренними стержневыми элементами (между линиями n и ℓ) целесообразно поставить пластинку в качестве основного силового

элемента. Таким образом, для передачи изгибающего момента получена конструкция рамного типа.

В реальных конструкциях стенку по ряду причин необходимо подкреплять стойками. Схему их расположения примем с учетом ориентации ШУ, стремясь к тому, чтобы направления стержней были близкими к направлению одного из главных усилий на соответствующем участке. В итоге получается два варианта силовых схем, которые могут быть рекомендованы как рациональные. Расчеты показывают, что силовой вес конструкции с первым вариантом силовой схемы меньше на 21%, а со вторым – на 14%, чем у идеальной двутавровой балки. Как видим, положение внутреннего пояса существенно влияет на величину силового веса, но первый вариант – вполне выполнимый в конструктивно-технологическом отношении – достаточно близок по совершенству передачи сил к теоретически оптимальной конструкции.

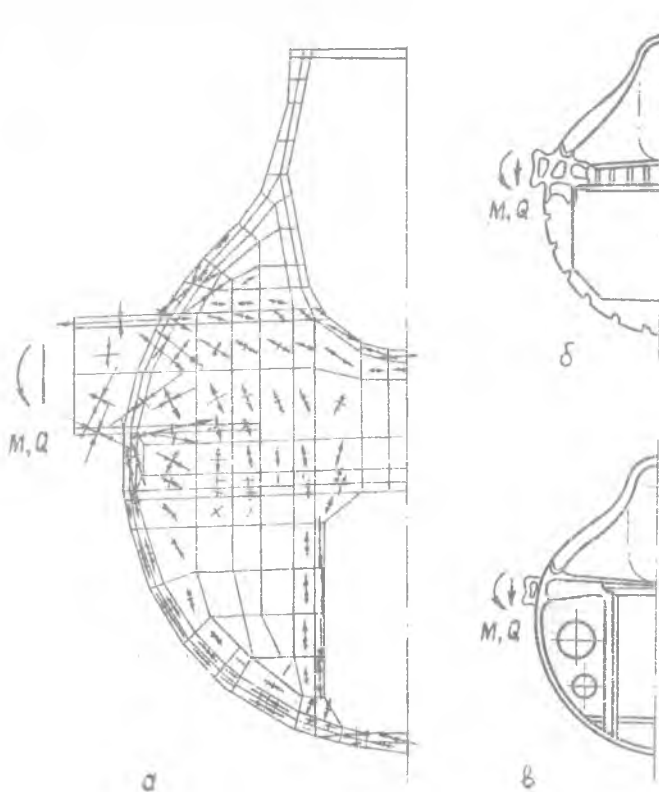
При дальнейшей проработке конструкции назначение размеров силовых элементов (площадей поперечных сечений поясов и подкрепляющих стоек, толщин стенок и т.п.) должно быть выполнено с учетом всех прочностных и технологических ограничений. Такие задачи уже довольно просто формулируются как задачи параметрической оптимизации и, в принципе, решаются методами математического программирования. Причем здесь же может быть уточнена и форма конструкции, если в число проектных переменных включить, например, координаты пересечения поясов и стоек.

Важно подчеркнуть, что при определенных упрощениях задачи в начале проектирования, рассмотрим подход, который помогает инженеру генерировать новые рациональные структуры.

На рис. 4.2,а показаны результаты применения описываемой методики к оптимизации силового шпангоута, на котором крепятся двигатели. Найденная конструкция (рис. 4.2,в) выгоднее в весовом отношении, чем традиционная со средней балкой (рис. 4.2,б) примерно на 20% (исследование выполнено Д.М. Козловым и С.В. Майоровым).

4.2. Конструкции типа крыла

Силовая схема крыла определяется:
формой в плане силовой части конструкции;



Р и с. 4.2

ориентацией подкрепляющих обшивку стержневых элементов;
ориентацией стенок;

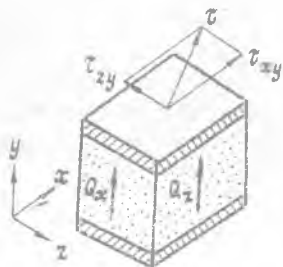
типами элементов (стрингерные или трехслойные панели обшивки, гофрированные или ферменные стенки и т.п.).

Основные усилия, возникающие в крыле — изгибающие и крутящие моменты, наиболее эффективно воспринимаются элементами, расположенными на максимальном расстоянии от его срединной поверхности. Поэтому можно предположить, что трехслойная модель крыла с изотропной обшивкой переменной толщины, работающей в

плоском напряженном состоянии, и непрерывным заполнителем, работающим только на сдвиг, включает в себя все лучшие возможные силовые схемы.

Если в трехслойной модели крыла найти оптимальное распределение материала в несущих слоях и заполнителе из условия минимума массы, то таким образом будет получена теоретически оптимальная конструкция, силы в которой передаются наилучшим образом. Граница вырожденных и невырожденных элементов определит рациональную форму в плане силовой части конструкции. Анализ распределения материала в несущих слоях и заполнителе и путей передачи сил в них подскажет рациональную ориентацию подкрепляющих обшивку стержней стрингеров и вертикальных стенок (лонжеронов и нервюр).

Для оптимизации трехслойной модели крыла и расчета ее напряженного состояния удобно использовать специальные трехслойные конечные элементы, которые образуются разбиением крыла в плане на треугольные и четырехугольные области (рис. 4.3).



Р и с. 4.3

Распределение материала в каждом таком элементе описывается тремя параметрами: двумя толщинами несущих слоев и плотностью заполнителя. Для анализа распределения материала и путей передачи сил в теоретически оптимальной конструкции необходимо использовать достаточно мелкие сетки — порядка нескольких сотен и тысяч элементов на крыло.

Как мы уже отмечали, найти оптимальное распределение материала с использованием методов математичес-

кого программирования при таком количестве проектных переменных пока не представляется возможным. Однако особенно высокая точность оптимизации на этом этапе проектирования и не нужна. Поэтому вместо оптимального вполне можно ограничиться отысканием равнопрочного распределения материала в трехслойной модели. При нескольких случаях нагружения назначение толщин несущих слоев можно вести по (3.2), а плотность вычислять как

$$\rho_{r+i,i} = f \frac{\tau_{r,i} \max}{[\tau]}, \quad (4.1)$$

где $\tau_{r \max}$ - максимальное касательное напряжение в заполнителе из всех случаев нагружения, вычисляемое через компоненты касательных напряжений, $\tau = \sqrt{\tau_{xy}^2 + \tau_{zy}^2}$;

ρ и $[\tau]$ - плотность и допускаемое напряжение материала, из которого предполагается делать стенки.

Анализ работы несущих слоев в теоретически оптимальной конструкции выполняется примерно так же, как и в случае плоских конструкций. Причем расчеты крыльев самых различных форм с различными реальными нагрузками показали, что ПГУ в несущих слоях оказываются близкими к одноосным. В различных случаях нагружения ориентация ПГУ меняется в значительно меньшей мере, чем их величины. В частности, например, в неподвижной части крыла с изменяемой стреловидностью при перестановке крыла на 45° , ориентация ПГУ меняется в среднем на $10-12^\circ$. Поэтому, если стержневые элементы в крыле направить в соответствии с ПГУ в теоретически оптимальной конструкции и по их величинам подобрать сечения подкрепленных панелей, то можно ожидать, что такое крыло будет работать в силовом отношении примерно так же, как и оптимальное. Действительно, подкрепленная панель и изотропная пластинка имеют одинаковые деформации в одноосном потоке усилий, если направления усилий и стержней совпадают.

Анализ работы заполнителя в трехслойной модели крыла удобно провести следующим образом. Вырежем из крыла элемент, как показано на рис. 4.3, и рассмотрим работу заполнителя, который передает перерезывающие силы Q_z и Q_x . На единичные панели несущего слоя действуют касательные силы τ_{xy} и τ_{zy} , равные касательным напряжениям в заполнителе. Заменяем τ_{xy} и τ_{zy} равнодействующей τ и назовем ее главной касательной силой. Для визуального анализа главные касательные силы (ГКС) можно изображать как векторы с началом в центре тяжести соответствующего элемента крыла в плане.

Легко показать, что стенки, направленные в соответствии с ГКС, будут иметь минимальную массу.

Пример использования данной методики для оптимизации силовой схемы средней части стреловидного крыла с наплывом показан на рис. 4.4. Из картин распределения толщин и ПГУ в теоретически оптимальной конструкции отчетливо следует вывод об обоснованности схемы с двумя изломами продольного набора, используемой на многих пассажирских реактивных самолетах второго поко-

ления, отличающихся высоким весовым совершенством. Более сложные примеры можно найти в [8,9].

В тех проектных ситуациях, когда ШУ и ГКС существенно отличаются по ориентации в различных случаях нагружения и выбор компромиссных направлений затруднен, можно сделать методику более совершенной, если вести отыскание теоретически оптимальной конструкции по следующей схеме.

1. Конструкция разбивается на достаточно малые элементы, назначается начальное распределение материала.

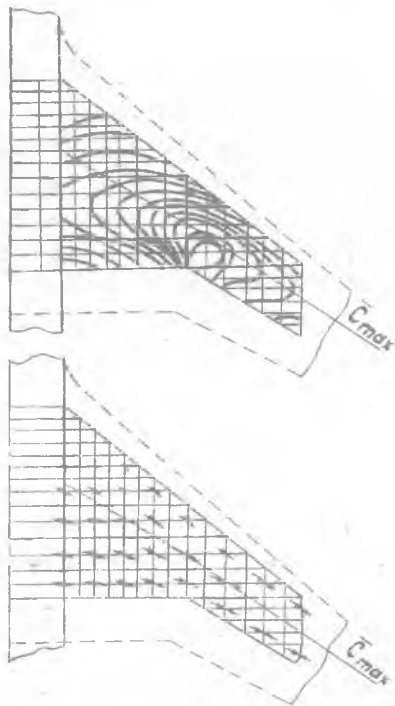
2. Выполняется расчет напряженного состояния модели на все случаи нагружения.

3. Для каждого элемента несущего слоя решается задача математического программирования об отыскании такой ориентации подкрепляющих

стержней и соотношения количества материала в обшивке и стержнях, которые обеспечивают минимум массы панели при удовлетворении ограничениям по прочности, потере устойчивости, жесткости, технологичности и т.п. во всех случаях нагружения. Аналогично ставится и решается задача отыскания двух толщин и двух ориентаций стенок, выполняющих функции заполнителя в элементе.

4. Проектные переменные, найденные из решения локальных оптимизационных задач, используются вместо исходных, и расчет повторяется до стабилизации.

5. По окончании расчетов для принятия решений по силовой схеме крыла дополнительно к ШУ и ГКС изображается ориентация стержней и стенок и мощность соответствующих конструктивных элементов, например, частотой штриховых линий.



Р и с . 4.4

В тех случаях, когда доля массы стенок в конструкции крыла относительно невелика и когда положение стенок сильно связано с технологией изготовления крыла, расположением пилонов и т.п., целесообразно в исходную модель вместо изотропного заполнителя закладывать систему стенок, предписываемую конструктивно-технологическими соображениями.

4.3. Конструкции типа фюзеляжей

Конструкции большинства современных фюзеляжей представляют собой тонкостенные пространственные системы со множеством вырезов. Общая континуальная модель для проектирования силовых схем произвольных конструкций будет обсуждаться в следующем разделе.

Предложить достаточно простую и эффективную модель для проектирования именно фюзеляжей, как это было сделано для крыльев, пока не удалось. Однако определенного прогресса можно достичь разделением проектирования силовой схемы фюзеляжа на ряд локальных задач: силовые шпангоуты; подкрепление больших вырезов; стык с крылом и оперением.

Силовые шпангоуты обычно делаются плоскими. Для проектирования их силовых схем может быть полностью использована методика, описанная в п. 4.1, с дополнениями, которые были высказаны по учету многих случаев нагружения при рассмотрении крыльев. Некоторая сложность при этом, однако, состоит в том, что распределение усилий взаимодействия шпангоута с фюзеляжем зависит от жесткости шпангоута, а распределение усилий в шпангоуте, в свою очередь, сильно зависит от характера взаимодействия с фюзеляжем. Для преодоления этой трудности шпангоут следует рассчитывать с частью фюзеляжа. Такой подход уже используется в реальном проектировании. Вычислительные эксперименты показали, что для достижения необходимой точности достаточно рассматривать кусок фюзеляжа длиной порядка двух диаметров (по одному в каждую сторону от шпангоута) с уравниванием по торцам силами, полученными из общего расчета фюзеляжа по МКЭ, или, по крайней мере, по балочной теории, но без заземления торцев.

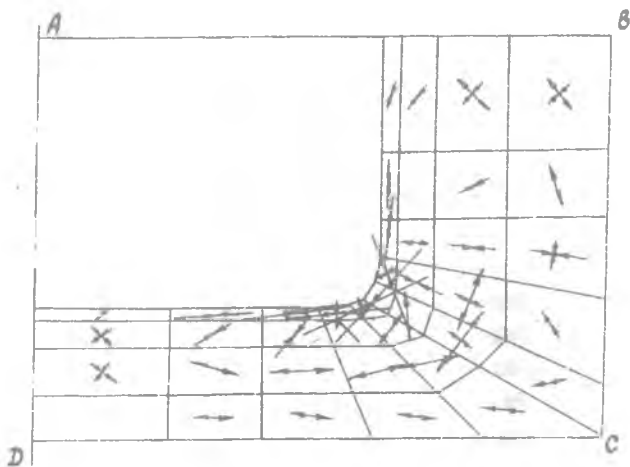
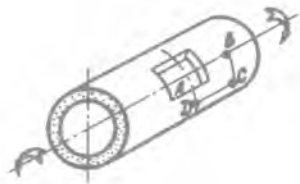
Большие вырезы в фюзеляже, как известно, существенно изменяют способ передачи усилий конструкцией. Причем дело не ограничивается концентрацией усилий и напряжений у краев выреза в

элементах на наружной поверхности фюзеляжа. Работа фюзеляжа в зоне большого выреза напоминает работу моментной оболочки. В первую очередь это относится к шпангоутам, окантовывающим вырез. При кручении фюзеляжа они работают как рамы при сдвиге, и в них действуют большие изгибающие моменты. В бимсах у поперечных краев вырезов помимо концентрации осевых усилий также действуют большие изгибающие моменты.

