

Метод автоматизированного синтеза конечно–элементной модели отсека кессона крыла самолета транспортной категории

Описан метод синтеза конечно–элементной модели отсека кессона крыла, основанный на функциональном принципе декомпозиции, при котором общая модель конструкции синтезируется из отдельных моделей подконструкций, каждая из которых соответствует определенному конструктивному элементу. Показано, что, благодаря сокращению времени синтеза конечно–элементной модели, увеличивается количество исследуемых вариантов конструкции. В результате увеличивается качество проекта.

Введение. Формирование конечно–элементной модели (КЭМ) всякого сложного технического объекта (СТО) и, в частности, кессона крыла представляет собой нетривиальную задачу, поскольку для построения таких моделей требуется обработать и согласовать между собой большие массивы данных. Для решения таких задач, в частности, требуется согласовать не только большое количество данных, но и большое количество связей между ними.

Основой базового метода синтеза КЭМ, который используется в современных САЕ–комплексах, таких как MSC.Nastran и ANSYS, является принцип автоматического разбиения на конечные элементы (КЭ) заранее описанных областей [1–6]. Обычно такие области задаются в виде системы геометрических моделей (ГМ), каждая из которых описывает пространственное расположение и форму к–либо фрагмента конструкции. Такой метод требует большого объема "ручных" операций, выполняемых в интерактивном режиме. Одним из путей решения данной проблемы является декомпозиция КЭМ, при которой общая КЭМ конструкции СТО преобразуется в систему КЭМ подконструкций, каждая из которых, благодаря меньшему размеру, требует меньшего объема "ручных" операций для своего синтеза. В результате появляется возможность, за счет параллельного ввода данных, сократить общую длительность синтеза КЭМ.

В настоящее время метод подконструкций применяется для решения задачи ускорения процедуры расчета напряженно–деформированного состояния (НДС) конструкции, за счет уменьшения размера матриц жесткости [7,8]. Использование его для оптимизации процесса синтеза КЭМ, за счет уменьшения объема "ручных" операций невозможно, поскольку ни один из современных САЕ–комплексов не поддерживает полноценных функций управления базами данных.

В статье описывается метод синтеза КЭМ отсека кессона крыла, основанный на функциональном принципе декомпозиции, при котором общая КЭМ конструкции синтезируется из отдельных КЭМ подконструкций, каждая из которых соответствует определенному конструктивному элементу. Показано, что использование функционального принципа декомпозиции позволяет не только автоматически синтезировать КЭМ регулярной зоны конструкции кессона крыла, но и автоматизировать процессы синтеза КЭМ подконструкций. Это позволяет, за счет уменьшения объема "ручных" операций, существенно сократить общее время синтеза КЭМ кессона крыла.

Анализ проблемы. Одним из наиболее важных, трудоемких и сложных видов расчета является статический расчет НДС кессона крыла. Он необходим для разработки структуры и определения оптимальных параметров элементов силового набора. Наиболее эффективным методом статического расчета НДС кессона является МКЭ, который позволяет учитывать влияние упругих деформаций конструкций при расчете НДС элементов силового набора, а также обеспечивает корректное задание всех видов нагрузок, приложенных к конструкции, и граничных условий. МКЭ позволяет решать задачи определения НДС для конструкций любой конфигурации и сложности [9]. При этом МКЭ хорошо поддается автоматизации и поэтому является эффективным инструментом решения задачи оптимизации механических свойств конструкций современных самолетов транспортной категории (СТК).

Недостатком МКЭ является большой объем вычислительных операций, который может быть выполнен только на компьютере. Поэтому, на ранних стадиях развития вычислительной техники, при ограниченных возможностях компьютеров, наиболее важной проблемой МКЭ была минимизация матриц жесткости, от размера которых зависит время расчета КЭМ. Одним из методов решения этой проблемы является метод подконструкций (суперэлементов), в котором используется принцип разделения общей матрицы жесткости на ряд локальных матриц, имеющих меньшие размеры. Мощность современных компьютеров позволяет выполнять статический расчет НДС кессона крыла СТК без использования метода подконструкций. В то же время, в связи с повышением требований к качеству проектирования, возросли требования к точности проектных расчетов. В случае статического расчета НДС конструкции кессона крыла по МКЭ, точность расчета определяется качеством моделирования, т.е. степенью соответствия структуры и упругих свойств КЭМ реальной конструкции [10]. В результате существенно возрастает трудоемкость описания структуры и свойств КЭМ, которая становится сопоставимой с трудоемкостью проектирования. Эта проблема становится особенно актуальной при синтезе КЭМ крупных фрагментов планера СТК, что обусловлено сложностью его структуры и большим количеством деталей [11,12].

Другой важной проблемой, связанной с повышением качества проектирования, является поиск оптимального варианта конструкции. Для решения этой проблемы необходимо выполнить анализ возможно большего количества вариантов, что связано с необходимостью синтеза соответствующего количества КЭМ. При этом следует учитывать необходимость сокращения сроков проектирования, что накладывает существенные ограничения на время выполнения расчетных работ, а значит, на время, необходимое для синтеза КЭМ. На основании анализа статистических данных, длительность цикла проектирования СТК, в среднем, составляет 6 лет (рис. 1). При сокращении длительности цикла, например, до 5 лет, максимальная длительность стадии оптимизации конструкции планера, соответственно, не должна превышать 2 года, или 4000 рабочих часов.

