

УДК 629.735.33(07)

## **Разработка алгоритмов автоматизации формирования моментно-инерционного облика перспективных самолетов**

Долгов О.С., Куприков Н.М., Лякишев М.А

**Аннотация.** В данной работе рассмотрен вопрос разработки алгоритмов автоматизации формирования моментно-инерционного облика перспективных типов летательных аппаратов на ранних этапах проектирования, с последующим созданием на основе данных алгоритмов специализированного программного комплекса. Разработка алгоритмов базируется на созданных моментно-инерционных моделях, позволяющих определить моментно-инерционные характеристики на ранних этапах проектирования с достаточной точностью.

**Ключевые слова:** моменты инерции, компоновка, программный комплекс, моментно-инерционные модели, алгоритм, автоматизация.

### **Введение**

Определение моментно-инерционных характеристик самолета – сложный многоитерационный процесс, требующий значительных ресурсов времени на сбор необходимых данных, проведение исследований и анализ результатов. Поэтому ранее, как правило, сходимость результатов определялась либо гением конструктора, либо длительным итерационным процессом доводки, который приводил к положительным результатам как правило только на этапе летных испытаний .

С целью уменьшения времени на разработку, снижения стоимости и повышения качества проектно-конструкторских работ на этапе согласования облика системы управления с моментно-инерционной компоновкой самолета авторы данной работы ведут в настоящий момент разработку программного комплекса «М.И.Ф.» (Моментно-Инерционный Фактор).

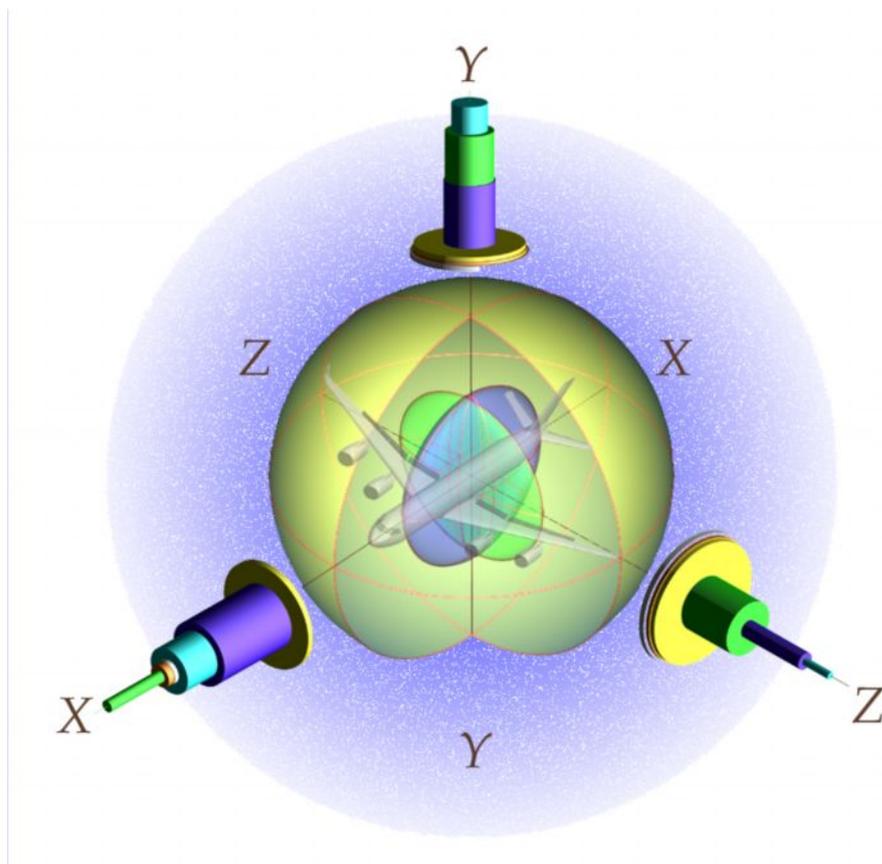
В задачи данного программного продукта входит: выявление моментно-инерционного облика (собственные и переносные осевые моменты инерции, плоскостные

моменты инерции для различных агрегатов ЛА, моменты инерции для всего самолета в целом), для различных типов ЛА (гражданских, грузовых, военных, спортивных) на ранних этапах проектирования, в систему заложены модели которые в зависимости от полноты представленных данных обеспечивают расчет с различными точности (до 20%, до 10% и до 5%).

Данный программный комплекс основан на созданных моментно-инерционных моделях, которые позволяют определять моментно-инерционные характеристики различных типов ЛА на ранних стадиях проектирования, при минимуме необходимых входных параметров. На базе созданных моделей произведена разработка алгоритма формирования моментно-инерционного облика летательных аппаратов.

### 1. Моментно-инерционные модели

Определение моментов инерции даже для существующих современных самолетов в большинстве случаев приходится выполнять расчетным путем (рис. 1). Экспериментальный метод, не только очень громоздок, но и зачастую не осуществим из-за большой размерности самолетов.



**Рис. 1. Моментно-инерционная модель**

Поскольку нахождение центральных осевых моментов инерции необходимо для разработки динамически подобных моделей, то с целью упрощения моделей в рамках

решаемой задачи расчеты ведутся относительно связанной с самолетом системы координат, где ОХ строительная ось фюзеляжа. Получить приемлемую точность расчетов моментов инерции, для самолетов нормальной аэродинамической схемы, позволяет сравнительная простота форм самолета и наличие у него плоскости симметрии.

### 1.1 Моментно-инерционные модели агрегатов и самолета, на основе членения самолета на простейшие геометрические тела

Момент инерции самолета может быть определен путем вычисления аналитических зависимостей сформулированных на основе упрощенной геометрической модели.

В общем, виде выражения для расчета моментов инерции самолета имеют вид:

$$\begin{cases} I_x = \int_m (y^2 + z^2) dm = \int_V (y^2 + z^2) \rho dV = \iiint_{xyz} (y^2 + z^2) \rho dx dy dz, \\ I_y = \int_m (x^2 + z^2) dm = \int_V (x^2 + z^2) \rho dV = \iiint_{xyz} (x^2 + z^2) \rho dx dy dz, \\ I_z = \int_m (y^2 + x^2) dm = \int_V (y^2 + x^2) \rho dV = \iiint_{xyz} (y^2 + x^2) \rho dx dy dz, \end{cases} \quad (1)$$

где:  $m, \rho$  и  $V$  - масса, плотность и объем самолета;  
 $x, y, z$  - координаты центров масс декомпозированных элементов самолета в связанной системе координат самолета, имеющих объем  $dV$  и массу  $dm$ .

