

УДК 629.735.33(07)

Согласование облика системы управления и моментно-инерционных характеристик самолета при изменении массы целевой нагрузки и выработке топлива

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

Аннотация.

В данной работе рассмотрен вопрос формирования моментно-инерционного облика перспективных типов летательных аппаратов, определены характерные зоны компоновки топливных баков и коммерческой нагрузки согласно их массе. Выявлены закономерности между геометрическими параметрами в альтернативных вариантах компоновки топлива в крыле и коммерческой нагрузкой в фюзеляже и моментно-инерционными характеристиками самолета. Разработаны методики определения моментно-инерционных характеристик дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости с заданными диапазонами точности.

Ключевые слова:

моменты инерции, компоновка, топливные баки, коммерческая нагрузка, система управления.

1. Введение

Анализируя моментно-инерционные характеристики современных самолетов таких авиационных фирм как: ОКБ «Ильюшина», ОКБ «Туполев», Airbus, Boeing можно проследить тенденцию, что при увеличении линейных размеров авиалайнеров, моменты инерции возрастают пропорционально пятой степени, что приводит к росту потребных управляющих моментов. Кроме того, значения моментов инерции самолетов значительно изменяются в течение полета, а так же в зависимости от загрузки лайнеров. Данные изменения вступают в противоречие с возможностями системы управления, и требует

адекватных мер со стороны проектировщиков. Анализ проблемы позволяет выявить особую актуальность согласования моментно-инерционных показателей с возможностями системы управления для современных дальнемагистральных самолетов большой пассажировместимости.

2. Аспекты согласования моментно-инерционного облика самолета с возможностями системы управления

Согласование облика системы управления с моментно-инерционной компоновкой самолета и получение заданного уровня устойчивости и управляемости – сложный многоступенчатый процесс (Рис. 1).

Для получения требуемого уровня управляемости возможны несколько направлений исследований, первый связан с увеличением располагаемых моментов, а второй со снижением и стабилизацией потребных моментов на управление.

Увеличение располагаемых моментов предполагает соответствующее увеличение площадей поверхностей управления. Однако, например, в канале крена это приводит: во-первых, к потерям полезной площади крыла, которую у дальнемагистральных самолетов большой пассажировместимости желательно использовать для механизации и улучшения взлетно-посадочных характеристик, во-вторых, к повышению уровня энергопотребления системы управления, и соответственно к росту массы исполнительных устройств.

Проблема нехватки мощности энергетических систем (рис.2.) усугубляется рядом особенностей перспективных дальнемагистральных самолетов большой пассажировместимости, что подтверждается работами ученых ЦАГИ. Традиционное расположение исполнительных устройств за центром жесткости сечения приводит соответственно к снижению скорости флаттера. Широкое применение находят альтернативные типы поверхностей управления, таких как интерцепторы, элерон-закрылки и другие. Однако их применение имеет ряд ограничений связанных с размещением и геометрическими параметрами таких поверхностей, что выражается в относительно небольшой эффективности или в наличии зон нечувствительности.

Другой путь увеличения располагаемых моментов связан с увеличением плеча приложения силы, что достигается за счет перемещения поверхностей управления на увеличенное расстояние от оси вращения самолета. В большинстве случаев для поверхности управления выбирается расположение, обеспечивающее максимальный управляющий момент относительно заданной оси при текущих схемных решениях в облике самолета. Например, в канале крена, выбор плеч рулевых поверхностей, ограничивается размахом

крыла. Поскольку размах крыла выбирается исходя из условия удовлетворения требований, не связанных с управляемостью самолета, то компоновочное поле рулей имеет ограниченные размеры и, как правило, значительно повлияет на величину располагаемых управляющих моментов через параметры плеча приложения силы, без концептуального изменения облика самолета, не удастся. Дополнительным фактором, ограничивающим величину плеча, является недостаточная, без специальных мероприятий, жесткость законцовки крыла, в частности для элеронов это приводит к потере эффективности или к обратной реакции.

