

УДК 629.7.017.1

Экспертная система для оценки соответствия компоновки самолёта требованиям АП-25 в части НРМД

И.А.Митин, М.Ю.Никулочкин

Аннотация

Представлены методика и результаты разработки экспертной системы для анализа компоновок самолетов на предмет соответствия нормативным документам Авиарегистра Межгосударственного Авиационного Комитета (АР МАК). Изложены методы получения и анализа исходных данных в среде CAD/CAM системы ProEngineer, показаны примеры работы блоков системы при проверках компоновок самолетов. Получены предварительные результаты.

Ключевые слова

Нелокализованный разлёт масс двигателя; компоновка систем; коэффициент риска; степень риска; угол поражения; вероятность поражения; вероятность катастрофической ситуации; вероятность катастрофической ситуации самолёта; механизм замера углов; модель отказов функциональных систем.

Введение

Одним из основных условий успешного продвижения на рынок авиационной техники является своевременная её сертификация. В настоящее время авиационные власти постоянно ужесточают требования к системам и характеристикам самолётов, обеспечивающим безопасность полётов. Одно из самых жёстких требований – обеспечение живучести самолёта при нелокализованном разлёте масс двигателя (НРМД). Доказательство соответствия компоновки самолёта Сертификационному базису, построенному на требованиях Авиационных Правил (АП-25), в части НРМД, достигается путем проведения инженерного анализа, включающего:

1. анализ компоновки функциональных систем;
2. определение коэффициентов риска поражения агрегатов функциональных систем;
3. определения углов поражения обломками двигателя агрегатов функциональных систем;
4. вероятностный анализ степени риска катастрофической ситуации (КС) при НРМД и сравнение его с нормируемой величиной;
5. комплексный анализ вариантов повреждения агрегатов функциональных систем.

Этот процесс очень трудоёмок и требует больших затрат при обработке исходных данных. Кроме того, при обнаружении несоответствия требованиям требуется проведение анализа, задачей которого является определение приемлемых конструктивных мер по валидации компоновки самолёта. Ранее работы по анализу проводились с использованием построенных вручную, на бумаге, характерных сечений самолета и траекторий обломков двигателя. В процессе освоения ОАО «Туполев» компьютерных технологий проектирования появилась идея автоматизации данного процесса.

Системы автоматизированного анализа компоновки самолета ранее создавались в США при участии самолетостроительных фирм Boeing, Lockheed-Martin с одной стороны и двигателестроительных фирм Pratt & Whitney, General Electric, с другой стороны. Но в данном случае система анализа получалась очень дорогостоящей и громоздкой по причине того, что она использовала собственный графический интерфейс. Макеты и модели отсеков самолета и систем требовалось конвертировать в формат программы.

В нашем случае было принято решение об использовании применяющейся на предприятии CAD/CAM системы ProEngineer в качестве модуля формирования исходных данных и измерений (пп.1 и 3), а выходные данные передать в отдельный программный модуль (пп.2,4 и 5). На начальных этапах работы в качестве этого модуля использовался MS Excel. В данный момент проходит компиляцию и отладку программный модуль, написанный на языке C#.

Постановка задачи

Работы ведутся в соответствии с положениями соответствующего Циркуляра [1]. Строятся траектории повреждения агрегатов конструкции и функциональных систем (рис 1). Плоскость сечения и траектории соответствуют одной ступени двигателя.

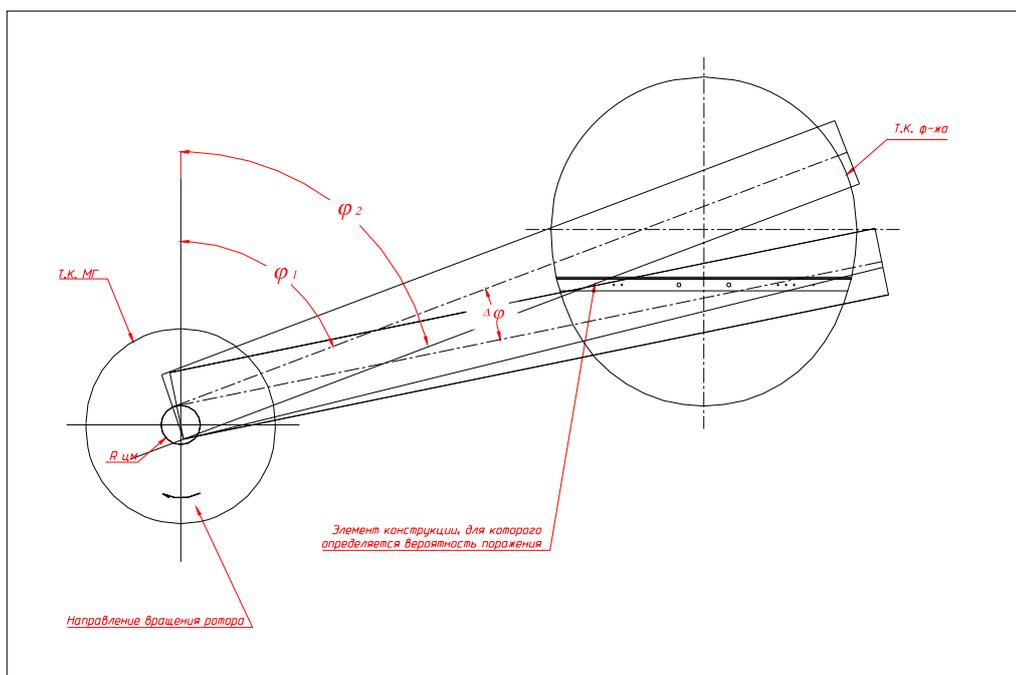


Рис.1. Схема диапазонов траекторий.

Траектории поворачиваются вокруг оси вращения ротора до момента достижения касания границей траектории рассматриваемого элемента конструкции. Поворот траекторий осуществляется по направлению вращения ротора и против направления вращения. В результате находятся две точки касания. При этом замеряются угловые координаты траекторий (φ_1 и φ_2). Поиск данных углов является одной из основных задач при анализе на НРМД. По найденным значениям углов вычисляется вероятность поражения.

Следует заметить, что данная методика применима только к расчету вероятности поражения длинномерных тел (т.е. тел, у которых один размер существенно больше двух других), таких как трубопроводы, электрожгуты, тросовая проводка и тяги управления.

Для расчета вероятности поражения конечномерных тел (блоков, агрегатов) вводится допущение – обломок, вылетевший из двигателя, может отклониться от плоскости первоначального положения (плоскости вращения ротора) на угол в пределах $\pm 5^0$. Далее определяется окно поражения [1].

Для окончательного вычисления вероятности появления катастрофической ситуации необходимо определение коэффициентов риска, зависящих от необходимости работоспособности данного агрегата самолета на данном этапе полета.

Анализ компоновки функциональных систем (пп.1) ведётся на основе принципов их работы в условиях отказных ситуаций и перечня отказов, который анализируется с точки зрения выявления ситуаций, влияющих на возможность обеспечения продолженного полёта в условиях НРМД.

Математически задачи, определяемые пп. 2 и 4 можно выразить следующим образом:

Вероятность поражения i -го объекта обломком:

$$P_i = \frac{\Delta\varphi_i}{360^0} \quad (1)$$

где $\Delta\varphi_i$ – диапазон углов поражения i -го объекта;

Вероятность катастрофической ситуации в результате поражения i -го объекта обломком:

$$P_{кс_i} = K_{p_i} \cdot P_i \cdot \Delta X_i \quad (2)$$

где ΔX_i - вероятность поражения объекта при отклонении плоскости разлёта от плоскости вращения диска в пределах принятого для выбранной модели разрушения двигателя диапазона, K_{p_i} - редуцированный коэффициент для оценки вероятности катастрофической ситуации в результате поражения i -го объекта обломком:

$$K_{p_i} = \sum_{j=1}^n D_{p_j} \cdot K_{риска_j} \quad (3)$$

где D_{p_j} - вероятность разрушения ротора на j -том этапе полёта, $K_{риска_j}$ - принятый коэффициент риска при поражении объекта на j -том этапе полёта, n – количество этапов полёта (рассматривается семь этапов).

$$\Delta X_i = \frac{\Delta\psi_i}{\delta} \quad (4)$$

где $\Delta\psi_i$ - диапазон углов отклонения плоскости разлёта от плоскости вращения диска при поражении i -го объекта обломком, δ - принятый для выбранной модели разрушения двигателя диапазон отклонения плоскости разлёта от плоскости вращения диска.

