

УДК 519.95: 518.0: 621.391: 681.325

ДЕКОМПОЗИЦИЯ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ ПРИ ОПТИМАЛЬНОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

Мирошниченко И.В.,

Баранюк А.В., к.т.н.,

Сарибога А.В.

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт им. Игоря Сикорского» (Украина)

В статье исследована проблема оптимального проектирования самолета. Предложен оптимальный алгоритм решения задачи оптимизации веса планера самолета, разработанный на основе декомпозиции конечно-элементной модели. Показано, что существует конечный уровень декомпозиции конечно-элементной модели планера, включающий относительно небольшое количество классов моделей, которые могут синтезироваться автоматически.

Ключевые слова: критерий эффективности, синтез модели, конечный элемент, информационная технология.

Постановка проблемы. Задача оптимального проектирования транспортного самолета (ТС) рассматривается как задача принятия решения на трех этапах: "внешнее" проектирование, "формирование облика" и "внутреннее" проектирование [1]. В случае единственного критерия эффективности $F(x)$ задача оптимального проектирования заключается в определении вектора конструктивных параметров $x = (x_1, x_2, \dots, x_N)$, $x \in X$:

$$x^0 \in \text{Arg max}_{x \in X} F(x), \quad (1)$$

где $\text{Arg max}_{x \in X} F(x) = \{x \in X \mid F(x) = \max_{x \in X} F(x)\}$.

Известно [2], что проектирование ТС связано с большой размерностью N вектора x , что требует больших ресурсов для определения значений $F(x)$, и поэтому решение (1) необходимо представить как декомпозицию нахождения векторов $x \in \Pi(U)$ и решения (2):

$$x^0 \in \text{Arg max}_{x \in \Pi(U)} F(x), \quad (2)$$

где u_i , $i = 1, 2, \dots, m$ - частные критерии качества СТО, $F(x)$ - монотонный, $\Pi(U)$ - множество оптимальных по Парето векторов из U , $\Pi(X)$ - множество векторов $x \in X$ для которых $u(x) \in \Pi(U)$.

В этом случае этап "формирование облика" не зависит от

критерия F , что позволяет существенно сократить число вариантов на этапе "внешнего" проектирования. Решение (2) является решением задачи (1), а процедура "формирования облика" состоит в построении паретовского множества $\Pi(C, X)$. Такая же задача должна решаться и на этапе "внутреннего" проектирования. Отметим, что задача построения множества $\Pi(C, X)$ является непростой из-за большой размерности вектора $x = (x_1, x_2, \dots, x_N)$ и сложной структуры множества X . Выходом из этой ситуации является дальнейшая декомпозиция и создание иерархии задач "внутреннего" проектирования.

Анализ последних исследований и публикаций. Существующая технология применения МКЭ для решения задачи контроля уровней напряжений в планере самолета (ПС) имеет итерационный характер. Так как общая модель ПС включает совокупность моделей агрегатов, которые исследуются отдельно со своим множеством конструктивных параметров $x_j \in X$ и критериев качества W , то структура данных проекта имеет вид дерева. Синтез конечного результата на каждом j -м уровне декомпозиции представляет собой объединение результатов задач $j+1$ -го уровня с последующим сравнением с критериями качества j -го уровня. Например, при решении задачи контроля веса конструкции самолета сумма весов агрегатов сравнивается с G_0 .

Для анализа НДС конструкции ПС применяются Nastran и ANSYS, использующие два уровня декомпозиции конечно-элементной модели (КЭМ) и, соответственно, две группы алгоритмов: универсальный для анализа НДС КЭМ и несколько специализированных для расчета НДС конечных элементов. Количество специализированных алгоритмов определяется количеством типов конечных элементов (КЭ). Основная концепция моделирования ПЛ в Nastran и ANSYS требует создания геометрических моделей (ГМ), которые используются для формирования КЭМ [3]. Дополнительные уровни декомпозиции формируются с помощью САД-систем. Критерием выполнения декомпозиции является постоянство параметров агрегатов в ГМ. Синтез общей КЭМ самолета производится путем объединения близко расположенных узлов КЭМ агрегатов. Такой метод является неоднозначным, с учетом возможной несогласованности структур КЭМ элементов ПЛ. При этом время создания КЭМ для расчета НДС ПС составляет от 2 до 5 лет. Анализ НДС выполняется методом интерактивной визуализации, эффективность которого существенно зависит от количества деталей в конструкции, поэтому время анализа НДС планера самолета составляет 1-6 месяцев [5].