Запишем уравнение для нахождения момента инерции относительно оси ОХ:

$$I_{ox} = \iiint_{xyz} r_x^2 dm \quad (2)$$

Данная формула позволяет решить задачу о нахождении момента инерции тела произвольной формы относительно оси ОХ. Упростим вычисление моментов инерции, используя соображения симметрии и теорему Штейнера. Тогда формула для определения полного осевого момента инерции относительно оси ОХ выглядит следующим образом:

$$I_{ox} = \sum_{i=1}^n I_{i \text{ соб.}} + \sum_{i=1}^n I_{i \text{ пер.}} \quad (3)$$

где:  $I_{i \text{ соб.}}$  - собственный момент инерции агрегата, зависит от формы тела;

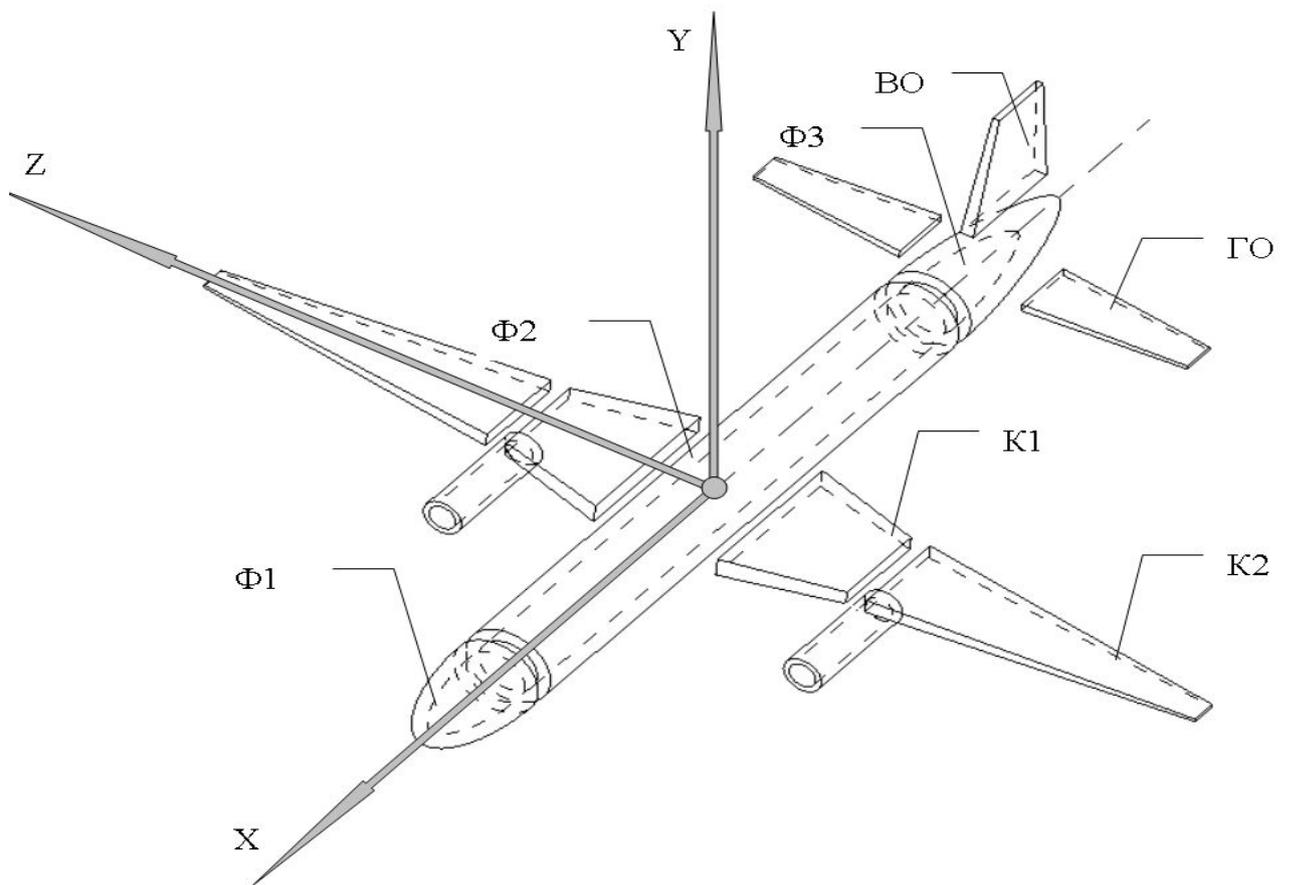
$I_{i \text{ пер.}}$  - переносной момент инерции агрегата, зависит от расположения центра масс относительно оси:

$$I_{i \text{ пер.}} = m_i r_i^2$$

где:  $m_i$  - масса агрегата;

$r_i$  - расстояние между осями.

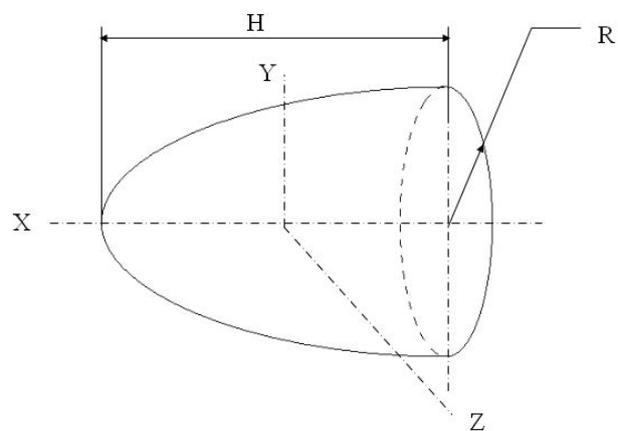
Для успешного решения задачи нахождения моментов инерции необходимо расчленить самолет на отдельные составляющие и привести их к упрощенным геометрическим моделям (рис. 4.).



**Рис. 2. Моментно-инерционная модель на основе геометрического моделирования**

Момент инерции для простейших геометрических тел можно найти с помощью интегрирования. После преобразования получим аналитические зависимости для определения моментов инерции.

Секции:  $\Phi 1$  и  $\Phi 3$  в рамках решаемой задачи моделируются параболоидом вращения который представлен на рис. 5.