Вероятность катастрофической ситуации самолёта в целом при НРМД:

$$P_{KC_{самолёта}} = \frac{\sum_{k=1}^{n_{дв}} P_{KC_{двк}}}{n_{дв}} \quad (5)$$

где $n_{дв}$ - количество маршевых двигателей на самолёте, $P_{KC_{двк}}$ - вероятность катастрофической ситуации при НРМД k-го двигателя, равная:

$$P_{KC_{двк}} = \frac{\sum_{l=1}^{n_{ступ}} P_{KC_{ступl}}}{n_{ступ}} \quad (6)$$

где $n_{ступ}$ - количество ступеней двигателя, $P_{KC_{ступl}}$ - вероятность катастрофической ситуации при НРМД l-й ступени двигателя, равная:

$$P_{KC_l} = \sum_{i=1}^{n_{объектов}} P_{KC_i} \quad (7)$$

где P_{KC_i} вычисляется по формуле (2) с учётом пересечения диапазонов поражения объектов.

Таким образом, вероятность катастрофической ситуации самолёта в целом при НРМД можно выразить следующим образом:

$$P_{KC_{самолёта}} = \frac{\sum_{k=1}^{n_{дв}} \left(\frac{\sum_{l=1}^{n_{ступ}} \left(\sum_{i=1}^{n_{об}} \left(\sum_{j=1}^7 D_{pj} \cdot K_{рискаj} \right)_i \cdot \frac{\Delta\psi_i}{\delta} \cdot \frac{\Delta\varphi_i}{360^0} \right)_l}{n_{ступ}} \right)_k}{n_{дв}} \quad (8)$$

Определение углов поражения обломками двигателя агрегатов функциональных систем (п.3) ведётся в сечениях электронного макета, построенных в плоскостях вращения дисков роторов двигателей, на основании геометрических параметров обломков. Количество сечений, построенных для каждого двигателя, часто превышает число его ступеней, так как

отдельные агрегаты расположены не в плоскости их вращения, но в пределах отклонения плоскости разлёта от плоскости вращения диска.

Для выявления возможных катастрофических последствий при совместном поражении систем проводится комплексный анализ совокупных отказов при НРМД (п.5).

Наихудшие сценарии совокупных отказов систем формируются по результатам анализа отказов систем управления рулями и механизацией, а также других систем, отказ которых может привести к особой ситуации (вплоть до возникновения катастрофической ситуации) в одних диапазонах углов разлета обломков роторов двигателей, в условиях отказа двигателя суммированием последствий.

Была поставлена цель – создать систему, снижающую трудоёмкость описанных выше работ за счёт автоматизации процессов замера углов и расчёта значений вероятности КС, а также дающую возможность определения путей достижения соответствия требованиям норм и повышения живучести самолёта при НРМД. Система должна быть универсальна для различных компоновочных решений и применяемых программных средств. Кроме того, она должна быть настраиваема под конкретную задачу в зависимости от её широты в пределах решаемой проблематики. Для этого были поставлены следующие задачи:

- создание электронной модели движения обломков при разрушении двигателей для замера углов поражения систем и конструкции самолета при НРМД;
- организация экспорта данных в расчётный модуль системы;
- создание системы вероятностного расчёта степени риска КС при НРМД и определения путей достижения соответствия требованиям норм и повышения живучести самолёта при НРМД.

Описание системы

Опыт проведения на ОАО «Туполев» сертификационных работ, связанных с вопросами НРМД, стал основой для разработки **экспертной системы для оценки соответствия компоновки самолёта требованиям АП-25 в части НРМД**. Данная система значительно снижает трудоёмкость работ и включает в себя:

- виртуальный механизм замера углов траекторий обломков в электронной модели самолёта и их экспорта;
- блок формирования модели отказов функциональных систем, основанный на перечне отказов и блок-схемах работы систем;

- блок расчёта степени риска КС при НРМД;
- блок принятия решений.

Блок-схема системы представлена на рис. 10.

Виртуальный механизм замера углов траекторий обломков строится в CAD/CAM – системе на базе данных разработчика двигателя и аналитического измерителя углов.

В процессе освоения и использования в нашем КБ системы проектирования Pro Engineer 2001 (период 2002-2003г.) появилась идея виртуального механизма замера углов траекторий. Впервые реализация этого механизма была выполнена для среднемагистрального самолета с двигателями RB-211-535E4-B-75.

*Реализация поставленной задачи в среде Pro Engineer 2001
(на примере анализа по НРМД для среднемагистрального самолета):*

Была поставлена задача - произвести замер углов траекторий обломков, поражающих трассы, проходящие в балках пола, в пределах зоны поражения обломками ступеней двигателя. Для реализации этой задачи нами использовался стандартный модуль Mechanism, входящий в поставку ProEngineer. В данном модуле существует возможность анимации движения механизма с остановкой движения при соударении звеньев.

По приведенной схеме строится твердотельная модель траектории в системе ProEngineer. При этом вводятся следующие допущения: толщина модели траектории мала по сравнению с высотой траектории, для построения всех моделей траектории выбрана толщина 1мм. Общий вид эскиза траектории и сама модель траектории обломка ступени вентилятора, построенные в ProEngineer, показана на рис.2.

Затем в существующую электронную модель самолета встраивались основные геометрические элементы двигателя: плоскости двигателя, плоскости ступеней, ось вращения роторов (рис.3). Затем строились твердотельные модели трасс в балках пола. После построения модели трассы встраивались в доработанную ранее модель самолета.

Построение модели трасс велось в самолетной системе координат, затем в процессе сборки с моделью самолета используемые системы координат совмещались. Окончательный вид стартовой сборки для установки механизма представлен на рис.4.

