

УДК 629.33:667.637

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377132201696115>В. В. Борисов¹, *ст. преподаватель*

ОБМЕН ДАННЫМИ В ПРОЦЕССЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО СИНТЕЗА КОНЕЧНО- ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ КЕССОНА КРЫЛА САМОЛЕТА ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

En

For the solving of task of optimization of power structure of wing box of transport aircraft the analysis of significant volume of random variants of wing box element composition is needed. The most effective method for modeling the elastic properties of random structures and analyzing their stress-strain state under the action of random loads is the finite element method. In this case, the complexity of the structure of the finite element model (the number of elements and the number of links between elements) is comparable to the complexity of the model being modeled. In modern CAD-systems this problem is solved with the help of the decomposition method. In accordance with this method, the process of creating a common structure model is transformed into relatively independent processes for creating models of structure elements. At that there is a problem of coordination the parameters of local models, without the solution of which the synthesis of the common model is impossible.

Unlike 3D models, the process of combining local finite element models include the change in their internal data. That is, the data exchange between local models is also performed in the process of synthesis of the common finite element model. The article investigates the schemes of data exchange between the local finite element models of structure elements of transport aircraft at the synthesis of common finite element model wing box.

It is shown that when using the method of automatic building of finite elements on the basis of geometric models of structure elements on which all modern CAE systems are based, the number of decomposition levels is limited to two. The use of the substructures (superelements) method significantly expands the capabilities of CAE-systems in the modeling of complex structures, since the division of the general geometric model into several parts increases the number of levels of its decomposition to three. Increase the number of levels of decomposition makes it possible to divide the process of building of local geometric by transferring each part of the common model to separate specialist. As a result, the time of building of local finite-element models is reduced. At that, the synthesis of finite element models of fragments of the common geometric model is first performed, which are then combined into a common model. Unlike CAD-systems, CAE-systems do not have an interface with database management systems and do not support the required functions of data management. This significantly complicates the process of coordination models of substructures.

It is shown that to solve the problem of data exchange in the process of synthe-

¹ *Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут» кафедра приборов и систем управления летательными аппаратами*

sis of the finite-element model of the wing box, it is necessary to use individual algorithms for models of each class of structural elements. At that the data exchange must take place in an automatic mode. Implementation of these conditions is possible only with the use of object-oriented information technologies and, in particular, object-oriented systems for project data management.

Ua Досліджено схеми обміну даними між локальними скінченно-елементними моделями фрагментів конструкції кесона крила літака транспортної категорії в процесі синтезу загальної скінченно-елементної моделі кесона крила. Сформульовано загальні задачі розробки і узгодження форматів обміну даними, а також задачі розробки алгоритмів встановлення зв'язків між об'єктами бази даних скінченно-елементної моделі кесона крила.

Введение

Одной из важнейших задач, решаемых в процессе проектирования самолетов транспортной категории, является задача оптимизации силовой структуры кессона крыла. Для решения этой задачи требуется проанализировать значительное количество произвольных вариантов компоновки силовых элементов кессона. Наиболее эффективным методом моделирования упругих свойств произвольных конструкций и анализа их напряженно-деформированного (НДС) состояния под действием произвольных нагрузок является метод конечного элемента (МКЭ).

В виду того, что требуется оптимизировать силовую структуру проектируемого агрегата планера, исследуемые конечно-элементные модели (КЭМ) должны содержать модели всех силовых элементов, для которых будет разрабатываться техническая документация. В результате степень сложности структуры КЭМ (количество элементов и количество связей между элементами) становится сопоставимой со сложностью моделируемой конструкции. Соответственно увеличивается время, необходимое для построения модели, а также увеличивается вероятность ошибок моделирования. В современных CAD-системах эта проблема решается путем использования принципа декомпозиции проектной задачи [1], т.е. разделения общей задачи проектирования сложного технического объекта (СТО) на более простые задачи проектирования его элементов, решаемые параллельно разными специалистами. Однако, в отличие от 3D- и 2D-моделей, которыми оперируют CAD-системы, синтез интегральной КЭМ СТО из локальных моделей его элементов подразумевает сложный обмен данными [2].

Постановка задачи

В статье исследуются схемы обмена данными между локальными КЭМ элементов конструкции кессона крыла самолета транспортной категории в процессе синтеза общей КЭМ кессона крыла.

Схемы разработаны для структуры данных, сформированной на основе функционального принципа декомпозиции, описанного в [1], который позволяет автоматически синтезировать КЭМ различных элементов конструкции СТО на основе данных об узлах, получаемых непосредственно из КЭМ, с которыми синтезируемые модели должны соединяться. Таким образом, синтезируемые локальные КЭМ являются частью общей КЭМ кессона крыла.

В результате объединения исследуемых локальных схем обмена данными, сформирована общая схема обмена данными в процессе формирования КЭМ кессона крыла самолета транспортной категории.

Приведенные схемы позволяют сформулировать задачи разработки и согласования форматов обмена данными, а также задачи разработки алгоритмов установления связей между объектами базы данных (БД) КЭМ кессона крыла и формирования перечней режимов работы объектов, содержащих локальные КЭМ.

Анализ проблемы

Целью декомпозиции КЭМ является формирование системы КЭМ, каждая из которых является частью общей КЭМ. В результате декомпозиции происходит уменьшение количества данных, которые необходимы для формирования КЭМ. Это связано с тем, что в процессе декомпозиции происходит замена сложных алгоритмов синтеза структур КЭМ из отдельных конечных элементов (КЭ) на более простые алгоритмы синтеза КЭМ из готовых КЭМ нижнего уровня. Одновременно происходит упрощение алгоритмов синтеза структур КЭМ из отдельных КЭ, что связано с упрощением структур конструктивных элементов нижнего уровня, обусловленным сокращением количества выполняемых функций. При этом всегда существует конечный уровень глубины декомпозиции, ниже которого она становится невозможной [3].

В случае применения функционального принципа декомпозиции, глубина декомпозиции КЭМ кессона крыла ограничивается уровнем элементов продольного и поперечного набора (рис. 1), поскольку, при попытке дальнейшей декомпозиции, становится невозможным однозначно описать функциональное назначение моделируемого элемента конструкции. Поскольку КЭМ нижнего уровня декомпозиции имеют наиболее простую структуру, именно для них должны разрабатываться алгоритмы синтеза из КЭ. Для КЭМ вышестоящих уровней разрабатываются алгоритмы синтеза, обеспечивающие соединение КЭМ нижестоящих уровней.