Формирование целей статьи. Объект моделирования можно

представить как два множества $\langle E, F \rangle$, где E - набор элементов реальной СТО, а F - как набор правил, характеризующих связи между элементами E . Таким образом, объем исходных данных, которые необходимо ввести при создании КЭМ можно представить в виде произведения $N = E * F$. Показано [2], что при переходе от общей модели к детальной ее качество не должно ухудшаться. Следовательно, величина N на различных уровнях декомпозиции должна оставаться постоянной либо уменьшаться. При этом, учитывая, что для разработки алгоритма синтеза структуры КЭМ должно быть определено множество правил (алгоритмов) F , которые определяются функциональным назначением моделируемого объекта, всегда существует конечный уровень декомпозиции, ниже которого декомпозиция не имеет смысла, так как становится невозможным определение функционального назначения элемента конструкции, а значит невозможно описание метода формирования структуры и связей. На этом уровне декомпозиции структура КЭМ синтезируется непосредственно из КЭ. При этом становится невозможным выполнить условие постоянства/уменьшения N , поскольку ее величина остается достаточно большой. Поэтому для этого уровня должны быть разработаны автоматизированные алгоритмы синтеза структур КЭМ. В результате исследований установлено, что конечным уровнем декомпозиции для КЭМ планера самолета является уровень элементов продольного и поперечного набора (стрингеров, нервюр, обшивок, шпангоутов и т.п.). При этом топологии КЭМ элементов продольного и поперечного набора описываются сравнительно небольшим количеством специализированных алгоритмов, соответствующих классам объектов "регулярная нервюра", "дополнительная нервюра", "усиленная нервюра", "лонжерон", "регулярный стрингер", "выпадающий стрингер", "обшивка", "типовой шпангоут", "усиленный шпангоут". Это дает возможность разработать автоматизированные алгоритмы описания топологий указанных КЭМ, не использующие интерактивные технологии ввода данных и ГМ.

Основная часть. Расчет НДС ПС выполняется на основе КЭМ, состоящей из стержневых и плоских КЭ, для которых корректировка жесткостных параметров не связана с перемещением узлов КЭМ, чем существенно упрощается решение задачи прочности конструкции.

Структура и параметры КЭМ ПС описываются в виде данных различного формата, которые делятся на следующие группы: координаты узлов, топологии КЭ, условные жесткости (для стержневых и плоских КЭ), условные коды материалов, узловые нагрузки и условия закрепления [5].

Рассмотрим структуру данных типичной КЭМ ПС.

К-во узлов		
X	Y	Z
X	Y	Z
.....		
X	Y	Z

Рис. 1. Координаты узлов КЭМ

Координаты узлов ОКЭМ описываются структурой данных, содержащей количество узлов и их координаты в формате {x,y,z} (рис.1). При этом количество узлов описывается в виде целого числа, а координаты – в виде чисел с плавающей точкой.

К-во КЭ					
Тип КЭ	К-во узлов	№ узла	№ узла	№ узла	№ узла
Тип КЭ	К-во узлов	№ узла	№ узла	№ узла	№ узла
.....					
Тип КЭ	К-во узлов	№ узла	№ узла	№ узла	№ узла

Рис. 2. Топология КЭ–модели

X_Stiff	Y_Stiff	Z_Stiff
X_Stiff	Y_Stiff	Z_Stiff
X_Stiff	Y_Stiff	Z_Stiff
.....		
X_Stiff	Y_Stiff	Z_Stiff

Рис. 3. Жесткости КЭ

Топология КЭМ описывается структурой данных, содержащей количество КЭ в модели, а также такие параметры, как тип КЭ, количество узлов и номера узлов. Максимальное количество узлов в элементах КЭМ ПС равно 4 (рис.2). Количество КЭ и параметры описываются в виде целых чисел. КЭМ включает массив условных жесткостей, которые задаются в виде данных с плавающей точкой. При этом жесткость каждого КЭ может быть описана несколькими параметрами. Примером таких элементов являются специальные стержневые КЭ, имеющие различные жесткости в направлении осей координат (рис.3). Количество элементов массива равно количеству КЭ в модели.