В зонах больших вырезов для проектирования силовых схем фюзеляжей целесообразно использовать алгоритм, построенный для конструкций типа крыла, рассматривая трехслойную оболочку в качестве континуальной модели, которая включает в себя все лучшие силовые схемы. Такая модель является естественным обобщением трехслойной модели крыла на случай фюзеляжа. Ее наружная поверхность должна совпадать с наружной поверхностью проектируемого фюзеляжа, а внутренняя — с границами, определяющими минимально допустимые размеры свободного пространства в фюзеляже. Пробные расчеты зоны большого грузового выреза на цилиндрической части фюзеляжа с использованием трехслойной модели показали ее работоспособность. Однако из-за больших градиентов напряжений и усилий около вырезов в фюзеляже и из-за отсутствия симметрии усилий в несущих слоях относительно срединной поверхности модели расчет и особенно анализ теоретически оптимальной конструкции оказываются значительно более трудными, чем в случае проектирования конструкций типа крыла. На рис.4.5 показан фрагмент такого анализа.

При проектировании силовых схем фюзеляжей в зонах стыков с крылом и оперением возникают примерно такие же проблемы, как и в случае больших вырезов с той только разницей, что приходится иметь дело с основными нагрузками, определяющими конструкцию всего фюзеляжа, а моментные зоны обычно малы. Поэтому для рационального проектирования силовых схем фюзеляжей на ранних стадиях проектирования может быть полезной информация о желательных основных путях передачи сил в конструкции, полученная на более простых моделях. Такой моделью для обычных фюзеляжей является безмоментная оболочка, подкрепленная шпангоутами, наделенными реальной изгибной жесткостью.

На рис.4.6 показаны ШУ в корневой части кия и хвостовой части фюзеляжа, полученные с помощью такой модели для одного из основных случаев нагружения кия. ШУ отчетливо указывают на то, что с точки зрения прочности здесь выгодно поставить косые



Р и с. 4. 5

шпангоуты.

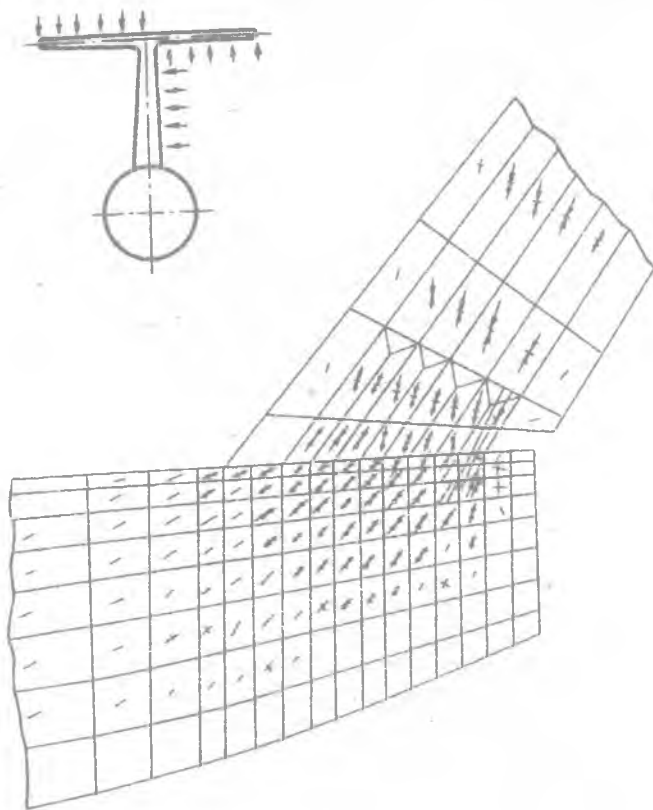
4.4. Произвольные пространственные конструкции.

Введем в рассмотрение гипотетический изотропный материал с переменной плотностью $\rho(x, y, z)$. Будем считать, что его модуль упругости и прочностные характеристики пропорциональны плотности:

$$E = \bar{E} \rho ;$$

$$[\sigma] = [\bar{\sigma}] \rho .$$

(4.2)



Р и с. 4. 6

Чертой обозначены соответствующие характеристики при единичной плотности. Заметим, что, во-первых, при огромном разнообразии упругих и прочностных свойств конструкционных материалов их удельные характеристики значительно однообразнее, во-вторых, вспенивание и армирование позволяют получать материалы со свойствами типа (4.2) и, наконец, такие совершенные природные конструкции, как кости, имеют переменную плотность, переходящую в полости.

Рассмотрим следующую задачу. Пусть наружными и внутренними границами задан объем V , внутри которого может размещаться конструкция, предназначенная для передачи заданных сил. Заданной будем считать массу m_0 материала переменной плотности:

$$\int \rho dV = m_0. \quad (4.3)$$

Требуется найти такой закон распределения массы m_0 внутри объема V , чтобы конструкция имела максимальную потенциальную энергию деформации.

Разбивая объем V на n достаточно малых трехмерных элементов, принимая плотность материала в элементах за переменные и используя метод, описанный в разд.2, приходим к сходящемуся итерационному алгоритму решения поставленной задачи, на каждом шаге которого новые плотности элементов будут назначаться по формуле

$$\rho_{r+1,i} = \frac{m_0}{\sum_{i=1}^n \sigma_{ri}^{eq} V_i} \sigma_{ri}^{eq}, \quad (4.4)$$

где V_i - объем элемента,

$$\sigma^{eq} = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - 2\mu(\sigma_1\sigma_2 + \sigma_2\sigma_3 + \sigma_3\sigma_1)},$$

$\sigma_{1,2,3}$ - главные напряжения.

Точно так же, как это сделано в разд.2, можно доказать, что алгоритм приводит к наиболее жесткой конструкции с одинаковой удельной потенциальной энергией на единицу плотности в невырожденных элементах и минимальным силовым весом. Таким образом, пространственная конструкция переменной плотности включает в себя все лучшие возможные силовые схемы.

При нескольких случаях нагружения близкое к оптимальному распределение материала в конструкции переменной плотности можно получить путем отыскания равнопрочной конструкции по итерационному алгоритму, в котором на каждом шаге новые плотности назначаются по формуле

$$\rho_{r+1,i} = \frac{\sigma_{ri} \max}{[\bar{\sigma}]}, \quad (4.5)$$

где $[\bar{\sigma}]$ - допустимое напряжение при единичной плотности.

Для разработки рациональных силовых схем, как и в предшествующих случаях, следует выявить основные пути передачи сил в теоретически оптимальной конструкции. При использовании пространственной модели для этого нужно наглядно представить ступки плотностей, границы с элементами, плотность которых стремится к нулю, главные напряжения и их траектории.

Силовой вес теоретически оптимальной конструкции может быть

использован как идеал для оценки степени совершенства передачи усилий в спроектированной реальной конструкции.

Трехмерная континуальная конструкция переменной плотности представляет собой универсальную модель. Одна такая модель могла бы быть использована для проектирования силовых схем всех конструкций частных видов, рассмотренных в предыдущих разделах. При проектировании крыла ступки плотности получились бы в тонких слоях в определенных зонах около верхней и нижней поверхности. Напряженное состояние этих слоев было бы близким к одноосному ($\sigma_1 \neq 0, \sigma_2 \rightarrow 0, \sigma_3 \rightarrow 0$), а внутри крыла элементы работали бы на сдвиг ($\sigma_1 = -\sigma_3, \sigma_2 \rightarrow 0$).

5. Проектирование внутренних структур элементов из композиционных материалов

Известно, что композиционный материал с хаотической ориентацией волокон в одной плоскости имеет прочность в три раза меньшую, чем однонаправленный. Легко убедиться на простейшей модели (5.7), что листовая материал набираемый из однонаправленных слоев-препрегов равными частями по четырем возможным направлениям укладки ($0, \pm 45, 90^\circ$), близок к изотропному. Но изменение ориентации слоев и соотношения их количества ведет к изменению жесткостных и прочностных свойств листового материала в очень широких пределах. Отсюда возникает актуальная задача проектирования внутренних структур деталей и агрегатов из композиционных материалов.

Вначале рассмотрим тонкостенные безмоментные конструкции из идеализированного материала, состоящего из волокон и связующего. Будем предполагать, что волокна работают только по своему направлению и воспринимают все усилия. Будем считать, что конструкция состоит из n малых панелей (элементов); в каждой i -й панели имеется возможность укладывать препреги в k_i направлениях (в различных элементах это число и сами направления могут быть неодинаковыми). Обозначим суммарную толщину препрегов в i -м элементе с ориентацией α_j через δ_{ij} и будем в дальнейшем называть такой пакет слоем i_j .

Примем постоянный объем препрегов и найдем оптимальное распределение его по элементам, реализующее минимум потенциал-

ной энергии деформаций. Назначим некоторое начальное распределение материала $\delta_{oij} > 0$ и определим соответствующее распределение усилий. Повторяя рассуждения, приведенные в разд.2, получим новое, более выгодное распределение материала

$$\delta_{oij} = V_o \left(\sum_{i=1}^n S_i \sum_{j=1}^{k_i} |N_{oij}| \right)^{-1} |N_{oij}|, \quad (5.1)$$

где N_{oij} - поток усилий по направлению волокна в слое ij при начальном распределении материала.

Далее расчет повторяется до стабилизации итерационного процесса вычисления.

В предположении, что слои работают в одноосном напряженном состоянии, стационарное решение этой задачи дает одновременно конструкцию наиболее жесткую и равнопрочную с минимальным уровнем напряжений. По окончании расчета следует пропорциональным изменением толщины слоев поставить объем материала в соответствие с требованиями прочности.

В стационарном решении одни слои вырождаются, другие, наоборот, увеличиваются. Если задать в каждой панели большое число возможных направлений ориентации слоев, то решение задачи предложенным способом позволяет найти и близкую к оптимальной структуру армирования.

Заметим также, что фактически получен общий способ построения конструкций Митчелла [10] для произвольных нагрузок и закреплений.

При нескольких случаях нагружения равнопрочное распределение материала можно найти по следующему алгоритму.

1. Конструкция разбивается на достаточно малые элементы, и задаются произвольные, но отличные от нуля, начальные толщины слоев

$$\delta_{oij}, \text{ удобно } \delta_{oij} = const$$

2. Определяются по заданным нагрузкам потоки усилий N_{oij} во всех слоях от каждого случая нагружения (здесь индекс o означает номер случая нагружения).

3. Выбирается максимальное по модулю усилие в слое из всех случаев нагружения и через него назначается новая толщина слоя

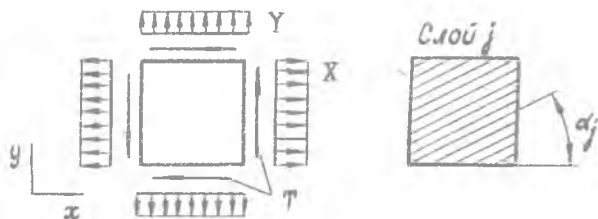
$$\delta_{ij} = \frac{|N_{oij}|_{max}}{[\sigma]}. \quad (5.2)$$

4. Новые толщины принимаются вместо исходных, и расчет повторяется до стабилизации.

Силовой вес для конструкций из композиционного материала вычисляется так:

$$G = \sum_{i=1}^n S_i \sum_{j=1}^{k_i} |N_{ij}|_{max} \quad (5.3)$$

В качестве простейшей тестовой задачи будем рассматривать квадратную пластинку с размерами в плане $l \times l$, нагруженную по краям потоками усилий X , Y , T (рис. 5.1)



Р и с. 5. 1.

Напряжения и деформации в пластинке будем определять с использованием гипотезы монолитности следующим образом. За неизвестные примем компоненты деформаций пластинки ϵ_x , ϵ_y , γ и через них запишем деформации по направлениям

ориентации слоев

$$\epsilon_j = \epsilon_x \cos^2 \alpha_j + \epsilon_y \sin^2 \alpha_j + \gamma \sin \alpha_j \cos \alpha_j \quad (5.4)$$

Здесь и далее индекс i опущен, так как речь идет об одном элементе.

Через деформации слоев выразим напряжения в них:

$$\sigma_j = E \epsilon_j \quad (5.5)$$

и потоки усилий

$$N_j = \delta_j \sigma_j \quad (5.6)$$

Далее, определяя составляющие X_j , Y_j , T_j потоков усилий в каждом слое и приравнявая их сумму внешним усилиям на границе, получим следующую систему линейных алгебраических уравнений относительно искомым неизвестных ϵ_x , ϵ_y , γ :

$$E \begin{bmatrix} \sum_j \delta_j \cos^4 \alpha_j & \sum_j \delta_j \sin^2 \alpha_j \cos^2 \alpha_j & \sum_j \delta_j \sin \alpha_j \cos^3 \alpha_j \\ & \sum_j \delta_j \sin^4 \alpha_j & \sum_j \delta_j \sin^3 \alpha_j \cos \alpha_j \\ \text{симметрично} & & \sum_j \delta_j \sin^2 \alpha_j \cos^2 \alpha_j \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ T \end{bmatrix} \quad (5.7)$$

Из (5.7) можно найти деформации пластинки и через них по (5.5) и (5.6) вычислить напряжения и усилия в слоях.

При одном возможном направлении ориентации волокон рассматриваемая пластинка ведет себя как механизм и способна передавать только такие нагрузки, которые в изотропной пластинке дали бы одноосное напряженное состояние с σ , направленным по волокну.

При двух возможных направлениях ориентации слоев пластинка также подобна механизму и способна передавать только такие нагрузки, которые можно представить как сумму двух комбинаций потоков X , Y , T , вызывающих в изотропной пластинке одноосные напряженные состояния, совпадающие по направлениям с ориентацией слоев.