В настоящее время наиболее полным набором функций для анализа прочности конструкций любого объема и сложности обладают два специализированных программных комплекса – *MSC.Nastran* и *ANSYS* [4; 5], которые используют МКЭ в качестве основного метода расчета НДС. Базо-

вый метод синтеза КЭМ, применяемый в них для моделирования сложных конструкций, предусматривает автоматическое формирование конечных элементов, путем разбиения предварительно заданных областей, описанных в виде геометрических моделей (ГМ), чьи размеры и конфигурация определяют количество и расположение узлов КЭМ.

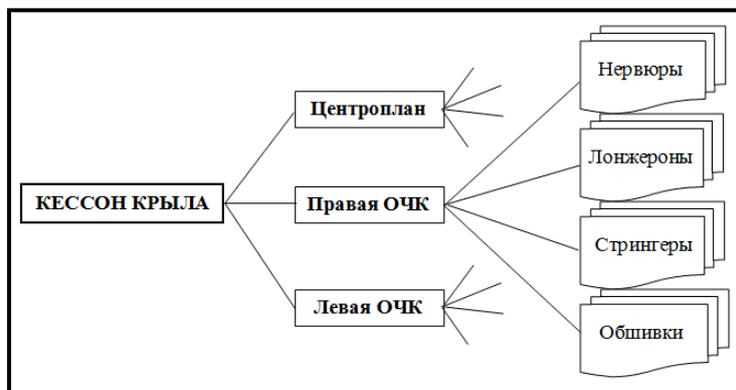


Рис. 1. Уровни декомпозиции КЭМ кессона крыла

Каждой ГМ соответствует определенная конструктивная зона или элемент конструкции. Такой метод позволяет использовать для всех конструктивных зон единый универсальный алгоритм формирования КЭМ. Типы и параметры КЭ задаются в интерактивном режиме, отдельно для каждой моделируемой конструктивной зоны. При необходимости, ГМ конструкции может быть импортирована из любой промышленной CAD-системы (*CATIA*, *Pro/Engineer*, *UNIGRAPHICS* и т.п.) в виде модели распределения пространства, что позволяет решать задачу формирования структуры ГМ с использованием любого необходимого количества уровней декомпозиции. Импорт ГМ осуществляется через файлы стандартного (*IGES* или *STEP*) формата. Однако, вне зависимости от того, где формируется ГМ, ее формирование осуществляется в интерактивном режиме, с использованием системы меню. На основе сформированных ГМ синтезируются локальные КЭМ конструктивных зон. Затем, путем их объединения, синтезируется общая КЭМ конструкции. Объединение локальных КЭМ производится как в автоматическом, так и в интерактивном режиме. Для автоматического объединения используется универсальный метод, основанный на объединении узлов, расстояние между которыми меньше заданного пользователем [4; 5]. При этом необходимо учитывать, что все КЭ, формируемые в пределах одной ГМ, имеют одинаковые свойства, следовательно, количество ГМ, необходимых для формирования КЭМ СТО должно соответствовать количеству зон конструкции, для которых могут быть заданы индивидуальные параметры жесткости. Следует также учитывать, что координаты большей части точек, необходимых для построения локальных ГМ, не могут быть считаны с ГМ планера самолета («ма-

стер–модели»). Их координаты рассчитываются отдельно, на основании базовых координат, считываемых с ГМ планера.

Таким образом, использование для синтеза КЭМ кессона крыла метода, основанного на автоматической разбивке ГМ на КЭ, требует выполнения большого количества интерактивных операций, а также расчета большого количества дополнительных данных. В результате увеличивается время синтеза КЭМ, и вероятность ошибок при вводе данных [1; 2].

Описанный метод моделирования требует копирования геометрии готовой конструкции. То есть, структура КЭМ строится по принципу копирования пространственной конфигурации конструкции, которая уже спроектирована на основе рекомендаций ведущих специалистов и описана в виде общей пространственной ГМ. Перед началом формирования КЭМ общая ГМ разбивается на локальные модели, количество и размеры которых определяется на основе опыта специалистов, анализирующих НДС конструкции. Таким образом, создается двух–уровневая система ГМ, в которой параметры локальных ГМ второго уровня согласовываются путем пространственной привязки к ГМ первого уровня (рис. 2).

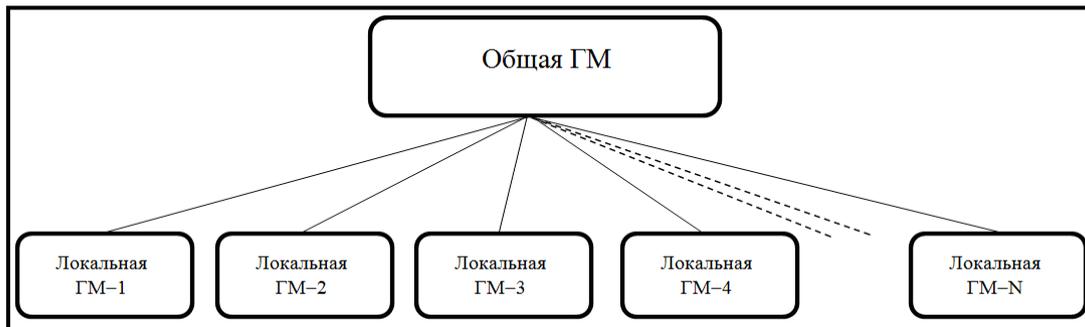


Рис. 2. Система исходных ГМ для синтеза КЭМ

Поскольку количество ГМ практически совпадает с количеством КЭ, логическая схема синтеза КЭМ СТО также имеет два уровня: на нижнем уровне содержатся описания отдельных КЭ, синтезированных на основе локальных ГМ второго уровня, а верхний уровень соответствует готовой КЭМ, синтезированной из КЭ нижнего уровня (рис. 3).