Анализ нерешенных вопросов. Основой базового метода синтеза КЭМ, который используется в современных CAE-комплексах, таких как MSC.Nastran и ANSYS, является принцип автоматического разбиения на КЭ заранее описанных областей. Обычно такие области задаются в виде системы ГМ, каждая из которых описывает пространственное расположение и форму какого-либо фрагмента силового набора конструкции. При этом, поскольку типы и свойства КЭ в пределах

каждого фрагмента ГМ постоянны, количество фрагментов ГМ определяется количеством зон, в пределах которых упругие свойства постоянны. На основании проведенных исследований установлено, что среднее количество таких зон в кессоне крыла среднего СТК составляет около 15000. Поскольку формирование ГМ осуществляется, в основном, в интерактивном режиме, для синтеза КЭМ кессона крыла по базовому методу требуется большой объем "ручных" операций, значительно увеличивающих время синтеза. Если предположить, что на формирование одного фрагмента ГМ затрачивается 5 минут, то для описания всей ГМ кессона крыла потребуется 1250 рабочих часов. В результате, с учетом времени, необходимого для анализа исходных данных, описания свойств КЭ и анализа результатов, в течение цикла проектирования может быть выполнен анализ не более одного варианта конструкции кессона крыла, что не обеспечивает необходимое качество проектирования.

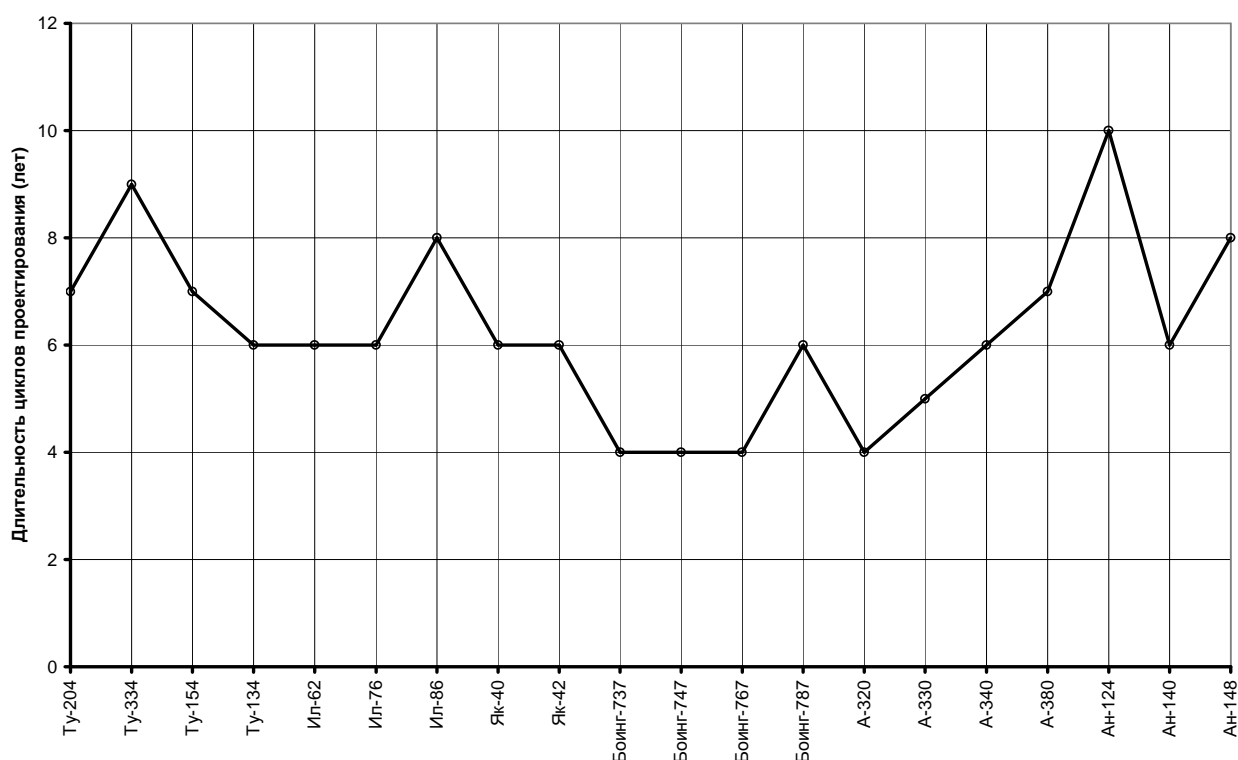


Рис. 1. Длительность циклов проектирования различных самолетов транспортной категории

Одним из способов решения данной проблемы является декомпозиция КЭМ, при которой общая КЭМ конструкции СТО преобразуется в систему КЭМ подконструкций, каждая из которых, благодаря меньшему размеру, требует меньшего объема "ручных" операций для своего синтеза [13]. В результате появляется возможность, за счет параллельного ввода данных, сократить общую длительность синтеза КЭМ. Однако, при этом возникает проблема согласования структур ГМ фрагментов конструкции, которая может быть решена только при наличии у САЕ-комплекса полноценных функций управления данными, поскольку согласование структур ГМ связано с интенсивным обменом данными между ними.