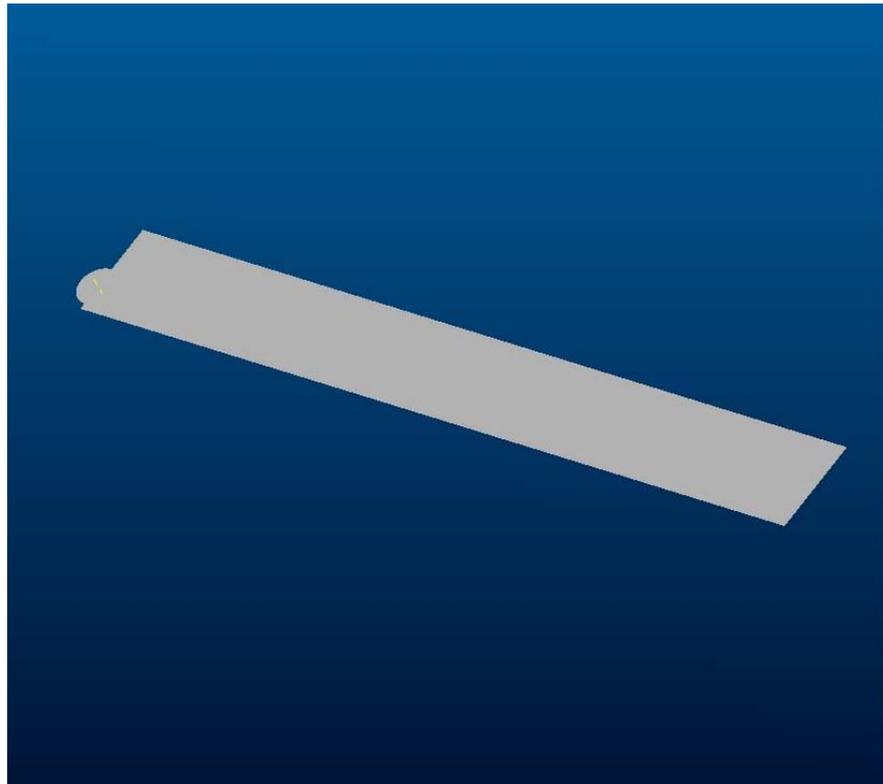


Рис.2. Модель траектории, выполненная в ProEngineer

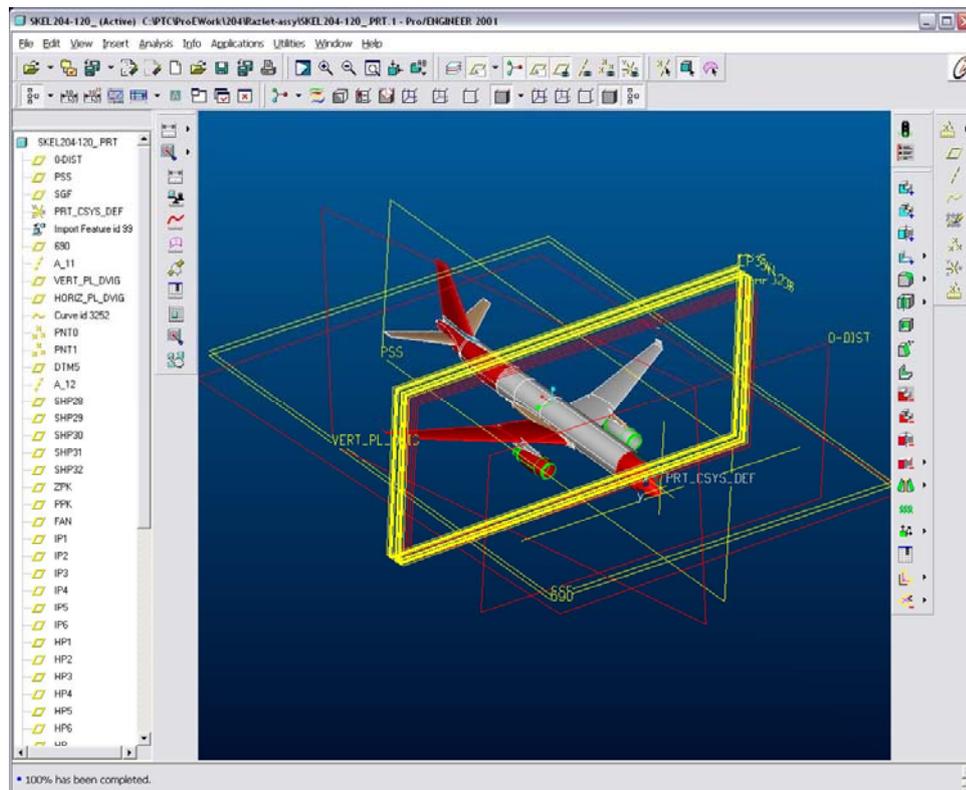


Рис.3. Общий вид основы механизма на базе модели самолета

После создания базовой сборки начинается сборка механизма

Сущность сборки механизма состоит в следующем: после создания модели исследуемой конструкции, которая включает в себя собственно саму конструкцию, скелетон самолета с мотогондолой двигателя, плоскостями и осью вращения роторов, изготавливается твердотельная модель траектории. Затем модель конструкции помещается в сборку с привязкой к самолетной системе координат, а модель траектории устанавливается в сборку с помощью подвижного соединения типа «штырь» (PIN). Для этого задается совмещение осей вращения траектории с осью роторов и совпадение базовой плоскости траектории с плоскостью соответствующего ротора (рис.5).

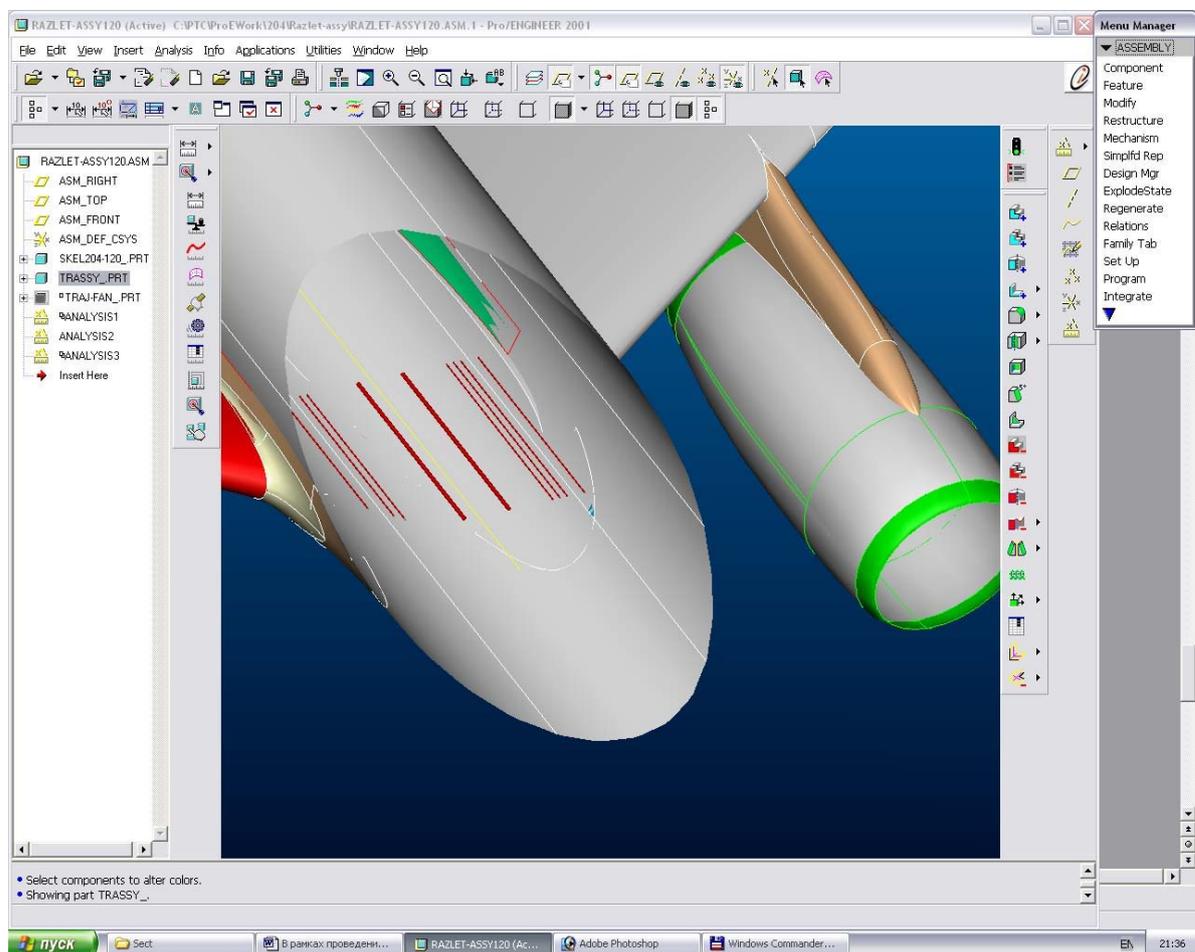


Рис.4. Общий вид стартовой сборки

При этом сборка «самолет-конструкция» является неподвижным телом («земля»), а модель траектории, вращающаяся вокруг оси вращения роторов, в плоскости соответствующего ротора является подвижным телом («тело»).