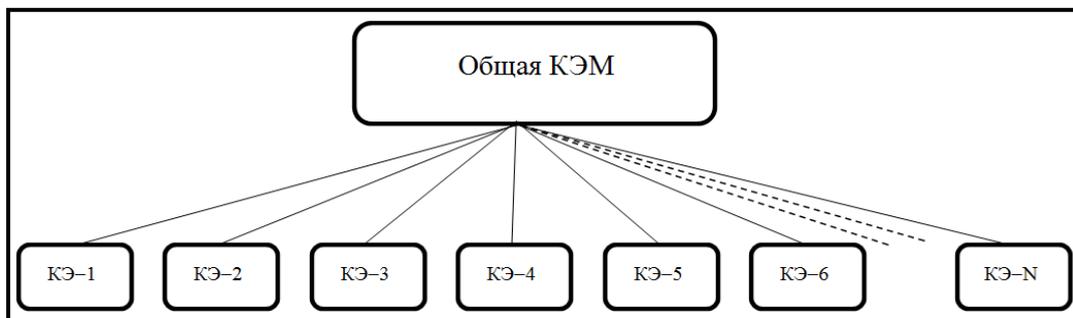


Рис. 3. Логическая схема синтеза КЭМ на базе локальных ГМ

Количество уровней декомпозиции КЭМ ограничено двумя, поскольку все локальные ГМ объединяются по единственному признаку – принадлежности к общей ГМ, чья конфигурация может считаться произвольной, т.к. ее формирование происходит вне процесса синтеза КЭМ. Такой принцип структуризации данных не дает возможности разделить задачу описания локальных ГМ между несколькими специалистами, как это делается в *CAD*–системах. В результате, вне зависимости от объема и сложности, синтез КЭМ выполняется одним пользователем *CAE*–системы, что существенно увеличивает время синтеза.

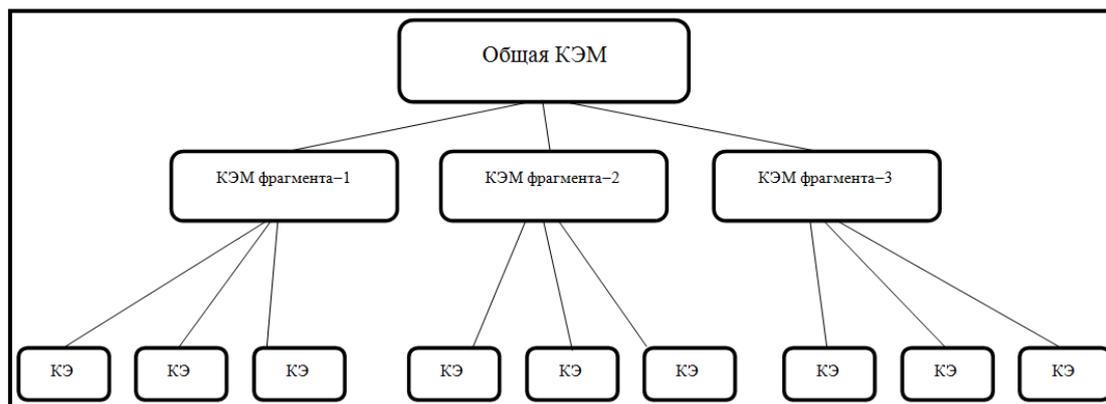


Рис. 4. Логическая схема синтеза КЭМ по методу подконструкций

Использование метода подконструкций (суперэлементов) существенно расширяет возможности *CAE*–систем в области моделирования сложных конструкций, поскольку деление общей ГМ на несколько частей увеличивает количество уровней декомпозиции ГМ до трех. Увеличение количества уровней декомпозиции ГМ позволяет распараллелить процесс построения локальных ГМ путем передачи каждой части общей ГМ отдельному специалисту. В результате сокращается время построения локальных КЭМ. При этом сначала производится синтез КЭМ для фрагментов общей ГМ, которые затем объединяются в общую КЭМ (рис. 4). При этом также может быть использован метод синтеза КЭМ, основанный на объединении близко расположенных узлов в сечениях, где фрагменты общей ГМ контактируют между собой. Вместе с тем следует учитывать, что общая ГМ планера СТК не всегда полностью отражает силовую структуру моделируемой конструкции. Такие ситуации возникают, например, при моделировании зон стыков. Кроме того, КЭМ некоторых конструктивных элементов существенно отличаются от их ГМ, например, зоны окончания стрингеров. В таких случаях для согласования локальных КЭМ недостаточно общей ГМ, поскольку локальные ГМ элементов конструкции, не представленных в общей ГМ, задаются на основании числовой информации, которая передается в виде файлов и бумажных документов, либо определяется самими специалистами, участвующими в анализе НДС. В ре-

зультате логическая схема синтеза КЭМ приобретает более сложный вид (рис. 5).

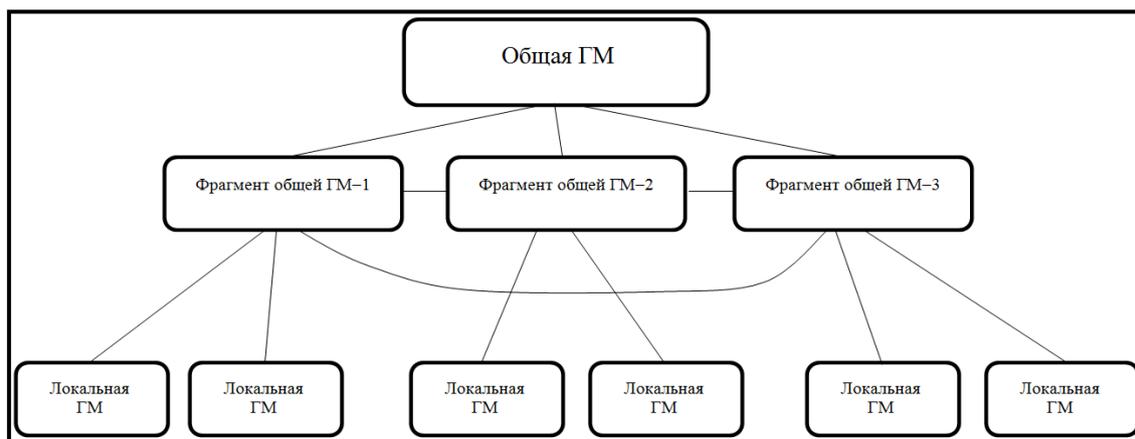


Рис. 5. Логическая схема описания ГМ сложной конструкции

Проблема обмена данными возникает при перемещении конструктивных элементов или изменении их номенклатуры, так как при каждом изменении структуры кессона крыла приходится заново перестраивать все локальные ГМ.

