

В.И. Абрамов, Ю.И. Голубев,
Е.А. Иванова, В.П. Пересыпкин

К ПРИМЕНЕНИЮ РАСЧЕТОВ ПО МКЭ НА РАННИХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЕТОВ

Эскизное проектирование самолета наряду с разработкой общих видов, компоновки, конструкции основных агрегатов самолета, расчета веса, центровки и аэродинамических характеристик содержит приближенный анализ прочности важнейших частей самолета [1].

Прочностные расчеты на этом этапе должны дать информацию об основных путях передачи сил в конструкции, выявить основные силовые элементы, особенности их работы и уровни напряжений в них.

Эти расчеты, во-первых, должны быть достаточно точны, так как необоснованные решения на ранних этапах проектирования, когда закладывается основная силовая схема, могут привести к ухудшению характеристик самолета, которые трудно или даже невозможно устранить на последующих этапах проектирования. Во-вторых, они должны быть выполнены обычно для нескольких конкурирующих схем и ряда случаев нагружения. В-третьих, весь объем исследования должен быть выполнен в достаточно короткие сроки, не сдерживающие темпы проектирования.

Естественно, что для достижения этих целей нужны экономичные расчетные схемы. Так, в практике КБ широко применяются простые инженерные методы для расчета отдельных агрегатов самолета (крыла, фюзеляжа и др.), основанные обычно на теории тонкоотенных балок с плоскими недеформируемыми сечениями. Однако из-за возросших требований к надежности, ресурсу, весу самолетов эти методы оказываются недостаточно точными.

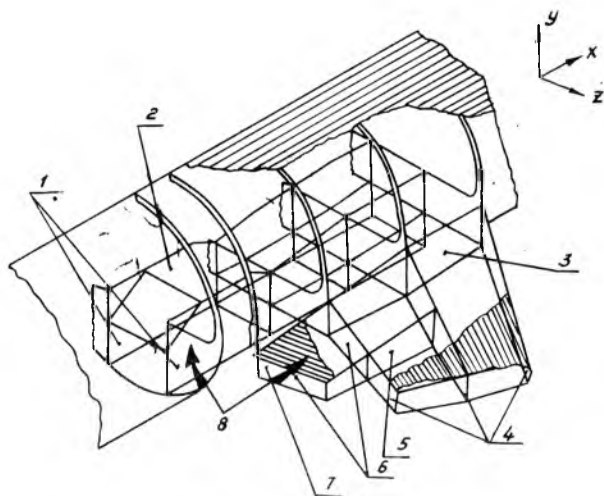
Особенно это проявляется при проектировании конструкции со сложным статически неопределимым взаимодействием отдельных силовых частей.

Развитие метода конечных элементов дало универсальный инструмент для расчета произвольных конструкций. Распространено мнение, что МКЭ затруднительно применять на ранних этапах проектирования вследствие большой трудоемкости подготовки данных и самих расчетов.

Но, во-первых, рост быстродействия ЭВМ, оснащение их графическими устройствами, позволяющими автоматизировать контроль исходных данных и обработку результатов, совершенствование вычислительных систем, реализующих МКЭ, снижают затраты времени на выполнение расчетов. Во-вторых, на ранних этапах проектирования можно использовать довольно грубые конечноэлементные модели, дающие представление только об основных особенностях работы конструкции. На этом этапе геометрия, компоновка самолета, веса агрегатов, оборудование, нагрузки не окончательны, и независимо от подробности конечноэлементной модели результаты прочностных расчетов будут приближенными. Это является серьезным аргументом в пользу применения грубых сеток.

Однако, как показано ниже, расчет конструкции с использованием грубых сеток может дать много полезной и достоверной информации о напряженно-деформированном состоянии.

Рассмотрим достаточно сложную конструкцию - стык крыла с фюзеляжем крупноразмерного самолета, принципиальная схема которого показана на рис. I.



