

## **Автоматизированный комплекс силовых и детальных расчетов прочности самолета**

**Яшутин А.Г.\*, Суренский Е.А.\*\***

*Корпорация «Иркут», Ленинградский проспект, 68, Москва, 125315, Россия*

*\*e-mail: [Andrey.Yashutin@irkut.com](mailto:Andrey.Yashutin@irkut.com)*

*\*\*e-mail: [Evgeniy.Surenskiy@irkut.com](mailto:Evgeniy.Surenskiy@irkut.com)*

### **Аннотация**

В данной работе представлено краткое описание программного комплекса автоматизированных силовых и детальных расчетов прочности, разрабатываемого на протяжении ряда лет в отделе Разработки алгоритмов и программ отделения Прочности КБ ИЦ «ОАО «Корпорация «Иркут». Данный комплекс предназначен для сокращения времени, необходимого для проведения силовых и детальных расчетов типовой конструкции самолета. Благодаря высокому уровню автоматизации, цикл расчетов типовой конструкции сокращается до 36 часов. Регулярная часть конструкции планера самолета МС-21-300 (~60% всей конструкции) автоматизировано анализируются с помощью программного комплекса инженерными методами, а результаты расчета попадают в автоматизированный отчет. В основе расчета лежит глобальная модель самолета (GlobalFiniteElementModel – GFEM), которая является основным источником данных для расчетов прочности.

**Ключевые слова:** глобальная конечно-элементная модель, расчеты прочности, планер самолета, детальные расчеты

## **Общие сведения**

### **Ссылки на программное обеспечение**

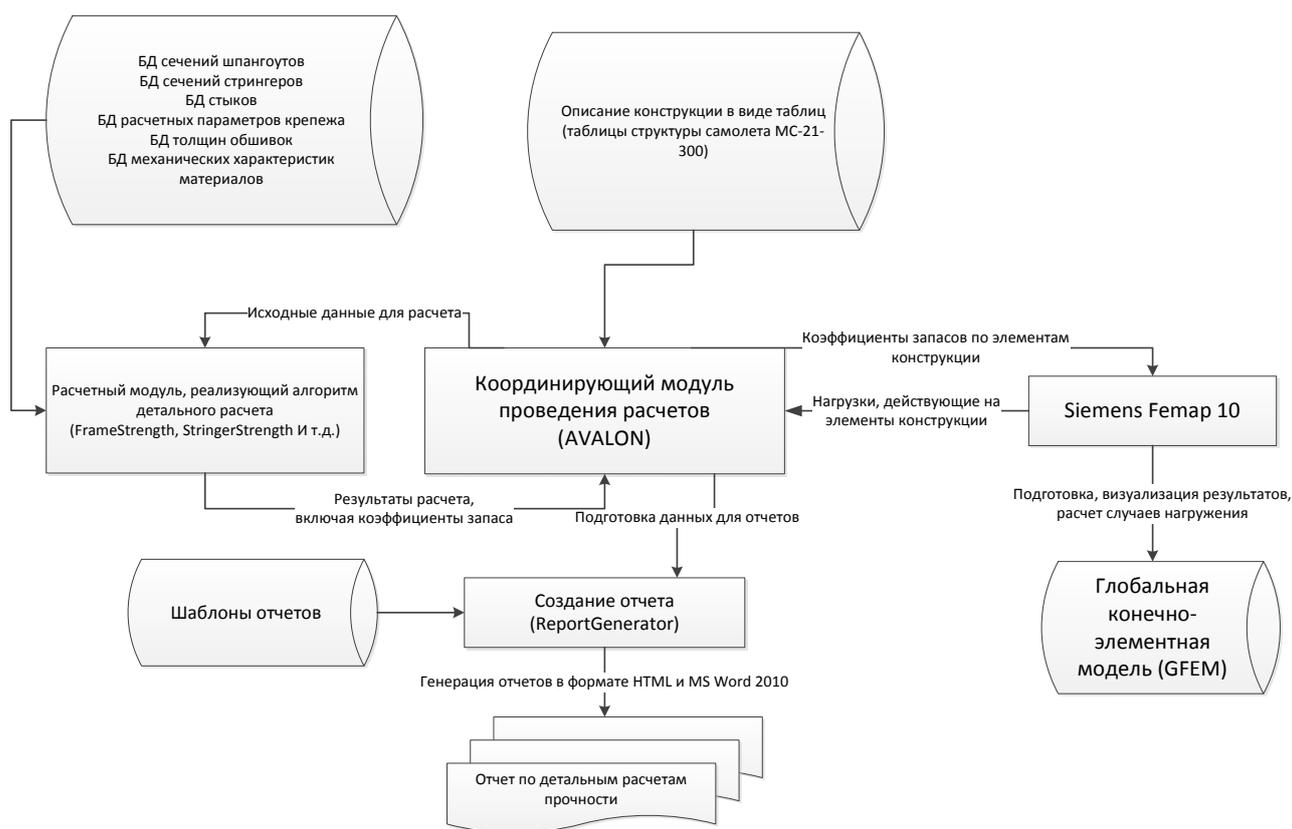
При разработке автоматизированного комплекса интенсивно используется программирование на языках VisualBasic .NET, VisualBasic v6.0, Visual C#, Visual C++. Основным инструментом разработки является MicrosoftVisualStudio 2010. Основной платформой для работы является .NET Framework 4.0.

Для работы с глобальной моделью используется программный комплекс SiemensFemap 10. В данном пакете происходит подготовка GFEM (preprocessing), расчет модели (analysis), обработка результатов (postprocessing), а также создание отчета (reporting).

В качестве решателя для GFEM используется MSC Nastran, а также NX Nastran.

Программный комплекс предназначен для работы под управлением операционной системы MicrosoftWindows 7.