Важной задачей, которая также не может быть оптимально решена с помощью исследованных методов синтеза, является задача синтеза КЭМ стыков. КЭМ стыков не предназначены для анализа НДС, их структура не соответствует структуре реальной конструкции и, следовательно, не может передаваться вместе с общей ГМ.

Анализ нерешенных вопросов. В отличие от CAD-систем, программные CAE-комплексы MSC. Nastran и ANSYS не имеют интерфейса с системами управления БД (СУБД) и не поддерживают необходимый набор функций управления данными. Это существенно затрудняет процесс согласования КЭМ подконструкций, вынуждая пользователей обмениваться данными через файлы или бумажные носители.

Обмен данными через файлы требует не только тщательного согласования имен файлов, но и мест их размещения в компьютерной сети предприятия. При этом требуется обеспечить прямой доступ пользователей к файловым системам компьютеров, что очень нежелательно, особенно в рамках крупной информационной системы. Это объясняется тем, что, в отличие от СУБД, функции разделения доступа к данным, поддерживаемые операционными системами не обеспечивают эффективную защиту данных без серьезного ущерба для удобства работы пользователей и производительности информационной системы. Кроме того, организация доступа широкого круга пользователей к файловым системам компьютеров в рамках корпоративной сети подразумевает наличие у этих пользователей достаточного опыта работы с сетевым программным обеспечением. Существенно возрастает нагрузка на системных администраторов, которые в

этом случае вынуждены заниматься не свойственными им функциями администраторов баз данных. Все это приводит увеличению количества ошибок поиска и идентификации данных [7], что связано с ограниченными возможностями файловых систем, использующих фиксированные перечни атрибутов файлов, недостаточные для их эффективного поиска и идентификации. Наконец, возникают серьезные проблемы со своевременной актуализацией данных, поскольку копирование информации во временный файл, как правило, происходит вне основного процесса анализа данных и его своевременность часто зависит от внимательности исполнителей.

Особенностью процесса проектирования является то, что изменения конструкции кессона крыла не ограничиваются только прочностными параметрами ее элементов. При этом возможны существенные изменения номенклатуры и пространственного расположения конструктивных элементов (лонжеронов, нервюр, стрингеров и т.п.). В результате меняется вся модель распределения пространства, в нашем случае общая ГМ, а значит, и все локальные ГМ. Поэтому, в случае использования подконструкций, задача автоматизации обмена данными между фрагментами общей ГМ становится особенно актуальной. Возможны два метода корректировки локальных ГМ: полная замена старых локальных ГМ на новые, на основе фрагментов новой общей ГМ; корректировка номенклатуры и параметров существующих локальных ГМ с учетом изменений в общей ГМ. В случае использования *MSC.Nastran* или *ANSYS*, следует применять первый метод корректировки, поскольку второй метод требует обмена данными произвольного формата, зависящего от конкретных изменений в конструкции, для чего необходимы специальные системы управления данными. В случае использования первого метода, согласование положения и конфигурации локальных ГМ происходит автоматически, путем привязки к общей ГМ. В результате, в случае применения метода подконструкций, время корректировки КЭМ становится равным времени ее создания, вне зависимости от сложности корректировки конструкции.

Следует отметить еще один серьезный недостаток метода автоматизированного формирования КЭМ кессона крыла на основе локальных ГМ. Этот недостаток связан с тем, что для реализации данного метода необходимо построить общую ГМ (модель распределения пространства). В результате каждое изменение структуры кессона крыла, связанное с перемещением конструктивных элементов или изменением их количества, неизбежно требует изменения общей ГМ, которое также требует значительного времени. При этом нет возможности сократить это время за счет средств автоматизации, поскольку невозможно разработать общий алгоритм формирования силовой структуры для всего кессона крыла. Невозможно также разработать такие алгоритмы для фрагментов общей ГМ, поскольку при их формировании используется принцип декомпозиции, основанный на пространственном разделении общей модели. В результате структура фраг-

мента ГМ определяется элементами силовой структуры, случайно попавшими в область пространства, ограниченную этим фрагментом.

Постановка задачи. Целью данного исследования является определение путей обмена данными, необходимыми для построения согласованных структур локальных КЭМ, на основании которых синтезируется общая КЭМ конструкции кессона крыла самолета транспортной категории. На первом этапе исследования необходимо определить пути обмена данными отдельно для каждого класса локальной КЭМ. На втором этапе строится общая схема обмена данными в процессе синтеза общей КЭМ конструкции кессона крыла.

Анализ исходных данных, необходимых для синтеза структур КЭМ регулярных элементов силового набора. В случае применения функционального принципа декомпозиции КЭМ, перечни исходных данных, необходимых для синтеза структур локальных КЭМ, из которых синтезируется общая модель, определяются методами формирования структур силового набора соответствующих элементов конструкции. Поскольку методы формирования структуры силового набора определяются функциональным назначением элементов конструкции, анализ исходных данных, необходимых для формирования их КЭМ, также следует выполнять с учетом этого критерия. Функционально регулярные элементы кессона крыла делятся на две группы (рис. 6): элементы продольного и элементы поперечного набора.