Р и с. I. Принципиальная силовая схема: 1-продольные стенки; 2-гермопол; 3-бортовая нервюра; 4-лонжероны нервюры; 5-шассийная нервюра; 6-узлы шасси; 7-шассийная балка; 8-плати шасси

Стреловидное, трехлонжеронное в корневой части крыло большого удлинения связано с круглым цилиндрическим фюзеляжем по трем силовым шпангоутам. Тележки основных стоек шасси, расположенные на крыле, и подфюзеляжная стойка основного шасси убираются в фюзеляж, в связи с чем и в крыле, и в фюзеляже располагаются большие вырезы. Вырезы в фюзеляже компенсированы двумя продольными стенками с бимсами по нижней кромке. Шассийная ниша крыла ограничена шассийной балкой, опирающейся на силовой шпангоут, и шассийной нервюрой, расположенной под прямым углом в плане к шассийной балке.

Конечноэлементная модель этой конструкции показана на рис.2.

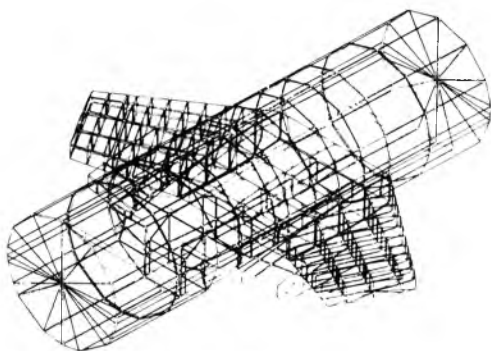
Она содержит всего 1836 неизвестных узловых перемещений без учета симметрии конструкции около 900 неизвестных для симметричной половины.

Обшивка крыла и фюзеляжа идеализировалась четырехугольными и треугольными изотропными элементами; шпангоуты, лонжероны, нервюры, балки - элементами, работающими в условиях плоского изгиба, стрингеры и бимсы - стержневыми элементами. Стенки шассийных ниш и пол - сдвиговыми элементами.

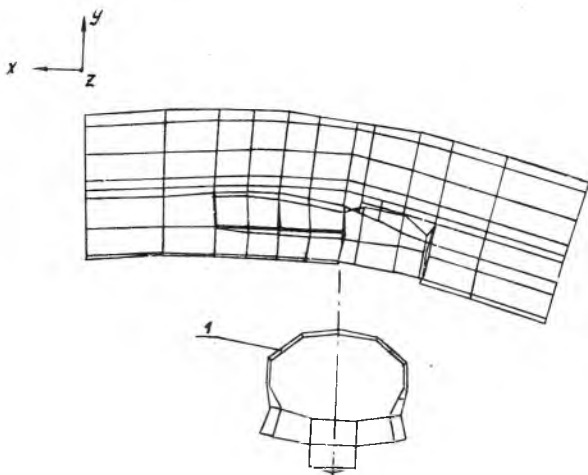
Цель расчета - выяснение взаимодействия между элементами фюзеляжа (обшивкой, силовыми шпангоутами, стенками шассийной ниши, бимсами) и крылом.

Расчет был выполнен при помощи системы ПРАСАХ [2], реализующей МКЭ, на ряд случаев нагружения: полетных, посадочных, симметричных и несимметричных.

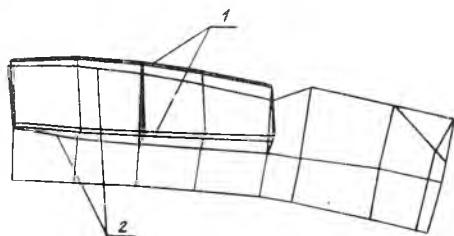
Учет взаимного влияния жесткостей крыла и фюзеляжа, даже на столь крупной сетке, позволил выявить ряд качественных особенностей работы конструкции. Особенно сложным оказалось напряженно-деформированное состояние фюзеляжа вблизи крыла и в зоне шассийного выреза из-за деформации и деформаций поперечных сечений (рис. 3, 4).



