

МЕТОДИКА ИНЖЕНЕРНОГО АНАЛИЗА УЗЛОВ САМОЛЁТА В CAD/CAM/CAE СИСТЕМЕ CATIA V6

Рассмотрена общая методика расчета прочности деталей авиационной техники на примере элементов узла шасси самолета

Проектирование узлов самолёта – сложная конструкторская задача, которая требует больших знаний и опыта работы, а в XXI веке и умение работать в различных автоматизированных системах проектирования – CAD системах. С развитием информационных технологий, CAD системы вытесняются CAD/CAM/CAE системами, с помощью которых возможно не только спроектировать узел, а и провести различные инженерные расчёты и написать технологические процессы для его изготовления. Всё это требует дополнительных знаний и умений работы в этих системах. Для решения различных задач, необходимо представлять последовательность их решения и умение использовать инструменты, с помощью которых они реализуются. Для построения геометрической модели узлов самолёта, инженерного анализа этих самых узлов, и написания технологических процессов для их изготовления, существуют определённые рекомендации, методики и приоритеты использования тех или инструментов. Рассмотрим одну из методик решения инженерных задач с использованием CAD/CAM/CAE системы CATIA v6 и на её примере рассчитаем элемент узла шасси самолёта.

Методика решения задачи инженерного анализа в CAD/CAM/CAE системе CATIA v6 включает следующие этапы:

1 Основные допущения.

1.1 Выбор типа анализа.

На этом этапе необходимо определить, какие типы расчётов требуется использовать для решения поставленной задачи. Это могут быть различные расчёты, такие как частотный анализ, тепловой, статический расчёт, определение устойчивости, нелинейный анализ и т.д.

1.2 Выбор контактной модели.

В системе CAD/CAM/CAE CATIA v6 есть возможность реализовать вышеупомянутые типы анализа как для отдельной детали какого-либо узла самолёта, так и для сборки всего узла в целом. Поэтому определим назначение расчёта в плане контактной модели.

1.3 Выбор типа элементов.

На этом этапе анализируется тип элементов, используемых в расчёте, твердотельные или поверхностные (2D элементы, оболочковые элементы). Это определяет скорость расчёта и точность полученных результатов.

2 Преппроцессинг.

2.1 Создание геометрической модели анализируемого узла.

В зависимости от типа рассчитываемого узла самолёта, используются те или иные группы модулей для построения его геометрической модели. Для проектирования твердотельных элементов необходимо использовать такую группу модулей как Mechanical Design, то есть машиностроительное проектирование. С их помощью создаётся геометрическая модель изделия. При построении геометрической модели используем параметры, определяющие форму и геометрию проектируемого изделия. На основе результатов анализа параметры геометрической модели могут быть оптимизированы.

2.2 Задание свойств материала изделия.

На этом этапе необходимо задать физические свойства материалов, из которых будет изготовлена рассчитываемая деталь либо узел. При этом если рассчитывается весь узел, можно отдельно задать свойства материала для каждой детали узла. Есть возможность

выбирать типы материалов, которые есть в стандартной библиотеке и базируются на ГОСТ, либо создавать свои материалы и вручную задавать свойства. В зависимости от типа расчёта используются основные физические свойства (предел прочности, коэффициент упругости) либо специфические, такие как теплопроводность, коэффициент теплового расширения и т.д. Свойства материала могут быть заданы как в виде констант, так и в виде зависимостей от других расчётных параметров. В случае выполнения нелинейного анализа может быть учтена модель разрушения материала.

2.3 Генерация расчётной сетки конечных элементов.

С помощью специализированного модуля для генерации сетки Advanced Meshing Tools необходимо сгенерировать сетку для расчётов детали. От типа и метода построения сетки зависит точность расчётов и время, за которое они будут произведены. Следует учесть, что сетка с большим количеством расчётных узлов позволяет находить более точное решение, но увеличивает расчетное время. При генерации сетки могут быть учтены дополнительные условия работы детали, например, болтовые соединения, посадка с натягом, сварочные соединения детали. При этом нагрузки сетки одной детали, будут передаваться на узлы сетки другой детали.

2.4 Закрепление и нагружение детали (узла) конструкции.

На этом этапе происходит закрепление и нагружение детали (узла) конструкции в местах контакта с остальными элементами конструкции. Применяются сосредоточенные или распределённые силы, постоянные или же изменяющиеся по поверхности приложения, вес конструкции и крутящие моменты. Нагрузка может быть определена в виде предварительной деформации детали. Для анализа сборки возможно применение условий, определяющих переменный контакт между телами (нелинейная постановка). При решении связанных задач (напряжённое состояние при тепловой нагрузке) силовое воздействие может передаваться из одного расчёта в другой.

2.5 Выбор расчётных параметров.