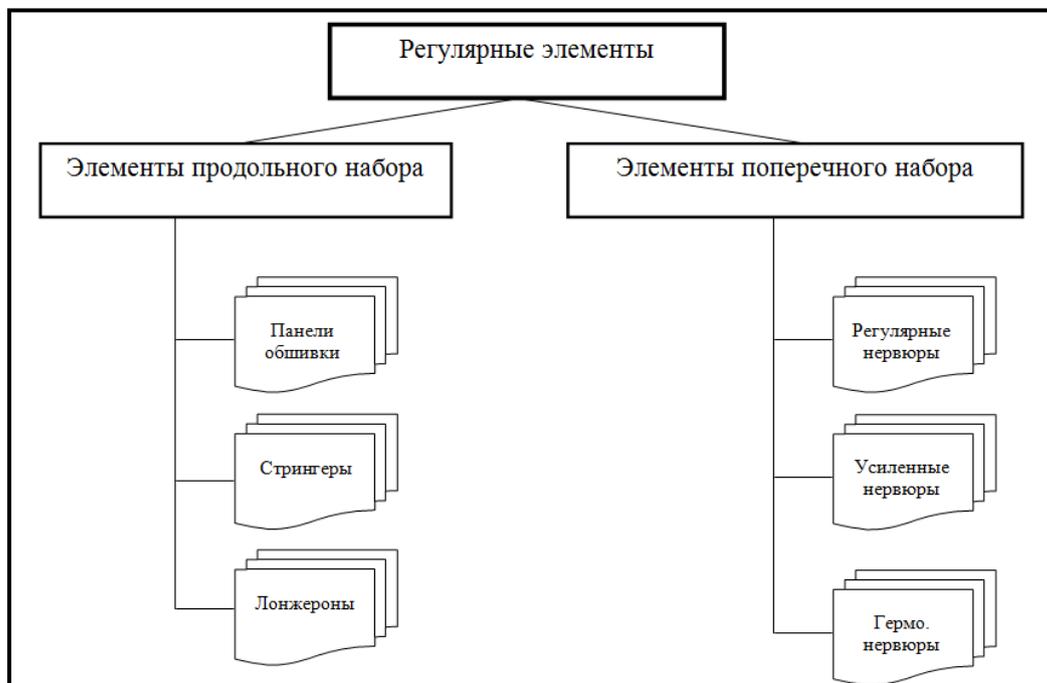


Рис. 6. Регулярные элементы силовой структуры кессона крыла

Группа элементов продольного набора включает панели обшивки, лонжероны и стрингеры. Их структура определяется распределенным характером нагружения с относительно небольшими градиентами изменения

величин нагрузок в пределах каждого элемента. Вследствие этого конструкция элемента продольного набора характеризуется большими размерами зон с постоянными значениями жесткостных параметров. Поэтому для формирования структур КЭМ таких элементов достаточно узлов, размещенных в плоскости элементов поперечного набора. Группа элементов поперечного набора включает различные виды нервюр.

Процесс синтеза структуры КЭМ делится на два этапа. На первом этапе определяется количество и расположение узлов. На втором этапе определяется топология КЭМ, т.е. типы КЭ и их количество, а также количество узлов в каждом КЭ и номера узлов. Поскольку все узлы КЭМ элементов продольного набора отсека кессона крыла расположены в плоскости элементов поперечного набора, то исходными данными для формирования их структур являются координаты всех узлов моделей элементов поперечного набора. Кроме того, для каждого элемента продольного набора необходимо указать номера узлов, расположенных на его поверхности и их распределение по сечениям.

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. Узлы КЭМ элемента поперечного набора можно разделить на две группы. В первую группу входят узлы, расположенные на контуре соответствующего сечения базовой геометрической модели. Координаты этих узлов соответствуют точкам пересечения осей лонжеронов и стрингеров с линиями пересечения плоскости элемента поперечного с верхней или нижней поверхностью крыла. Поскольку на основании координат этих узлов определяются координаты остальных узлов КЭМ элемента поперечного набора, будем считать узлы, входящие в состав первой группы, базовыми узлами. Во вторую группу входят узлы, относящиеся к КЭ, моделирующим детали элементов поперечного набора, расположенные внутри контура сечения (стенки нервюр, пояса нервюр, кницы, стойки и т.п.). Их количество и расположение определяются методами формирования структур силового набора соответствующих элементов конструкции, с учетом расположения базовых узлов. Поэтому исходными данными для формирования КЭМ элементов поперечного набора являются координаты узлов, расположенных на верхнем и нижнем контурах соответствующих сечений кессона. Значения координат должны быть распределены и упорядочены по контурам сечений.

Таким образом, исходными данными для синтеза КЭМ отсека кессона крыла являются координаты базовых узлов КЭМ элементов поперечного набора. Описывать структуру КЭМ не требуется, поскольку она формируется на основании алгоритмов, где в качестве исходных данных используются координаты узлов.

Последовательность синтеза КЭМ регулярной зоны отсека кессона крыла СТК. В соответствии с исследуемым (функциональным) принципом декомпозиции [1], последовательность формирования структуры КЭМ регулярной зоны кессона крыла определяется наличием исходных данных, необходимых для синтеза локальных КЭМ тех или иных конструктивных элементов. Поскольку исходными данными для синтеза структур КЭМ элементов продольного набора служат координаты базовых узлов КЭМ элементов поперечного набора, упорядоченные по соответствующим сечениям, синтез структуры КЭМ регулярной зоны кессона крыла должен начинаться с синтеза структур КЭМ элементов поперечного набора. При включении КЭМ элементов поперечного набора в общую КЭМ кессона крыла необходима корректировка номеров узлов, записанных в их КЭ, по следующей формуле:

$$N_{i_{\text{общее}}} = N_{i_{\text{локаль}}} + Q,$$

где $N_{i_{\text{общее}}}$ – номер узла в общей КЭМ;

$N_{i_{\text{локаль}}}$ – локальный номер узла в КЭМ элемента поперечного набора;

Q – узлов, которые были в общей КЭМ на момент включения данной локальной КЭМ.