При трех направлениях ориентации слоев пластинка способна передавать любые нагрузки и ведет себя как статически определимая конструкция - потоки усилий в слоях не зависят от соотношения их толщин.

При четырех и более направлениях ориентации слоев пластинка способна передавать любые нагрузки, но ведет себя уже как статически неопределимая конструкция, когда потоки усилий в слоях зависят от распределения материала.

Эти свойства рассматриваемой пластинки подобны свойствам фермы со стержнями, сходящимися в одном узле. Такая ферма с одним стержнем - механизм, с двумя - статически определимая ферма, с тремя и больше - статически неопределимая. Трехстержневая ферма со стержнями, сходящимися в одном узле, используется в целом ряде работ как наипростейшая тестовая задача для изучения различных подходов к оптимальному проектированию статически неопределимых конструкций. С точки зрения строительной механики принципиальная разница этих ферм и рассматриваемой пластинки состоит в том, что у ферм статическая неопределимость существенно внешняя, а у пластинки - внутренняя.

Для удобства анализа и сравнения результатов в приводимых далее примерах 5.1 - 5.4 за начальное распределение материала принималась одинаковая толщина слоев. Модуль упругости и допускаемые напряжения во всех слоях принимались равными единице. Нагрузки - потоки X , Y , T - выбирались такими, что в изотропной пластинке единичной толщины они вызвали бы одноосное нап-

ряженное состояние с $\sigma_1 = 1$. Поэтому в примерах нагрузки описываются углом β , который составляет с осью x нормаль к площадке, по которой действует σ_1 . Такие нагрузки помимо удобства с точки зрения анализа представляют также и практический интерес для проектирования панелей обшивки крыльев, в которых потоки усилий близки к одноосным и в различных случаях нагружения отличаются в основном ориентацией.

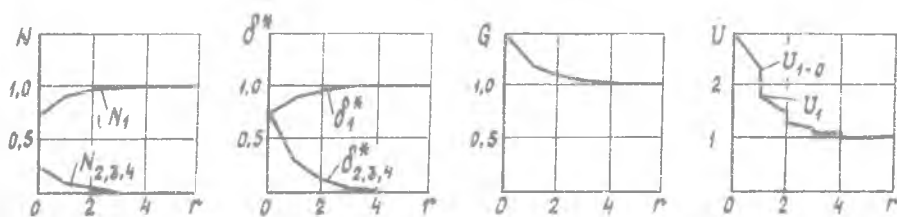
На каждой $r+1$ итерации после расчета усилий определялись необходимые толщины слоев из условий равенства допускаемому напряжению максимального напряжения в слоях. Для этого толщины δ_{rj} изменялись пропорционально отношению максимального напряжения к допускаемому:

$$\delta_{rj}^* = \delta_{rj} \frac{|\sigma_r| \max \max}{[\sigma]} \quad (5.8)$$

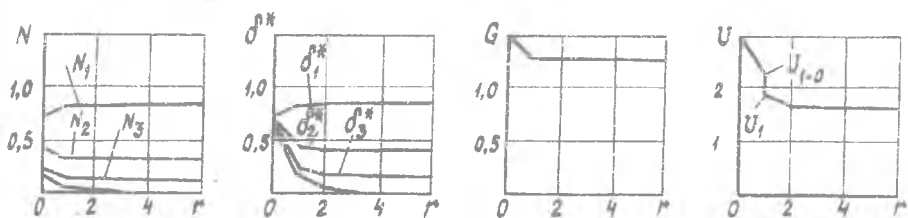
Через толщины δ_{rj}^* легко вычисляется необходимый объем пластинки, соответствующий соотношению толщин слоев на r -й итерации:

$$V_r^* = \left(\sum_{j=1}^k \delta_{rj}^* \right) \cdot S. \quad (5.9)$$

Пример 5.1. Четыре слоя $\alpha_j = 0; 45; 90; 135^\circ$ ($j = 1, 2, 3, 4$). Один случай нагружения $\beta = 0^\circ$.



Р и с . 5.2.



Р и с . 5.3

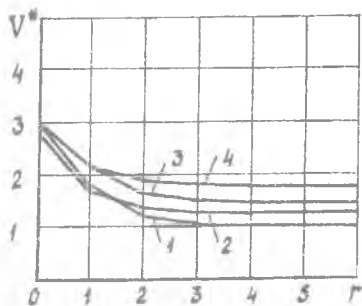
На рис. 5.2 показано изменение потоков усилий N в слоях, потребных толщин слоев δ^* и силового веса G по итерациям. Изменение потребных объемов пластинки V^* показано на рис. 5.4, кривой 1.

За четыре итерации получен с высокой точностью ожидаемый результат - слои с номерами 2,3,4 вырождаются, и остается только один слой, совпадающий по ориентации волокна с приложенным одноосным потоком усилий. Потребный объем равнопрочной конструкции в три раза меньше исходной.

Отыскание наиболее жесткой пластинки при заданном единичном объеме материала приводит к тому же распределению материала. Изменение потенциальной энергии пластинки по итерациям показано на рис. 5.2. Обратим внимание на большую разницу $U_{r,0}$ и U_i .

Пример 5.2. Четыре слоя $\alpha_j = 0; 45; 90; 135^\circ$.
($j = 1, 2, 3, 4$). Один случай нагружения $\beta = 10^\circ$.

Особенность задачи состоит в том, что направление приложенного одноосного растяжения не совпадает ни с одним из возможных направлений ориентации слоев.



Р и с 5.4

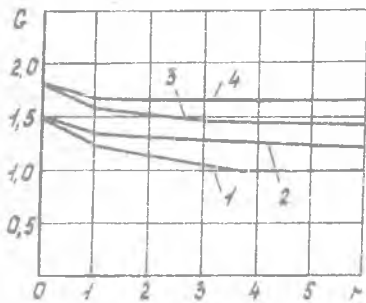
Результаты расчёта показаны на рис.5.3 и 5.4 (кривая 2). В равнопрочной конструкции материал распределяется по возможным направлениям ориентации слоёв следующим образом:

$0^\circ - 64,1\%$; $45^\circ - 24,9\%$;

$90^\circ - 9,1\%$; $135^\circ - 1,8\%$. Потребный объём равнопрочной конструкции 1,28. По сравнению с предыдущей эта конструкция имеет силовой вес на 28% больше и на 28% больший потребный объём, а при

одинаковых объёмах податливее на 64% несмотря на то, что примеры 5.1 и 5.2 отличаются только ориентацией приложенной нагрузки и всего на 10° .

Пример 5.3. Четыре слоя $\alpha_j = 0; 45; 90; 135^\circ$ ($j = 1, 2, 3, 4$). Пять случаев нагружения $\beta_\ell = -10; -5; 0; 5; 10^\circ$ ($\ell = 1, 2, 3, 4, 5$).
Нагрузки подобраны таким образом, чтобы ориентация одноосного растяжения изменялась в пределах 20° . Такой диапазон изменения ориентации характерен для панелей обшивки крыльев.



Р и с 5.5

Изменение потребных объёмов по итерациям показано на рис.5.4 (кривая 3), силового веса - на рис.5.5 (номера кривых соответствуют номерам примеров). В равнопрочной конструкции материал распределяется по слоям так: 0° - 70,1%; 45 и 135° - 14,6%, слой с ориентацией 90° близок к вырождению. Потребный объём равнопрочной конструкции 1,41.

Пример 5.4. Тридцать шесть слоёв $\alpha_j = 0, 5, \dots, 175^{\circ}$ ($j = 1, 2, \dots, 36$). Пять случаев нагружения $\beta_l = -10; -5; 0; 5; 10^{\circ}$ ($l = 1, 2, 3, 4, 5$).

От предыдущего пример отличается дополнительными возможными направлениями ориентации слоёв.

Изменение потребных объёмов по итерациям показано на рис.5.4, (кривая 4), силового веса - на рис.5.5. Всего в этой задаче было сделано около двухсот итераций до полной стабилизации решения - до получения машинных нулей в толщинах вырождающихся слоёв. Потребный объём равнопрочной конструкции на 25% больше, чем в предыдущей задаче.

Потребный объём быстро уменьшается на первых четырёх итерациях с 3,00 до 1,78 и уже на седьмой итерации достигает с точностью до трёх знаков своего стационарного значения 1,755. При дальнейших вычислениях потребный объём остаётся почти постоянным, но продолжает происходить существенное перераспределение материала. На рис. 5.6 даны толщины слоёв в процентном отношении на 4,7, 20,100 и 200 итерациях. Для наглядности в таблице не представлены толщины слоёв меньше 0,1%.

В решении этой задачи наблюдается две интересных особенности.

I. Введение дополнительных возможных направлений ориентации слоёв по сравнению с предыдущей задачей привело к существенному увеличению потребного объёма. Попробуем объяснить причины этого, на первый взгляд, парадоксального результата. Для краткости, пластинки с равнопрочным распределением материала в треть-

ем и четвертом примерах будем называть соответственно третьей и четвертой конструкциями.

Если нагрузки, действующие на пластинку в этих задачах, представить в виде компонент X , Y , T , то нетрудно заметить, что все они сводятся, в основном, к большому потоку X , близкому к единице, и потокам T разных знаков с максимальной величиной $0,17$.

В третьей конструкции слой с ориентацией 0° во всех случаях нагружения воспринимает компоненту X , а слои с ориентацией 45° и 135° — компоненту T . Поэтому во всех случаях нагружения основная часть материала третьей конструкции используется эффективно.

В четвертой конструкции толщины основных слоёв с ориентацией 15° и 20° ; 160° и 165° определяются случаями нагружения $\beta = \pm 10^\circ$. Причём, когда действует нагрузка $\beta = 10^\circ$, почти все усилия воспринимают слои с ориентацией 15° и 20° , а другие мощные слои с ориентацией 160° и 165° почти полностью бездействуют (см. на рис. 5.6.а распределение деформаций по слоям четвертой конструкции в зависимости от ориентации для случая $\beta = 10^\circ$). На рис. 5.6 лучи проведены через 5° , пунктиром показан уровень единичных деформаций, а жирными линиями выделены направления ориентации слоёв с ненулевыми толщинами. При $\beta = -10^\circ$ роли слоёв меняются. Следовательно, в четвертой конструкции материал используется хуже, что и приводит к её утяжелению.

На рис. 5.6 ,б,в показано распределение абсолютных величин максимальных деформаций в третьей и четвертой конструкциях. В третьей максимальные деформации и мыслимые напряжения в направлениях $20-25^\circ$ превосходят допускаемые единичные на 24%.

Отмеченное явление весьма существенно для постановки задач оптимального проектирования при многих случаях нагружения.

2. С точностью, достаточной для прочностных расчётов, одна и та же величина потребного объёма, начиная с пятой итерации, обеспечивается существенно различными распределениями материала по слоям. Следовательно, при многих направлениях ориентации слоёв возможна неединственность конструкций, близких к равнопрочным.

В большинстве других рассмотренных задач делались попытки найти такие комбинации нагрузок и ориентаций слоёв пластинки, при которых неравнопрочная конструкция оказалась бы легче равнопрочной. Все они оказались неудачными.

$\alpha^\circ \backslash r$	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75	80	85	90
4	5,9	6,3	7,4	7,6	7,3	6,0	4,3	2,6	1,3	0,5	0,2	0,2	0,2	0,3	0,5	0,6	0,7	0,7	0,7
7	4,7	5,5	7,9	9,2	6,7	6,6	4,0	1,9	0,7	0,2			0,1	0,2	0,4	0,5	0,7	0,7	0,8
20	1,0	2,0	7,0	13,1	13,6	7,8	2,4	0,4							0,2	0,5	0,8	1,0	1,3
100			0,5	16,2	27,8	2,4											0,2	0,8	4,1
200				12,0	34,5	0,2												0,3	5,9

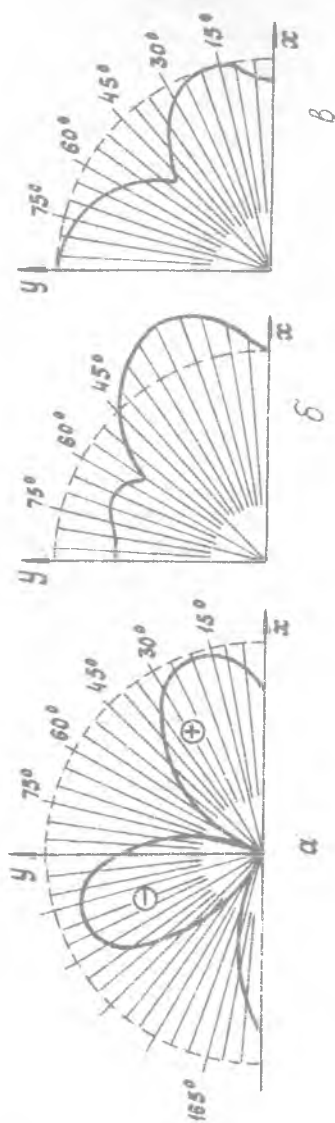
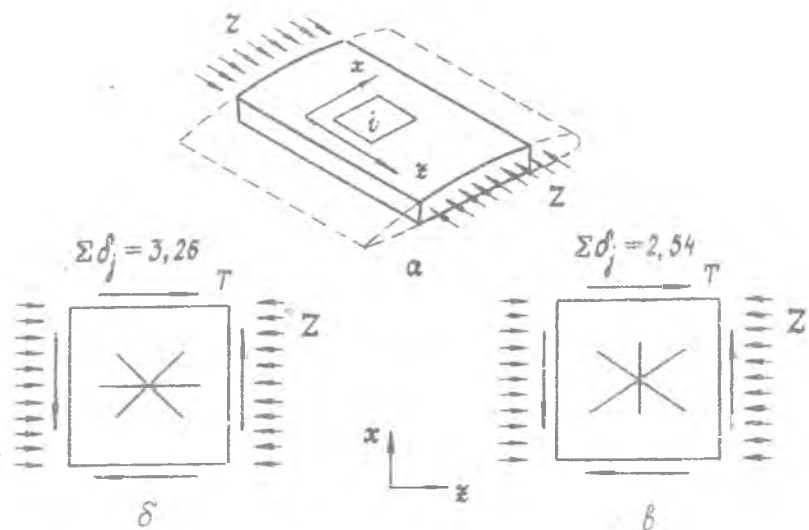


Рис. 5.6

Итак, оптимальная схема армирования и оптимальное распределение материала при одном случае нагружения могут быть найдены по весьма простому итерационному алгоритму отыскания равнопрочных конструкций, если в каждом элементе задавать достаточно большое число возможных направлений ориентации. Однако, рассмотренные примеры показывают, что при нескольких одновременных случаях нагружения такой путь может приводить к далеко неоптимальным схемам армирования. Поэтому при многих случаях нагружения задачу об оптимальном проектировании конструкций из композиционных материалов необходимо ставить и решать, по крайней мере, на уровне элемента, методами нелинейного математического программирования, объявляя проектными переменными толщины слоев и их ориентацию.