Узловые нагрузки задаются в виде массива данных с плавающей точкой в формате {Q_x,Q_y,Q_z,M_x,M_y,M_z}. Количество элементов массива равно количеству узлов модели. Узловые моменты задаются сравнительно редко, поскольку в реальной конструкции все моменты являются следствием действия векторов сил.

Условия закрепления задаются в виде массива целых

данных в формате {TX,TY,TZ,RX,RY,RZ} (рис.4). Количество элементов массива равно количеству узлов модели.

TX	TY	TZ	RX	RY	RZ
TX	TY	TZ	RX	RY	RZ
TX	TY	TZ	RX	RY	RZ
.....					
TX	TY	TZ	RX	RY	RZ

Рис. 4. Массив условий закрепления узлов

Объединение двух и более КЭМ всегда связано со сменой номеров узлов E, так как данные из локальных массивов координат объединяемых КЭМ дописываются в массив координат синтезируемой модели, в котором уже содержатся координаты узлов других моделей. Для взаимодействия КЭМ необходимо, чтобы в их составе присутствовали КЭ с общими номерами узлов. Это возможно только при согласовании топологий КЭМ на стадии их формирования, где одна из моделей является базовой, а другая – присоединяемой. Согласование топологий состоит в корректировке номеров узлов в элементах присоединяемой КЭМ. Это происходит при ее создании, путем обмена данными с базовой КЭМ.

Синтез КЭМ может быть реализован только при использовании специализированных автоматических алгоритмов обмена данными, количество которых зависит от количества классов объектов, которым принадлежат КЭМ. Следовательно, решение задачи синтеза КЭМ ПС из КЭМ субобъектов возможно только с помощью информационной технологии (ИТ), которая позволяет использовать большое количество специализированных классов алгоритмов. При этом необходимо обеспечить возможность выбора классов вне процесса программирования. Также необходимо обеспечить автоматический обмен данными произвольного формата и объема между КЭМ, которые не находятся одновременно в оперативной памяти (ОП) компьютера.

Синтез свойств КЭМ ПС осуществляется путем обмена данными с КЭМ субобъектов, который выполняется в виде "опроса" субобъектов. Полученные данные записываются в массив свойств КЭМ ПС без изменений. Номера элементов массива, с которых следует начинать записи, и количество записываемых значений определяются при синтезе структуры КЭМ, во время передачи топологий КЭ, и хранятся в специальном массиве данных.

Наиболее удобным средством реализации автоматического алгоритма синтеза структур КЭМ является объектно–ориентированная система управления базами данных (ОСУБД). Анализ существующих ОСУБД [6] показал, что они рассматривают объект исключительно как часть прикладной программы, и, следовательно, не обеспечивают

выбор класса объекта вне процесса программирования и автоматический обмен данными между моделями, не находящимися одновременно в ОП.

Предложена новая ИТ проектирования самолетов, которая уменьшает время создания КЭМ и анализа НДС за счет декомпозиции КЭМ, и отказа от ГМ. Ее алгоритм такой:

Шаг 1. Выделить из общей структуры самолета планер и определить исходные данные для расчета НДС.

Шаг 2. Выполнить декомпозицию планера по функциональным признакам.

Шаг 3. Выполнить декомпозицию агрегатов по конструктивным признакам.

Шаг 4. Сформировать КЭМ агрегатов с учетом их связей и условий нагрузки.

Шаг 5. Выполнить синтез КЭМ самолета на основе КЭМ агрегатов.