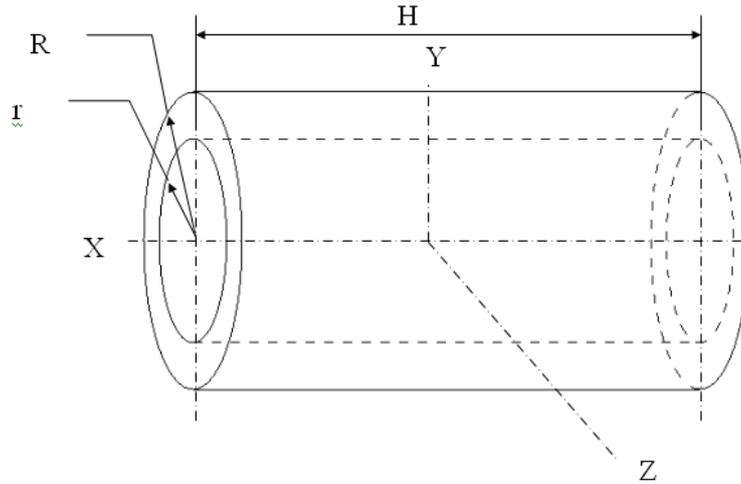
**Рис. 3. Моментно-инерционное моделирование секции  $\Phi 1$  и  $\Phi 3$**

Момент инерции параболоида вращения:

$$I_x = \frac{mR^2}{3} \quad 4)$$

Координаты центра тяжести: центр тяжести располагается на оси симметрии X.

Секции: Ф2, Д1 представлены (рис. 6.) в виде полого цилиндра с заданным внешним и внутренним радиусом.



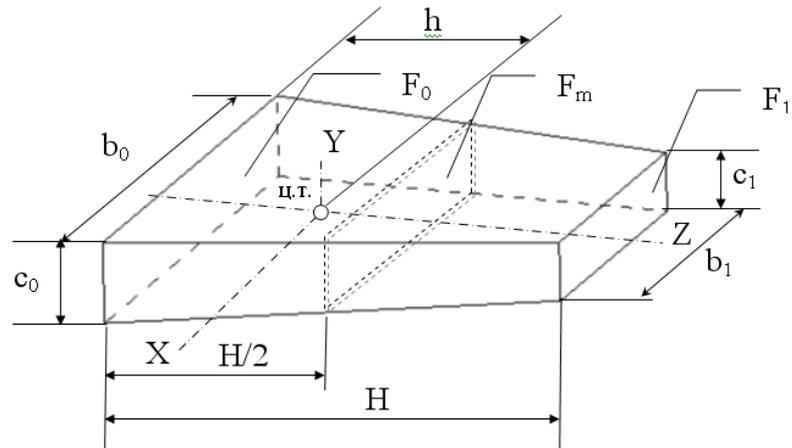
**Рис. 4. Моментно-инерционное моделирование секции Ф2, Д1**

Момент инерции:

$$I_x = \frac{m}{2} (R^2 + r^2) \quad 5)$$

Координаты центра тяжести: центр тяжести находится в геометрическом центре фигуры.

Секции: К1, К2, ГО и ВО моделируются призмой (рис. 7.).



**Рис. 5. Моментно-инерционное моделирование сечений К1, К2, ГО и ВО**

Координаты центра тяжести призмы: центр тяжести лежит на оси z на расстоянии  $h$  от основания  $F_0$ :

$$h = \frac{H(F_1 + 2F_m)}{(F_0 + F_1 + 4F_m)} \quad (6)$$

Площади сечений:

-корневое;

$$F_0 = b_0 c_0 \quad (7)$$

-концевое;

$$F_1 = b_1 c_1 \quad (8)$$

-центральное;

$$F_m = \left[ \frac{b_0 + b_1}{2} \right] \left[ \frac{c_0 + c_1}{2} \right] \quad (9)$$

Моменты инерции сечений:

$$I_{ox} = \sum_{i=1}^n I_{i \text{ соб.}} + \sum_{i=1}^n I_{i \text{ пер.}} \quad (10)$$

$$I_0 = \frac{b_0 c_0^3}{12}; \quad I_m = \frac{b_m c_m^3}{12}; \quad I_1 = \frac{b_1 c_1^3}{12}. \quad (11)$$

Данный метод определения моментов инерции самолета имеет ограниченные области применения, что связано с неоправданным увеличением сложности расчетных моделей по мере повышения детализации, и с необходимостью применения весовых коэффициентов распределения плотности, что в свою очередь приводит к снижению точности расчетов.

## 1.2 Моментно-инерционные модели, на основе расчетных коэффициентов распределения массы

Проведенный анализ существующих методик [1], а также существующих формул [1],[2],[3] для определения моментов инерции самолетов показывает, что они либо совсем, либо частично не учитывают особенностей компоновки самолета.

Рассмотрев магистральные самолеты нормальной аэродинамической схемы, с учетом сложившихся диапазонов расположения агрегатов имеющих наибольшее влияние на моменты инерции самолета: агрегатов конструкции планера, топлива, двигателей, целевой нагрузки, снаряжения, предлагается проводить расчет моментов инерции самолета, в первом приближении по следующим формулам (пример для оси OX):

$$I_{xo} = \left( 0,331 \left( \frac{m_o}{m_{н.сн}} - 1 \right) + 0,453 \frac{m_{т.кр.}}{m_{н.сн}} \bar{i}_m^2 + 0,64 \sum \frac{m_{дв}}{m_{н.сн}} \bar{i}_{дв}^2 \right)^2 \frac{L}{-} \quad (12)$$

- где:
- $m_o$  - взлетная масса самолета;
  - $m_{н.сн}$  - масса пустого снаряженного самолета;
  - $m_{дв}$  - масса двигателя;
  - $m_{т.кр.}$  - масса топлива расположенного в крыле;
  - $L$  - размах крыла;
  - $\bar{i}_m$  - относительный радиус инерции топлива в крыле;

$$\bar{i}_{\partial\partial}$$

- относительные радиусы инерции двигателей.

Проверка адекватности моментно-инерционной модели, на основе расчетных коэффициентов распределения массы представлена на графике (рис. 8).

По результатам проведенных исследований было выявлено, что для разных законов распределения массы характерны различные диапазоны значений, что в итоге дает достаточно большой разброс моментов инерции. Это приводит к снижению точности вычислений. Однако на этапах предварительного проектирования, в условиях большой степени неопределенности, точность определения моментов инерции в пределах  $\pm 5\%$ , в рамках решаемой задачи, позволяют принять решение, это связано с тем, что альтернативные варианты моментно-инерционной компоновки могут отличаться от базового варианта в 1.5 – 2.0 раза.