Р и с. 5.7.

Рассмотрим в такой постановке одну прикладную задачу.

Пример 5.5. Один случай нагружения $Z = 160 \text{ кг/мм}$, $X = 0$, $T = 0$ (рис. 5.7).

На сдвиговую жесткость пластинки в плоскости xoz наложено ограничение $R = G\delta \geq 5,52 \cdot 10^3 \text{ кг/мм}$ (здесь G — модуль сдвига). Прочность и модуль упругости материала по направлению волокон $[\sigma] = 100 \text{ кг/мм}^2$, $E = 13300 \text{ кг/мм}^2$.

Подобные задачи характерны для проектирования панелей обшивок крыльев большого удлинения. Существо таких задач поясняет

рис. 5.7,а. Элемент обшивки i должен выдерживать одноосный поток усилий Z от изгиба и обладать определенной сдвиговой жесткостью, связанной с обеспечением необходимой крутильной жесткости крыла. В отличие от предыдущих примеров здесь использована система координат, принятая в самолетостроении.

Интуиция подсказывает простое и почти несомненное решение — направить один слой по направлению нагрузки и определить его толщину из условия прочности; два слоя направить под углами $\pm 45^\circ$ и назначить их толщины минимально необходимыми по условию жесткости. Такие структуры широко распространены на практике и исследуются в теории как заведомо близкие к оптимальным.

В рассмотренном примере толщина пластинки с ориентацией слоев, назначенной из интуитивных соображений, получается равной 3,26 мм ($\delta_1 = 1,60$ мм, $\delta_2 = \delta_3 = 0,83$ мм).

Решение задачи в постановке

$$\text{минимизировать } \sum_{j=1}^3 \delta_j \quad (5.10)$$

при ограничениях

$$\sigma_j \leq 100 \text{ кг/мм}^2, \quad (5.11)$$

$$\frac{I}{y^3} \geq 5,52 \cdot 10^3 \text{ кг/мм} \quad (5.12)$$

дает при трех возможных направлениях ориентации слоев следующие результаты:

$$\alpha_1 = 34^\circ; \alpha_2 = -34^\circ; \alpha_3 = 90^\circ$$

$$\delta_1 = 0,97 \text{ мм}; \delta_2 = 0,97 \text{ мм}; \delta_3 = 0,60 \text{ мм}$$

с суммарной толщиной пластинки 2,54 мм.

"Интуитивная" и оптимальная структуры пластинки показаны на рис.5.7б и в. Как видим, структуры принципиально отличаются по всем параметрам.

Пластинка с оптимальной структурой оказывается значительно легче — на 22% — по той причине, что при действии расчетной нагрузки все три слоя в ней участвуют в силовой работе. В пластинке же со структурой, показанной на рис.5.7,б, в этом случае работает только слой, совпадающий по направлению с нагрузкой, а слои, обеспечивающие сдвиговую жесткость, полностью бездействуют.

Анализ результатов расчетов авиационных конструкций из ком-

позиционных материалов показывает, что распределение усилий в них и, особенно деформации, сильно зависит от схем армирования. Так, например, если в верхней и нижней обшивке заложить достаточно большое количество однонаправленного материала под одинаковым углом к продольной геометрической оси крыла, то можно добиться смещения оси жесткости крыла соответственно вперед или назад вплоть до выхода за пределы замкнутого контура силовой конструкции.

Этот эффект можно с успехом использовать для управления аэроупругими характеристиками крыла.

Учет работы связующего в большинстве однонаправленных композиционных материалов не изменяет существенно их жесткостные характеристики по сравнению с характеристиками рассмотренной простейшей модели и, следовательно, не сильно изменяет распределение усилий и деформаций в оптимальных структурах, получаемых на простейших моделях. Однако учет прочности связующего [11] может приводить к оптимальным структурам, которые существенно отличаются от тех, которые получаются на простейших моделях.

6. ОЦЕНКА МАССЫ КОНСТРУКЦИИ НА РАННИХ СТАДИЯХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Одна из особенностей разработки летательных аппаратов состоит в том, что уже на этапе эскизного проектирования нужно уметь определять довольно точно массы составных частей будущей машины. Большую трудность обычно вызывает правильная оценка массы планера и его агрегатов. При решении этой задачи широко используются весовые формулы, основанные в значительной мере на статистическом материале [12].

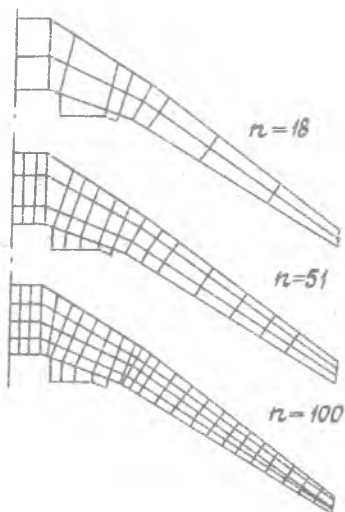
К сожалению, статистические весовые формулы, в принципе, не могут давать надежных результатов для конструкций, отличающихся существенной новизной аэродинамических форм и силовых схем. В таких случаях целесообразно воспользоваться замечательными свойствами силового веса (см. (2.12), (2.14), (2.15), (3.3)). Первое из них состоит в том, что силовой вес относительно слабо зависит от распределения материала [4,5]. Второе: через силовой вес и до-

пускаемое напряжение можно предсказать объём равнопрочной конструкции, т.е. по (2.16) объём теоретически оптимальной конструкции.

И, наконец, третье: достаточно точно значение силового веса можно вычислять на весьма грубых конечно — элементарных моделях.

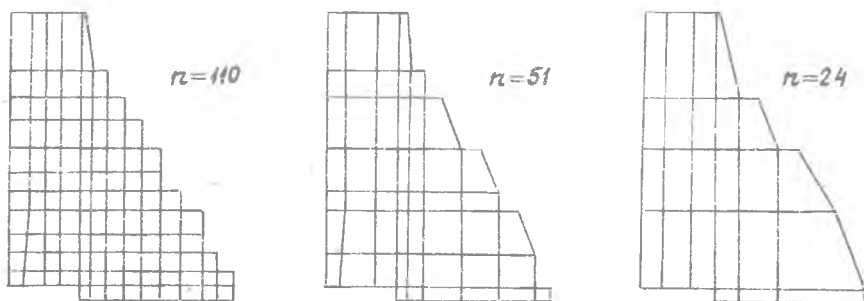
На рис.6.1-6.3 представлены результаты вычислительных экспериментов для стреловидного и треугольного крыльев. Приемлемую точность оценки силового веса для крыльев можно получать на сетках с числом элементов порядка 10^2 , в то время как прочностной расчёт крыла требует числа элементов порядка 10^4 .

В ряде случаев вычисление теоретического объёма конструкции по (2.16) оказывается затруднительным из-за проблемы выбора или назначения среднего допустимого напряжения для всей конструкции, например, когда в ней используются различные типы силовых элементов из различных материалов: стержни, мембраны с потерей и без потери

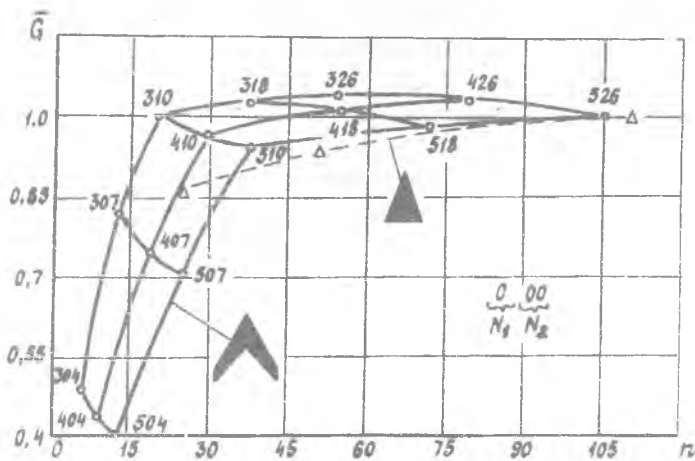


Р и с. 6.1

устойчивости, трёхслойные панели и т.д.



Р и с. 6.2



- n - число элементов
- N_1 - число линий сетки по хорде
- N_2 - число линий сетки по размаху

Р и с. 6.3

В таких случаях оценить минимальный объём силовых элементов конструкции можно без вычисления силового веса, но с использованием одного из проявлений его постоянства. Это проявление состоит в следующем.

Допустим, мы задали какое-то распределение некоторого объема материала V_0 в статически неопределимой конструкции и определили в ней напряжения и усилия. Сравним максимальные напряжения в элементах этой конструкции с их допускаемыми значениями и выберем наибольшее отношение из всех элементов и случаев нагружения, т.е. определим для всей конструкции величину, обратную избытку прочности $\frac{1}{\bar{Z}}$, которая определяется обычно в прочностных поверочных расчетах.

$$\frac{1}{\bar{Z}} = \left| \frac{\sigma_{iij}}{[\sigma_j]} \right|_{\max \max}, \quad (6.1)$$

где i - номер элемента, j - номер случая нагружения.

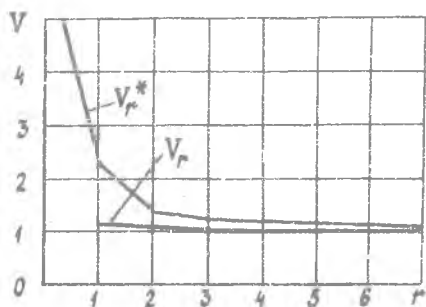
Определим, какой минимальный объём должна иметь конструкция с таким же соотношением жесткостей элементов, какой был за-

дан начальным распределением материала, при удовлетворении ограничениям по прочности, т.е. потребный объем:

$$V_0^* = \frac{V_0}{2} \quad (6.2)$$

Далее по усилиям, соответствующим начальному распределению материала, подберем по условиям прочности новые сечения элементов конструкции. Обозначим объем такой конструкции V_1 , и будем называть его объемом условно-равнопрочной конструкции. В действительности эта конструкция не равнопрочная, так как новому распределению материала будет соответствовать другое распределение усилий, другие напряжения и другой потребный объем V_1^* .

Во многих расчетах равнопрочных конструкций по алгоритму в разд. 3 строились графики изменения потребных объемов по итерациям. Все они имеют примерно одинаковый вид: на первых двух-трех итерациях потребные объемы резко убывают, и далее процесс идет значительно медленнее. Потребные объемы конструкций с равномерным распределением материала по элементам могут отличаться от объемов равнопрочных конструкций в несколько раз. Совсем иначе ведут себя по итерациям объемы условно-равнопрочных конструкций — они отличаются примерно таким постоянством, как и силовой вес. Причина постоянства одна и та же. После каждого перерасчета увеличение усилий в одних элементах связано с уменьшением их в других.



Р и с. 6.4.

На рис.6.4 в качестве примера в относительных величинах показано изменение по итерациям потребных объемов V_r^* и объемов условно-равнопрочных конструкций V_r для одного расчета типичной тонкостенной пространственной конструкции летательного аппарата. Как видим из характера кривой V_r , уже на первой итерации можно с довольно высокой точностью предсказать объем силовых элементов равнопрочной

конструкции.

Таким образом, свойство постоянства объемов условно-равнопрочных конструкций позволяет оценивать минимальный объем силовых элементов конструкции на основании однократного расчета ее напряженного состояния и однократного назначения сечений элементов.

Попутно заметим, что разница между V_r и V_r^* представляет хороший критерий для принятия решения об остановке итерационного процесса, так как в практических расчетах часто возникает следующая ситуация: близкая к равнопрочной конструкции еще не найдена, жесткости элементов меняются сильно, а потребные объемы меняются мало. Возникает вопрос: можно ли рассчитывать на существенное улучшение конструкции при значительно большем числе итераций? В таком случае малая разница между V_r и V_r^* показывает, что существенного изменения конструкции при дальнейших итерациях получить нельзя, но можно получить другие распределения материала, обеспечивающие такую же весовую эффективность конструкции.

Увеличение теоретически необходимой конструкции за счет стыков, подкрепляющих и несиловых элементов можно учесть статическим коэффициентом φ , который зависит в основном от типа конструкции, качества проектирования и производства. Следуя данным [13], будем называть φ строительным коэффициентом. С использованием этого коэффициента можно построить простую формулу для оценки реальной массы конструкции

$$m = \varphi \rho \frac{G}{[\sigma]}, \quad (6.3)$$

где ρ — плотность материала.

Силовой вес G учитывает такие существенные для конструкции факторы, как нагрузки, внешние формы (распределение строительных высот, сужение, удлинение и т.п.), расположение силовых элементов и вырезов, условия опирания и стыковки отдельных частей. Два других множителя φ и $[\sigma]$ от этих факторов почти не зависят. Причем φ может быть довольно надежно определен по статистике через ретроспективный анализ уже построенных самолетов. На рис.6.5 приведены результаты такого анализа для крыльев ряда самолетов. Обращает на себя внимание большая величина строительного коэффициента и его стабильность.