Шаг 6. Проверить выполнение критерия $A_0(\sigma, \tau)$ (допустимые напряжения). Если критерий выполняется, то перейти на Шаг 7. Иначе, перейти на Шаг 2.

Шаг 7. Конец.

Выводы. Синтез КЭМ агрегатов осуществляется на основе автоматизированных алгоритмов и осуществляется без использования интерактивных технологий. Синтез КЭМ самолета на основе КЭМ агрегатов осуществляется на основе исходных данных, которые вводятся в интерактивном режиме. Поэтому общее количество уровней декомпозиции должно быть таково, чтобы размерности векторов исходных данных, вводимых в интерактивном режиме для КЭМ всех уровней декомпозиции выше конечного, должны быть примерно одинаковыми.

Сокращение размерности частных векторов конструктивных параметров и критериев качества уменьшает количество классов алгоритмов проектирования на каждом уровне декомпозиции КЭМ. Например, на IV Шаге процедуры при формировании КЭМ крыла самолета требуется < 10 классов алгоритмов, что позволяет автоматизировать процесс формирования КЭМ обшивки, лонжеронов, стрингеров и нервюр. Кроме того, наличие КЭМ агрегатов позволяет выполнять анализ НДС отдельных агрегатов за минимальное время. В итоге, существенно уменьшается время формирования общей КЭМ и анализа НДС самолета в целом.

Литература

1. Зинченко В. П. Проблемы оптимизации проектных исследований сложных технических систем / В. П. Зинченко // XXXV Междунар.

- симпозиум "Вопросы оптимизации вычислений". – НАН Украины: ИК им. В.М. Глушкова, 2009. – Том. 1. – С. 253 – 259.
2. Зинченко В.П. Методы и алгоритмы автоматизированного проектирования сложных технических объектов / В. П. Зинченко, В. В. Борисов. – УСиМ, 2011. – № 1. – С. 46 – 56.
 3. Шимкович Д. Г. Расчет конструкций в MSC/NASTRAN for Windows / Д. Г. Шимкович. – М.: ДМК Пресс, 2001. – 448 с.
 4. Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов / Л. Сегерлинд. – М: Мир, 1979. – 392 с.
 5. Борисов В.В. Анализ актуальных проблем информационной технологии декомпозиции и синтеза конечно–элементных моделей / В. В. Борисов, В. П. Зинченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: Гос. Аэроком. Ун-т "ХАИ", 2009. – Вып. № 44. – С. 79 – 91.
 6. Объектные СУБД: состояние и перспективы – [Электронный ресурс]. – Режим доступа к статье: <http://www.inteltec.ru/publish/articles/objtech/objcond.shtml>.

ДЕКОМПОЗИЦІЯ КІНЦЕВО-ЕЛЕМЕНТНОЇ МОДЕЛІ ПРИ ОПТИМАЛЬНОМ ПРОЕКТУВАННІ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

Мірошніченко І.В., Баранюк О.В., Сарибоба Г.В.

У статті досліджена проблема оптимального проектування літаків. Запропоновано оптимальний метод розв'язку задачі оптимізації ваги планеру літака, розроблений на основі декомпозиції скінченно-елементної моделі. Показано, що існує кінцевий рівень декомпозиції скінченно-елементної моделі планера, який складається з відносно невеликої кількості класів моделей, які можуть бути синтезовані автоматично.

Ключові слова: критерій ефективності, синтез моделі, скінченний елемент, інформаційна технологія.

DECOMPOSITION OF FINITE ELEMENT MODEL AT THE OPTIMUM DESIGNING AIRCRAFT VEHICLE

Miroshnichenko I., Baranyuk A., Saryboha A.

The article contains the analysis of problem of aircraft optimal design. The optimal algorithm for solving of aircraft structure weight optimization problem, which developed based on the decomposition of finite element model, is proposed. It's shown that the final level of decomposition, which includes relatively small number of classes of models which can be synthesized automatically, is available.

Keywords: efficiency criterion, synthesis of model, finite element, information technology.