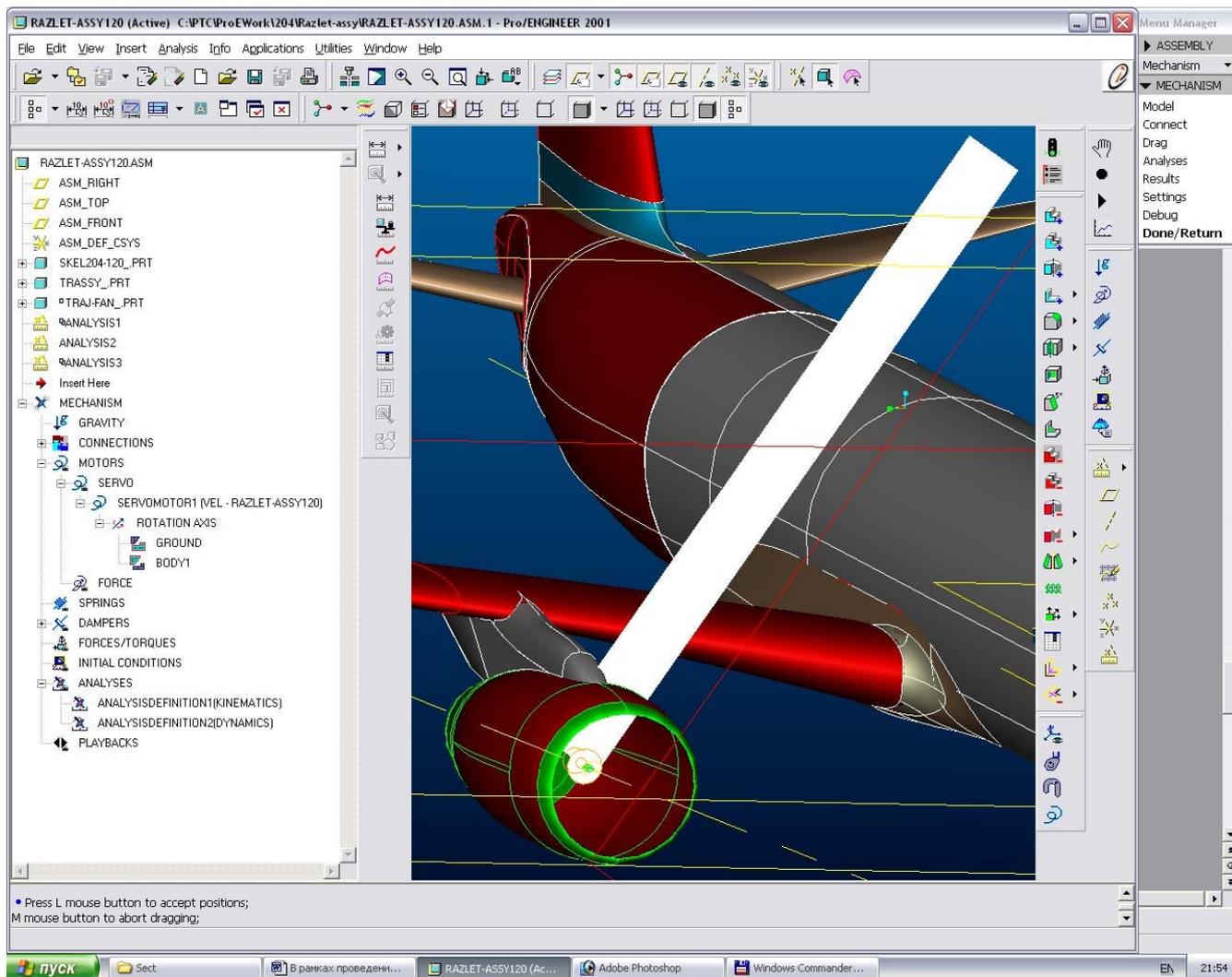


Рис.5. Общий вид механизма

К соединению присоединен виртуальный сервомотор (VEL-RAZLET-ASSY120), который приводит во вращение модель траектории. Закон изменения движения – постоянный, типа $\varphi = \omega \cdot t$.

Далее на ось вращения двигателя был помещен аналитический измеритель углов (ANALYSIS1), связанный с программой MS Excel через Excel-analysis элемент (ANALYSIS2). Вид сборки, элементов анализа и их конфигурации представлены на рис.6.

После проверки работы элементов, производится ручная прогонка движения механизма (Drag), задается режим работы механизма через меню AnalysisDefinition. Далее путем подбора значений раскадровки, времени работы и временных интервалов, устанавливается скорость и точность работы механизма. Проводится предварительная прогонка движения.

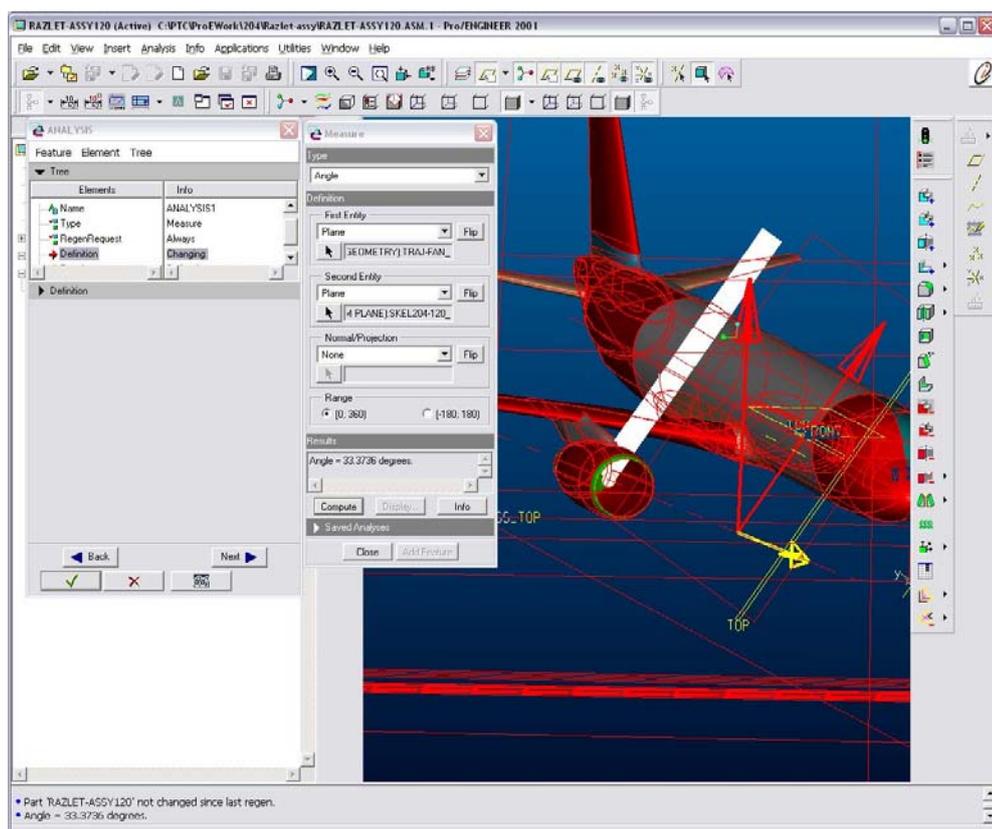


Рис.6. Задание аналитического элемента-измерителя угла

После вышеперечисленных операций механизм запускается с выполнением условия остановки при соприкосновении модели траектории с указанной частью модели конструкции. После остановки автоматически замеренный угол пересылается в заранее заданную ячейку таблицы Excel. При этом необходимо, чтобы детали моделей конструкции и траектории были твердотельными, в противном случае механизм работать не будет (не будет выполняться условие остановки). Для измерения второго угла можно создать второй механизм на основании вышеприведенной методики или переопределить работу сервомотора существующего механизма, путем изменения направления вращения мотора.

Реализация поставленной задачи в среде Pro Engineer WildFire (на примере анализа по НРМД для ближнемагистрального самолета нового поколения):

В рамках проведения работ по созданию электронного макета ближнемагистрального самолета нового поколения было получено следующее задание: провести предварительную компоновку техотсека. В процессе компоновки выявилась необходимость проведения анализа положения отдельных блоков, а также оценки вероятности их поражения при НРМД. Для выполнения задания были реализованы следующие мероприятия:

Разработана и выполнена электронная модель компоновки систем и агрегатов в рассматриваемом отсеке.

Для быстрого измерения углов касаний траекторией обломков роторов двигателей был разработан виртуальный механизм измерения углов с использованием вышеприведенной методики, отработанной ранее, при этом существующий механизм подвергся модернизации.