Если среднее допускаемое напряжение назначить трудно, то

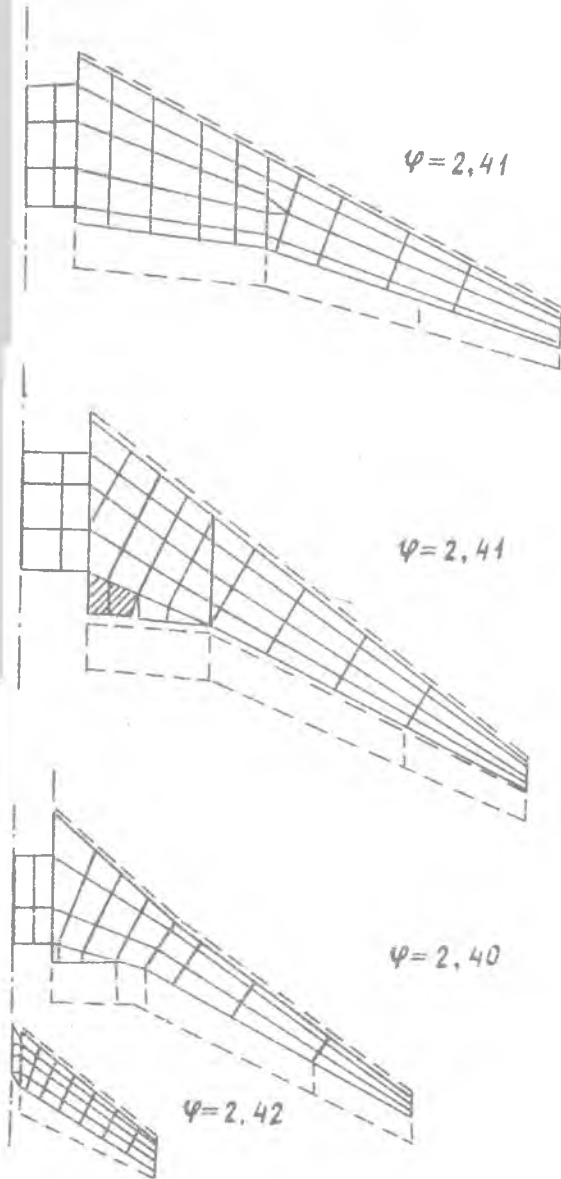
целесообразно вычислять реальную массу через объем условно-равнопрочной конструкции:

$$m = \gamma \rho V_1. \quad (6.4)$$

Слабая зависимость силового веса от распределения материала в конструкции может быть использована и для существенного упрощения оптимизации силовых схем. В этом случае в качестве целевой функции следует использовать силовой вес, а в качестве проектных параметров — только геометрические, считая распределение материала по элементам конструкции неизменным.

7. ТЕХНОЛОГИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ НА ОСНОВЕ КЭМ

Необходимость быстрого освоения и широкого использования МКЭ была продиктована возросшей сложностью конструкций, особенно крупногабаритных самолетов, и требованием резко повысить ресурс планера, что невозможно сделать без детального анализа его напряженно-деформированного



Р и с . 6 . 5 .

состояния. Поэтому на первых порах МКЭ использовался в основном для выполнения поверочных расчетов, связанных с доводками планера по ресурсу. Появились специалисты высокой квалификации сначала среди прочнистов, а позднее и среди конструкторов, умеющие успешно решать проектные задачи по следующей схеме:

изучение конструкции критической детали, узла или агрегата по чертежам;

построение конечноэлементной модели спроектированного объекта;

отладка исходных данных и выполнение расчетов на ЭВМ;

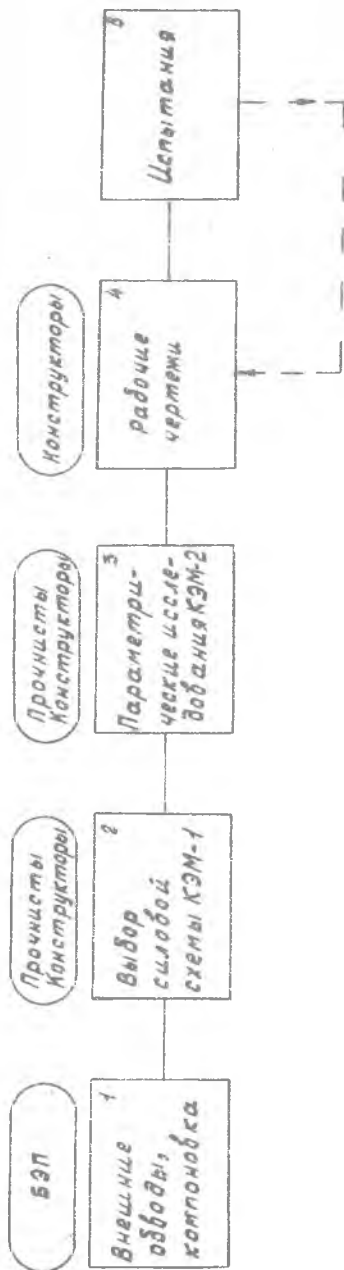
Интерпретация и анализ полученного решения, сопоставление его с данными испытаний, корректировка конечноэлементных моделей при необходимости;

исследование влияний на напряженное состояние изделия отдельных факторов;

назначение мероприятий по улучшению конструкции.

Однако несмотря на достаточно развитые библиотеки конечных элементов и искусство расчетчиков, одни конструкции моделируются легко, а другие значительно сложнее. Например, если просто и надежно моделируются регулярные участки крыла и фюзеляжа с тонкой обшивкой, которую можно описывать чисто сдвиговыми полями, либо, наоборот, с толстой обшивкой, работающей без потери устойчивости и успешно моделируемой мембранными элементами, то для некоторых промежуточных толщин обшивок точность расчетов может оказаться неудовлетворительной при использовании и той и другой модели. Вообще трудно моделируются конструкции без четких путей передачи сил и, в частности, некоторые конструкции стыков и, так называемые, "несиловые элементы", которые часто оказываются "виновниками" концентрации напряжений в соседних элементах.

Многочисленное выполнение расчетов конструкций по МКЭ с анализом силовой работы агрегата или изделия в целом способствует ускоренному росту инженерной квалификации проектантов и приводит к появлению нового типа конструкторского мышления посредством конечноэлементных моделей с использованием хорошо известных типов конечных элементов для синтеза конструкций вместо конкретных стрингеров, донжеронов, шпангоутов и т.п. В итоге начинает складываться новый порядок проектирования планера с принципиально новым использованием аппарата МКЭ. Суть его состоит в следующем (рис. 7.1):



1. На ранних стадиях проектирования, после аэродинамической и массовой компоновки изделия, с помощью достаточно простых моделей (КЭМ-I) отыскиваются теоретически оптимальные конструкции и анализируются основные пути передачи сил в них.

2. До начала рабочего проектирования планера разрабатывается достаточно подробная конечно-элементная модель второго уровня (КЭМ-II) будущей конструкции или несколько ее вариантов, т.е. конструкция проектируется и формально описывается в терминах МКЭ. Подробность КЭМ-II должна быть такой, какая требуется в поверочных расчетах. В отличие от КЭМ-I, которая нужна для выяснения наилучшей силовой схемы и оценки минимальной теоретической массы конструкции по (2.16), КЭМ-II представляет математическое описание будущей конструкции. Так, участки лонжеронов и нервюр описываются балочными элементами, участки подкрепленной обшивки - анизотропными мембранными элементами с указанием принятой ориентации стрингеров, участки тонкостенной конструкции, где предполагается допустить потерю устойчивости - сдвиговыми элементами и т.д.

3. На КЭМ-II ищется рациональное распределение материала по элементам, и сравниваются различные варианты силовых схем по их весовой эффективности и возможнос-

ти реализации с точки зрения технологии.

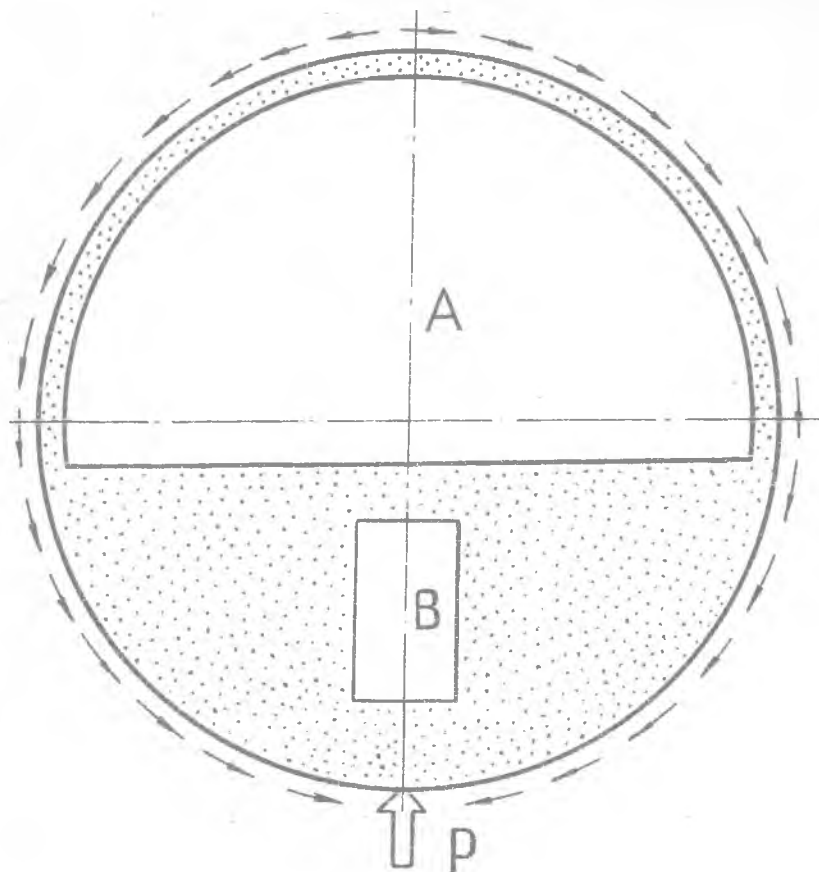
4. Лучшая конечно-элементная модель, распределения материала и усилий в ней передаются конструкторам для выпуска чертежей.

Создание КЭМ-П из элементов библиотеки в сочетании с оптимизацией распределения материала, в сущности, представляет собой начало рабочего проектирования только более детерминированное в описании силовой работы отдельных частей конструкции, чем обычное прорисовывание эскизов с использованием довольно расплывчатых терминов: "лонжеронная", "моноблочная", "балочно-стрингерная" и тому подобные конструкции, так как каждый тип конечных элементов имеет совершенно определенное математическое описание и заранее известно, каким типовым конструкциям и с какой точностью могут соответствовать те или иные конечные элементы или комбинации из них. Таким образом, конечные элементы используются в роли языка для описания конструкций, исключающего двусмысленность и разночтения. Разработка КЭМ-П, как и вообще проектирование сложных технических систем, ведется итерационно. Некоторые места концентрации напряжений или необычной работы конструкции выясняются только после пробных расчетов, и в этих местах бывает целесообразно измельчить сетку или перейти на другие типы элементов, т.е. пойти на определенное изменение силовой схемы. Разработка КЭМ-П ведется совместно расчетчиками и конструкторами, поскольку далеко не всякая математическая модель может быть реализована физически.

Результаты тщательной проработки будущей конструкции на математической модели дают хорошую основу для выпуска добротных рабочих чертежей. Конструкторы получают полное представление о работе агрегатов и изделия в целом, рекомендации по рациональному распределению материала, значения усилий в элементах конструкции и стыках для детального проектирования.

В качестве примера рассмотрим проектирование силового шпангоута для восприятия нагрузок от домкрата. Пример заимствован из проектной практики. На рис. 7.2 в графическом виде показана постановка задачи. Зоны А и В запрещены для размещения конструкции. Сила P уравнивается потоком касательных усилий со стороны обшивки фюзеляжа. Элементы конструкции шпангоута могут располагаться в области, выделенной точками.

Необходимо выбрать наилучшую силовую схему шпангоута и найти оптимальное распределение материала по ее элементам.



Р и с. 7.2

Согласно обсуждаемой технологии проектирования в допустимую область вписывается изотропная пластинка. На рис.7.3 показано разбиение ее на конечные элементы для поиска теоретически оптимальной конструкции (КЭМ-I) по алгоритму разд.2.

Распределение материала в теоретически оптимальной конструкции изображено на рис.7.4 линиями равного уровня. Обращают на себя внимание зоны вырождения *a* , *b* и *c* и отсутствие сгустка толщин по направлению действия силы *P* , что объясняется влиянием выреза *B* .