На втором этапе формирования регулярных зон производится формирование КЭМ элементов продольного набора: обшивок, лонжеронов и стрингеров. Поскольку исходными данными для синтеза КЭМ элементов продольного набора являются координаты и номера базовых узлов, которые определяются при формировании КЭМ элементов поперечного набора, необходимо обеспечить автоматическую передачу координат и номеров базовых узлов из КЭМ элементов поперечного набора в КЭМ элементов продольного набора. Номера узлов передаются в виде структуры данных о распределении номеров по сечениям регулярной зоны, имеющей следующий формат (рис. 7). Номера узлов в таблицах должны соответствовать номерам узлов в общей КЭМ, чем автоматически обеспечивается объединение КЭ, входящих в состав КЭМ элементов продольного набора, с КЭ, входящих в состав КЭМ элементов поперечного набора. Обмен данными при синтезе структур КЭМ стыковых элементов кессона. Стыковые элементы предназначены для объединения в единое целое элементов конструкции, имеющих разное функциональное назначение. В зависимости от особенностей соединяемых элементов, стыковые элементы кессона крыла можно разделить на три группы: окантовывающие зоны, стыки и кронштейны. Окантовывающие зоны предназначены для включения в конструкцию несилowych элементов, т.е. элементов, которые полностью или частично не могут воспринимать и передавать нагрузки, приходящие от смежных регулярных элементов. Стыки предназначены для объединения в

единую конструкцию силовых агрегатов планера самолета, путем передачи распределенных нагрузок с силовых элементов одного агрегата на силовые элементы другого агрегата. В случае кессона крыла, примером стыка является фланцевый стык центроплана с отъемной частью кессона (ОЧК), передающий нагрузки, приходящие с элементов силового набора ОЧК, на элементы силового набора центроплана. Кронштейны, в отличие от стыков, предназначены для приема и передачи сосредоточенных нагрузок.

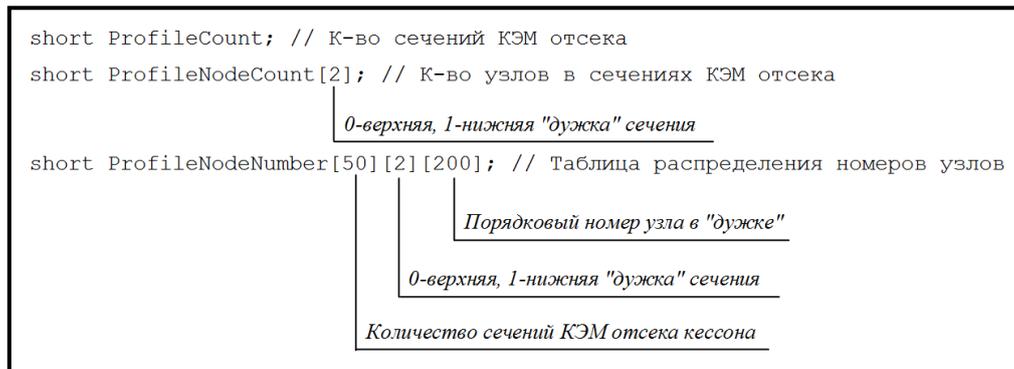


Рис. 7. Структура данных о распределении номеров узлов

Примером окантовывающей зоны в конструкции кессона крыла является люковая панель, обеспечивающая включение в конструкцию обшивки крыла специальных эксплуатационных люков, предназначенных для визуального осмотра внутренних элементов силового набора крыла во время стоянки самолета (при слитом топливе). Окантовывающий элемент включается в силовую структуру существующей регулярной зоны по принципу замещения части регулярных элементов. В случае люковой панели, производится замещение части элементов продольного набора (панелей обшивки), поэтому в число исходных данных, необходимых для формирования КЭМ люковой панели, входят базовые узлы, которые необходимо передавать из КЭМ элементов поперечного набора (рис. 8).

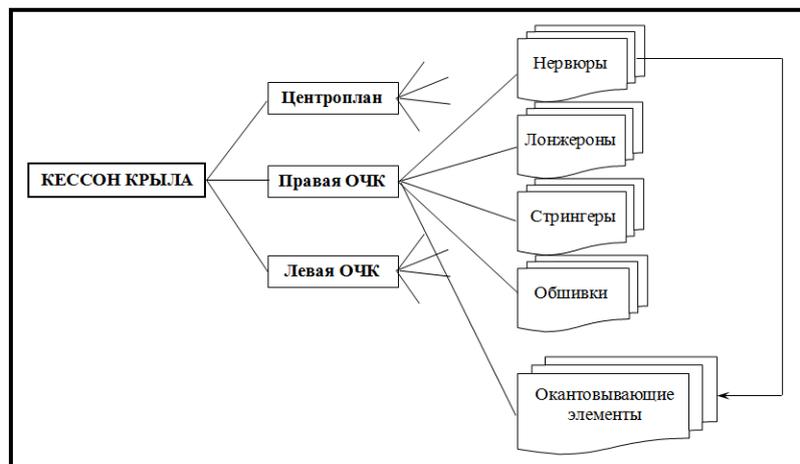


Рис. 8. Передача координат базовых узлов в КЭМ окантовывающих элементов

В отличие от КЭМ элементов продольного набора, КЭМ люковой панели содержит дополнительные узлы, не входящие в состав КЭМ элементов поперечного набора. При этом количество и расположение дополнительных узлов определяются количеством, расположением и геометрическими параметрами окантовываемых элементов (люков). Поэтому номенклатура исходных данных, необходимых для формирования КЭМ окантовываемых элементов, шире, чем у регулярных элементов конструкции. В результате анализа методов конструирования люковых панелей установлено, что для формирования КЭМ люковой панели отсека кессона крыла необходимы следующие исходные данные: координаты базовых узлов КЭМ элементов поперечного набора; таблица распределения номеров базовых узлов по сечениям общей КЭМ; номера начальной и конечной нервюр зоны люковой панели; номера стрингеров, граничащих с люковой панелью; положение продольной оси люковой панели относительно переднего лонжерона; размеры продольной и поперечной осей люков (L и H).

Примером КЭМ стыка в конструкции кессона крыла является КЭМ фланцевого стыка центроплана и ОЧК [1]. Стык обеспечивает передачу нагрузок с регулярных элементов конструкции ОЧК на регулярные элементы конструкции центроплана и не является частью к-либо регулярной зоны отсеков кессона крыла. Поэтому, в отличие от окантовываемых элементов, включение КЭМ стыка в общую КЭМ кессона не требует корректировки КЭМ центроплана и ОЧК. Учитывая функциональные особенности фланцевого стыка, исходные данные, необходимые для формирования его КЭМ, можно разделить на три группы. В первую группу входят координаты узлов сечений центроплана и ОЧК, граничащих со стыком, а также таблицы распределения номеров этих узлов по сечениям. Во вторую группу входят координаты базовых узлов усиленной нервюры, входящей в состав фланцевого стыка. При этом следует учитывать, что координаты этих узлов определяются в местах пересечения осей болтов фланца с плоскостью стенки усиленной нервюры. Для исключения повторного ввода данных, необходимо обеспечить получение данных, относящихся к первой группе, непосредственно из КЭМ стыкуемых отсеков кессона. Данные, относящиеся ко второй группе, должны получаться по тому же методу, что и координаты базовых узлов типовых нервюр. В третью группу входят данные, вводимые "вручную" с помощью специализированного интерфейса. К ним относятся координата z усиленной нервюры и координаты x_i осей болтов фланцевого стыка относительно начала стыка. Ввиду того, что КЭМ фланцевого стыка соединяет независимо формируемые КЭМ центроплана и ОЧК, она находится на одном уровне декомпозиции с КЭМ отсеков кессона (рис. 9).