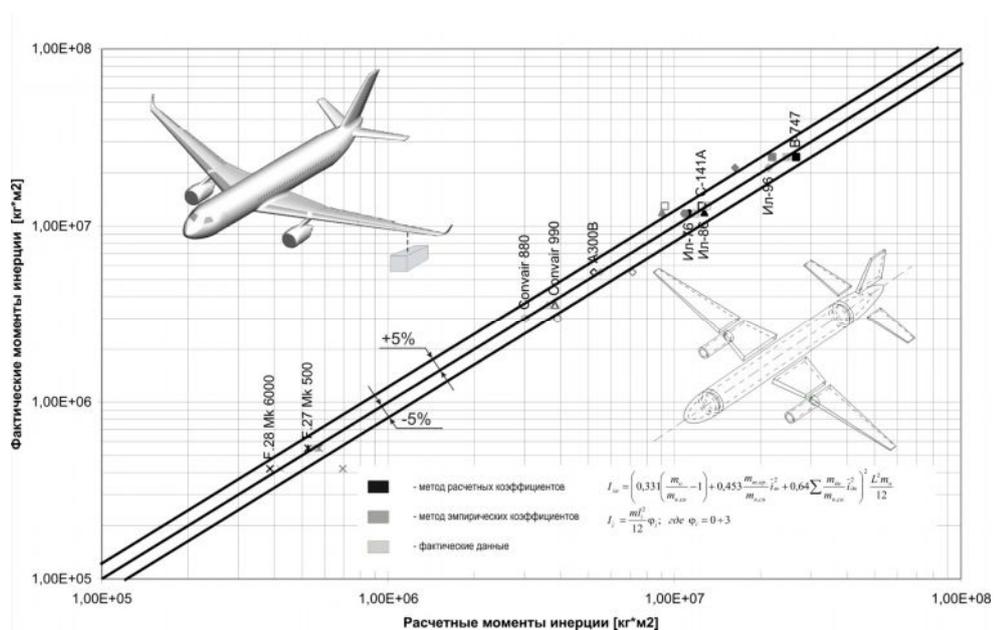


Рис. 6. Проверка адекватности инерционных моделей

## 2. Алгоритм работы программного комплекса и его место в общем комплексе автоматизированного проектирования самолета.

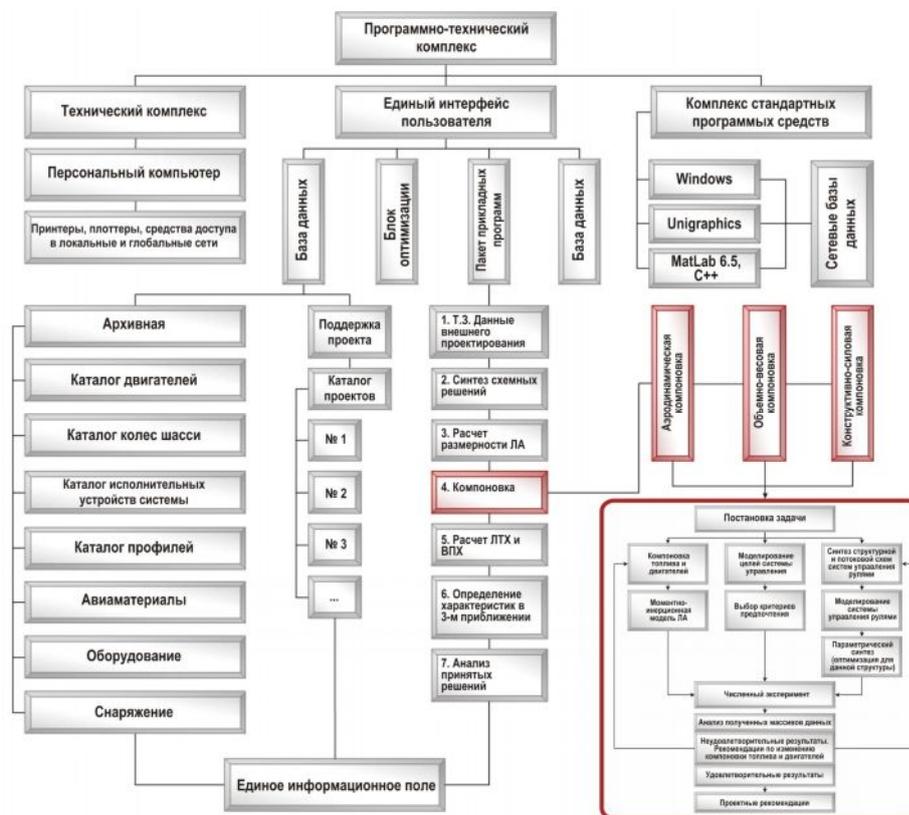
В общем случае самолет нельзя представить в виде неразрывной функции или, даже, в виде системы неразрывных функций. Модель самолёта относится к формально-эвристическим моделям, и, как для любой сложной технической системы, её проектирование осуществляется многократным повторением анализа различных вариантов проектных альтернатив.

На рисунке (рис. 1.) показаны схемы представляющие состав задач при формировании магистрального самолёта, и место работы в общем комплексе

автоматизированного формирования облика самолёта соответственно. Логика работы подсистемы показана на рисунке (рис. 2).

В процессе разработки программного модуля, основным был этап алгоритмизации математических моделей и методов, т.е. разработка алгоритма с использованием принципов структурного и объектного программирования. В условиях решаемой задачи, алгоритмы были определены как правила, которые формируют процесс преобразования исходных данных в результаты численного эксперимента.

Необходимо отметить, что процесс создания программного модуля и использованные программные инструменты характеризовались рядом специфических особенностей.



**Рис. 7. Место и состав задач в системе автоматизированного проектирования**

Например, в разработанном алгоритме широко использовались методы структурного программирования. Основой, которого является применение в качестве основных видов структур операций: сочленения, выбора и повторения. В процессе создания программного комплекса был использован метод пошаговой детализации, в соответствии с которым при поэтапном продвижении по тексту программы, были последовательно организованы и детализированы все слои, соответствующие разным уровням абстракции алгоритма.

В связи с тем, что применяемые математические модели характеризуются детерминированностью, результаты эксперимента являются однозначно определенными при заданных исходных данных. Однако отдельные этапы имитационного моделирования допускают использование спонтанных моделей, например, для имитации воздействия окружающей среды или помех в линии передачи сигнала и т.д.

Для проводимых расчетов характерным является массовость исходных данных, что позволило упростить режимы ввода, за счет формирования исходные данные в виде систематизированных матриц.

Дискретность вычислительного алгоритма, позволила разделить программный комплекс на отдельные элементарные модули, что в свою очередь позволило упростить контроль, а также позволяет модифицировать процесс выполнения численного эксперимента в зависимости от условий решаемой задачи.

Рассмотренные особенности программного комплекса позволили обеспечить высокий уровень универсальности разработанной системы, в результате чего он может быть легко и однозначно переведен на любой современный язык программирования.