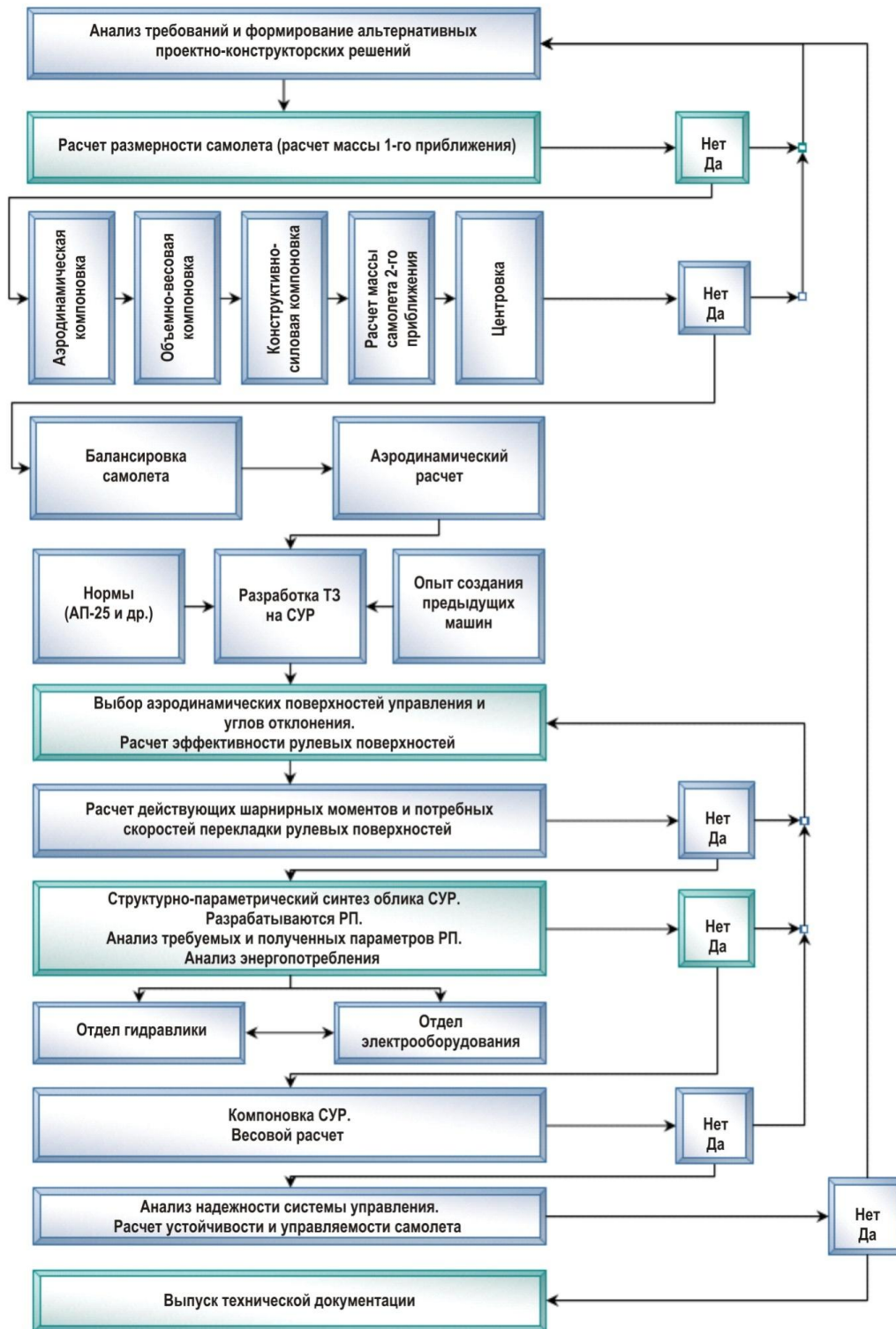


Рис 1. Структура процесса согласования облика системы управления с моментно-инерционной компоновкой самолета

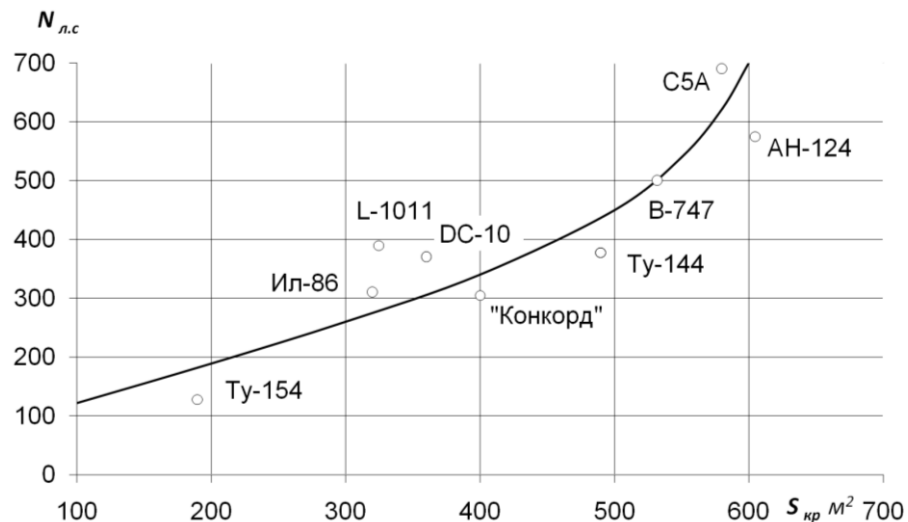


Рис. 2. Зависимость мощности потребляемой системой управления от размерности самолета ЦАГИ [1]