В современных САЕ–комплексах декомпозиция КЭМ используется в методе подконструкций (суперэлементов). MSC.Nastran и ANSYS обладают достаточно обширным набором функций для расчета НДС КЭМ методом подконструкций [7,8]. В соответствии с принципом декомпозиции, который при этом применяется, КЭМ делится на фрагменты, исходя из их пространственного расположения. Таким образом, принадлежность КЭ тому или иному фрагменту определяется его входимостью в объем, ограниченный данным фрагментом. В результате каждый фрагмент КЭМ содержит случайный набор элементов, не поддающийся автоматическому определению. Кроме того, ни один из современных САЕ–комплексов не поддерживает функции управления данными, необходимые для согласования структур КЭМ, синтезируемых на разных компьютерах. Следовательно, указанный метод подконструкций, не обеспечивает необходимого сокращения длительности синтеза КЭМ конструкции СТО.

На основании вышеизложенного, можно сделать вывод, что метод синтеза КЭМ, используемый современными САЕ–комплексами, не может быть использован для синтеза КЭМ кессона крыла СТО. Следовательно, задача разработки методов информационной технологии (ИТ) автоматизированного синтеза структуры КЭМ кессона крыла является безусловно актуальной.

Постановка задачи. Задачей исследований является разработка метода, позволяющего сократить время синтеза КЭМ отсека кессона крыла СТО. При этом структура КЭМ должна соответствовать реальной конструкции. КЭМ нервюры должны включать в себя элементы, моделирующие стенку, верхний и нижний пояса, кницы и компенсаторы (рис. 2):

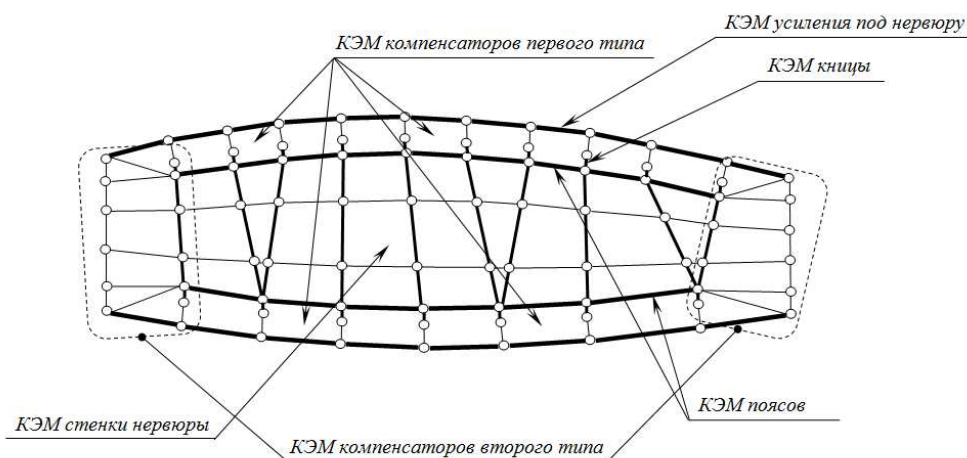


Рис. 2. Структура КЭМ нервюры отсека кессона крыла СТО

Стрингеры должны моделироваться в виде двух-поясной балки (рис. 3), представляющей собой две последовательности стержневых КЭ, объединенных плоскими КЭ:

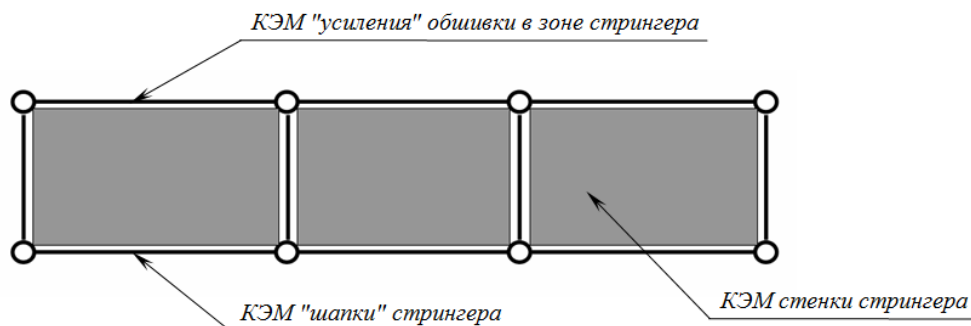


Рис. 3. Фрагмент КЭМ стрингера

Синтезируемая КЭМ отсека кессона крыла не должна содержать элементы, моделирующие вырезы в обшивке, а также в стенках лонжеронов и нервюр.