Р и с.2. Конечноэлементная модель центральной части планера
670 узлов, 1285 элементов, 1836 степеней свободы

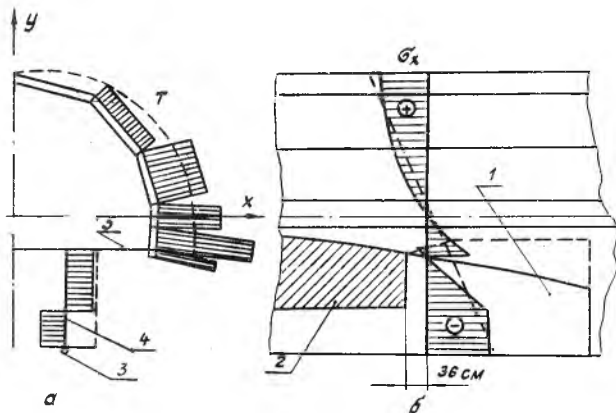


Р и с.3. Деформации фюзеляжа в стыке с центропланом: 1- шпангоут заднего лонжерона



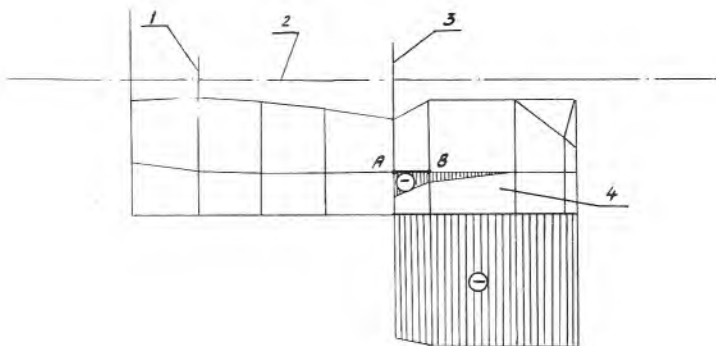
Р и с.4. Деформации продольной стенки в клетчатом случае нагружения:
 1-сечение центроплана по борту;
 2-сечение центроплана по стенке шассийной ниши

ЭТИМ объясняются нетривиальные законы распределения нормальных и касательных напряжений в сечении фюзеляжа непосредственно за задним лонжероном (рис.5).



Р и с.5. Распределение потоков: а-касательных сил, б-нормальных напряжений в сечении фюзеляжа непосредственно за задним лонжероном:
 — результаты расчета по МКЭ,
 - - - По методу плоских сечений:
 1-продольная стенка; 2-центроплан; 3-бимс; 4-стенка;
 5-линия пола

Следствием деформаций сечений фюзеляжа является также слабое участие продольной стенки шассийной ниши в передаче перерезывающей силы по фюзеляжу. Ее доля составляет всего ~10%, тогда как по методу плоских сечений она должна передавать ~40% перерезывающей силы. Поэтому приращение изгибающего момента на длине шассийной ниши на 90% воспринимается обшивкой фюзеляжа, что вызывает высокие сжимающие напряжения по нижней кромке обшивки над крылом, рис.5б. Таким образом, обшивка фюзеляжа в зоне шассийного выреза оказывается тяжело нагруженной как нормальными, так и касательными силами. В продольной шассийной нише у нижней задней грани центроплана имеет место всплеск нормальных напряжений, который объясняется тем, что центроплан для фюзеляжа является жестким включением и, кроме того, сдвиговыми деформациями нервюр центроплана (рис. 3 и 4). Для парирования этого явления потребовалось ставить мощный стержень АВ, который служит как бы продолжением нижней панели крыла по продольной стенке и "набирает" на себя значительную силу, разгружая бимс (рис.6).



Р и с.6. усилия в бимсе и в стержне АВ в полетном случае нагружения: 1-задний лонжерон; 2-ось самолета; 3-передний лонжерон; 4-бимс

Очевидно, что представленные здесь результаты не могут быть получены простыми инженерными методами, а также и то, что эти результаты немаловажны и их неучет мог привести к грубым ошибкам в силовой схеме конструкции.

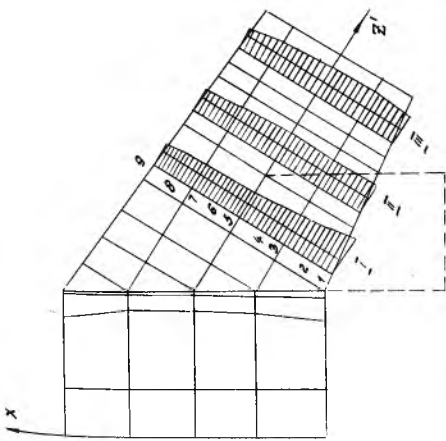
Результаты расчета оказалось возможным сравнить с данными тензометрии. Это сравнение подтвердило не только качественную достоверность расчета, но и хорошее количественное совпадение для основных силовых элементов (рис. 7,8,9).