## Принципиальная схема работы комплекса



Основным источником данных для работы комплекса являются:

Глобальная модель планера самолета (см. главу 2);

Таблицы структуры (см. главу 3);

Базы данных сечений, материалов и пр.;

Шаблоны отчетов.

Все эти данные необходимо подготавливать в интерактивном режиме, используя стандартные средства (например, MS Excel), либо специализированные программы специально предназначенные для этого. В большинстве случаев, расчетные модули, реализующие какой-либо алгоритм, реализуют возможность работы в интерактивном

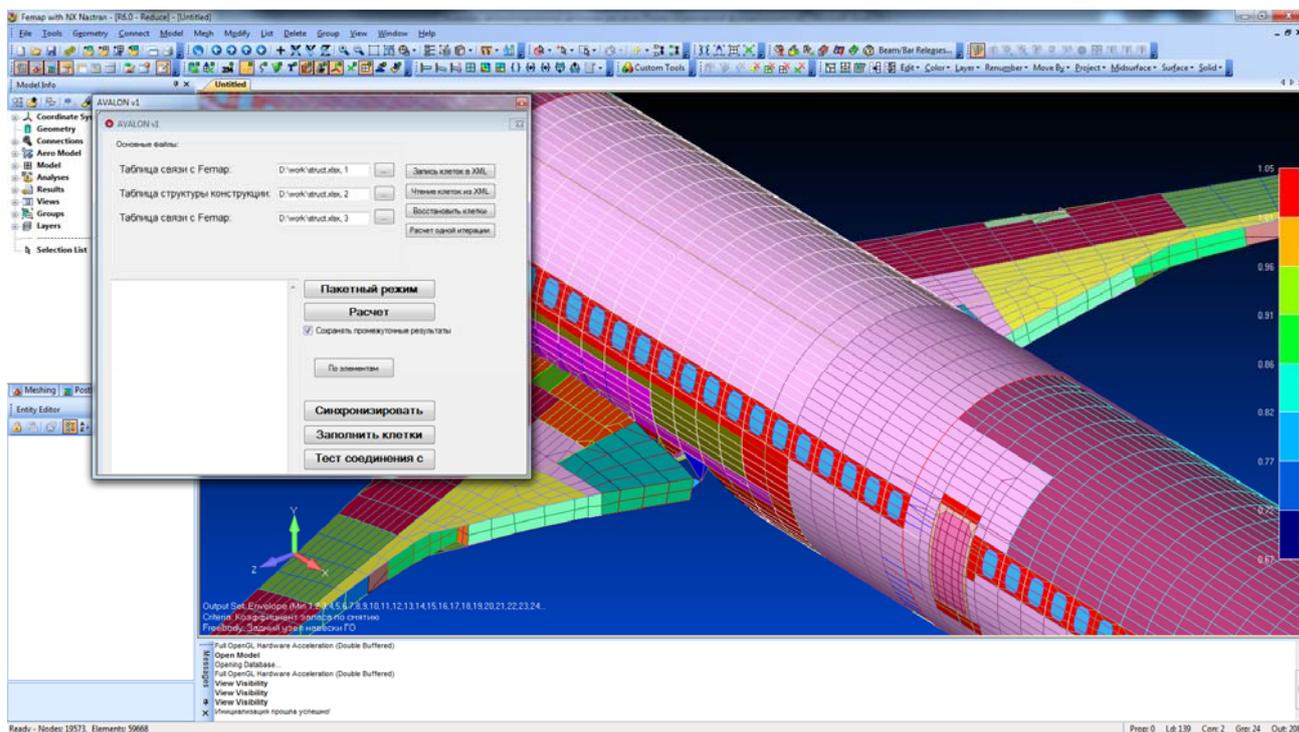
режиме, создавая необходимые для автоматического режима исходные данные (описание свойств конструкции).

### **Хранение данных**

Глобальная модель текущей версии хранится в TeamCenter в формате Femap (\*.modfem). Там же хранятся все исходные данные (базы данных сечений, материалов и пр.) необходимые для проведения цикла детальных расчетов зон типовой конструкции.

### **Координирующий модуль**

Центральным звеном программы является координирующий модуль (рабочее название – AVALON), синхронизирующий получение данных из глобальной модели, проведение детальных расчетов, запись коэффициентов запасов и результатов детальных расчетов в базу данных с глобальной моделью, а также управляющий процессом создания новых отчетов. Общий вид модуля можно увидеть на рисунке ниже.



**Рисунок 1 – Общий вид глобальной модели самолета в Femapi  
координирующего модуля AVALON**

Координирующий модуль способен имеет возможность внесения изменений в глобальную модель. Это свойство используется при проведении квазинелинейного расчета по редуцированию обшивки инженерными методами по методике, предложенной ЦАГИ. Благодаря этому, появилась возможность не только определить коэффициент запаса по потери устойчивости обшивки, но редуцировать ее жесткость для более точного определения перераспределения силовых потоков в конструкции в закритической области. Такой подход избавляет от необходимости решения громоздких нелинейных задач для более точного определения усилий на основные силовые элементы конструкции (ОСЭ).

## Методики проведения детальных расчетов

Все методики проведения детальных расчетов разрабатываются отделом Разработки алгоритмов и программ, утверждаются заместителем Главного конструктора по прочности, проходят процедуру согласования с Сертификационным Центром «Прочность».

На сегодняшний день прошли согласование с СЦ «Прочность» следующие методики:

Нахождение критических напряжений потери устойчивости для криволинейных панелей;

Нахождение критических напряжений потери устойчивости для плоских прямоугольных пластин;

Нахождение критических напряжений потери устойчивости для стержней;

Построение диаграммы деформирования материала;

Расчет элементарной панели;

Редуцирование потерявшей устойчивость обшивки;

Устойчивость ортотропных пластин;

Расчет крепежа стыков;

Расчет шпангоутов.