К числу рассчитываемых по умолчанию значений напряжений и деформаций могут быть дополнительно определены другие элементы, участвующие в расчётах, например, относительное удлинение.

3 Расчёт.

Фаза непосредственного решения поставленной задачи анализа для получения конечного результата. В случае если расчёт требует значительных вычислительных ресурсов (для сложных задач) поддерживается распределённое вычисление и приостановка расчёта с сохранением промежуточных результатов. Встроенный решатель в специальных случаях может быть дополнен или расширен дополнительным решателем, определённым пользователем.

4 Постпроцессинг.

4.1 Просмотр результатов анализа.

На этом этапе происходит просмотр результатов анализа, которыми могут быть различные эпюры, графики. Для упрощения анализа результатов могут быть введены специальные критерии – проверки, определяемые автоматически. На основе проверки результатов составляется сводный отчёт.

Рассмотрим пример решение инженерной задачи о напряженно деформированном состоянии детали качалки шасси в условиях пребывания самолёта в ангаре либо на аэродроме в статически неподвижном состоянии. Взлётный вес самолёта составляет 40 т. На самолёте установлено трехопорное шасси с носовой опорой и двумя основными опорами, расположенными вблизи центра массы по разные стороны от плоскости симметрии самолёта. Нагрузка, действующая на основные опоры шасси, составляет 346 кН. Поэтому на каждую основную стойку шасси приходится нагрузка, равная 173 кН. Схема сопряжения деталей шасси самолёта изображена на рис.1.

Сначала произведём основные допущения, выберем тип расчёта. Для решения задачи о напряженно деформированном состоянии детали качалки шасси самолёта необходимо

использовать средства статического анализа, которые реализованы в модуле Generative Structural Analysis. В задании сказано, что анализировать нужно только отдельный элемент шасси, поэтому контактной моделью является деталь. Необходимо учесть, что качалка шасси является твердотельным элементом.

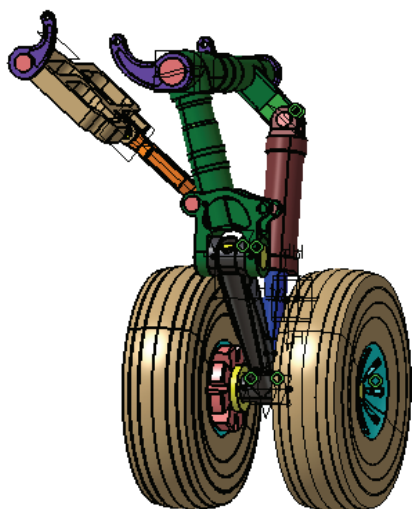


Рис.1. Геометрическая модель шасси самолёта

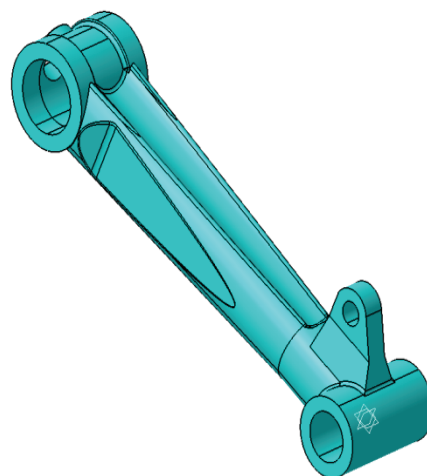


Рис.2. Геометрическая модель качалки шасси

Геометрическую модель изделия создаём с помощью модуля машиностроительного проектирования Part Design (рис. 2). Далее задаём свойства материала командой “Назначение материалов”. Качалка шасси будет изготовлена из титана, поэтому в стандартных библиотеках выбираем материал “Титан”. Следующим шагом генерируем сетку с помощью модуля Advanced Meshing Tools (рис. 3). При генерации сетки конечных элементов задаем характерный размер элемента равный 3 мм. Детализация узлов сетки в местах резких переходов поверхностей выполняется автоматически.

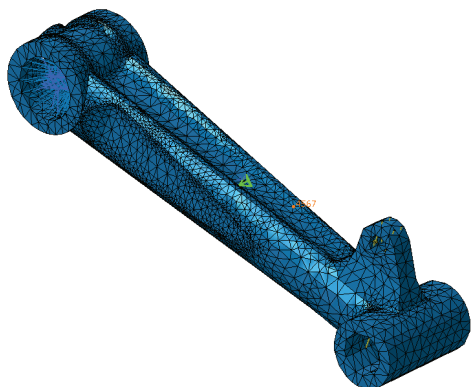


Рис.3. Расчётная сетка качалки шасси самолёта

После генерации сетки определяем закрепление модели. Закрепление выбрано вдоль оси большего отверстия. Определяем численные значения нагрузок, действующие на качалку шасси самолёта в местах контакта с остальными силовыми элементами конструкции, а именно – гидроцилиндром и двумя осями вращения. Для этого представим силовую схему нагружения в виде балки (рис. 4), один конец которой закреплён шарнирно в точке А, а на противоположном конце балки действуют две силы, F_1 и F_2 , соответственно в точках D и В.