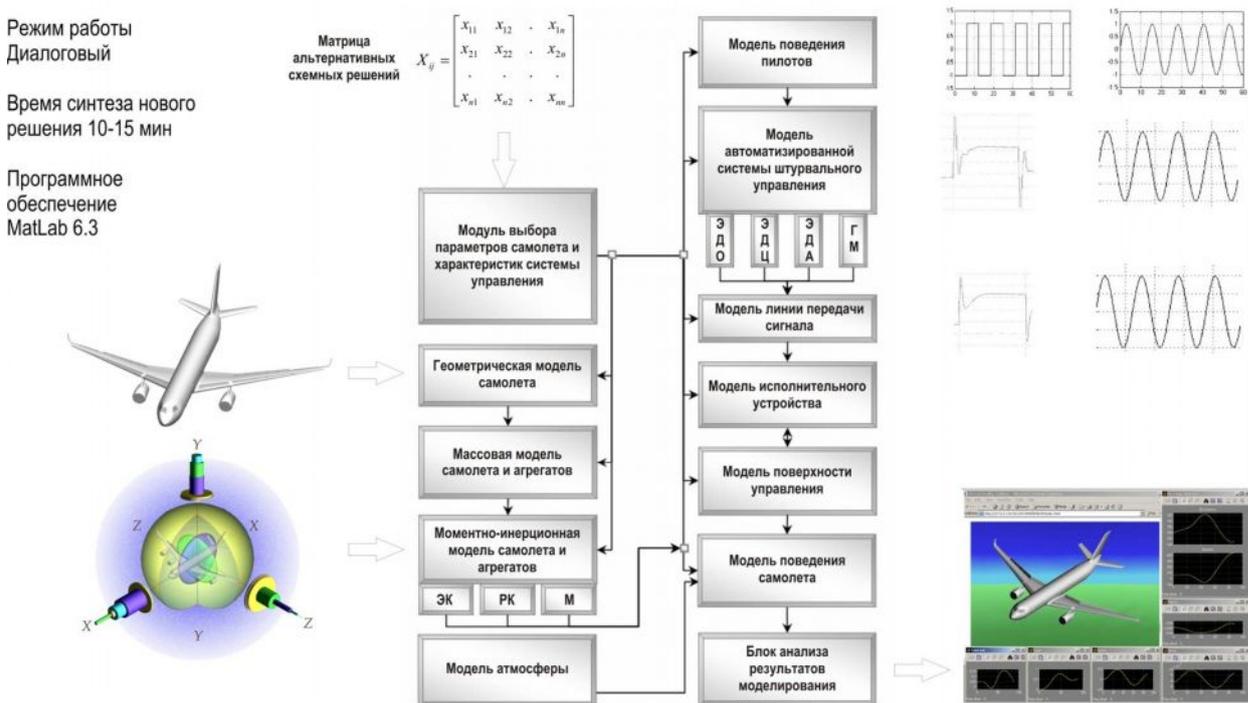


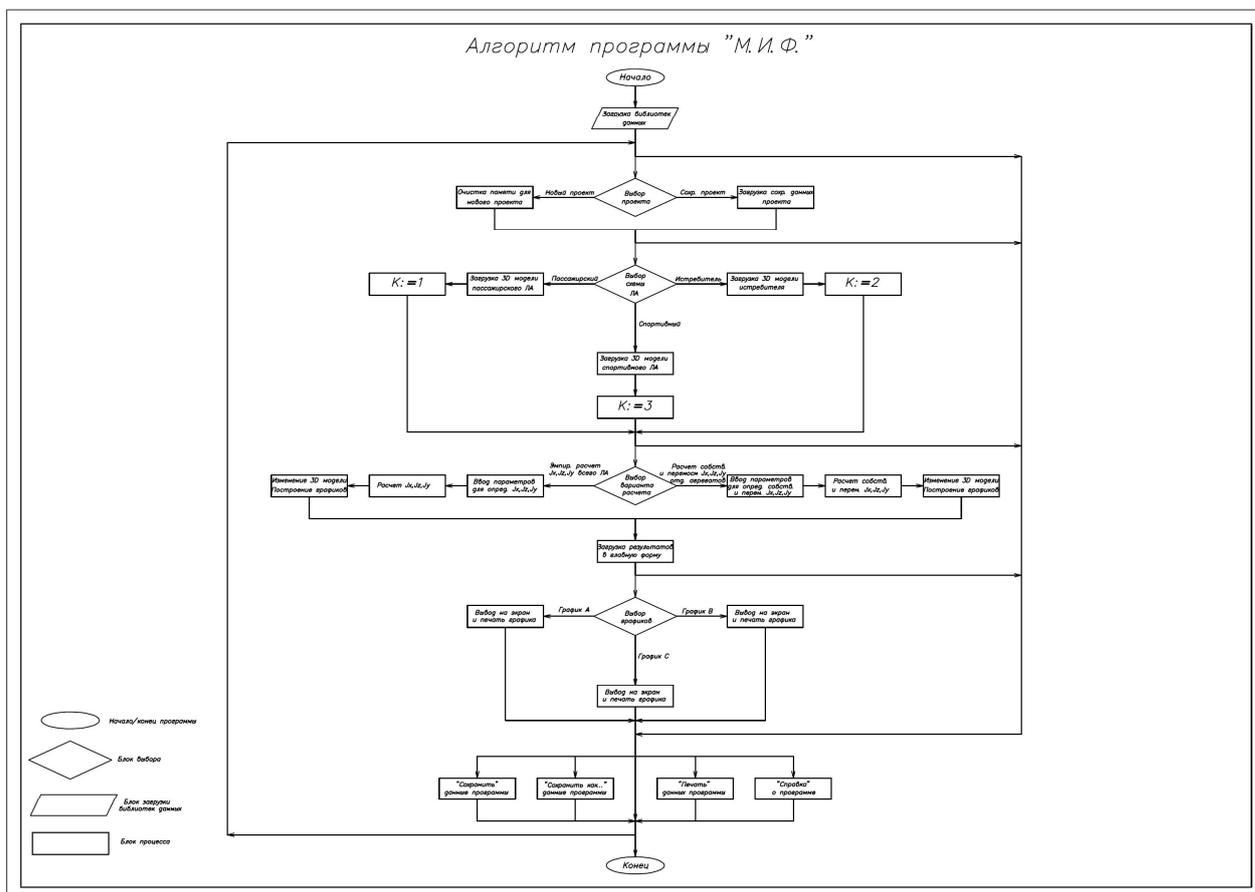
Рис. 8. Логика работы подсистемы

### 3. Основные режимы работы программного комплекса согласно разработанному алгоритму

Программный комплекс созданный на базе разработанного алгоритма (рис. 9) можно, условно, классифицировать как систему автоматизированного проектирования специального назначения, так как его основу составляют формализованные знания об исследуемой предметной области. Как правило, к этому типу систем автоматизированного проектирования относят программы прикладного характера, предназначенных для моделирования известных физических процессов, структурно параметрического анализа различных вариантов типовых решений, расчета конкретных конструкций, и т.д. Однако отдельные модули, расчет моментов инерции, имитация полета и др., можно классифицировать как вариационные, так как они основаны на использовании совокупности правил, и представляют собой более общий случай систем автоматизированного проектирования. В этих модулях мы имеем дело с алгоритмами, ориентированными не на конкретную предметную область, а на решение класса родственных задач.