Отдел разработки алгоритмов и программ продолжает разработку методик анализа прочности элементов конструкции. Особое внимание уделяется расчету конструкций из ПКМ.

## **Тип воздушного судна**

Данный расчетный комплекс уже применяется при анализе прочности элементов конструкции самолета МС-21-300. Есть возможность его использования при расчетах прочности всех самолетов семейства МС-21, а также других разрабатываемых летательных аппаратов.

Особую эффективность комплекс имеет при анализе типовых зон конструкции. Наличие большого количества нерегулярных зон (вырезы, окантовки, местные усиления) требует дополнительных затрат на построение подробных конечно-элементных моделей (КЭМ). Подробнее о расчете нерегулярных зон конструкции можно найти в пункте 0.

## **Обзор аналогов**

По своим возможностям и удобству работы комплекс не уступает аналогичным продуктам (например, Samtech CAESAM). На сегодняшний день глобальная модель самолета МС-21-300 уже адаптирована для проведения расчетов с помощью комплекса.

Оба комплекса (Samtech CAESAM и комплекса, разрабатывающегося в КБ ИЦ «Корпорации «ИРКУТ») лежит идея связи между отдельными элементами или группами элементов в конечно-элементной модели всего изделия (глобальной конечно-элементной модели) и так называемыми структурными элементами. Для каждого инженерного элемента существуют методики расчета (инженерные методы расчета конструкции, методики

детальных расчетов прочности отдельных узлов и агрегатов). Исходными данными для проведения расчета структурных элементов по этим методикам служат данные, полученные из соответствующих конечных элементов глобальной модели. Таким образом, инженерный элемент осуществляет связь между силовыми расчетами, проводимыми на базе глобальной конечно-элементной модели, и детальными расчетами прочности узлов и агрегатов.

Samtech CAESAM предоставляет только возможность формировать инженерные элементы и управлять ими. Методическое наполнение комплекса, которое является самым главным и ценным в процессе проектирования, остается за клиентом. Комплекс, разрабатываемый в КБ ИЦ «Корпорации «ИРКУТ», уже имеет встроенные методики для расчетов типовой конструкции планера самолета и легко может интегрировать новые методики. Благодаря тому, что комплекс базируется на Femap, комплекс также умеет автоматизировать процесс расчетов с использованием решателей NASTRAN и выдачи результатов в виде отчетов.

## **Описание работы программного комплекса**

### **Основные условия анализа**

#### **Случаи нагружения**

Высокий уровень автоматизации также характерен и для приложения нагрузок для глобальной модели. С этой целью отдел Разработки алгоритмов и программ отделения Прочности КБ ИЦ «ОАО «Корпорация «Иркут»

разработал набор программ, интегрированных в SiemensFemap, который позволяет в автоматизированном режиме загружать конструкцию планера самолета аэродинамическими и инерционными нагрузками, полученными от отдела Нагрузок и аэроупругости КБ ИЦ «ОАО «Корпорация «Иркут». На сегодняшний момент глобальная модель рассчитывается более чем на 200 расчетных случаев.

Названия расчетных случаев соответствуют названиям случаев, принятым в отделе Нагрузок и аэроупругости.

Расчет детальной прочности ведется на все перечисленные случаи нагружения.

По результатам детальных расчетов формируется огибающая наиболее критичных случаев, которые могут быть рассмотрены более детально при использовании подробных конечно-элементных моделей (см. пункт 0).

На базе огибающей расчетных случаев выделяются случаи нагружения для дальнейших статических испытаний в подтверждение прочности конструкций.

Случаи нагружения, моделирующие режимы типового полета (случаи 174-206 **Ошибка! Источник ссылки не найден.**), используются для построения циклограмм нагружения. Циклограммы нагружения являются ключевой информацией для расчетов длительной прочности (ресурса, живучести) ОСЭ конструкции планера самолета.

Используемая в программном комплексе глобальная модель является инерционно-уравновешенной, что позволяет вести расчет без влияния закреплений. Все перечисленные случаи являются самоуравновешенными.

### **Характеристики материалов**

При детальном расчете прочности используется база данных механических свойств материала, содержащая основные данные по механическим свойствам материалов и полуфабрикатов на их основе. База данных постоянно обновляется по результатам сертификации материалов, используемых в конструкции планера МС-21-300.

На основании содержащихся в базе данных материалов в автоматизированном режиме строятся нелинейные кривые деформирования, используемые в детальном расчете. Аппроксимация кривой деформирования ведется по методикам, разработанным в ЦАГИ и утвержденным в СЦ «Прочность».