Декомпозиция КЭМ кессона крыла. В случае применения функционального принципа декомпозиции, глубина декомпозиции КЭМ кессона крыла ограничивается уровнем элементов продольного и поперечного набора (рис. 4), поскольку при попытке дальнейшей декомпозиции становится невозможным однозначно описать функциональное назначение моделируемого элемента конструкции:

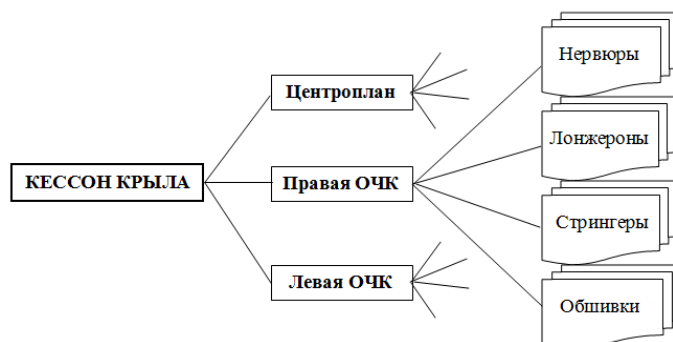


Рис. 4. Уровни декомпозиции конечно–элементной модели кессона

Регулярные элементы силового набора, относящиеся к нижнему уровню декомпозиции, делятся на две группы: элементы продольного набора и элементы поперечного набора. Функционально, к элементам продольного набора относятся лонжероны, стрингеры и обшивки. К элементам поперечного набора относятся различные виды нервюр. Методы конструирования регулярных элементов силового набора отсека кессона крыла СТК подробно описаны в [11,12].

Последовательность синтеза КЭМ отсека кессона крыла. Структура элементов продольного набора определяется распределенным характером нагружения с относительно небольшими градиентами изменения величин нагрузок в пределах каждого элемента. Вследствие этого конструкция элементов продольного набора характеризуется большими размерами зон с постоянными значениями жесткостных параметров (рис. 5). Поэтому формирования структур

КЭМ таких элементов достаточно узлов, размещенных в плоскости элементов поперечного набора.

Группа элементов поперечного набора включает основные и дополнительные нервюры. В отличие от элементов продольного набора, нервюры нагружаются не только распределенными, но и сосредоточенными нагрузками. Поэтому, помимо узлов, расположенных на контуре сечения, КЭМ нервюры содержит дополнительные узлы, позволяющие детально анализировать НДС стенки (рис. 2).

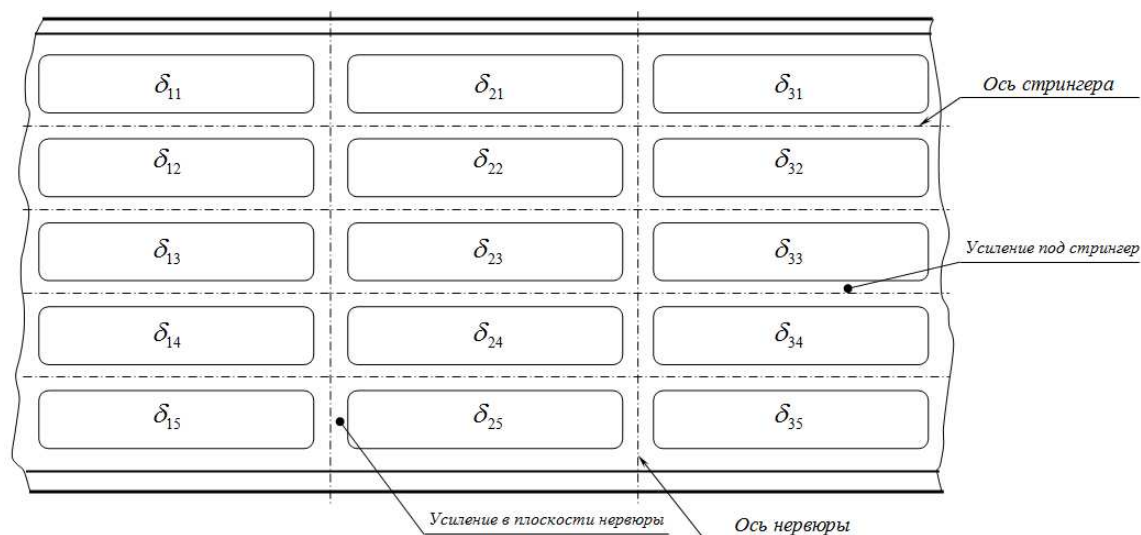


Рис. 5. Эскиз типового фрагмента панели обшивки.
(δ_{ij} — местная толщина обшивки)

Процесс синтеза структуры КЭМ делится на два этапа.

На первом этапе определяется количество и расположение узлов.

На втором этапе определяется топология КЭМ, т.е. количество и типы КЭ, а также количество узлов в каждом КЭ и номера узлов.

Поскольку все узлы КЭМ элементов продольного набора расположены в плоскости элементов поперечного набора, синтез КЭМ отсека кессона начинается с синтеза КЭМ элементов поперечного набора. После окончания синтеза КЭМ элементов поперечного набора производится синтез КЭМ элементов продольного набора. В качестве исходных данных для синтеза структур КЭМ элементов продольного набора используются координаты узлов КЭМ элементов поперечного набора. При этом, поскольку только часть узлов КЭМ элементов поперечного набора входят в структуру КЭМ элементов продольного набора, номера используемых узлов должны быть записаны в специальные массивы данных. При этом они должны быть распределены по сечениям верхней и нижней поверхностей.