В ы в о д ы

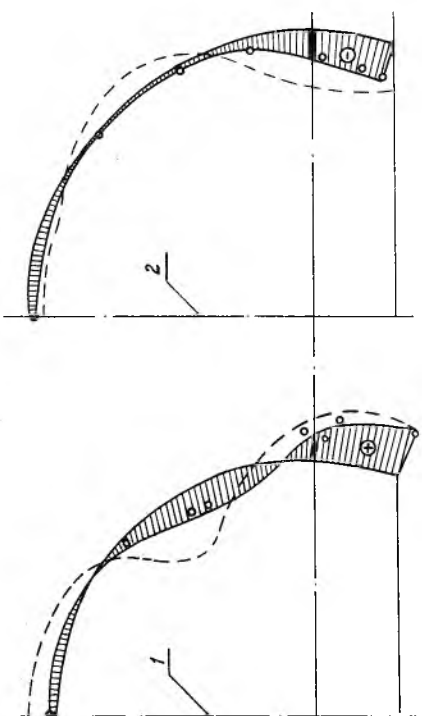
1. Для сложных агрегатов конструкции самолета уже на ранних стадиях проектирования напряженно-деформированное состояние должно определяться по методу конечных элементов.

2. Применение конечноэлементных моделей с небольшим числом степеней свободы, подобных рассмотренной здесь, позволяет получать достоверные результаты о работе основных частей конструкции при сравнительно малых затратах труда.

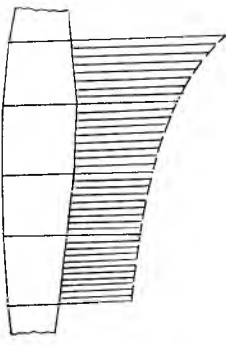
Р и с. 7. Нормальные напряжения σ_z в обшивке нижней поверхности крыла



Р и с. 9. Нормальные напряжения в поясах силового шпангоута: — МКЭ; --- уравновешивание шпангоута по закону sin ; — результаты тензомерии 1-внутренний пояс; 2- наружный пояс



Р и с. 8. Потоки касательных усилий в обшивке фюзеляжа над крылом



Л и т е р а т у р а

1. Б а д я г и н А.А., Е г е р С.М. и др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1972, а516.

2. К о м а р о в В.А., П е р е с ы п к и н В.П. Комплекс программ расчета авиационных конструкций ПРАСАК. — В сб.: Автоматизация проектирования авиационных конструкций. Куйбышев: КуАИ, 1979, с. 3—18.

УДК 629.735.33.075.1

А.И. Андрияенко

НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ ПАНЕЛЕЙ

Вопросам проектирования подкрепленных панелей минимального веса посвящено большое количество работ как отечественных, так и зарубежных авторов. Преимущественно рассматриваются сжатые в одном направлении панели, для которых используется расчетная схема широкой стойки и принцип равноустойчивости. Оптимальными считаются те панели, у которых критические напряжения местной и общей устойчивости равны расчетным и максимальны. Однако практическая реализация таких панелей и учет дополнительных ограничений (по прочности, жесткости, конструктивно-технологических и др.) сопряжены с большими трудностями.

Более общим и перспективным является решение задачи весовой оптимизации панелей в постановке математического программирования. Формулировка такой задачи может быть представлена в виде [1]:

$$\begin{aligned} G(\vec{X}) \rightarrow \min, \vec{X} = \vec{X}' U \vec{X}'', \quad H_i(\vec{X}, \vec{Q}_r) \leq C_i, \\ \vec{X} \in S, \vec{X} \geq \vec{X}_0, \quad i = 1, 2, \dots, m, \end{aligned} \quad (I)$$

где \vec{Q}_r — вектор граничных усилий;
 \vec{X}' — описания сечений элементов, входящих в конструкцию панели;
 \vec{X}'' — описания схемы каркаса;
 \vec{X}_0 — вектор конструктивных ограничений;
 S — область, называемая "обобщенным сортаментом";