### **Характеристики крепежа**

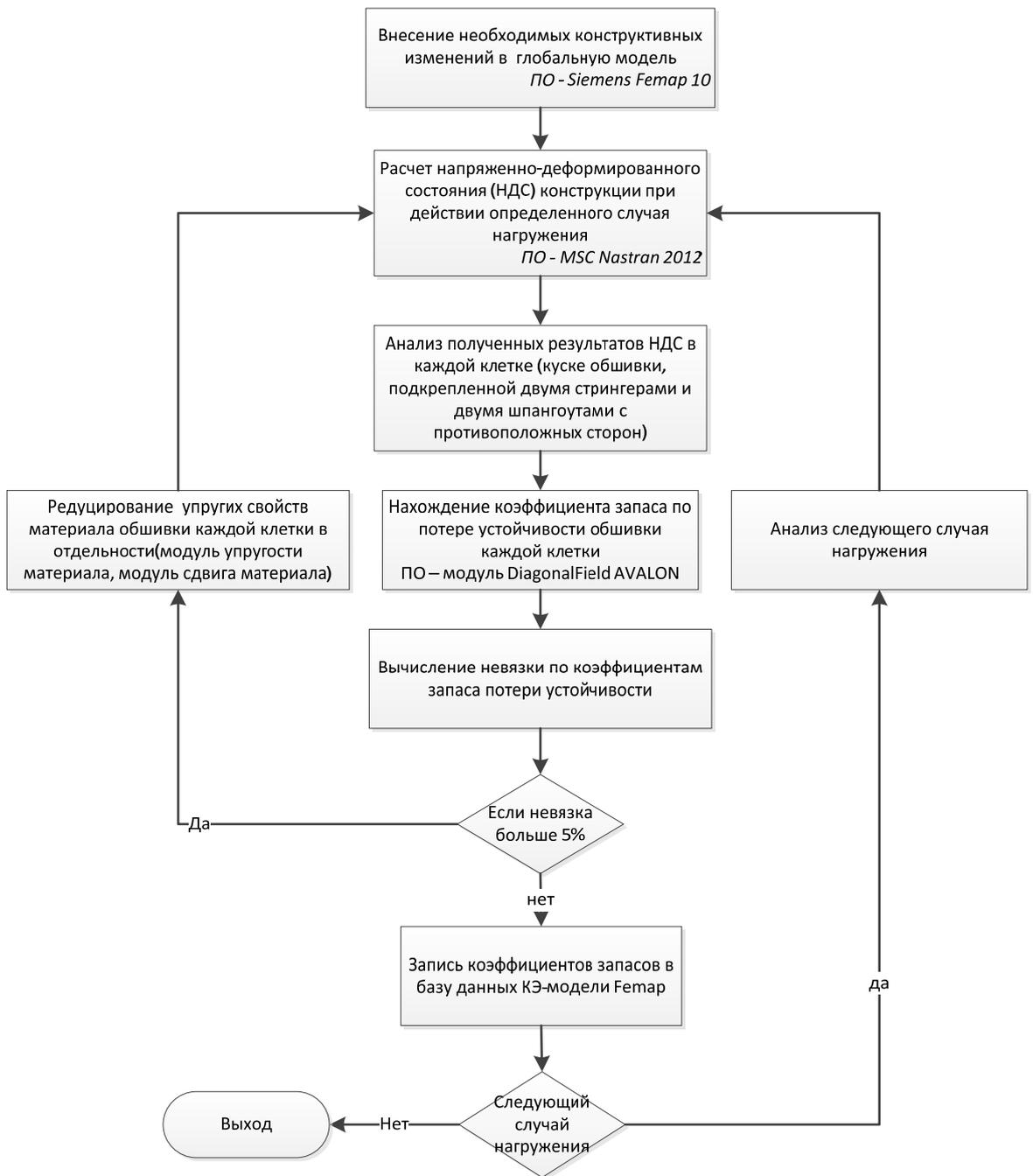
Расчетные характеристики крепежа, используемые в модулях детальном расчете стыков, берутся из специализированной базы данных, где хранятся некоторые экспериментальные значения для жесткости и прочности крепежа определенных типов.

Если экспериментальные данные о крепеже отсутствуют, то используются инженерные методы оценки прочности и жесткости крепежа (по формулам Свифта, Хьюта и др.).

### **Редуцирование обшивки**

Одной из центральных возможностей разрабатываемого комплекса является возможность решения задачи о перераспределении усилий в конструкции после местной потери устойчивости в обшивке[1]. Эта задача имеет огромное значение при статических расчетах самолета. Основной алгоритм представлен на рисунке ниже. Методики редуцирования разработаны в ЦАГИ и утверждены в СЦ «Прочность». (см. методику «Редуцирование потерявшей устойчивость обшивки»).

На сегодняшний момент планер самолета МС-21-300 полностью рассчитывается согласно приведенному алгоритму. Это позволяет более точно определить перераспределение усилий в продольном и поперечном силовом наборе, а также оценить степень потери устойчивости обшивки.



**Рисунок 2 – Алгоритм учета редуцирования обшивки при потере устойчивости**

## Краткое описание модулей детальных расчетов

На сегодняшний день в составе глобальной модели работают следующие модули детальных расчетов, самостоятельно разработанные в отделе Разработки алгоритмов и программ отделения прочности:

**FrameStrength** – детальный расчет прочности шпангоутов. Расчет ведется инженерными методами, базирующимися на РДК ЦАГИи [2]. Имеет интерактивный режим для анализа шпангоутов произвольной конфигурации.

**StringerStrength** – детальный расчет прочности подкрепленных стрингерных панелей. Расчет ведется инженерными методами, базирующимися на РДК ЦАГИ и [3]. Имеет интерактивный режим для анализа подкрепленных стрингерами панелей произвольной конфигурации.

**FastnersAnalysis** – детальный расчет прочности стыков шпангоутов, стрингеров, обшивок. Расчет ведется инженерными методами, базирующимися на РДК ЦАГИ. Имеет интерактивный режим для анализа стыков произвольной конфигурации.

**DiagonalField** – модуль расчета редуцирования обшивки в глобальной модели (базируется на методиках ЦАГИ). Не имеет интерактивный режим.

**OrthotropicStability** – модуль расчета потери устойчивости ортотропных (конструктивно-ортотропных и композитных) обшивок в глобальной модели планера (базируется на энергетическом методе оценки устойчивости). Не имеет интерактивного режима.

## Таблицы структуры

Для более формального описания конструктивно силовой схемы самолета, используется так называемая таблица структуры (Рисунок 3). Она представляет собой развертку поверхности обшивки самолета, выполненную в MS Excel.