Суть изменений заключается в следующем:

Для определения углов разлета обломков была создана новая модель траектории (рис. 7). В отличие от предыдущей версии модели новая выполнена в виде сборки из двух элементов: диска центров масс (поз.2) и полосы поражения (поз.1). Полоса поражения закреплена на оси, установленной внутри диска центров масс. При этом она имеет возможность вращаться относительно оси. Данная модель помещается в сборку хвостовой части (рис. 8).

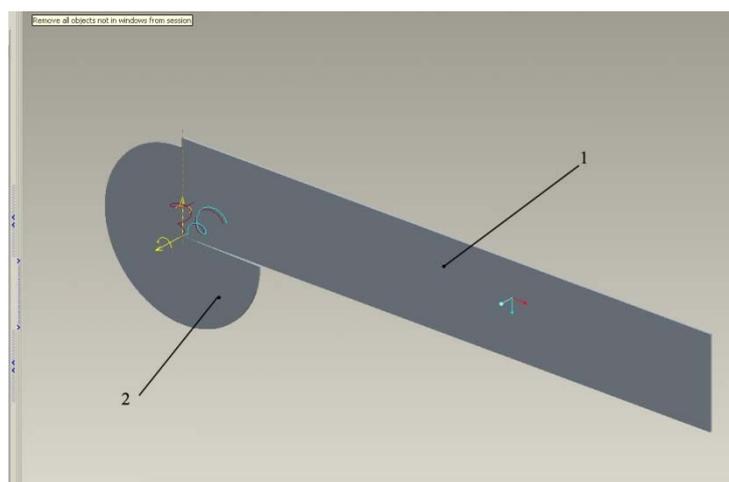


Рис.7. Модернизированная траектория для механизма измерения углов

Заметим, что теперь становится возможным измерить как углы $\Delta\phi_i$ так и углы $\Delta\psi_i$ для конечномерных объектов.

Видно, что в качестве входных параметров используются величины замеренных углов (ψ_1 и $\Delta\psi$), которые записываются в первую и вторую колонку таблицы. В качестве выходного параметра служит вычисленная разность углов ($\Delta\psi$). Это позволяет также вычислить и вероятность поражения (P) при данных замеренных углах. (рис. 9).

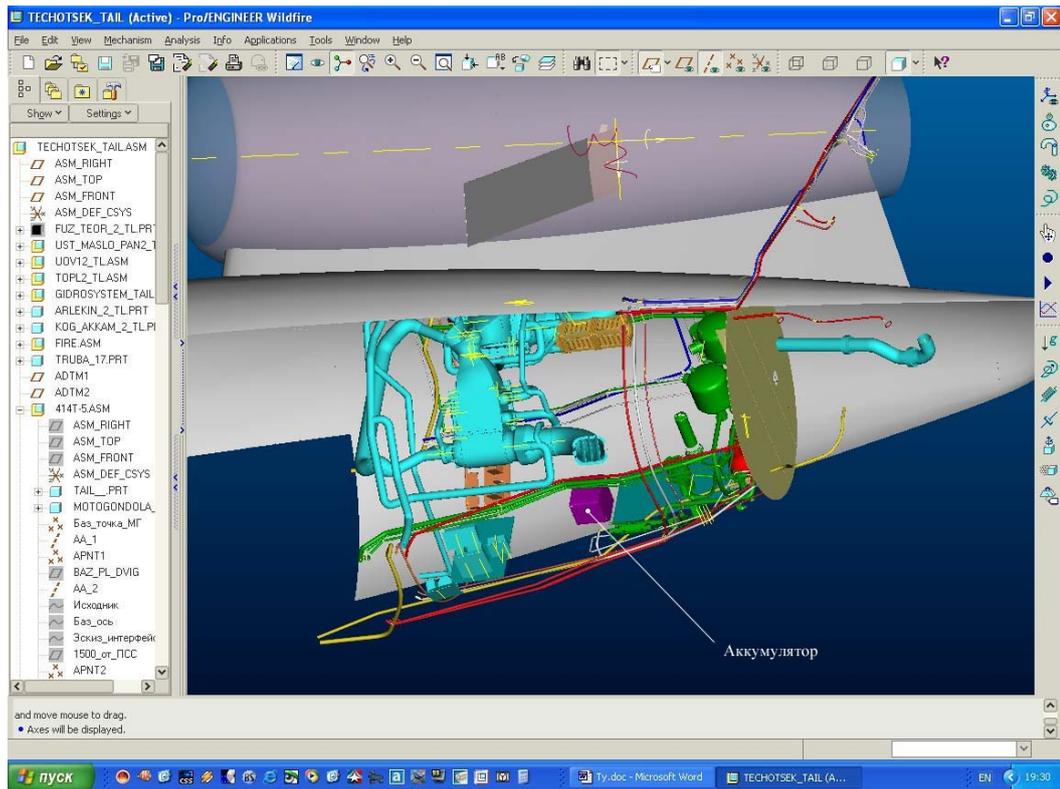


Рис.8. Сборка с модернизированной траекторией механизма измерения углов

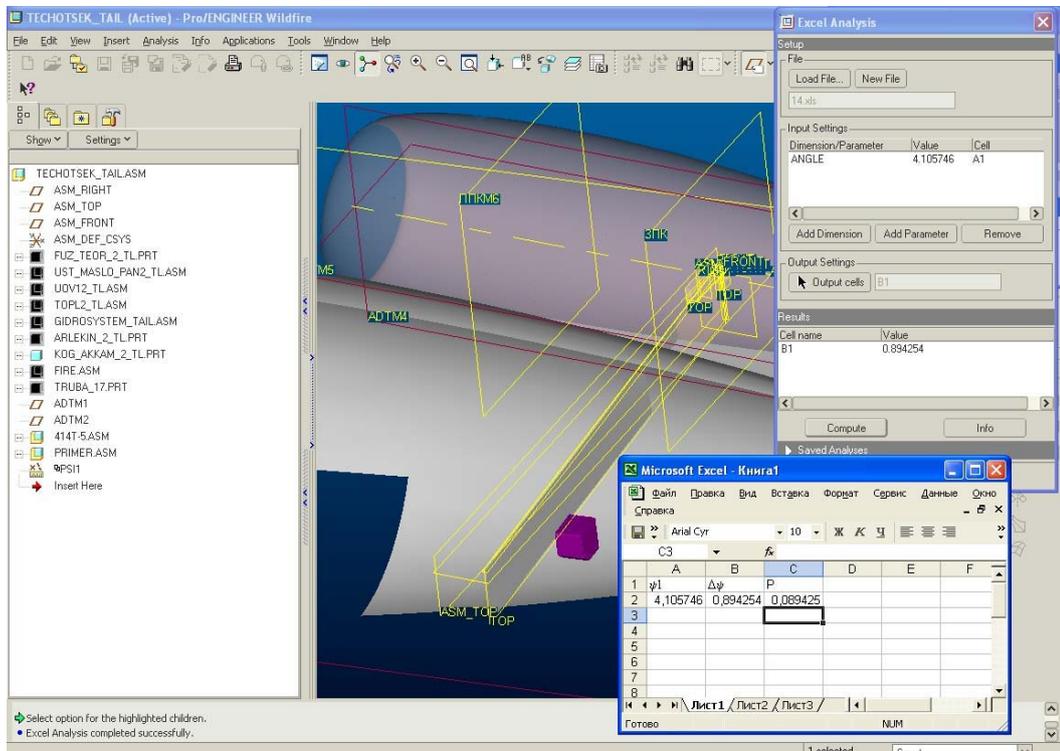


Рис.9. Общий вид механизма после завершения прогонки движения

Описание программного комплекса

Программный комплекс предназначен для обработки, анализа данных, полученных на предыдущих этапах. Результатом работы программы является либо подтверждение правильности компоновочных решений самолета, либо синтез рекомендаций по перекомпоновке системы, не удовлетворяющей требованиям в части НРМД. Общий вид блок-схемы экспертной системы представлен на рис.10. Программный комплекс представлен тремя основными блоками: блоком формирования модели отказов функциональных систем, блоком расчёта степени риска КС и блоком принятия решений.