Еще одним способом повышения располагаемых моментов является повышение эффективности системы управления за счет применения энергетических методов основанных на использовании избыточной мощности силовой установки, которую необходимо заранее зарезервировать.

Рассмотренные способы увеличения эффективности системы управления приводят с одной стороны к росту собственных моментов инерции крыла, и, как следствие, к циклическому увеличению моментов инерции всего самолета, а с другой к повышению уровня энергопотребления.

Следовательно, особую актуальность получает задача обеспечения требуемого уровня управляемости за счет снижения моментов инерции самолета. Необходимо отметить, что кроме снижения моментов инерции во многих случаях наиболее важной задачей является *обеспечение стабильности моментов инерции в течение полета и при различных вариантах загрузки авиалайнеров.*

3. 1 Особенности моментно-инерционной компоновки относительно оси ОХ

Моментно-инерционные характеристики во многом определяются схемными решениями в облике самолета. На рисунке (рис. 3.) показано влияние альтернативных структурно компоновочных вариантов самолета, на собственные моменты инерции ОХ.

На основе принятых схемных решений в зависимости от заданной массы топлива и целевой нагрузки проводится формирование компоновочной и моментно-инерционной схем самолёта, заключающейся в осуществлении взаимной пространственной увязки основных компоновочных элементов самолёта и определением моментов инерции. Следующий этап характеризуется действиями, направленными на выявление групп элементов, для которых

известна масса и зоны компоновки, а так же контролем над соотношением моментов инерции отдельных агрегатов и систем самолета, это позволяет сформировать уравнение существования самолета в моментах инерции относительно оси OX (5).

$$1 = \bar{I}_{i.i.}^{ox} + \bar{I}_{\tilde{n}.i.}^{ox} + \bar{I}_{i.o.}^{ox} + \bar{I}_{\tilde{n}.o.}^{ox} + \bar{I}_{\tilde{n}.o.\delta.}^{ox} + \bar{I}_{\delta.}^{ox} + \dots + \bar{I}_{e.}^{ox}; \quad (5)$$

- где:
- $\bar{I}_{n.n.}^{ox}$ - относительный момент инерции агрегатов самолета (полезной нагрузки) относительно соответствующих осей (OX);
 - $n.n.$ - полезная нагрузка (коммерческая, пассажиры их багаж, груз и т.д.);
 - $c.n.$ - снаряжение и оборудование, которое обеспечивает определенные условия комфорта и размещения полезной нагрузки на борту;
 - $o.y.$ - оборудование, которое обеспечивает эксплуатацию самолета в заданных условиях (пилотажно-навигационное оборудование, энергетическое оборудование и т. д.);
 - $c.y.$ - силовая установка;
 - $c.y.p.$ - момент инерции системы управления рулями самолета;
 - $m.$ - топливо на борту самолета;
 - $k.$ - конструкция самолета (фюзеляж, крыло, оперение, шасси).



Рис. 3. Влияние схемных решений на моментно-инерционную компоновку относительно оси OX

Практически все входящие в уравнение существования моменты инерции агрегатов зависят от полного момента инерции самолета. Например, рассмотрим в первом

приближении, зависимость между моментом инерции крыла и моментом инерции всего самолета. При увеличении момента инерции самолета относительно продольной оси, для выполнения требований по устойчивости и управляемости $\dot{\omega}_x$ и $T_{кр}$, необходимо увеличить эффективность системы управления по крену. Увеличение эффективности в рамках существующего уровня научно-технического развития приводит к увеличению массы системы управления и, ее момента инерции, в свою очередь увеличиваются инерционные нагрузки, что вынуждает увеличивать массу конструкции. Таким образом, происходит цепная реакция, связанная с ростом моментов инерции самолета. Можно показать, что каждая из составляющих полного момента инерции самолета определенным образом отражает выполнение заданных требований.

По результатам проведенного анализа массовых характеристик и зон компоновки основных агрегатов магистральных самолетов было определено, что в большинстве случаев градиент изменения моментов инерции самолета зависит от массовых и компоновочных параметров двигателя и топлива.