Метод синтеза КЭМ. Предлагаемый метод автоматизированного синтеза разработан с учетом внутреннего представления КЭМ, описанного в [14]. В соответствии с ним, синтез КЭМ отсека кессона крыла осуществляется в несколько этапов.

Этап первый. Ввод исходных данных. Синтез КЭМ отсека кессона начинается с ввода исходных данных, описывающих положение регулярных элементов силового набора (рис. 6):

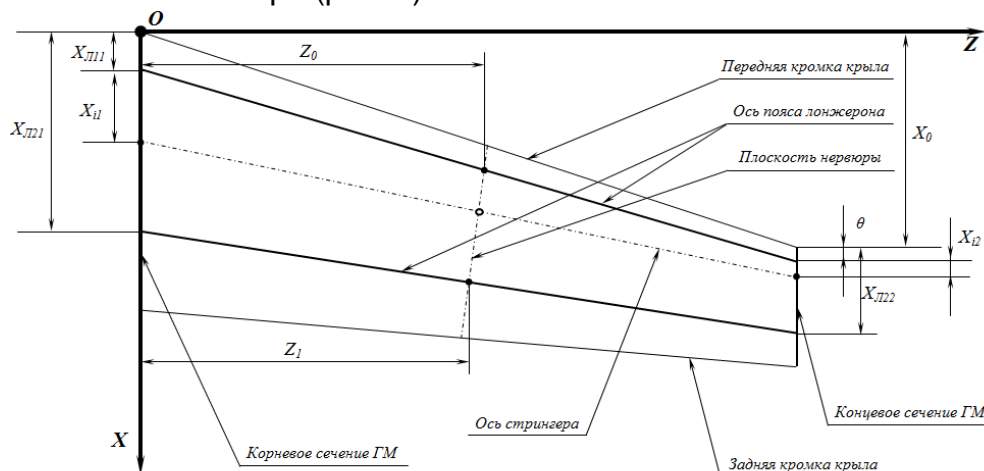
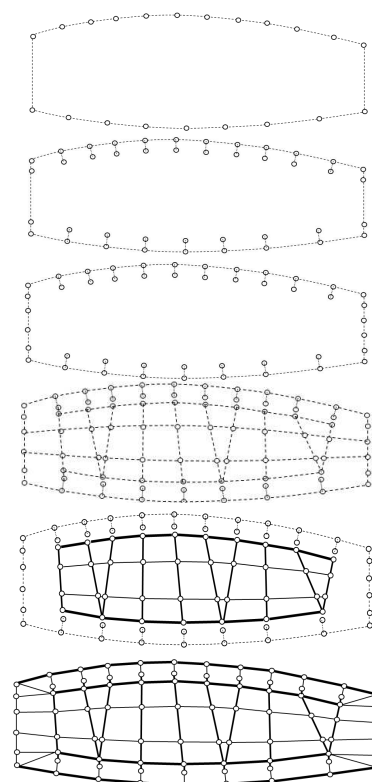


Рис. 6. Схема исходных данных для синтеза КЭМ отсека кессона крыла

Этап второй. Синтез КЭМ нервюр. Синтез КЭМ нервюры осуществляется в следующей последовательности:

- определение координат базовых узлов, расположенных на контуре сечения;
- определение координат эквидистантных узлов, для построения КЭМ стрингеров;
- определение координат узлов в плоскости лонжеронов;
- определение координат узлов КЭМ поясов и стенки нервюры;
- синтезируются КЭМ поясов, стенки и стоек;
- синтезируются КЭМ книц, компенсаторов и усиления обшивки в месте стыковки с нервюрой.



Этап третий. Заполнение массива номеров узлов. Массив номеров узлов представляет собой таблицу, в которой номера узлов распределены по сечениям верхней и нижней поверхности отсека кессона крыла. Заполнение массива осуществляется последовательно, на основании данных КЭМ нервюр. При этом, кроме номеров реальных узлов, в массив записываются номера "виртуальных"

узлов, повторяющие номера реальных узлов. Определение номеров реальных и "виртуальных" узлов в сечении осуществляется в следующей последовательности:

- записывается номер узла, расположенного на оси пояса переднего лонжерона;
- присваивается исходное значение ($i=1$) счетчику узлов;
- координата X i -го узла сравнивается с координатой X_0 узла, расположенного на оси пояса переднего лонжерона;
- если $X_i - X_0 \leq 50$, i -й узел считается "виртуальным", и в таблицу записывается номер узла, расположенного на оси пояса переднего лонжерона (три следующие стадии пропускаются);
- координата X i -го узла сравнивается с координатой X_1 узла, расположенного на оси пояса заднего лонжерона;
- если $X_i - X_1 \leq 50$, i -й узел считается "виртуальным", и в таблицу записывается номер узла, расположенного на оси пояса заднего лонжерона (следующая стадия пропускается);
- i -й узел считается реальным, и в таблицу записывается его номер;
- значение счетчика узлов увеличивается на единицу;
- значение счетчика сравнивается с количеством стрингеров на соответствующей поверхности;
- если значение счетчика узлов меньше либо равно количеству стрингеров происходит возврат на третью стадию, иначе – окончание процесса заполнения.