Примером КЭМ кронштейна в конструкции кессона крыла является КЭМ переднего кронштейна навески пилона силовой установки. Данный кронштейн обеспечивает передачу веса силовой установки (с учетом пере-

грузки) и тяги двигателя на конструкцию усиленной нервюры. Структура исходных данных, необходимых для формирования КЭМ кронштейна отличается от структуры исходных данных КЭМ стыка, так как, в отличие от стыков, кронштейны предназначены для восприятия и передачи на конструкцию сосредоточенных нагрузок.

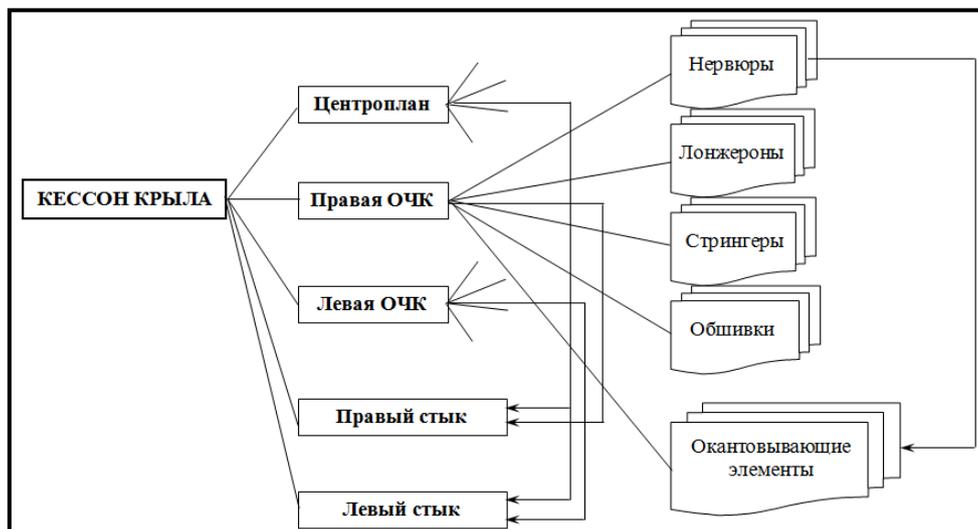


Рис. 9. Схема передачи координат граничных узлов в КЭМ фланцевых стыков

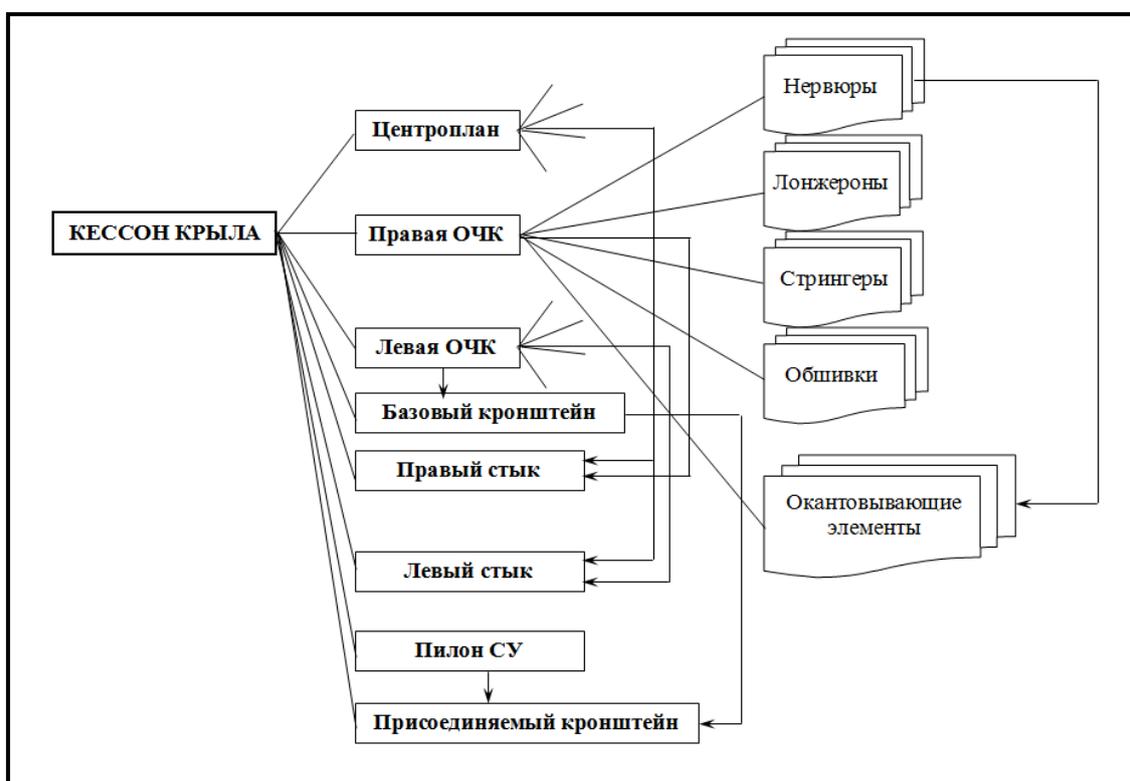


Рис. 10. Схема обмена данными при формировании КЭМ кронштейнов

Поэтому кронштейну, расположенному на базовом элементе конструкции (базовому кронштейну), должен соответствовать ответный кронштейн, расположенный на присоединяемом элементе конструкции (присоединяемый кронштейн). То есть взаимодействие элементов конструкции, соединяемых с помощью кронштейнов, осуществляется через соединительные узлы кронштейнов, а значит, для формирования КЭМ присоединяемого кронштейна необходимо обеспечить обмен данными с КЭМ базового кронштейна. Кроме того, во избежание повторного ввода данных в процессе присоединения КЭМ кронштейнов к КЭМ соединяемых элементов конструкции, необходимо обеспечить получение данных непосредственно из КЭМ соединяемых элементов (рис.10).