Составим систему уравнений сил действующих на ось OX и на ось OY, а также уравнение суммы моментов сил действующих относительно точки А:

$$\begin{cases} F(OX): & R_x - F_{2x} - F_{1x} = 0 \\ F(OY): & R_y - F_{1y} + F_{2y} = 0 \\ M(A): & F_{1y} * CD - F_{1y} * AD + F_{2y} * AB = 0 \end{cases}$$

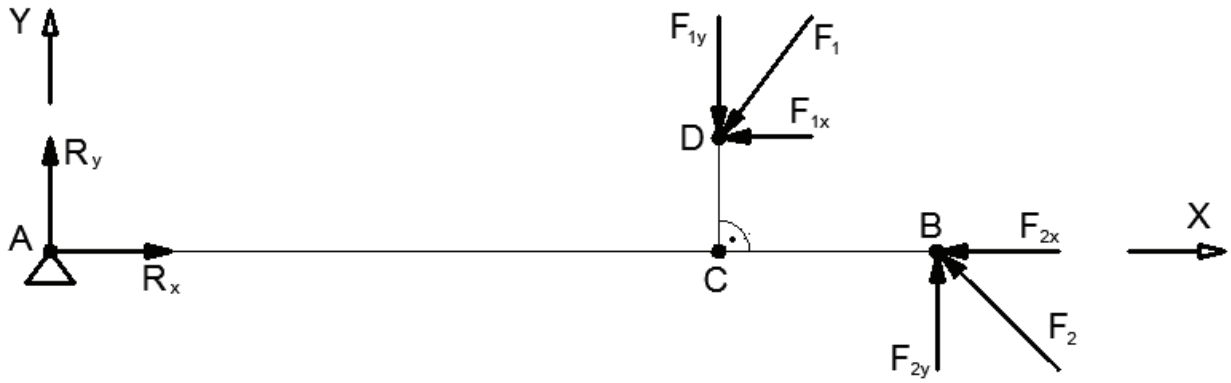


Рис. 4. Схема нагрузки и закрепления качалки шасси самолёта

На основе решения системы уравнений были определены значения приложенной нагрузки и выполнен статический анализ. Результаты расчётов напряженно деформированного состояния приведены на рисунках 5 и 6.

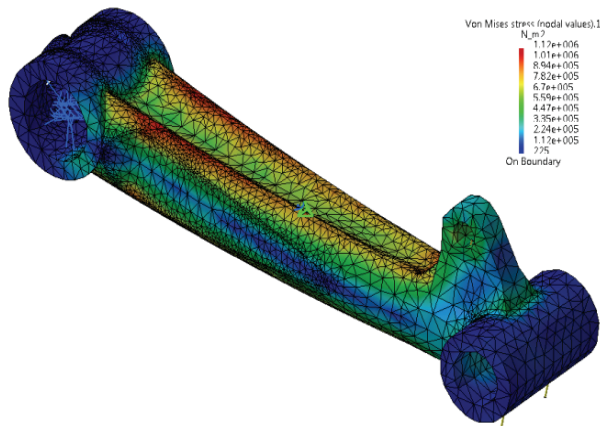


Рис. 5. Распределение напряжений в деформируемой детали

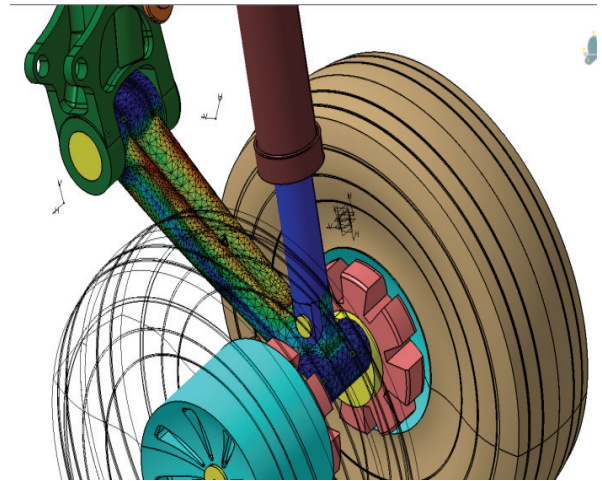


Рис. 6. Нагруженная деталь в сборке

Выводы

Приведенная методика позволяет выполнять расчёты прочности элементов конструкции летательных аппаратов в процессе проектирования. Указанные этапы выполнения анализа являются базовыми и в каждом конкретном случае могут быть уточнены.