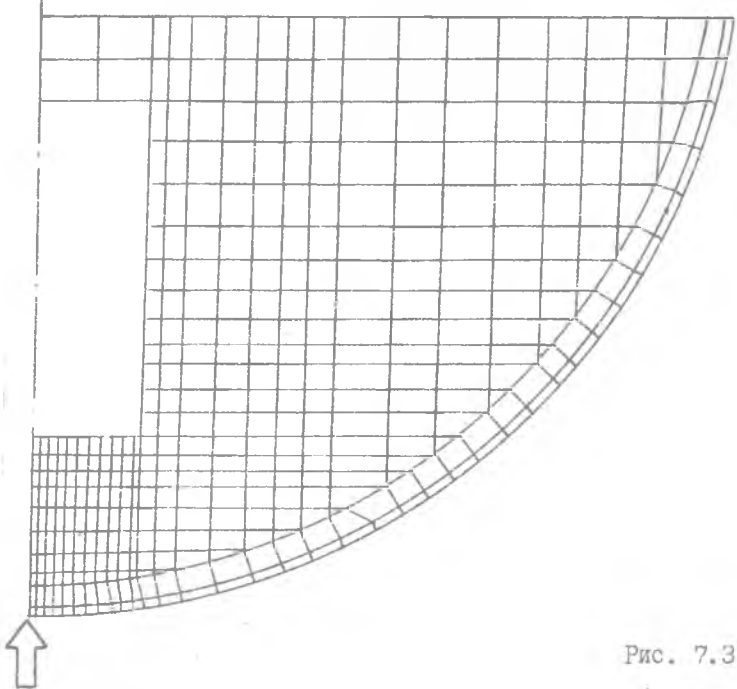


Рис. 7.3

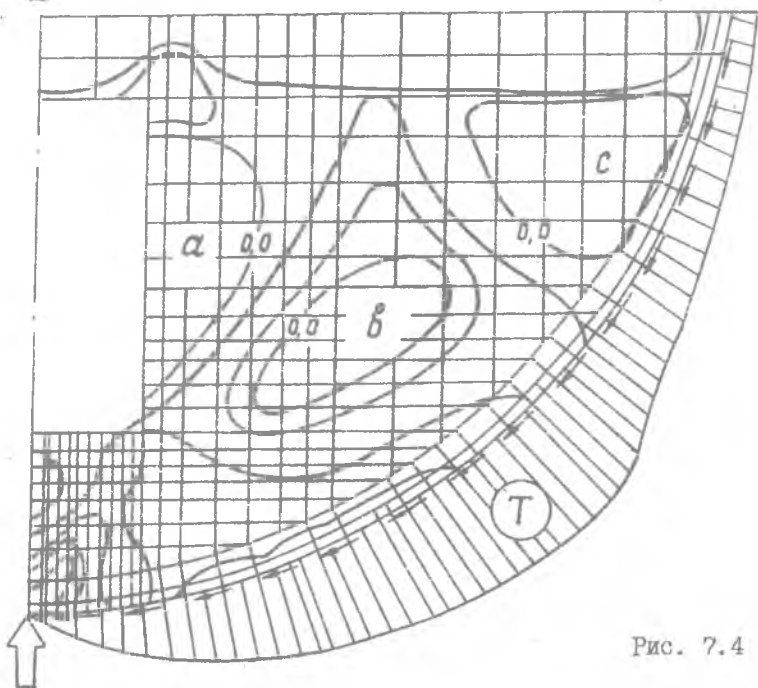


Рис. 7.4

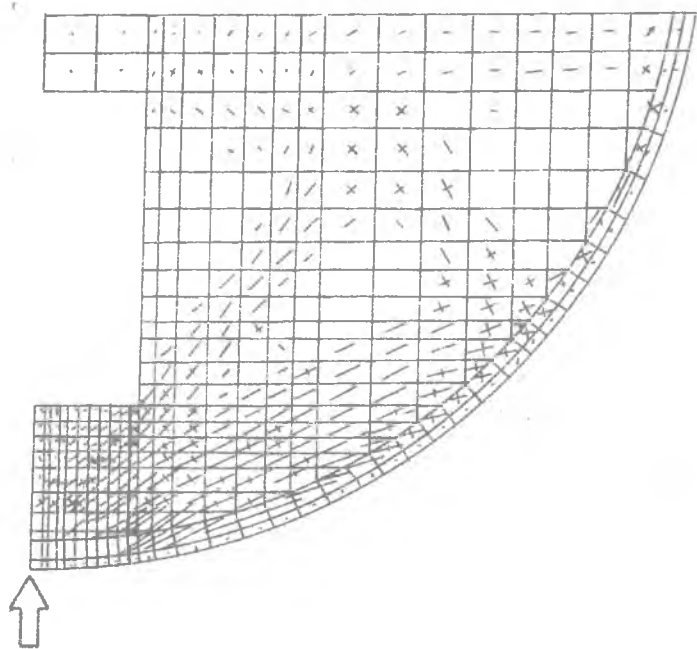


Рис. 7.5

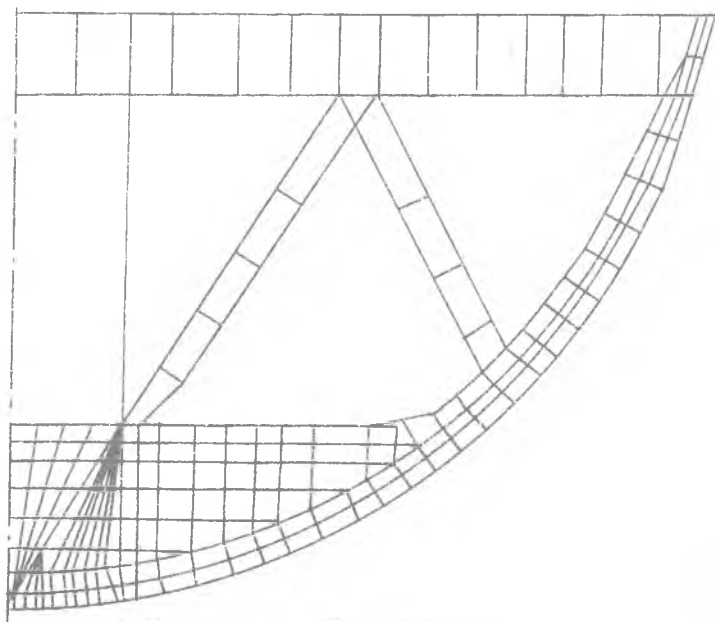
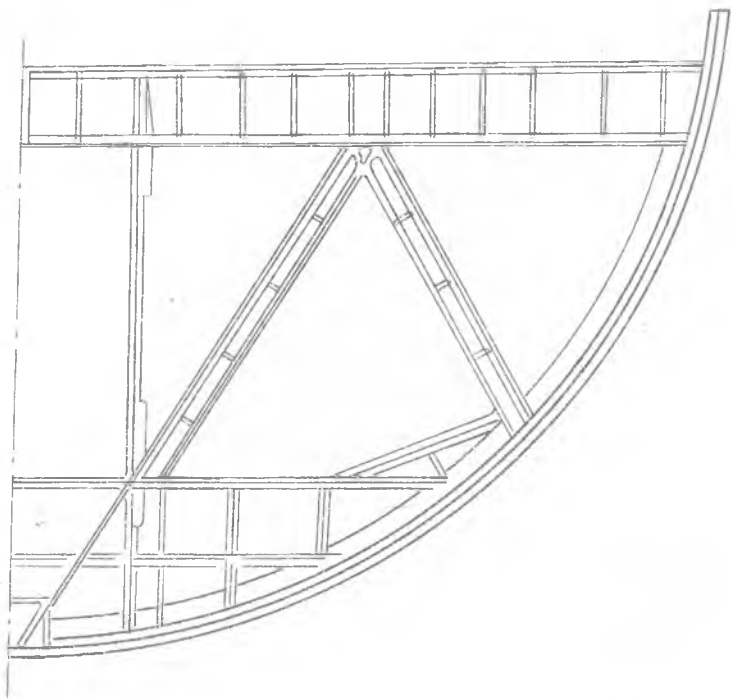


Рис. 7.6

На рис. 7.5 представлены потоки главных усилий. Обратим внимание на преимущественно одноосную работу элементов в теоретически оптимальной конструкции.

Результаты, представленные на рис. 7.4 и 7.5 довольно четко определяют рациональную ферменную силовую схему данного шпангоута. Однако, согласно рассматриваемой технологии проектирования разработка сборочного чертежа пока не начинается, но разрабатывается КЭМ-П, на которой уточняется силовая схема и проводится оптимизация распределения материала. На рис. 7.6 показан один из вариантов такой модели. И только после этого, на основе достоверной информации, которую дает КЭМ-П, разрабатывается сборочный чертеж шпангоута (рис. 7.7).



Р и с . 7 . 7

При описываемом порядке проектирования уже от искусства конструкторов зависит адекватность натуре и модели по НДС. Участки

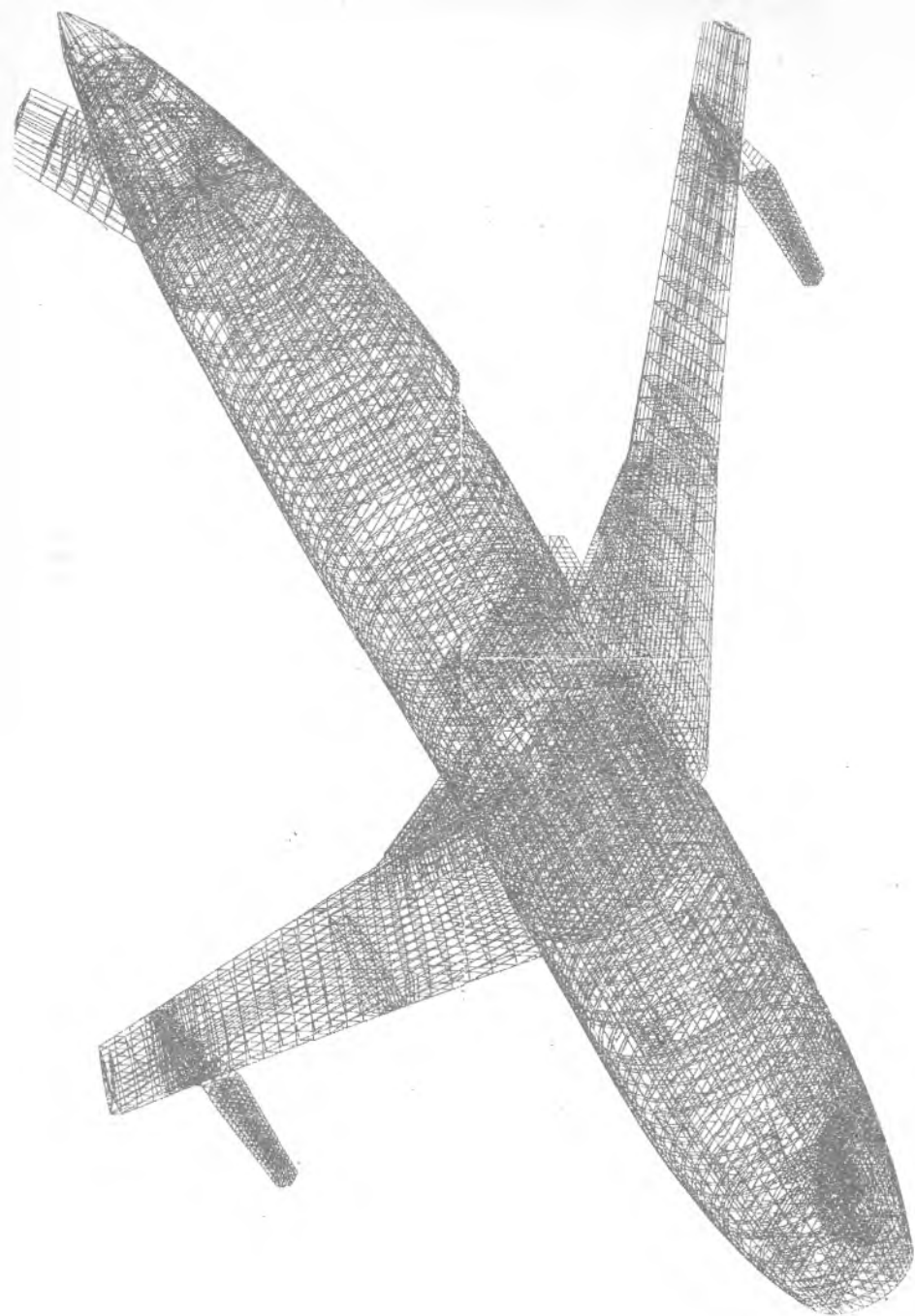
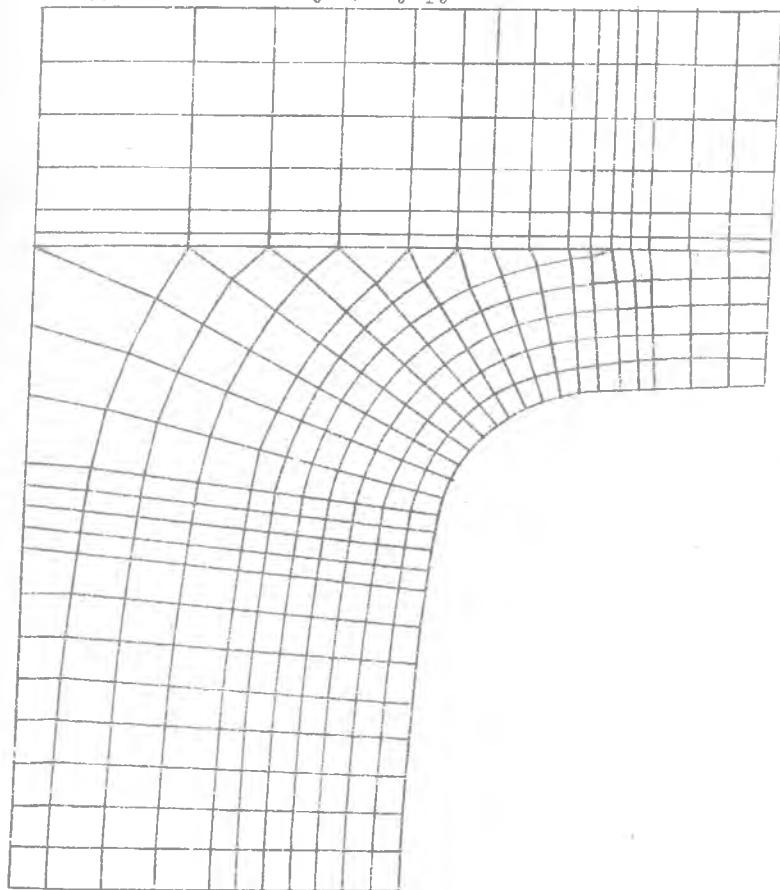


Рис. 7.8

конструкции, не включенные в математическую модель, должны быть реализованы как действительно несилловые, причем из КЭМ-П легко получить информацию о необходимых люфтах и зазорах; укрепление обшивки на участках конструкции, где она описывалась в модели мембранными элементами, должно быть выбрано так, чтобы обшивка работала без потери устойчивости при известных усилиях и т.д.

Библиотека конечных элементов не должна ограничивать поиск конструкторов, и поэтому при необходимости она исполняется необходимыми новыми элементами. Так, например, если предполагается использование обшивок из композиционных материалов, то своевременно разрабатывается мембранный анизотропный элемент, допускающий задание соответствующих упругих свойств.