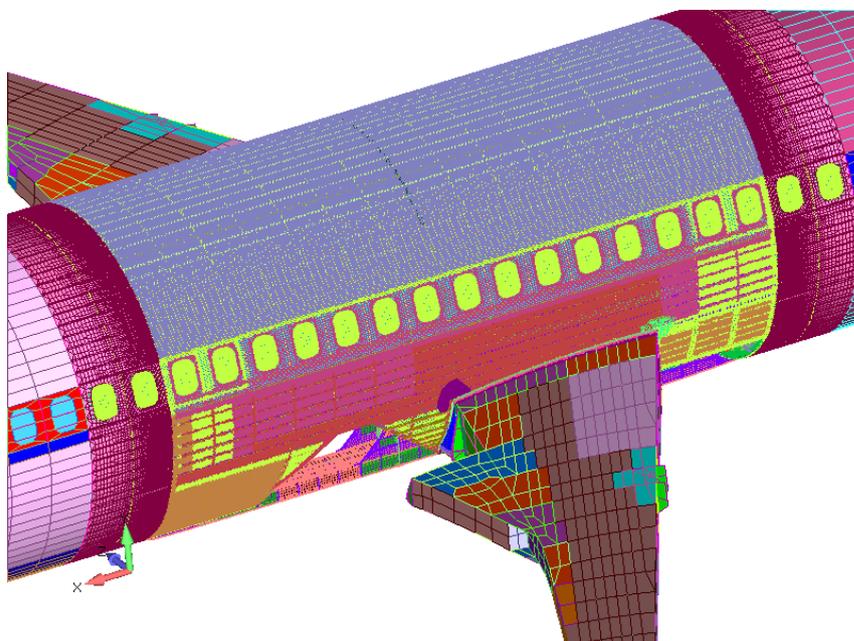
Через модуль AVALON существует возможность синхронизации между таблицами структуры и глобальной моделью. Это позволяет, изменяя параметры обшивки, стрингеров или шпангоутов в таблице структуры, практически мгновенно вносить изменения в глобальную модель. Скорость внесения изменений ускоряется на порядок.

The image shows a screenshot of a Microsoft Excel spreadsheet titled "Таблица структуры\_300\_R3.0". The spreadsheet is organized into columns and rows representing different structural components of an aircraft. The columns are labeled with structural elements: "Шпангоуты" (Ribs), "Перекрасить" (Repaint), "Дорожки" (Tracks), and "Стрингеры" (Stringers). The rows are labeled with part numbers and orientations, such as "18\_L", "19\_L", "20\_L", "21\_L", "22\_L", "23\_L", "24\_L", "25\_L", "26\_L", "27\_L", "28\_L", "29\_L", and "30\_L". The cells in the spreadsheet are color-coded, with various colors like purple, green, red, and yellow. Some cells contain numerical values, such as "44", "42", "3", "1", "0", and "5". The spreadsheet is displayed in a window titled "Таблица структуры\_300\_R3.0 - Microsoft Excel".

Рисунок 3 - Пример таблицы структуры самолета MC-21-300

## **Возможности глобально-локального анализа в рамках комплекса для анализа прочности, ресурса и живучести конструкции планера**

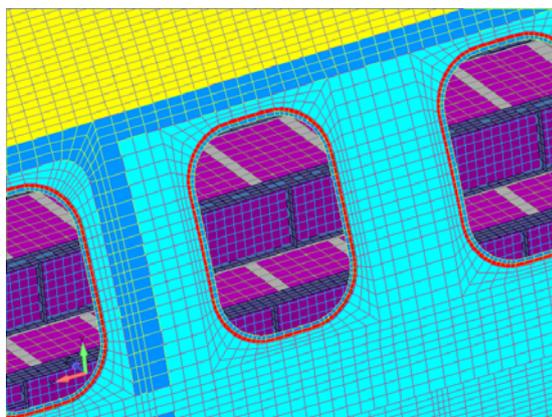
Для анализа нерегулярных мест конструкции, таких как окантовки вырезов под грузовые двери и др., данных, полученных из глобальной модели недостаточно. Для более детального анализа подобных мест разрабатываются подробные КЭ-модели отсеков фюзеляжа, встраиваемые в глобальную модель.



**Рисунок 4 - Вид подробной конечно-элементной модели, встроенной в глобальную модель**

На Рисунок 4 показана подробная конечно-элементная модель (ПКЭМ) отсека самолета МС-21, встраиваемая в глобальную модель самолета. Специфика этой модели состоит в ее степени детализации (Рисунок 5) – она гораздо подробнее глобальной КЭМ (степень их детализации – 1 500 000

элементов на один отсек, тогда как в глобальной КЭМ – 60000 элементов на весь планер).



**Рисунок 5 - Пример подробной сетки конечных элементов**

Также ПКЭМ позволяют промоделировать ряд явлений, принципиально недоступных расчету как на глобальном, так и на детальном уровне, например – несущую способность обшивки, работу окантовок и дверей, рост трещин в расчетах на живучесть и долговечность, и, что особенно важно, взаимодействие крупных концентраторов.

Подготовка подробной КЭМ проводится в программном комплексе SiemensFemap 10 и включает в себя:

Предварительную подготовку электронной модели отсека, выполненной в пакете NX, к построению КЭМ. При этом происходит упрощение геометрии деталей, убираются скругления, мелкие концентраторы и т.д.

Построение подробной сетки. Степень подробности для каждой детали определяется исходя из предполагаемого поля напряжений (сгущение сетки

вблизи концентраторов) и возможной формы потери устойчивости (не менее 5 элементов на предполагаемую длину полуволны). Используются линейные конечные элементы типа Plate (изопараметрические элементы CQUAD4 и TRIA3).

Сборку подробной КЭМ из КЭМ отдельных элементов конструкции отсека. Рассмотрено несколько способов соединения элементов конструкции: соединение элементами CWELD и «склейка» (surface-to-surfacegluing). Произведен подбор параметров соединения для обеспечения совместности деформации соединяемых деталей.

В настоящее время созданы и поддерживаются ПКЭМ отсеков Ф2 и Ф3, ведется работа по созданию ПКЭМ отсеков Ф4а и Ф5. Отработана методика расчета подробных КЭМ отсеков в составе глобальной модели планера, позволяющая производить расчеты подробных моделей от всего спектра расчетных нагрузок, нагрузок функционирования и единичных нагрузок.