Рассмотрим основные этапы работы программного комплекса. Условно их можно разделить на три стадии:

- препроцессорная подготовка исходных данных;
- проведение численного эксперимента;
- постпроцессорная обработка полученных данных.



**Рис. 9. Алгоритм программного комплекса «М.И.Ф.»**

На стадии препроцессорной подготовки задаются необходимые для решения исходные данные: формируется геометрическая модель, параметрические матрицы, задаются граничные условия и т.д. Ввод данных в систему возможен несколькими способами. Условно эти способы можно разделить на три категории: интерактивные - диалоговые, пакетные - табличные и командные. В процессе работы, как правило, применяется диалоговый режим.

В программном комплексе предусмотрено применение, так называемых, фильтров отображения, с помощью которых с экрана монитора временно удаляется информация, которая в данный момент не представляет оперативного интереса. Используются специальные инструменты визуализации, которые позволяют по отдельности или в любых комбинациях отфильтровать нужную информацию. Таким образом, при включенных фильтрах на экране отображается только та информация из группы, которая связана с текущими фильтрами.

По мере отключения фильтров, постепенно увеличивается объем информации, выводимый на экран компьютера. При этом широко используется цветовая индикация

данных одного типа, отличающихся только параметрическими значениями. Следует заметить, что цветовая индикация работает и на отфильтрованных данных.

В программном комплексе реализовано несколько способов декомпозиции задачи, что облегчает анализ как исходных, так и результирующих данных. Например, возможна декомпозиция задачи по пространству, по функциональному назначению или по структуре.

Основой для декомпозиции в пространстве может выступать любая ось самолета, которая обозначена на экране, после чего, из массива отображаемых данных, автоматически удаляется информация, не вошедшая в запрос. Все оставшиеся элементы участвуют в построении визуальной модели, и отображаются на экране.

Одним из наиболее эффективных методов управления входными данными, из числа реализованных в проекте, является возможность задания параметров с помощью активации и деактивации, как отдельных данных, так и целых групп таких данных. Если какие то данные деактивированы, то они, фактически, исключены из расчетной схемы и не участвуют в численном эксперименте. Это существенно упростило проведение численных экспериментов с модифицируемыми расчетными схемами, при выполнении исследований в рамках диссертационной работы.

Таким образом, можно сделать вывод, что, с позиции пользователя, наиболее удобные и эффективные возможности задания исходной информации предоставляют интерактивные графические формы описания и представления данных. Возможность визуального представления и манипулирования данными в графической среде многократно облегчает пользователю его действия за экраном монитора, более доступно в освоении, интуитивно более понятно и способствует самоконтролю пользователя.

Однако в системе также предусмотрена возможность использования традиционных пакетных режимов работы. В этих режимах отсутствует необходимость применения тяжелых графических средств отображения информации. Исходные данные, необходимые для программного модуля исполняющегося в режиме пакетной обработки, задаются в строго фиксированном формате, построенном в соответствии с иерархической структурой рассматриваемых задач. Возможно, этот формат, как и любой другой пакетный формат данных, представляет трудности в работе для пользователей-неспециалистов в области проектирования самолетов. Такой режим работы эффективен в тех случаях, когда мы заранее знаем все возможные ситуации, в процессе решения нашей задачи, и полностью формализовали выбор продолжения численного эксперимента в точках ветвления алгоритма. Этот режим оправдан при решении громоздких повторяющихся задач,

требующих больших затрат машинного времени. Программный комплекс в данном режиме может решать целую группу задач, сформированных в пакет. При этом программа может переходить к выполнению следующего пакета исходных данных, например определению моментно-инерционных параметров в следующем приближении даже в случае незавершения предыдущего расчета.

Необходимо отметить, что широкое распространение режим пакетной обработки информации получил в аэродинамике, гидрогазодинамике, прочностном анализе и т.д. В основном все современные программы, основанные на пакетном режиме обработки информации, имеют дружественный интерфейс и не требуют знания программирования. Однако доступ к значительной части ресурсов программного комплекса в виде графического интерфейса не реализуется и требует помощи программистов-посредников.

Для облегчения процесса ввода данных и сокращения их объема, при работе в пакетном режиме программного комплекса были использованы такие приемы, как «принцип умолчания» - неявное присвоение параметру или группе параметров predetermined значений, применение различного рода повторителей и т.д.

Командные средства описания, встроенные в программную среду Borland Delphi 6.0, во многом дополняют табличный режим работы программного комплекса. По своей структуре они близки к табличным средствам в части использования тех же принципов и приемов для сокращения объемов данных. В этом случае данные задаются параметрами команд. Основные отличия команд от табличных документов с данными заключаются в том, что команды могут быть выданы в произвольном порядке, и одинаковые по имени команды могут присутствовать в наборе входных данных неоднократно. Сами команды условно подразделяются на декларативные и директивные команды. Декларации воздействуют на содержание данных, тогда как директивы предназначены для манипулирования данными. Директивы иницируют определенный вид обработки данных или формирование и выдачу по запросу пользователя исходных данных, результатов промежуточных вычислений, окончательных результатов расчета.

Следует заметить, что табличные и командные средства описания входных данных имеют определенные достоинства по сравнению с интерактивным режимом. Во-первых, текстовая форма данных очень удобна для создания на ее основе различного рода конверторов — специальных программ, преобразующих структуру и синтаксис данных, сформированных для одного расчетного комплекса, к структуре и синтаксису данных другого комплекса. Во-вторых, текстовая форма данных уместна в целях последующего бумажного документирования, обмена между людьми, сохранения и архивации входной

информации к задаче. Наконец текстовая форма данных позволяет заниматься анализом в удобной для проектировщика форме.

Этап ввода исходных данных заканчивается анализом введенных данных. Который включает в себя два различных процесса – синтаксический и прагматический анализ.

Синтаксический анализ выполняется непосредственно при вводе данных. В случае обнаружения ошибок, пользователю выдается исчерпывающая информация об ошибках и вариантах их исправления. Если синтаксические ошибки отсутствуют, данные принимаются системой.

Прагматический анализ состоит во всесторонней проверке введенных данных. Такая проверка включает в себя: проверку разрешимости всех имеющихся правил и ссылок.

После корректного завершения анализа введенных данных следует переход к численному эксперименту. В зависимости от выбранной расчетной модели, вычисления могут длиться от нескольких секунд до нескольких минут.

После получения решения следует стадия постпроцессорной обработки. С помощью интегрированных и внешних постпроцессорных средств пользователь имеет возможность получить доступ и проанализировать результаты численного эксперимента в удобной для восприятия форме.

Интерактивный режим имеет преимущества и при обработке результатов вычислений, так как позволяет контролировать вид и объем выводимой информации, определять набор процедур проектирования на основании текущих результатов, формируемых на основе числовой либо графической информации.