Р и с . 7 . 9

Для обеспечения рабочего проектирования в зонах с локальной концентрацией напряжений (типа окантовок малых вырезов) строятся конечноэлементные модели еще более высокого уровня КЭМ-III для отдельных участков конструкции с заданием статических и кинематических граничных условий из КЭМ-II. Характерные примеры КЭМ-II и КЭМ-III приведены на рис. 7.8 и 7.9.

На этом этапе проектирования оптимизация распределения материала должна вестись по возможности с наиболее полным учетом всех действующих ограничений. Здесь целесообразно в общей итерационной процедуре, описанной в разд.3, вместо назначения нового распределения материала по формулам типа (2.6), (3.2) решать отдельные небольшие задачи по оптимизации элементов конструкции в постановке нелинейного математического программирования.

В заключение заметим, что конечноэлементные модели второго и третьего уровня используются не только для проектирования и поверочных расчетов. Их необходимо хранить в течение всего периода производства и эксплуатации самолета для рассмотрения производственных отклонений, модификаций и ремонтов его конструкции.

8. ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Для реализации описанной человеко-машинной технологии проектирования силовых конструкций в Куйбышевском авиационном институте* разработана САПР РИПАК (Расчет и Проектирование Авиационных Конструкций) [14]. При разработке системы основное внимание обращено на эффективную реализацию МКЭ, простоту ввода исходных данных, удобства в представлении результатов расчетов для самых различных целей, надёжность системы в целом. Разработка системы

* В 1992 году институт переименован в Самарский государственный аэрокосмический университет.

имеет длительную историю. Результатом первого объединения рассмотренных методов оптимизации конструкций с расчётами НДС по МКЭ явилась система ПРАСАК [15], реализованная на ЭВМ второго поколения. Эта система интенсивно эксплуатировалась в промышленности примерно 10 лет до 1980 года. Накопленный собственный опыт и опубликованный опыт разработки других крупных систем, таких как *ASKA* и *NASTRAN*, был тщательно проанализирован, и в 1979 году начата разработка системы РИПАК с ориентацией на вычислительную технику типа IBM / 360. Первые промышленные задачи решены с помощью системы осенью 1980 года. Далее система постоянно развивается [16].

В приводимом далее кратком описании системы укажем главным образом те её особенности, которые, по мнению разработчиков, способствуют внедрению в промышленность технологии автоматизированного проектирования.













Система написана на языке *PL / I*, версия 1989 года содержит более 100 тысяч операторов. Открытость её обеспечивается блочной структурой, организацией обменов данными между блоками только через внешнюю память, динамической загрузкой программы. Система допускает включение практически любых типов конечных элементов с произвольными узловыми перемещениями.













Система РИПАК позволяет решать следующие задачи:

- проводить линейно - статические расчёты произвольных конструкций по МКЭ в перемещениях с учётом температурных полей;
- определять собственные частоты и формы колебаний;
- определять динамическую реакцию конструкции;
- определять аэродинамические нагрузки на самолёт, скорости флаттера, дивергенции, реверса органов управления;
- решать геометрически нелинейные задачи в статической постановке при малых и больших перемещениях и деформациях;
- анализировать упруго - пластическое деформирование в статической постановке при изотропном и трансляционном упрочнении материала;
- проводить структурную и параметрическую оптимизацию произвольных тонкостенных конструкций с учётом ограничений по прочности, ряда требований технологичности, требований по жесткости в виде ограничений на обобщенные перемещения [17] и собственные частоты;

оценивать массу конструкций на ранних стадиях проектирования.

Все указанные задачи могут решаться с использованием техники подконструкций практически без ограничений на подробность используемых моделей (рис. 7.8).

код	форма	локальн. степени свободы	порядок МК
ОС2		U	6
ОС3		U	9
ЧЕМ4		U, V	12
ЧЕМ8		U, V	24
ТО2		U, V, W	6
ИТО2		U, V, W φ, ψ, θ	12
ИЧЕМ4		U, V, W φ, ψ	24
ИЧЕМ34		U, V, W φ, ψ	24
ШЕМ8		U, V, W	24
ШЕМ20		U, V, W	60
ТР3		U, V	9
ТО20		U, V, W	6

код	форма	локальн. степени свободы	порядок МК
ИТО20		U, V, W φ, ψ, θ	12
ЧЕС4		U, V	12
ЧЕМП4		U, V	12
ШЕМП8		U, V, W	24
БРУС		U, V, W φ, ψ, θ	12
SKIN		U, V	12
FLAME1		U, V	12
FLAME3		U, V	12
ИЧЕМТ4		U, V, W φ _n	16
CRACK		U, V	33
ЧЕМР4		U, V	12
ШЕМПР8		U, V, W	24

Библиотека конечных элементов системы показана на рис. 8.1. Её оригинальную базу составляет семейство модифицированных изопараметрических элементов [18], получивших название к в а з и с о в м е с т н ы е (на рис. 8.1 в кодах этих элементов присутствует буква М). Концепция квазисовместных элементов заключается в дополнении совместных функций формы N_i сирендипова семейства элементов несовместными функциями N_j^* типа Вилсона [24]. Последние содержат члены, пропущенные в изопараметрическом представлении поля перемещений, или дополняют его до полного полинома и обращаются в ноль во всех узлах элемента [14].

Функции N_j^* для элементов порядка $s=1, 2, 3$ имеют вид

$$s=1: \quad s=2: \quad s=3:$$

$$N_j^* = \frac{1}{2}(p_j^2 - 1), \quad N_j^* = \frac{1}{6}(p_j^3 - p_j), \quad N_j^* = \frac{1}{216}(9p_j^4 - 10p_j^2 + 1),$$

где p_j ($j = \overline{1, m}$) — естественные криволинейные координаты элемента, m — его размерность.

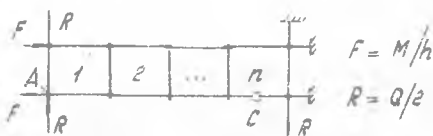
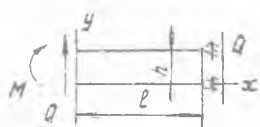
Для выполнения условия постоянства деформаций в квазисовместных элементах произвольной конфигурации используется специально разработанная схема выборочного интегрирования. В соответствии с этой схемой при вычислении несовместной части деформаций определенные члены полиномиального представления компонентов матрицы Лябли, которые вызывают нарушение указанного условия, находятся не в истинных точках численного интегрирования, а в центре элемента $p_j = 0$.

Дополнительные степени свободы, связанные с несовместными функциями, конденсируются на уровне элемента. Комплексное параметрическое тестирование показало, что квазисовместные элементы, незначительно уступая изопараметрическим по объему вычислений, обеспечивают получение более точных решений, в первую очередь, для однослойных конечно-элементных моделей.

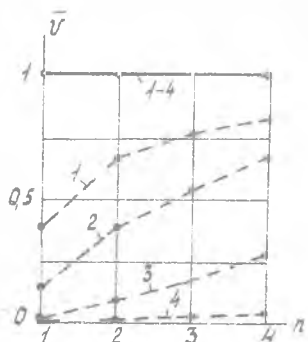
На рис. 8.2 демонстрируются результаты расчета консольной балки квазисовместными и изопараметрическими четырехузловыми элементами (N — число элементов; \bar{u} — отношение расчётного и точного значений перемещения точки А; $\bar{\sigma}$ — отношение расчётного и точного значений напряжения в точке В; номера кривых соответст —

вуют следующим отношениям длины балки ℓ к её высоте h :

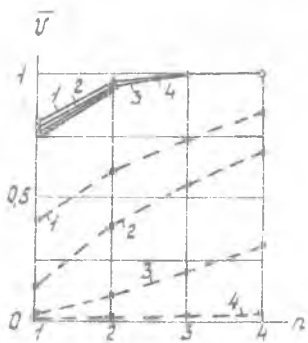
$$1 \rightarrow \frac{\ell}{h} = 2; \quad 2 \rightarrow 4; \quad 3 \rightarrow 10; \quad 4 \rightarrow 40)$$



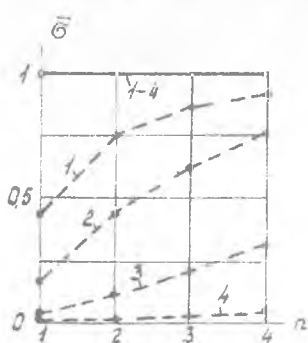
a)



б)



б)



— — — квазисовместные

— — — совместные

Рис. 8.2

На основе квазисовместных конечных элементов построен ряд

составных элементов целевого назначения, таких как двухпоясная балка, трёхслойная панель, оребренная или композитная обшивка и т.д., которые удобны при моделировании конструкций рассматриваемой технологии проектирования.

В системе РИПАК не используются какие - либо известные системы управления базами данных. Для повышения эффективности системы и упрощения её адаптации к новым операционным системам в ней для манипулирования с данными, характерными для МКЭ, используется специальный оригинальный программный продукт. В системе предусмотрено создание контрольных точек программным путем по оптимальной стратегии, которая найдена из решения задачи о минимизации математического ожидания времени прохождения задания на ЭВМ с учетом времени резервирования данных и восстановления их после отказов.

Для оптимизации в первом приближении распределения материала в моделях всех уровней используется итерационный алгоритм отыскания равнопрочных конструкций на несколько случаев нагружения с учетом ограничений на некоторые обобщенные перемещения. Допускаемые напряжения могут задаваться переменными для разных групп конечных элементов. Предусмотрено оперативное введение ограничений на минимальные величины жесткостных параметров отдельных элементов, задание определенного закона изменения жесткостей групп элементов, исключение групп элементов из процесса оптимизации, зануление жесткостей элементов и т.д. Эти возможности позволяют вести проектирование эффективно в интерактивном режиме с использованием знаний, опыта и интуиции конструктора, что частично компенсирует известные недостатки итерационных алгоритмов по способности находить оптимальное распределение материала и удовлетворять требованиям технологичности, сохраняя их преимущества по быстрдействию.

Система РИПАК предоставляет большие возможности по выводу результатов расчетов. Для большинства конечных элементов вычисляется несколько десятков результатов, которые в любом наборе выборочно для заданных элементов могут быть выведены на АЦПУ или на текстовый дисплей в виде таблиц. Это - компоненты напряжений и эквивалентные напряжения для тех точек элемента, где они вычисляются наиболее точно и нужны для анализа, потоки главных усилий, интегральные силовые факторы типа изгибающего момента, осевой и перерезающей силы в балочном элементе и т.п. Наибольшей попу-

лярностью у конструкторов используется выдача результатов с помощью графопостроителя или графического дисплея в виде конечно-элементных сеток или их разверток с нанесенными цифровыми и графическими результатами. Для понимания работы конструкции, как правило, сначала просматриваются картины деформированного состояния и потоки главных усилий и далее цифровой материал - для принятия решений.

Система РИПАК успешно используется более чем в сорока крупных проектных организациях различных отраслей машиностроения. Система функционирует в среде ОС ЕС, ЦДО СВМ ЕС, *CMS VM/SP, BS-2000* *SIEMENS VAX/VMS* и поставляется как коммерчески* программный продукт совместно с обучением пользователя и сопровождением.

Для поддержки описываемой технологии автоматизированного проектирования практически на всех современных компьютерах, начиная с IBM AT-386, разработана система ПОЛИНА (Проектирование, Оптимизация, Линейный и Нелинейный Анализ). Программное обеспечение написано на языке Си. Эта новая система поставляется пользователям с 1993 г.

9. ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ САПР ПРОСТРАНСТВЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Анализ задач, решаемых с помощью системы РИПАК, и запросов ее постоянных пользователей, позволяет наметить следующие актуальные направления развития подобных систем:

расширение видов ограничений, учитываемых в процедурах оптимизации, с целью максимального учета реальных условий проектирования;

повышение точности решения задач анализа ЦДО за счет учета нелинейных факторов и совершенствования методов расчета взаимодействия конструкций с внешней средой.

Проведенные экспериментальные исследования показывают, что расширение оптимизационных задач с сохранением эффективности методов их решения на уровне алгоритмов, описанных в разд. 2 и 3, можно получить на основе использования коэффициентов чувствительности (КЧ) [19, 20], которые представляют собой частные производные от функций ограничений и целевой функции по проектным пере-

менным. В качестве проектных переменных целесообразно выбрать массы конечных элементов $m_i = \rho_i S_i \delta_i$.

Реализованный в системе РИПАК аппарат анализа чувствительности позволяет получать КЧ по следующим физическим ограничениям [21]: обобщенные перемещения; напряжения; частоты и формы собственных колебаний; критические усилия потери устойчивости; критическая скорость дивергенции и др.

КЧ имеют энергетическую природу, например, для ограничения на частоту ω_j j -го тона собственных колебаний безмоментных конструкций:

$$\frac{\partial \omega_j^2}{\partial m_i} = \frac{\{W_j\}_i^T [k_i] \{W_j\}_i}{m_i} - \omega_j^2 \frac{\{W_j\}_i^T [m_i] \{W_j\}_i}{m_i}, \quad (9.1)$$

где ω_j^2 - квадрат круговой частоты;

$\{W_j\}_i$ - компоненты вектора M - нормированной собственной формы, связанные с i -м элементом;

$[k_i]$ - матрица жесткости и $[m_i]$ - матрица масс i -го элемента.

Первый член выражения (9.1) является удельной потенциальной псевдоэнергией, отнесенной к плотности материала. Второй - удельной кинетической псевдоэнергией, также отнесенной к плотности материала. Приставка "псевдо" свидетельствует о том, что энергии вычислены не на реальных перемещениях, а на форме.

КЧ по остальным ограничениям также имеют энергетическую природу, что существенно облегчает и удешевляет (в смысле вычислительных затрат) процедуру анализа чувствительности. В самом деле, после выполнения прямого расчета имеется вся необходимая информация для проведения вычислений вида (9.1).