Расчеты разработанных моделей позволяют подготовить исходный материал для построения циклограмм напряжений в зоне вырезов под окна, двери и люки и уточнить напряженно-деформированное состояние конструкции от статических нагрузок в этих зонах.

## Результаты

### Визуализация результатов в SiemensFemap

Тесная интеграция программного комплекса с SiemensFemap 10 позволяет производить визуализацию (отображение) результатов прямо в окне постпроцессора Femap. На Рисунок 6 показан пример вывода результатов для коэффициентов запаса по обшивке и коэффициентов запаса по несущей способности подкрепленных стрингерами панелей.

Подобный способ отображения результатов расчетов идеально подходит для анализа конструкции в целом, а также детальном анализе конкретных мест конструкции. Единственным минусом подобного подхода является невозможность корректного отображения без наличия установленного Femap на рабочем месте пользователя. Эта проблема сейчас решается путем использования формата JT и использования TeamCenterVisualizationProfessional 8.3 (Рисунок 7). Минусами такого подхода является невозможность отображения численных значений на соответствующих областях конструкции и проблемы с кодировкой. Эти проблемы решаются совместно с Siemens PLM Software.

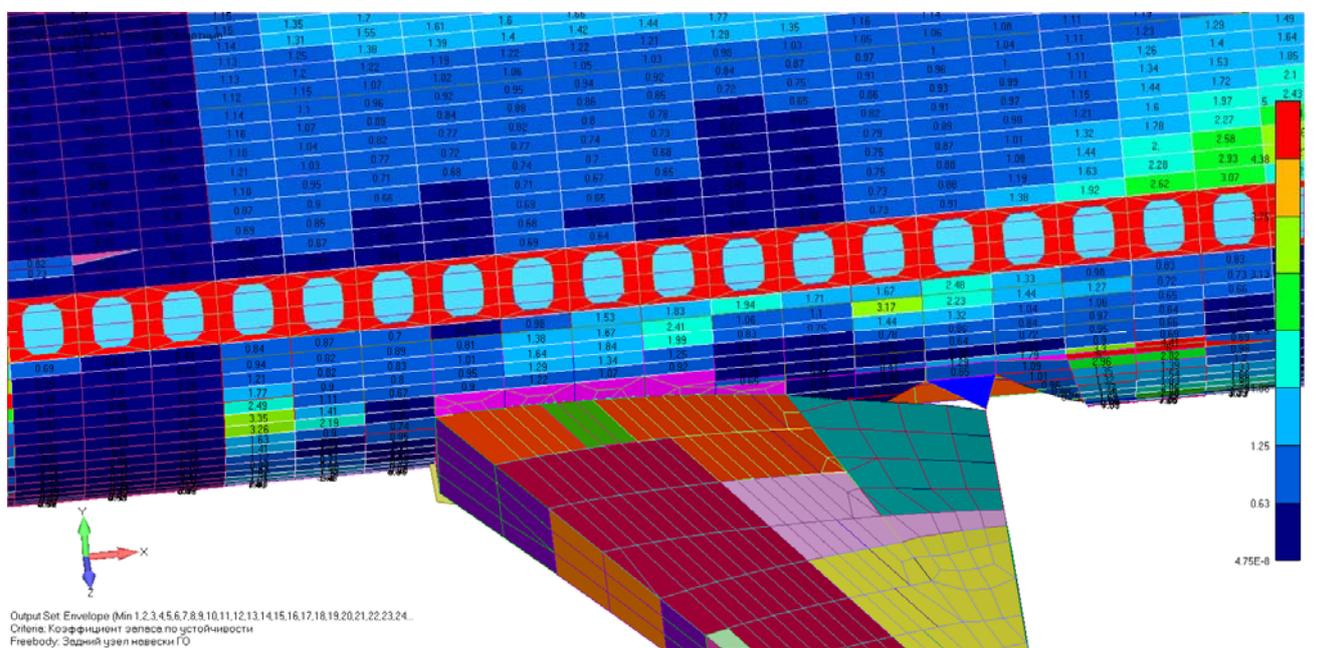
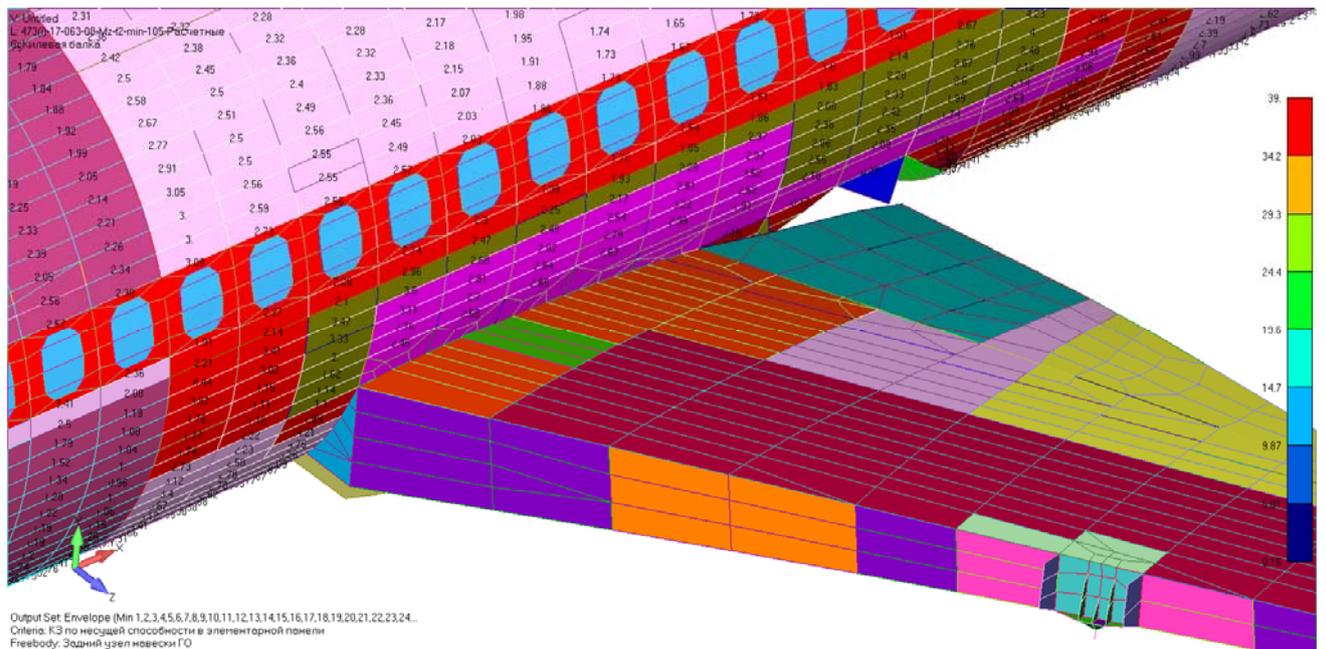