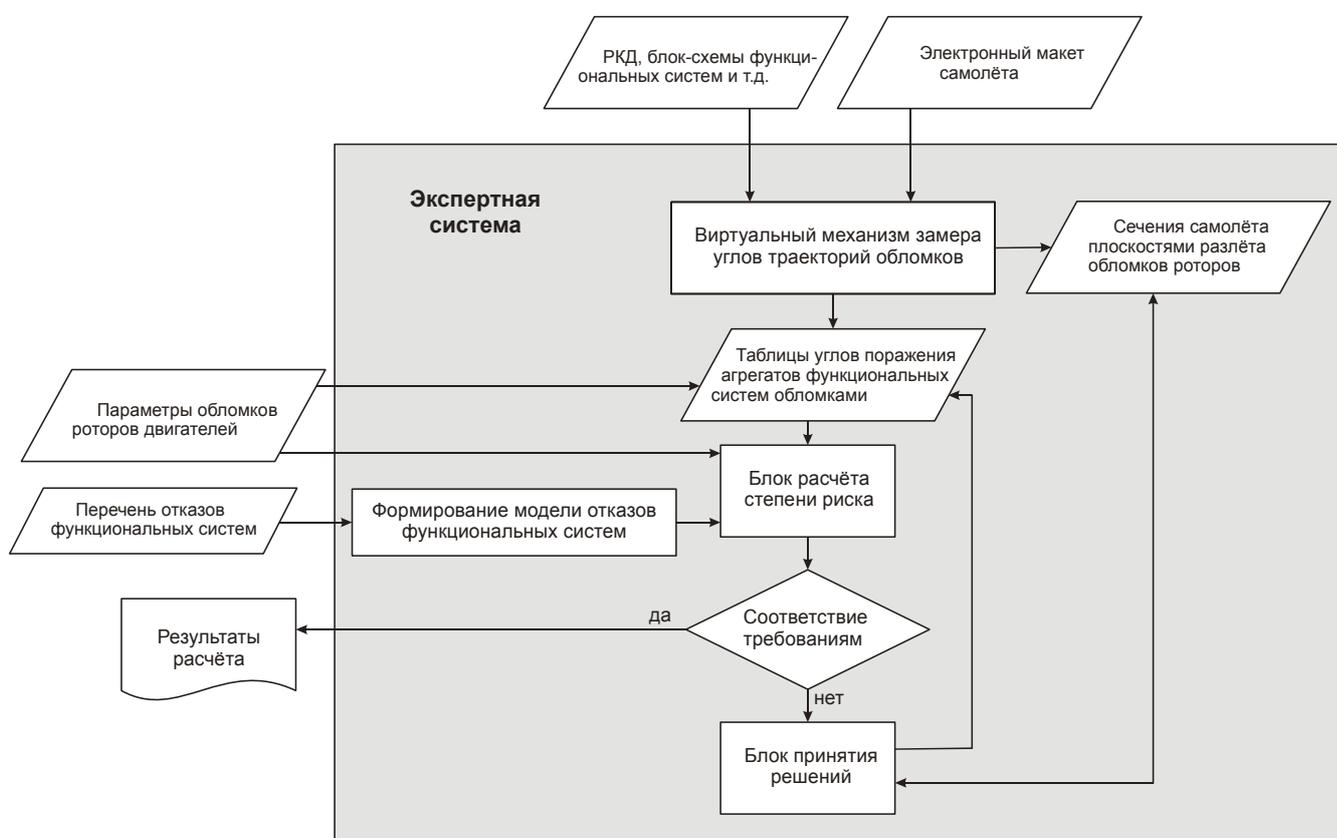


Рис.10 Блок-схема экспертной системы для оценки соответствия компоновки самолёта требованиям АП-25 в части НРМД

Блок формирования модели отказов функциональных систем основывается на перечне отказов и блок-схемах работы систем путём проведения экспертных оценок различных сценариев совместных отказов. Оценка отказной ситуации при повреждении конкретного агрегата, представленная в перечне отказов, соотносится с расположением агрегата на самолёте (нахождение в зоне НРМД) и его местом в функциональных схемах.

Расположение на самолёте фиксируется при помощи системы идентификации объектов, которая позволяет прослеживать имя объекта и его атрибуты (геометрические, функциональные) во всех блоках программы, начиная с экспорта из виртуального механизма замера углов траекторий обломков, и, заканчивая экспортом выходных данных. Место объекта в функциональных схемах определяется путём формализации блок-схем функциональных систем и установлению связей между агрегатами, определяющими влияние того или иного объекта на функционирование разных систем. Следует отметить, что, например, на функционирование системы управления рулями может оказывать влияние работоспособность агрегатов гидросистемы и системы электроснабжения. Блок формирования модели отказов функциональных систем позволяет автоматизировать один из самых трудоёмких процессов в работе - комплексный анализ вариантов повреждения агрегатов функциональных систем, который необходим для выявления возможных катастрофических последствий при совместном поражении систем. Кроме того, программа добавляет к атрибутам объекта импортированную информацию о диапазоне углов его поражения. На основании информации об агрегатах, находящихся в зоне разлёта (имеющих соответствующий атрибут), в блок расчёта степени риска КС передаётся список агрегатов, повреждение которых может привести к КС.

Блок расчёта степени риска КС основывается на алгоритме вероятностного расчёта, отработанного при проведении инженерного анализа последствий НРМД на целом спектре самолётов семейства «Ту». Математическое представление расчёта представлено во Введении к данной работе. Алгоритм программы позволяет осуществлять пересчёт при любом легитимном изменении параметров.

Блок принятия решений позволяет путём проведения синтеза множества вариантов компоновки агрегатов функциональных систем в сечении плоскостей разлёта обломков двигателя выбрать (рекомендовать) наиболее оптимальный с точки зрения минимизации риска КС и, тем самым, увеличения показателей безопасности полётов.

Выявив место процесса синтеза вариантов компоновки агрегатов функциональных систем в рамках работы по достижению соответствия самолёта требованиям норм авиационных правил в части НРМД, состав задач процесса и их связи с задачами, решаемыми на верхних и нижних уровнях, была поставлена следующая задача: Определить вектор конструктивных параметров X^* , состоящий из элементов, которым соответствует минимальное значение целевой функции $F(x;u)$, связывающей параметры и характеристики проектов на множестве ограничений. Исходя из данного подхода, математическая постановка задачи, как задачи многокритериальной дискретной оптимизации, имеет вид:

$$X^* = \text{Arg Min } F(x;u)$$

$$x \in X \quad u \in U,$$

где $x \in X_{\text{доп}}$ - вектор конструктивных параметров, U - множество ограничений.

$X=X(Y[i \dots n]; Z[i \dots n]; D; Or)$ - вектор конструктивных параметров,

$Y[i \dots n]$ - матрица координат объектов по оси Y ;

$Z[i \dots n]$ - матрица координат объектов по оси Z ;

D - параметр, характеризующий наличие дублирования объекта;

Or - коэффициент характеризующий ориентацию объекта;

$U=U(S; N_{\Sigma}; K_{\text{сов}}; K_{\text{непр}}; Per)$ - вектор ограничений,

S - ограничение, накладываемое на геометрическое место в сечении;

N_{Σ} - ограничение по количеству агрегатов;

$K_{\text{сов}}$ - ограничение по совместимости агрегатов;

$K_{\text{непр}}$ - ограничение по непрерывности формы агрегатов;

Per - перечень агрегатов, подвергаемых возможному перемещению;

$F=F(P_{K_{C_{\text{самолета}}}}; P_{K_{C_i}}[i \dots n])$ - вектор целевых функций,

$P_{K_{C_{\text{самолета}}}}$ - вероятность катастрофической ситуации самолёта в целом;

$P_{K_{C_i}}[i \dots n]$ - матрица вероятностей катастрофической ситуации при НРМД

отдельных ступеней двигателя.

Матрицы координат объектов (параметры $Y[i \dots n]; Z[i \dots n]$) определяют их положение в сечении. При этом надо отметить, что на координаты каждого объекта в разных сечениях накладываемся ряд ограничений, описанных ниже. В случае невозможности достижения приемлемых значений путём их перемещения в сечении, программа должна иметь возможность:

- предлагать варианты по дублированию объектов (параметр D);
- предлагать варианты по изменению ориентации объектов (параметр Or).