"Виртуальные" узлы используются на следующем этапе синтеза КЭМ отсека кессона для определения "вырожденных" КЭ, которые появляются вследствие сужения отсека. Условия $X_i - X_0 \leq 50$ и $X_i - X_1 \leq 50$ выработаны с учетом максимально допустимого удлинения плоского КЭ ($\lambda_{\text{КЭ max}} \leq 10$), при котором не возникают значительные искажения результатов расчета НДС. Минимальная ширина КЭ – 50 мм, выбрана, исходя из среднего шага нервюр – 500 мм.

Этап четвертый. Синтез КЭМ обшивки. Синтез КЭ модели обшивки осуществляется на основании данных, записанных в массиве номеров узлов:

Тип КЭ	К-во узлов	Номера узлов			
*	K	$n_{i,j}$	$n_{i+1,j}$	$n_{i+1,j+1}$	$n_{i,j+1}$

где K – количество узлов в КЭ, i – номер сечения КЭМ, j – порядковый номер сечения.

Вследствие того, что часть стрингеров не доходит до внешней торцевой нервюры отсека кессона, количество узлов в сечениях КЭМ обшивки не одинаково и зависит от положения конкретного сечения. В результате часть четырехузловых КЭ вырождается в трехузловые, либо вообще не синтезируются (полностью вырожденные КЭ). Для выявления таких КЭ в массив номеров узлов записываются номера "виртуальных" (выпавших) узлов, описанные выше. При этом, общее количество номеров узлов во всех сечениях массива одинаково. Выявление вырожденных плоских КЭ осуществляется следующим образом (рис. 7):

- если номера узлов в сечении, на котором заканчивается плоский КЭ, не совпадают, синтезируется четырехугольный КЭ;
- если номера узлов в сечении, на котором заканчивается плоский КЭ, совпадают, а в предыдущем сечении нет, синтезируется треугольный КЭ;
- если номера узлов в начальном и конечном сечениях совпадают, КЭ считается вырожденным и не синтезируется.

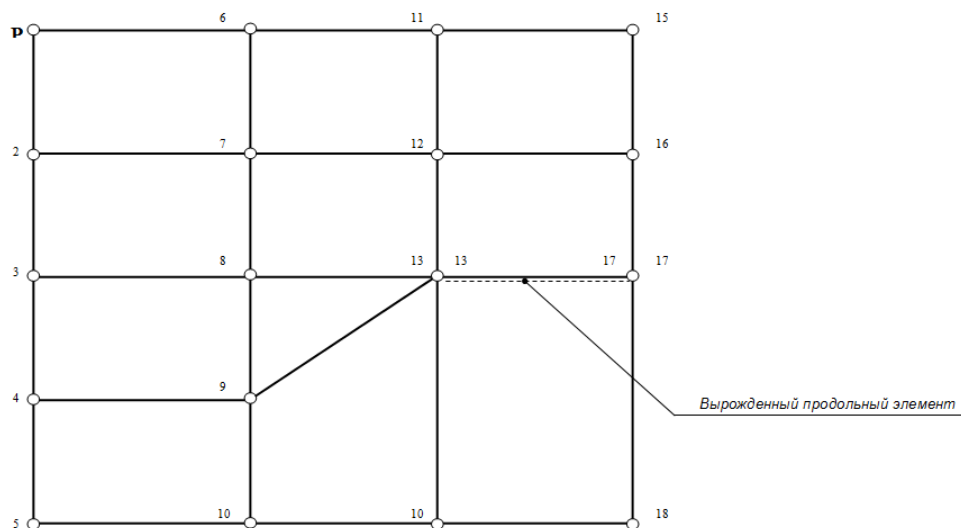


Рис. 7. Схема определения вырожденных КЭ

Этап пятый. Синтез КЭМ лонжеронов. При формировании КЭМ лонжерона также используются номера узлов, записанные в специальные массивы данных. Поэтому предлагаемый метод синтеза структуры КЭМ лонжерона в основном аналогичен методу синтеза КЭМ обшивки.

В массив распределения номеров узлов, используемый при синтезе КЭМ лонжерона, записываются номера узлов КЭМ нервюр, которые находятся в плоскости данного лонжерона. В отличие от обшивки, КЭМ лонжерона имеет постоянное количество узлов во всех сечениях – 6 (рис. 2). Поэтому массив номеров узлов для КЭМ лонжерона не содержит номеров "виртуальных" узлов.

Этап шестой. Синтез КЭМ стрингеров. При формировании КЭМ стрингера также используются номера узлов, записанные в специальные массивы данных. В отличие от обшивки, в массив номеров узлов записываются номера только тех узлов КЭМ нервюр, которые находятся на оси данного стрингера. Поэтому массив номеров узлов для КЭМ стрингера является двумерным, включающим номера узлов, расположенных на поверхности обшивки, и узлов, расположенных вдоль оси "шапки" стрингера.