В системе РИПАК процедуры анализа чувствительности выделены в отдельный самостоятельный блок, что позволяет проводить анализ чувствительности, хранить КЧ и визуализировать их в процессе проектирования. Знание КЧ, возможность их визуализации позволяет принимать обоснованные проектные решения, эффективно работать в эвристическом режиме.

В подсистеме ПРОЕКТИРОВАНИЕ-КЧ системы РИПАК [22] нашли развитие алгоритмы, описанные в разд.2,3. Развитие метода заключается в применении последовательной линеаризации во внутренних циклах алгоритма и в совершенствовании рекуррентных соотношений. Коротко изложим основные идеи.

Оптимизационная задача ставится как задача минимизации массы

модели конструкции m при выполнении всех наложенных функциональных ограничений g и конструктивно-технологических ограничений:

$$\min m = \sum_{i=1}^n m_i \quad (9.2)$$

при

$$g_j \leq 0, \quad j = 1, \dots, \ell \quad (9.3)$$

и

$$m_{i \min} \leq m_i \leq m_{i \max}, \quad (9.4)$$

где ℓ - число функциональных ограничений.

Необходимые условия оптимальности Куна-Таккера, являющиеся условием стационарности лагранжиана:

$$\Phi = m + \sum_{j=1}^{\ell} \lambda_j g_j, \quad (9.5)$$

где λ_j - множитель Лагранжа, имеют следующий вид:

$$\frac{\partial \Phi}{\partial m_i} = 0, \quad \lambda_j g_j = 0 \quad (9.6)$$

Условия (9.6) дают систему $n + \ell$ нелинейных уравнений относительно проектных переменных и множителей Лагранжа λ_j .

В [22] предложен оригинальный алгоритм решения этой системы. Основной особенностью алгоритма являются внутренние циклы, предназначенные для уточнения наборов активных ограничений и активных проектных переменных. Во внутренних циклах осуществляется решение системы (9.6) на линеаризованных соотношениях, используется прямой метод решения системы линейных уравнений. Линеаризация выполняется на базе КЧ, полученных в блоке анализа чувствительности.

Алгоритм оптимизации имеет следующую схему.

I Внешний цикл.

1. Прямой расчет. Определение начального набора активных ограничений.

2. Анализ чувствительности.

II Внутренний цикл.

3. Уточнение набора активных ограничений путем вычисления множителей Лагранжа и отбрасывания ограничений, которым соответ-

ствуют отрицательные множители. Используются различные соотношения для вычисления множителей, например, приведенные в [19].

4. Назначение новых проектных переменных по соотношениям типа

$$m_i^{j+1} = m_i^j \left[\alpha + (1-\alpha) \sum_{j=1}^p \lambda_j \frac{\partial g_j}{\partial m_i} \right], \quad (9.7)$$

где j - номер итерации;

α - релаксационный коэффициент.

5. Уточнение набора активных проектных переменных. Если для i -й проектной переменной нарушены условия (9.4), то перевод этой проектной переменной в разряд пассивных и переход к п.3. В противном случае выход из внутреннего цикла в п.6.

Конец внутреннего цикла.

6. Анализ условий выхода из внешнего цикла.

Если исчерпано заданное число итераций, то переход к п.7. В противном случае переход к п.1.

Конец внешнего цикла.

7. Завершение расчета.

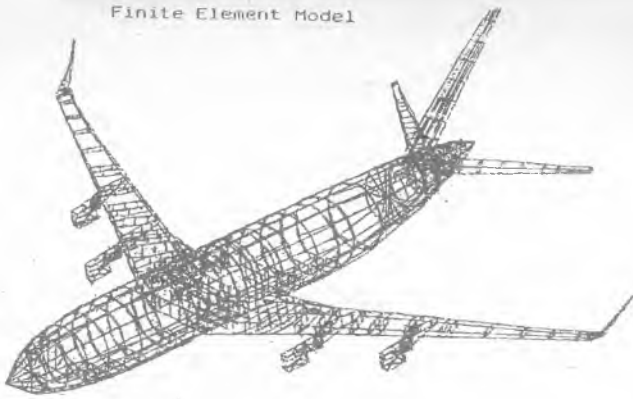
Примеры расчетов по этому алгоритму приведены в [22].

В современных системах, реализующих МКЭ, точность расчета НДС конструкций из линейно-упругого материала при известных статических и кинематических граничных условиях может быть практически сколько угодно высоким. На базе таких систем интенсивно и эффективно разрабатываются программные комплексы для решения нелинейных задач. Вообще можно сказать, что МКЭ и его совершенные реализации представляют удачную компьютерную модель твердого деформируемого тела.

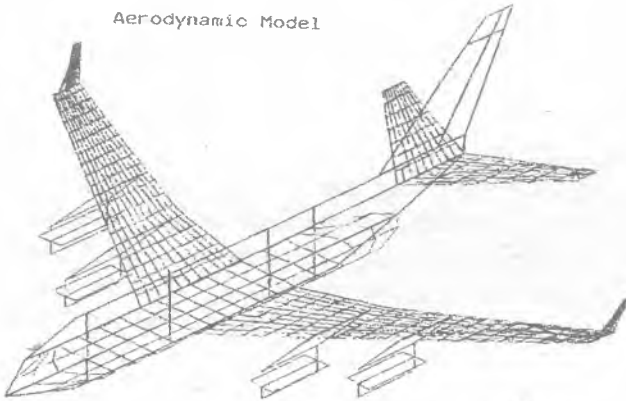
Очередные проблемы повышения достоверности расчетов конструкций, на наш взгляд, связаны прежде всего с заданием нагрузок, с расчетом взаимодействия конструкции с внешней средой. Для авиационных конструкций решение этой проблемы оказывается принципиально трудным, по крайней мере, по двум причинам. Во-первых, расчетные сетки МКЭ и методов компьютерной аэродинамики, как правило не совпадают, и, во-вторых, распределение аэродинамических нагрузок и деформации конструкции взаимосвязаны.

Расчет инерционных узловых сил также оказывается нетривиальной задачей, так как помимо масс конечных элементов в реальных конструкциях всегда есть значительные, произвольно расположенные

Finite Element Model



Aerodynamic Model



Inertia Model

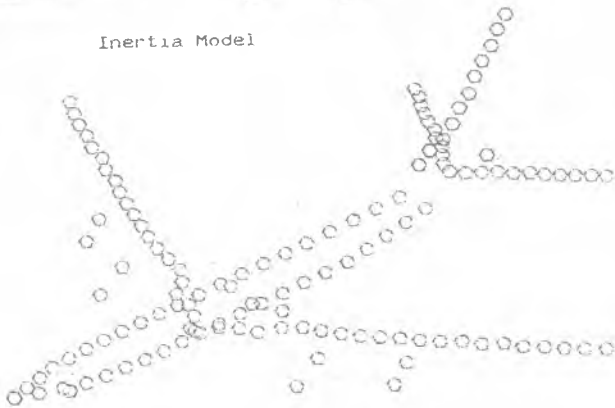


Рис. 9.1

и закрепленные массы несилловых элементов.

Для преодоления всех этих трудностей в последних версиях системы РИПАК были приняты следующие меры:

включены в систему численные аэродинамические методы в виде самостоятельной аэродинамической модели;

разработаны специальные программные средства для пересчета интенсивностей давлений с " аэродинамических сеток " на конечно-элементные;

разработана специальная инерционная модель силовых и несилловых элементов конструкции, которая позволяет сводить все инерционные силы к статически эквивалентной системе узловых сил конечно-элементной модели.

Предложенный путь оказался плодотворным [23] и позволил решать широкий круг задач аэроупругости (рис. 9.1).

Дальнейшее совершенствование методов расчета конструкций представляется как создание и объединение достаточно универсальных компьютерных моделей механики сплошной среды, передачи тепла, трения и т.д. Есть все основания принимать при этом за базовую наиболее разработанную технологию создания конечно-элементных вычислительных систем и моделей.

1. Еггер С. М., Лисейцев Н. К., Самойлович О. С. Основы автоматизированного проектирования самолетов. М.: Машиностроение, 1986. 232с.
2. Комаров В. А. О рациональном распределении материала в конструкциях // Известия АН СССР. Сер. механика, 1965. № 5. С. 85-87.
3. Комаров А. А. Наиболее жесткие конструкции // Тр. Куйбышев. авиац. ин-та. 1954. Вып.2. С. 77-86.
4. Комаров А.А. Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышев, 1965. 82с.
5. Комаров В. А., Резниченко Г. А. Оценка массы конструкций с использованием конечно-элементных моделей // Куйбышев, 1984.
6. Разани Р. Поведение равнонапряженной конструкции и ее отношение к конструкции минимального объема. Ракетная техника и космонавтика (русский перевод). 1965. т.3, № 12. С. 115-124.
7. Козлов Д. М. Сравнение некоторых результатов проектирования ферм минимального объема / Оптимальное проектирование авиационных конструкций / Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1973. Вып.1. С.76-85.
8. Иванова Е. А., Комаров В.А. Рациональная конструкция неподвижной части крыла с изменяемой стреловидностью. / Проектирование оптимальных конструкций: Сб. тр. Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1971. Вып.54. С.24-35.
9. Иванова Е. А., Пересыпкин В. П. К выбору силовой схемы корневой части крыла самолета-авиобуса / Автоматизация проектирования авиационных конструкций: Межвуз. сб. Куйбышев. авиац. ин-т. 1979. С. 19-28.
10. *Michell A.G. The limits of Economy of Material in Framestructures // Philosophical Magazine and Journal of Science. Vol. VIII. Sixth series. London, 1904.*
11. Зарубин В. А., Комаров В. А. О парадоксах концепций полнонапряженности и согласованности в проектировании конструкций из волокнистых композитов // Прикладные пробле-

мы прочности и пластичности. Анализ и оптимизация конструкций: Всесоюзн. межвуз. сб. / Горьк. гос. ун-т. 1989. С. 40-45.

12. Шейнин В. М., Козловский В. И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов: Справочник. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1984. 552с.

13. Кёфели А.И. О теоретических весах сооружений // Тр. ЛПИИТ., 1927. Вып.96 С.247-266.

14. Автоматизация проектирования авиационных конструкций на основе МКЭ. САПР РИПАК / В. А. Комаров, В. П. Пересыпкин, Е. А. Иванова и др. - КуАИ. - Куйбышев, 1984.- 174с.- Рук. - Деп. ВИНТИ 06.06.84, № 3709-84.

15. Комаров В. А., Пересыпкин В. П. Комплекс программ расчета авиационных конструкций ПРАСАК // Автоматизация проектирования авиационных конструкций / Куйбышев. авиацион. ин-т. Куйбышев, 1979. С. 3-18.

16. Конечно-элементная система для проектирования авиационных конструкций / В. А. Комаров, В.П. Пересыпкин, Е. А. Иванова и др. // Программные продукты и системы. 1988. Вып.1, С.88-91.

17. Данилин А.И., Комаров В.А. Проектирование тонкостенных конструкций с ограничениями по жесткости // Прикладные проблемы прочности и пластичности. Статика и динамика деформируемых систем: Всесоюзн. межвуз. сб./ Горьк. гос. ун-т. Горький, 1985. С. 86-96.

18. Макеев В.Г. Конечноэлементная база САПР РИПАК // Прикладные проблемы прочности и пластичности. Исследования и оптимизация конструкций. Горький, 1990. С. 124-135.

19. Хог Э., Арора А. Прикладное оптимальное проектирование. М.: Мир, 1983. С. 479.

20. Хог Э., Чой К., Комков В. Анализ чувствительности при проектировании конструкций. М.: Мир. 1988. С. 428.

21. Зарубин В.А. Анализ чувствительности конструкций, моделируемых МКЭ // Прикладные проблемы прочности и пластичности. Анализ и оптимизация конструкций: Всесоюзн. межвуз. сб. / Нижегород. гос. ун-т. Нижний Новгород, 1991. С. 34-40.

22. Зарубин В. А. Анализ чувствительности, оптимизация и их информационное обеспечение в МКЭ-системах // Расчеты на прочность: Сб. науч. статей. М.: Машиностроение, 1990. Вып. 32. С. 151-168.

23. Беляев А. Е., Матвеев В. Г., Пересыпкин В. П. Система дискретных моделей летательного аппарата для решения задач аэроупругости // Прикладные проблемы прочности и пластичности. Исследование и оптимизация конструкций: Всесоюзн. межвуз. сб. / Горьк. гос. ун-т. Горький, 1990. С. 116-124.

24. *Wilson E. L., Taylor R. L., Doherty W. P. Ghaboussi J. Incompatible displacement models // Numer and Comput. Meth. Struct. Mech. N.Y.: Academic Press, 1973. P. 43-57.*

ОГЛАВЛЕНИЕ

П р е д и с л о в и е	4
1. Традиционное проектирование	7
2. Конструкции с минимальной энергией деформаций ..	9
3. Равнопрочные конструкции	14
4. Проектирование силовых схем	15
4.1. Плоские конструкции	16
4.2. Конструкции типа крыла	19
4.3. Конструкции типа фюзеляжа	24
4.4. Произвольные пространственные конструкции	26
5. Проектирование внутренних структур элементов из композиционных материалов	29
6. Оценка массы конструкции на ранних стадиях про- ектирования	40
7. Технология проектирования силовых конструкций на основе КЭМ	45
8. Программное обеспечение	55
9. Перспективы развития САПР пространственных кон- струкций	61
Б и б л и о г р а ф и ч е с к и й с п и с о к	67

К о м а р о в Валерий Андреевич

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Редактор Е.Д.Антонова
Техн. редактор Г.А.Усачева
Корректор В.М.Измайлова

Подписано в печать 27.09.93. Формат 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл.печ.л. 4,2. Усл. кр.-отт. 4,3. Уч.-изд.л.4,0.
Тираж 400 экз. Заказ 754 Арт. - С 24/93.

Самарский государственный аэрокосмический
университет имени академика С.П. Королева
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Издательско-полиграфическое объединение
Самарского государственного аэрокосмичес-
кого университета. 443001 Самара, Ульянов-
ская, 18.