Определение возможного положения объекта в сечении возможно только в пределах выделенных для этого зон (ограничение S), - агрегаты функциональных систем, например, не могут проходить сквозь пассажирский салон. Дублирование объектов не может происходить бесконтрольно (ограничение N_{Σ}) – это ведёт к увеличению массы пустого самолёта. В перечень параметров синтеза должны быть добавлены ограничения по совместимости агрегатов разных систем (ограничение $K_{\text{сов}}$). Например, слаботочная проводка не должна

располагаться рядом с силовыми жгутами системы электроснабжения, топливные трубы не могут быть проложены над электрическими жгутами и агрегатами и т.д. Объекты не могут кардинально менять свои координаты в соседних сечениях (ограничение Кнепр), должна быть сохранена непрерывность их формы. Пользователь программы, кроме естественных ограничений на состав объектов, подвергаемых перемещению (например, нельзя перемещать элементы конструкции самолёта, двигатель), может добавлять свои ограничения, формируя соответствующий перечень (ограничение Per).

Задачу синтеза вариантов компоновки агрегатов функциональных систем нельзя представить в виде неразрывной функции или даже в виде системы неразрывных функций. Её решение, как и любой сложной технической системы, осуществляется многократным повторением анализа различных вариантов проектных альтернатив.

Поставленная задача раскладывается на компоненты, каждый компонент описывается соответствующими моделями. Непременными компонентами решения задачи синтеза являются:

- **оперативные элементы** – функциональные элементы, входящие в состав самолёта и обеспечивающие выполнение им заданной задачи;
- **статическая система** – особым образом формализованное пространство, позволяющее размещать, координировать и перемещать в нём функциональные элементы;
- **стратегия** – система правил, позволяющая построить из набора функциональных элементов работоспособный вариант компоновки самолёта и оптимизировать его по некоторому критерию.

В данном случае оперативные элементы – это агрегаты функциональных систем самолёта, подвергающиеся перемещениям в пределах статической системы – планера самолёта, с учётом перечисленных выше ограничений, на базе стратегии, представляющей собой систему алгоритмов описания, трансформации модели и импорта-экспорта данных между модулями программы.

Экспертная система, как видно из написанного выше, состоит из виртуального механизма замера углов траекторий обломков, который строится в CAD/CAM – системе и программного комплекса, задачей которого является определение соответствия компоновки самолёта требованиям норм в части НРМД.

Программный комплекс связывает воедино экспортированные данные из виртуального механизма замера углов, расчётные блоки, входные и выходные данные. В

главном окне программы (рис. 11) можно создавать новый проект, открывать и продолжать сохранённый, внося в него изменения. После любого легитимного изменения происходит автоматический пересчёт параметров. При этом в файле проекта отслеживается история изменений с возможностью возврата к ранее просчитанным вариантам и сравнения результатов в зависимости от принятых решений. Рассматривается возможность расширения возможностей по графическому отображению сравниваемых результатов в виде графиков и совмещённых сечений.

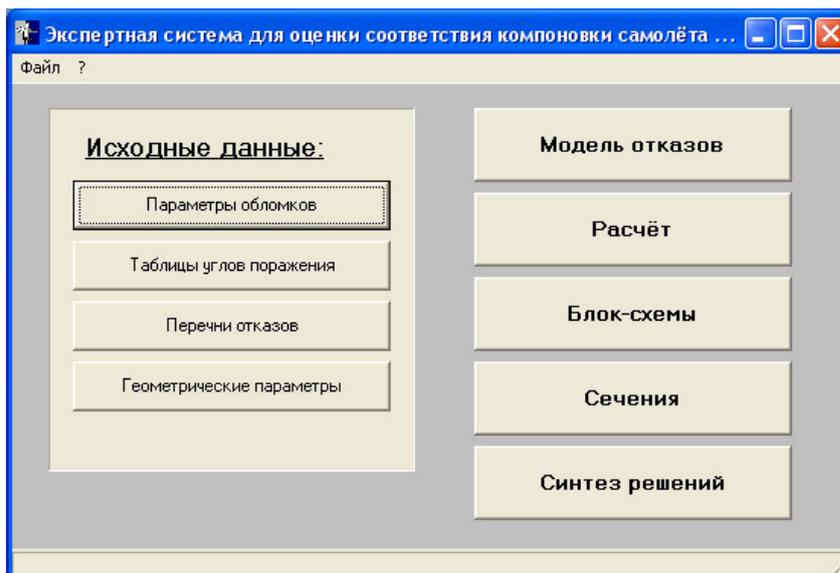


Рис. 11 Главное окно системы

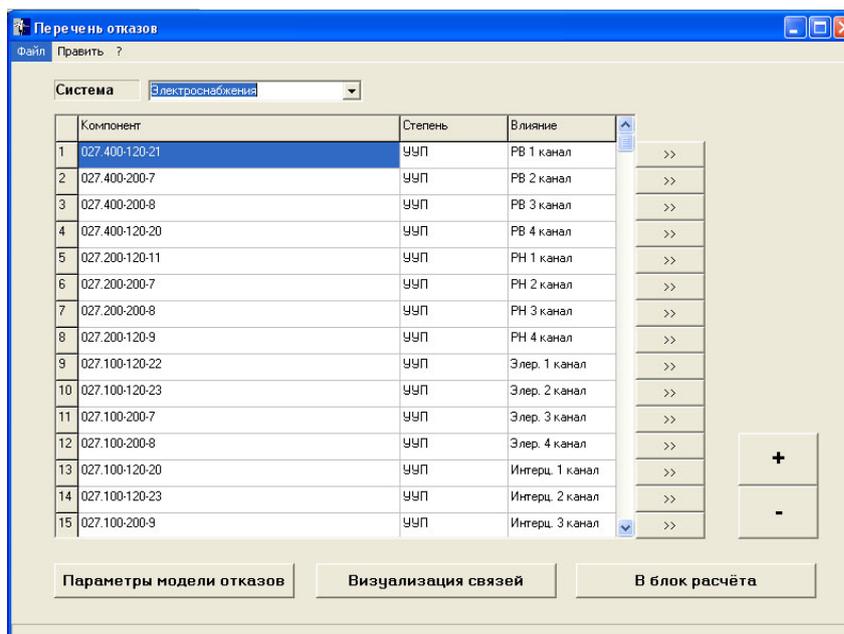


Рис. 12 Окно перечней отказов

В окне перечней отказов информация о компонентах функциональных систем представлена в виде таблицы (рис. 12) со следующими атрибутами:

- название агрегата;
- степень опасности при его отказе;
- наличие влияния на работоспособность функциональных систем.

На основе данных, представленных в этих таблицах, и блок-схемах функциональных систем программа позволяет визуализировать функциональные связи в виде масштабируемых схем систем и подсистем самолёта (рис. 13).

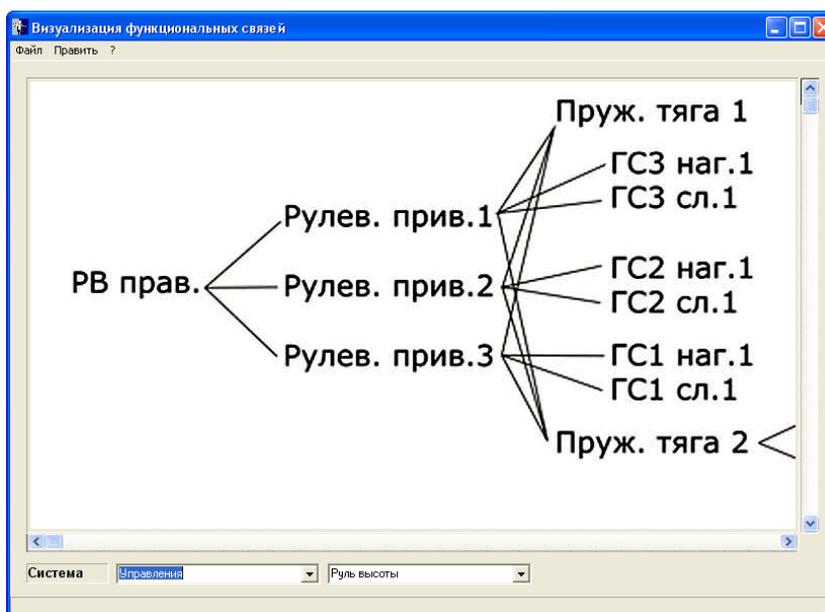


Рис. 13 Окно визуализации функциональных связей

Как было сказано ранее, программа динамически отслеживает любые действия, приводящие к возможному изменению уровней риска КС, проводит вероятностный расчёт и визуализирует результаты (рис. 14). В случае несоответствия уровней риска нормируемым величинам становится доступным блок синтеза решений.