Вследствие сужения отсека кессона, часть стрингеров не доходит до его внешней торцевой нервюры. При синтезе КЭМ, признаком окончания стрингера является нулевое значение номера в таблице распределения номеров узлов.

Схема синтеза "стенки" модели стрингера, в основном, осуществляется по схеме, показанной на рис. 7. В случае, если хотя бы одно из значений, считанное из таблицы распределения номеров, является нулевым, плоский элемент считается вырожденным и формирование "стенки" прекращается.

Синтез КЭМ отсека. Синтез КЭМ отсека осуществляется путем копирования данных из КЭМ элементов продольного и поперечного набора. Ввод исходных данных (рис. 6) осуществляется на уровне отсека кессона. Введенные данные передаются в КЭМ элементов набора. Через КЭМ отсека кессона также осуществляется передача массивов номеров узлов (рис. 8):



Рис. 8. Схема обмена данными при синтезе КЭМ элементов

В результате реализации предложенного метода можно синтезировать КЭМ произвольного отсека кессона крыла (рис. 9):

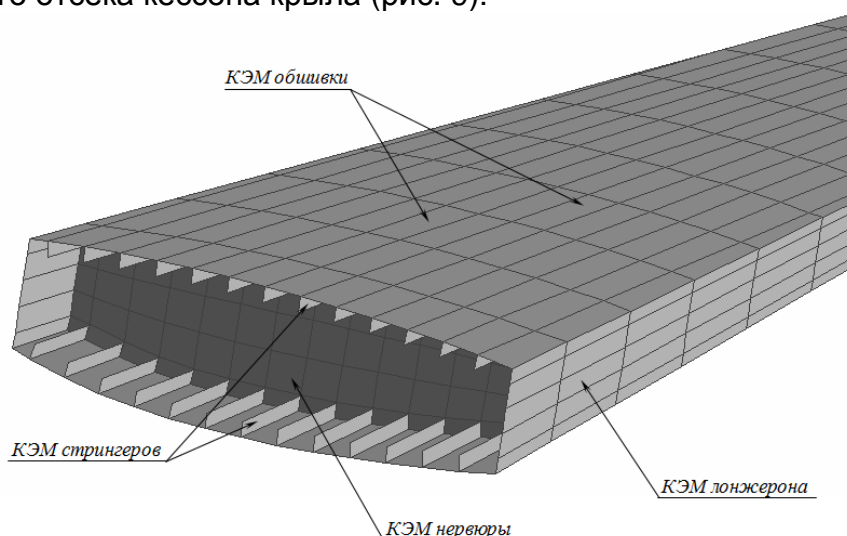


Рис. 9. КЭМ отсека кессона крыла самолета транспортной категории

Сокращение времени синтеза. В случае использования метода автоматизированного синтеза, количество данных, вводимых "вручную", сокращается, так как, в отличие от базового метода, применяемого в современных САЕ-комплексах, в данном методе не используются такие абстрактные объекты, как ГМ. В результате количество данных, вводимых "вручную", определяется количеством элементов продольного и поперечного набора (рис. 6). На основании

проведенных исследований установлено, что, в случае синтеза КЭМ отъемной части кессона крыла самолета транспортной категории, количество данных, вводимых "вручную", составляет 10269, при использовании базового метода, и 142, при использовании метода автоматизированного синтеза, то есть в 72 раза меньше (рис. 10).

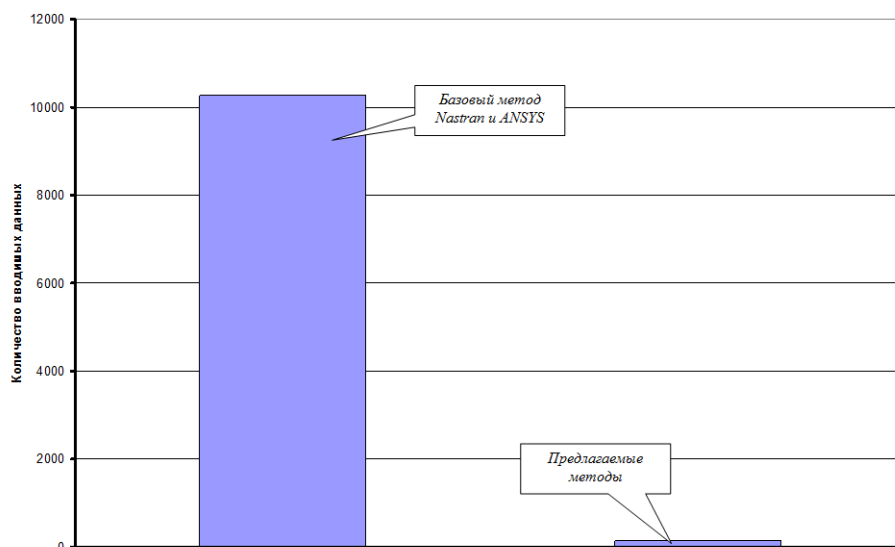


Рис. 10. Соотношение количества вводимых данных

Реализация метода. Особенностью метода автоматизированного синтеза КЭМ является интенсивный обмен данными между моделями (рис. 8). Например, объем массива номеров для КЭМ обшивки отсека кессона среднего самолета транспортной категории (28 нервюр, 22 стрингера) составляет 448 значений. Таким образом, для реализации метода автоматизированного синтеза КЭМ требуется ИТ, обеспечивающая прямой обмен данными между моделями, без участия пользователей САЕ–системы. Прямой обмен данными возможен только при активном статусе КЭМ, что возможно только в объектных системах управления данными, в которых модели представлены в виде объектов.