Рисунок 6 - Визуализация результатов в постпроцессоре Femap

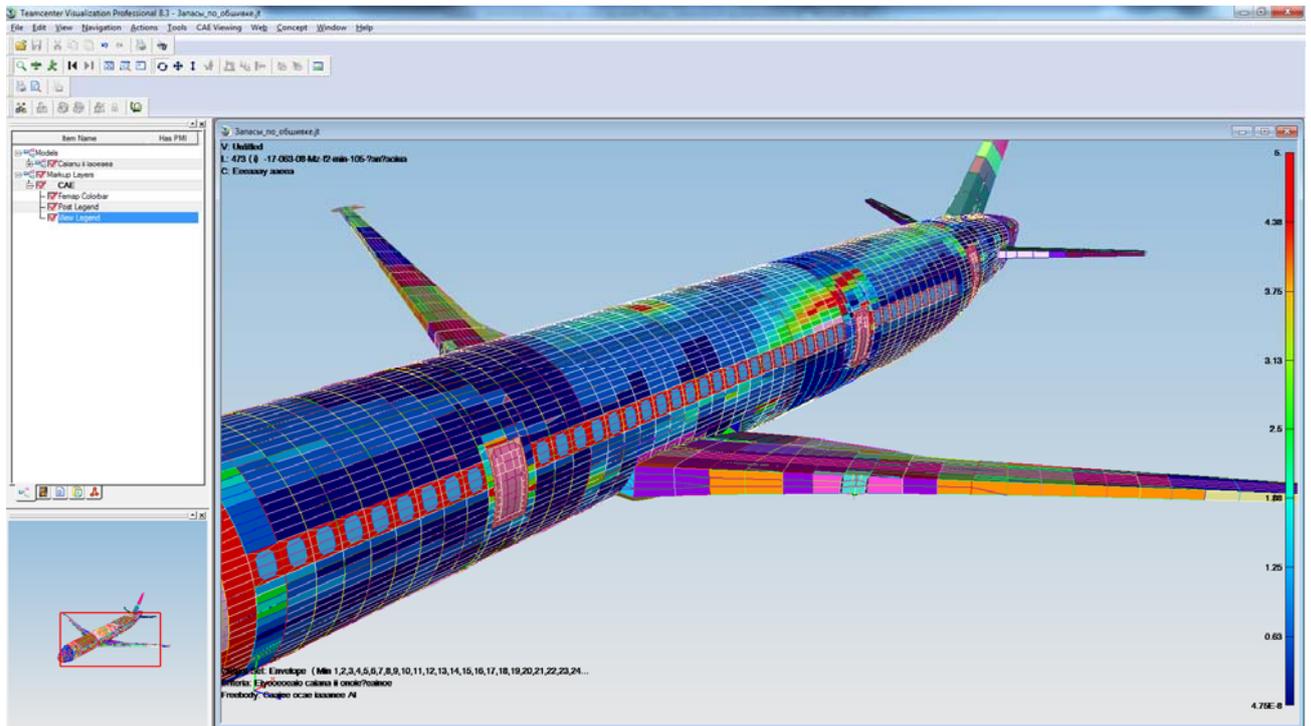
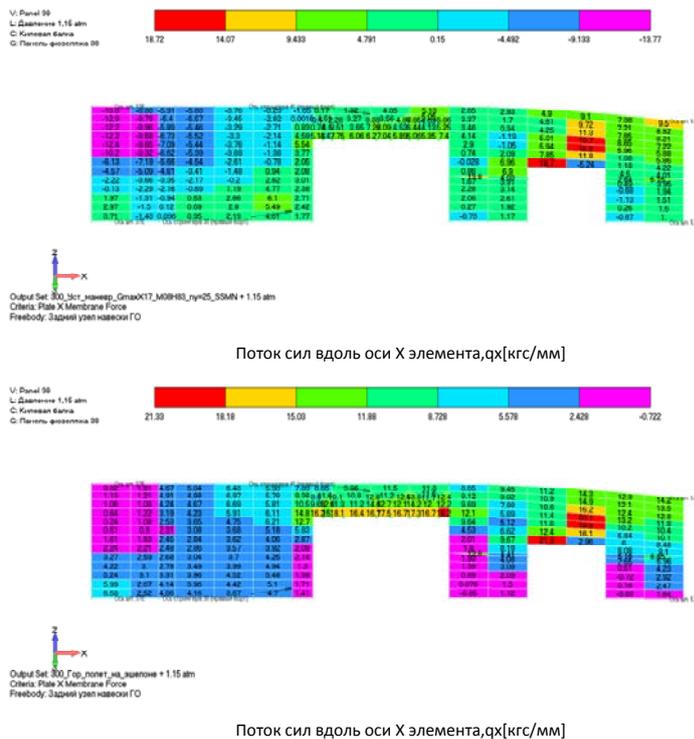


Рисунок 7 - Визуализация с помощью TCVisualizationPro 8.3

## Генерация отчета

Модуль ReportGenerator позволяет автоматизировать процесс создания отчета. С помощью предустановленных видов в Femap автоматически генерируется отчет в формате MS Word 2010. Пример такого отчета приведен на Рисунок 8. На этом рисунке приведены иллюстрации в отчете по одной из панелей фюзеляжа. Вид и формат отчета согласован с другими подразделениями КБ ИЦ.