В блоке синтеза (рис. 15) пользователь имеет возможность пополнять список ограничений области поиска решений, «замораживая» координаты объектов, сужая перечень систем, подвергаемых модификации и геометрическое место (перечень сечений) поиска. Программа, синтезируя варианты, информирует пользователя о полученных положительных результатах, предоставляя выбор из перечня вариантов. Результаты представляются в виде графических и табличных отчётов. В случае достижения положительного результата соответствия нормам на этапе проверки блок синтеза может быть использован для поиска решений уменьшения степени риска и, тем самым, повышения характеристик живучести самолёта.

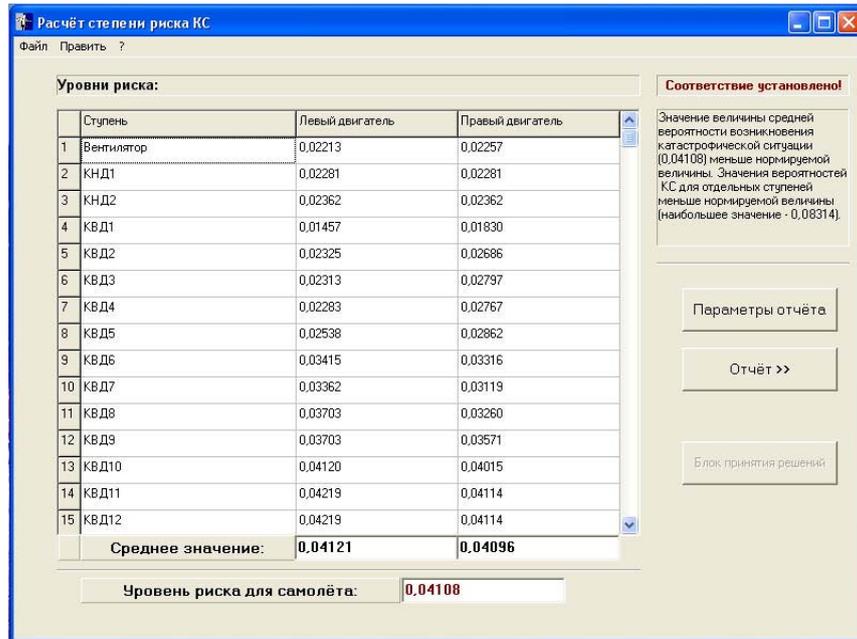


Рис. 14 Окно отображения результатов расчёта вероятности КС.

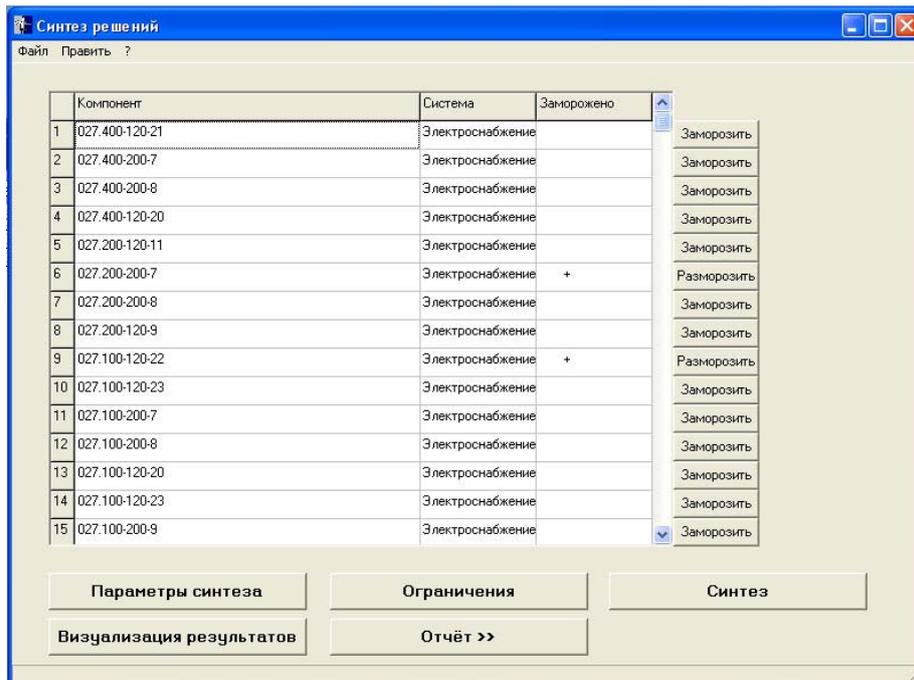


Рис. 15 Окно синтеза решений

Заключение

Создана экспертная система для оценки соответствия компоновки самолёта требованиям АП-25 в части НРМД, состоящая из виртуального механизма замера углов траекторий обломков и программного комплекса, задачей которого является определение соответствия компоновки самолёта требованиям указанных норм.

Виртуальный механизм замера углов строится в CAD/CAM – системе и основан на знании ее функциональных возможностей. Механизм позволяет избежать необходимости построения и обработки многочисленных сечений, при ручной прогонке механизма легко выявляются поражаемые участки конструкции. При компоновке всех систем с использованием данного механизма возможно выявление одновременно поражаемых систем самолета. Использование механизма позволяет на этапе проектирования находить уязвимые места компоновки систем и своевременно принимать меры по их защите. Сравнение времени, затраченного на анализ по НРМД с использованием старых технологий и с использованием описанного механизма, показало, что возможно получение выигрыша по времени в 1,5 - 2 раза.

Программный комплекс реализован в подпрограммах блоков системы, отработанных на конкретных задачах. Проведён анализ путей поиска решений задач, создана методика, разработаны алгоритмы системы. Достигнуты положительные результаты в части поставленных задач. Определены пути дальнейшего развития системы с учётом расширения предоставляемых пользователю возможностей (по экспорту отчётной документации, по визуализации результатов, по предоставлению выбора принципа работы «от пользователя» или «от системы», по экспорту – импорту решений).

Практическое использование блоков системы показало, что по отдельным подпрограммам трудоёмкость работ снижается в 4-5 раз.

Библиографический список

[1] Рекомендательный циркуляр РЦ-АП-25-903(d)(1) «Конструктивные меры по минимизации опасности, вызванной нелокализованным разрушением ротора газотурбинного маршевого двигателя и вспомогательного двигателя» М.,АР МАК 10.11.99

[2] Авиационные правила, часть 25 «Нормы летной годности самолетов транспортной категории» М.,АР МАК 1994г.

[3] Рекомендательный циркуляр РЦ-АП-25-903/АП-23-903 «Конструктивные меры по минимизации опасности, вызванной нелокализованным разрушением ротора газотурбинного маршевого двигателя и вспомогательного двигателя» М., Авиаиздат 2008.

[4] Авиационные правила, часть 25 «Нормы летной годности самолетов транспортной категории» М., Авиаиздат 2009.

Сведения об авторах

Митин Иван Александрович, ведущий инженер-конструктор ПКЦ «Техпроекты», mitin_ia@mail.ru, 8-499-263-78-01.

Никулочкин Михаил Юрьевич, начальник отдела ПКЦ «Техпроекты» ОАО«Туполев», nikulochkinm@rambler.ru, 8-499-263-78-01.