Другой важной особенностью метода является то, что определение типов и количества элементов силового набора осуществляется перед началом синтеза КЭМ. То есть выбор классов объектов осуществляется в процессе функционирования программного обеспечения, генерирующего объекты. При этом номенклатура классов может меняться, что не позволяет описывать классы в исходных текстах программ.

На основании анализа различных вариантов объектных систем управления данными, была выбрана объектная система управления данными "SPACE" [15]. Для "SPACE" были разработаны классы объектов, которые позволили за 1 месяц (160 рабочих часов) синтезировать КЭМ кессона крыла самолета транспортной категории объемом 7500 узлов и 21000 КЭ. То есть за время оптимизации конструкции планера (4000 рабочих часов) может быть исследовано не менее 20 вариантов КЭМ.

Выводы. На основании проведенного анализа можно сделать вывод, что разработанный метод позволяет повысить качество проектирования кессона

крыла самолета транспортной категории, за счет увеличения количества исследуемых вариантов конструкции.

Список литературы

1. Мусинова В. MSC.Nastran. Руководство пользователя. –М., 2012. –188 с.
2. К.Н. Рудаков. UGS Femap 9.3. Геометрическое и конечно–элементное моделирование конструкций. –К., 2009. –296 с.
3. Д.Г. Шимкович. Расчет конструкций в MSC/NASTRAN for Windows: справочник. –М.: ДМК Пресс, 2001. –448 с.
4. MSC.Nastran 2001. Getting Started with MSC.Nastran. User's Guide. 2001. –267 с.
5. MSC.Nastran 2012. Linear Static Analysis. User's Guide. 2012. –772 с.
6. Руководство по основным методам проведения анализа в программе ANSYS. 2006. –399 с. –<http://www.ans.com.ru>.
7. MSC.Nastran 2012. Superelements User's Guide. User's Guide. 2012. –974 с.
8. Автоматизированный метод подконструкций в Workbench Mechanical. –21 с. – [http:// www.cae-club.ru/sites/default/files/analiz_s_sipolzovaniem_podkonstrukciy.pdf](http://www.cae-club.ru/sites/default/files/analiz_s_sipolzovaniem_podkonstrukciy.pdf)
9. Л. Сегерлинд. Применение метода конечных элементов, –М, Мир, 1979, –392 с.
10. В.В. Борисов Влияние степени моделирования взаимодействия элементов конструкции самолета на достоверность результатов прочностного расчета // Науково–технічний збірник "Механіка гіроскопічних систем". –К: НТУУ "КПІ", 2008. – Вып. 19. –С. 37–51 .
11. Ю.Г. Одинокоев. Расчет самолета на прочность. –М.: Машиностроение, 1973. –392 с.
12. Егер С.М. Проектирование самолетов, –М, Машиностроение, 1983, –616 с.
13. Зинченко В.П., Борисов В.В. Методы и алгоритмы автоматизированного проектирования сложных технических объектов // УСиМ, 2011. –Вып. № 1. –С. 46–56.
14. Зинченко В. П., Борисов В.В. Анализ актуальных проблем информационной технологии декомпозиции и синтеза конечно–элементных моделей. / Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: Гос. Аэроком. Ун-т “ХАИ”, 2009. – Вып. № 44. –С. 79–91.
15. Борисов В.В., Зинченко В.П., Муха И.П. Система автоматизированного управления проектными данными // Адаптивные системы автоматизированного управления. –2011. №19(39). –С.23–34.

Поступила в редакцию 30.04.2013.

Метод автоматизованого синтезу скінченно–елементної моделі відсіку кесону крила літака транспортної категорії

Описано метод синтезу скінченно–елементної моделі відсіку кесона крила, заснований на функціональному принципі декомпозиції, при якому загальна модель конструкції синтезується з окремих моделей підконструкцій, кожна з яких відповідає певному конструктивному елементу. Показано, що, завдяки скороченню часу синтезу скінченно–елементної моделі, збільшується кількість досліджуваних варіантів конструкції. В результаті збільшується якість проекту.

The method of automated synthesis of finite–element models of wing box of transport category airplanes

The article describes a method for the synthesis of a finite element model of the wing box part, based on the principle of functional decomposition, in which the general model of the structure is synthesized from the individual models of substructures, each of which corresponds to any structural element. It is shown that, by reducing the time of synthesis of the finite element model, the number of explored structure variants increases. As a result the quality of the project increases.