Кроме моделей регулярных элементов, окантовывающих элементов, стыков и кронштейнов, КЭМ кессона крыла, как правило, включает модель центрального отсека фюзеляжа, для узлов которой задаются граничные условия [1]. В результате общая схема обмена данными в процессе автоматизированного синтеза КЭМ кессона крыла имеет следующий вид (рис.11):

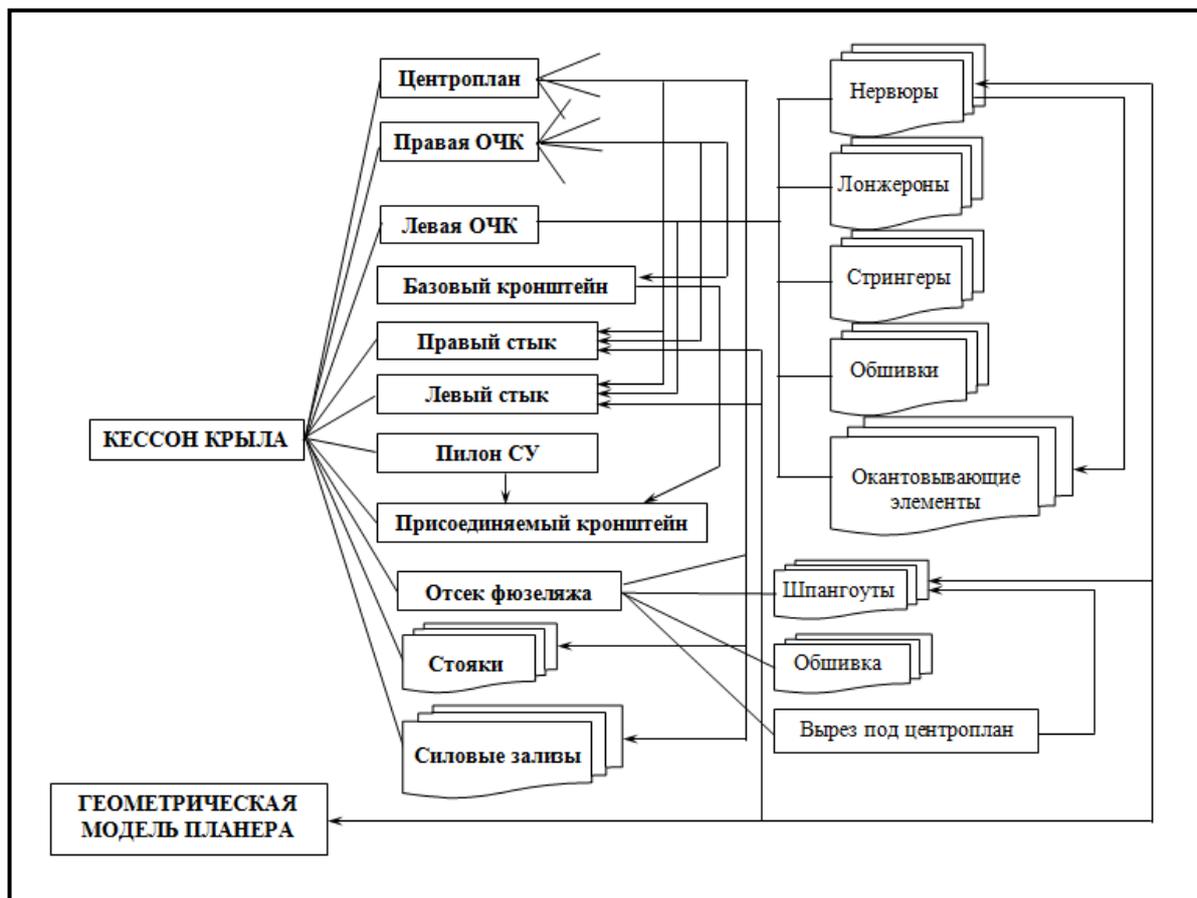


Рис. 11. Общая схема обмена данными при синтезе КЭМ кессона крыла

Выводы

На основании проведенного анализа трафиков обмена данными можно сделать следующие выводы: для уменьшения количества исходных данных, вводимых вручную, и уменьшения количества ошибок должен быть обеспечен прямой обмен данными между синтезируемыми КЭМ; для ручного ввода данных необходимо обеспечить поддержку индивидуального пользовательского интерфейса для каждого типа элементов конструкции; для исключения ситуаций, связанных с внесением изменений в структуры КЭМ соединяемых элементов конструкции после формирования КЭМ стыковых элементов, необходимо использовать систему управления доступом к моделям, блокирующую функции корректировки КЭМ после открытия доступа к ним.

Список использованной литературы

1. *Борисов В. В.* Методы синтеза конечно-элементной модели планера грузового самолета / В. В. Борисов. – Саарбрюккен: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2014. – 139 с.
2. *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.
3. *Зинченко В. П.* Синтез структур і властивостей скінченноелементних моделей планеру літака / В. П. Зинченко, В. В. Борисов // "Наукові вісті" НТУУ "КПІ". –2011. №1(75). –С. 62–68.
4. MSC.Nastran 2012. Linear Static Analysis. User's Guide. 2012. –С. 772.
5. www.ans.com.ru. Руководство по основным методам проведения анализа в программе ANSYS. 2006. –С. 399.
6. *Мартин Дж.* Системный анализ передачи данных: В 2 т. –М.: Мир, 1975. – Т.1: Системный анализ передачи данных. –С. 256.; –Т.2: Проектирование систем передачи данных. –С. 431.
7. *Зинченко В. П.* Анализ актуальных проблем информационной технологии передачи данных при моделировании нагрузок, действующих на конструкцию сложного технического объекта. /В. П. Зинченко, В. В. Борисов// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: Гос. Аэроком. Ун-т "ХАИ", 2006. – Вып. № 5. –С. 85–107.