Итогом работы программы на постпроцессорной стадии является графическое и табличное представление результатов численного эксперимента.

Рекомендуется использовать инструментальные возможности повышения уровня наглядности результатов численного эксперимента, реализованные в программном комплексе:

- построение графиков выбранных параметров;

- 3d визуализация процесса численного эксперимента;

- регулировка масштаба изображения;

- Вывод результатов численного эксперимента в отдельный файл (html, xml, txt).

Правильное использование этих функций программного комплекса облегчает пользователю оценку полученных результатов и дает то понимание рассматриваемой проблемы, ради которого, и создавался программный комплекс.

#### **4. Программный комплекс определения моментно-инерционных характеристик самолетов на ранних этапах проектирования «М.И.Ф.»**

Программный комплекс создавался в среде программирования Borland Delphi 6.0, объединяющей инструменты логического, математического и интеллектуального моделирования, современные мультимедийные графические 3D ускорители на базе API OpenGL, которые предоставляют богатые возможности имитации динамических систем.

На главном окне программы (Рис. 10) размещены панели, на которые выводятся результаты всех расчетов, а так же мультимедийный экран, на котором в режиме реального времени отображаются изменения, происходящие с моментно-инерционным обликом ЛА во время расчетов. На данном экране отображаются: общие моменты инерции самолета в виде эллипсоида, собственные и переносные моменты инерции агрегатов ЛА в виде цилиндров, радиус которых обозначает радиус момента инерции данного агрегата, а высота – массу агрегата. Меню, располагаемое сверху на главном окне, – служит для создания, открытия и сохранения проектов, экспорта результатов проектных работ в вышестоящую систему автоматизированного формирования облика самолета САФОС, вывода результатов на печать, а, также выбора альтернативных вариантов расчета и получения справки о программе.

Первый предлагаемый пользователю вариант определения моментно-инерционного облика (Рис.11) – расчет осевых моментов инерции самолета по эмпирических формулам, учитывающим массовые и габаритные характеристики данного типа ЛА (взлетный вес, вес конструкции, топлива, а так же, размах крыла и длину фюзеляжа). Этот вид расчета позволяет определить моментно-инерционные характеристики выбранного типа самолета с точностью до 20%. Дальше – пользователю предлагается уточнить полученные результаты в окнах расчета осевых моментов инерции агрегатов ЛА, и их позиционирования в компоновочном пространстве (Рис.12). После определения моментно-инерционных характеристик агрегатов ЛА точность результатов повышается до 10%. Задача повышения точности моментно-инерционных показателей до 5% решается в подпрограмме, определяющей плоскостные моменты инерции каждого агрегата и использующую формально-эвристические модели всех систем.

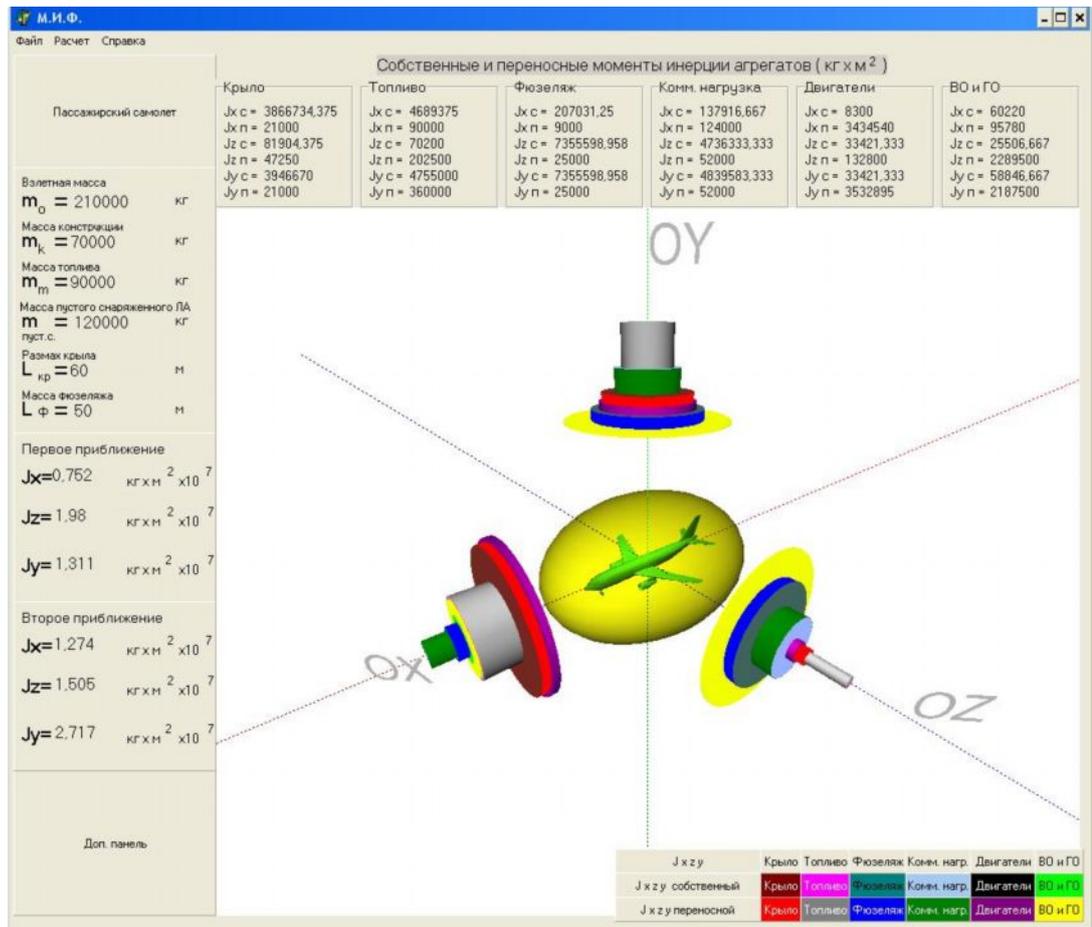
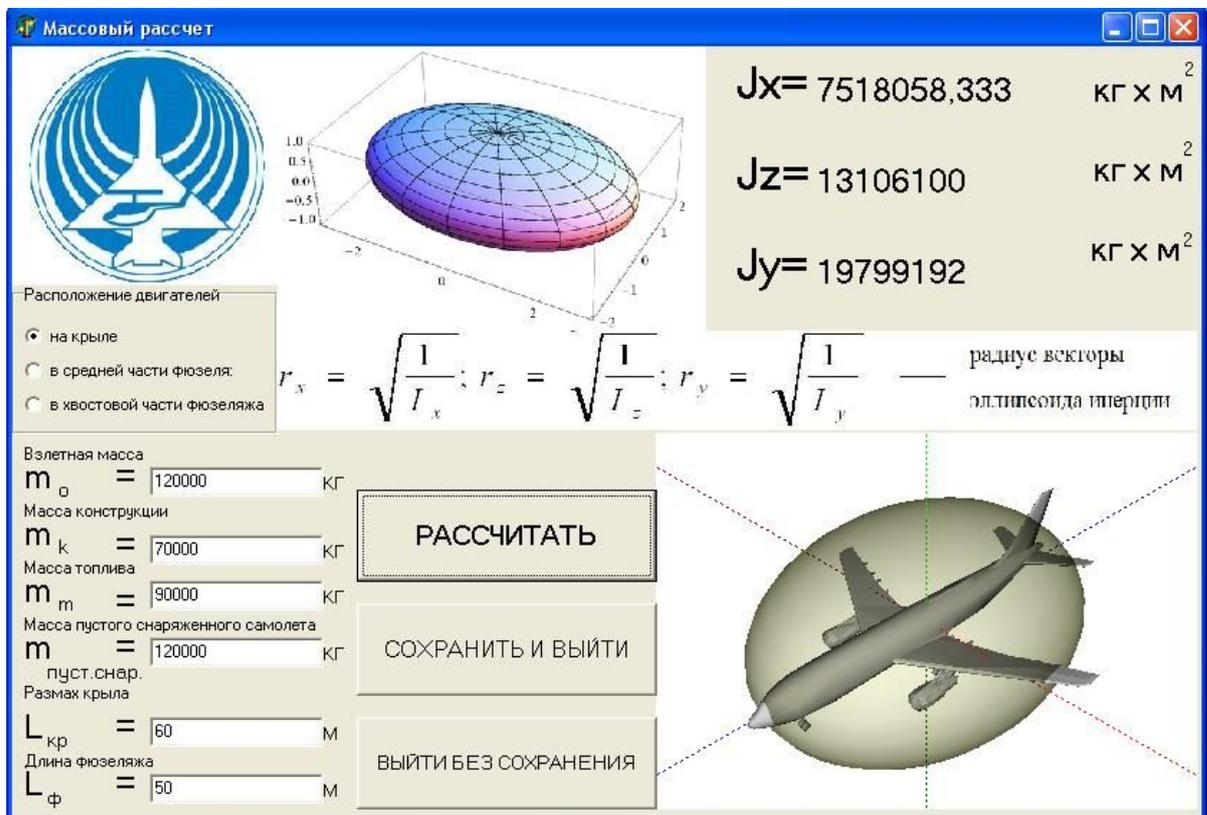