**Рисунок 8 - Общий вид отчета по конкретной панели фюзеляжа**

Пример детального расчета панели, подкреплённой стрингером, представлен на Рисунок 9. Вид и формат детальных расчетов согласуется с требованиями других подразделений КБ ИЦ ОАО «Корпорация «Иркут». В случае необходимости внесения изменений в формат или содержание отчета, достаточно просто изменить шаблон отчета и программный комплекс в пересоздаст новые отчеты в требуемом формате.

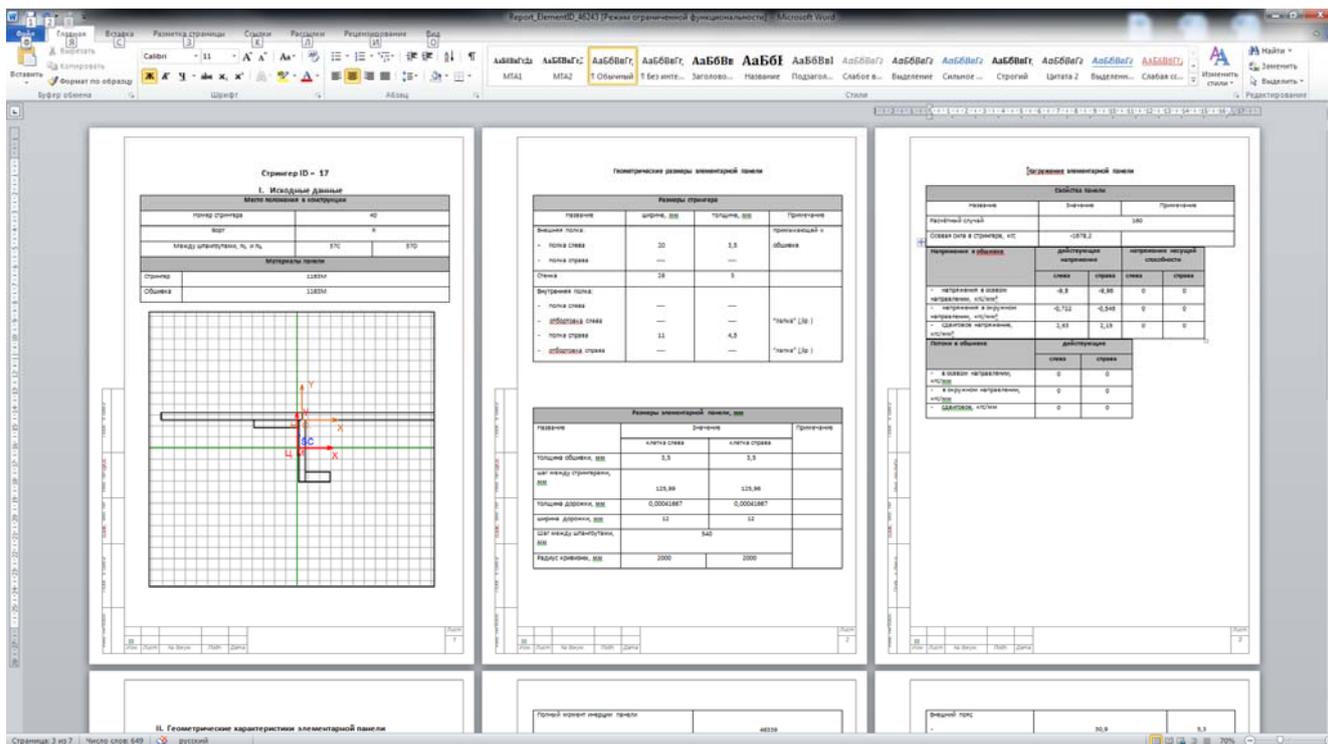


Рисунок 9 - Общий вид детального расчета

## Выводы

В работе представлено общее описание программного комплекса для автоматизированного проведения детальных расчетов прочности. Комплекс разрабатывался на протяжении ряда лет отделом Разработки алгоритмов и программ отделения Прочности КБ ИЦ ОАО «Корпорация «Иркут». Комплекс обладает открытой архитектурой и позволяет легко его расширять, а также подстраивать под конкретные задачи.

На сегодняшний день комплекс закрывает большую часть вопросов статической прочности. Благодаря функционированию комплекса удалось сэкономить сотни человеко-часов. За 2012 год было проанализировано более 30 вариантов конструкции глобальной модели. Каждый из вариантов содержал более 170 расчетных случаев.

Сейчас ведутся работы по разработке модулей, позволяющих проводить расчет ресурса и живучести типовых зон конструкции планера самолета МС-21.

### **Библиографический список**

1. Замула Г.Н., Иерусалимский К.М., Методика редуцирования потерявшей устойчивость обшивки при комбинированном нагружении. // Ученые записки ЦАГИ.1989.Т.XX, №6.
2. Bruhn, E.F., Analysis and design of flight vehicle structures, Jacobs Publishing, Inc., Indianapolis, Indiana, 1973, 650 p.
3. Niu, M., Airframe structural design, Hong Kong Conmilit Press LTD, Hong Kong, 2011, 612 p.