Рис. 10 Главное окно программы



**Рис. 11** Определение моментно-инерционных характеристик с точностью до 20%

Расчет осевого момента инерции  $J_x$  для отдельных агрегатов самолета

$J_x$  в 1-ом приближении = 7518058,333 кг  $\times$  м<sup>2</sup>

Определить  $J_x$  во 2-ом приближении

$J_x$  во 2-ом приближении = 12743897,292 кг  $\times$  м<sup>2</sup>

Методика расчета  $J_x$  | Крыло | Топливо | Фюзеляж | Комм. нагрузка | Двигатели | П.

Масса комм. нагрузки  кг

Ширина пассажирского салона  м

Высота пассажирского салона  м

Расстояние от ц.м. пассажирского салона до ОХ  м

Ширина грузового отсека  м | Количество пассажиров

Высота грузового отсека  м

Расстояние от ц.м. грузового отсека до ОХ  м

Собственный момент инерции комм. нагрузки 137916,667 кг  $\times$  м<sup>2</sup>

Переносной момент инерции комм. нагрузки 124000 кг  $\times$  м<sup>2</sup>

Суммарный момент инерции комм. нагрузки 261916,667 кг  $\times$  м<sup>2</sup>

$$\bar{i}_j = \sqrt{\frac{J_j^{OX}}{m_j}}$$

$H - \bar{m}$  агрегата  
 $R - \bar{i}$  агрегата  
 $\bar{m}$  – относительная масса агрегата  
 $\bar{i}$  – относительный радиус инерции агрегата

| $J_x$             | Крыло | Топливо | Фюзеляж | Комм. нагр. | Двигатели | ВО и ГО |
|-------------------|-------|---------|---------|-------------|-----------|---------|
| $J_x$ собственный | Крыло | Топливо | Фюзеляж | Комм. нагр. | Двигатели | ВО и ГО |
| $J_x$ переносной  | Крыло | Топливо | Фюзеляж | Комм. нагр. | Двигатели | ВО и ГО |

**Рис. 12** Определение моментно-инерционных характеристик с точностью до 10%

Программный комплекс «М.И.Ф.» создается в среде Delphi, что обеспечивает его модульность и возможность как присоединять к себе различные приложения, так и входить в состав более крупных комплексов.

В процессе создания данного программного комплекса:

- выявлены типы летательных аппаратов, для которых является актуальным анализ моментно-инерционного облика: самолеты вертикального взлета и посадки, гидросамолеты, дальнемагистральные самолеты большой пассажировместимости;

- произведен анализ геометрической компоновки зон расположения двигателей, топлива и коммерческой нагрузки;

- разработан итерационный ряд методик определения моментов инерции всего самолета и отдельных агрегатов с диапазонами точности 20%, 10%, 5%;

- сформирован набор алгоритмов для определения моментно-инерционных характеристик дальнемагистральных самолетов большой пассажировместимости на базе разработанного итерационного ряда соответствующих методик;

Применение моделей и алгоритмов использованных в при разработке системы автоматизации «М.И.Ф.» позволит качественно повысить точность определения моментно-инерционных характеристик перспективных самолетов уже на этапе предварительного проектирования, что в дальнейшем обеспечит сокращение затрат на разработку ЛА.

#### **Библиографический список**

1. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 1,2. - М.: Машиностроение, 1977г. - 208с. 104
2. Хорафас Д., Легг С. Конструкторские базы данных. - М.: Машиностроение, 1990г. - 224с. 103
3. Егер С.М., Лисейцев Н.К., и др. Проектирование самолетов - М.: Машиностроение, 1983г. - 616с. 34

#### **Сведения об авторах**

Долгов Олег Сергеевич, зам.декана факультета №1 Московского Авиационного Института (Государственного Технического Университета), к.т.н., доцент

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;  
тел.: (499) 158-58-52, 8-903-737-38-34; e-mail: artofweb@yandex.ru

Лякишев Максим Андреевич, аспирант Московского Авиационного Института (Государственного Технического Университета)

125480, Москва, ул. Вилиса Лациса, д.18, кв. 408;  
Тел:8(926)275-3565,  
E-mail: maximmai@mail.ru

Куприков Никита Михайлович, студент Московского Авиационного Института (Государственного Технического Университета)

115477, Москва, ул. Кантемировская д.12 к.1 кв.254,  
Тел.: +7(926)509-0150,  
E-mail: nikita@izmai.ru