Таким образом, при заданных массово-геометрических параметрах самолета основными компонентами, влияющими на инерционные характеристики относительно оси ОХ, является масса топлива в крыле и зоны компоновки топлива и двигателей (рис. 4.). Следовательно, данные компоненты уравнения моментно-инерционного баланса можно рассматривать как параметры, определяющие моментно-инерционную компоновку самолета и, в конечном счете, облик системы управления.

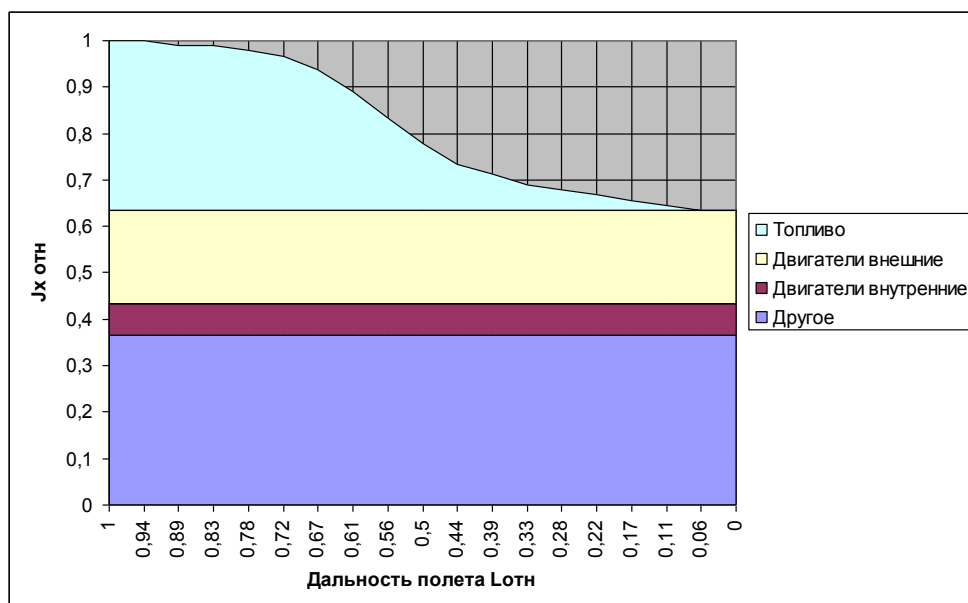


Рис. 4. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции, относительно оси ОХ в течение полета за счет выработки топлива

Проведенный пространственный анализ моментно-инерционного облика самолета и показателей устойчивости и управляемости показал, что для самолетов, классической схемы, показатели моментов инерции относительно оси ОХ наименее чувствительны к вариантам загрузки коммерческой нагрузки (изменение момента инерции относительно оси ОХ в случае полностью загруженного самолета и при массе коммерческой нагрузки =0 кг составляет менее 1%) и в основном зависят от компоновки двигателей, топливных баков и крыла.

В свою очередь, поскольку возможности изменения геометрических параметров крыла на ДМС БП носят ограниченный характер, то для улучшения моментно-инерционных характеристик относительно оси ОХ из всего процесса создания самолета, от зарождения идеи до запуска в серийное производство и эксплуатацию, можно выделить этапы компоновки силовой установки и топливных баков.

Задача формирования моментно-инерционной компоновки относительно продольной оси самолета ОХ и анализ ее влияния на канал крена системы управления обладают рядом особенностей, которые состоят в том, что с одной стороны момент инерции относительно продольной оси самолета ОХ является минимальным по сравнению с ОУ и ОZ, а требования к располагаемым угловым ускорениям достаточно высокие $0.3-1.2 \text{ рад/с}^2$, с другой стороны момент инерции относительно оси ОХ слабо зависит от размещения полезной нагрузки и способен сильно в 1.5-2.5 раза (для дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости классической компоновки) уменьшаться в процессе полета за счет выработки топлива.

Компоновка топливных баков и компоновка коммерческой нагрузки оказывают большое влияние на облик самолета (Рис. 5 и Рис. 6), оказывая влияние на дальность полета, весовое совершенство ЛА, моментно-инерционный облик самолета, разгрузку крыла, центровку самолета, безопасность полета, комфорт и стоимость перевозок.

Изменение компоновки топлива кроме снижения моментов инерции позволяет значительно стабилизировать показатели управляемости самолетом по дальности полета.

Стабилизация моментно-инерционных показателей в течение полета является одной из основных задач компоновки дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости. Это связано с тем, что значительное изменение степени управляемости приводит к изменению законов управления самолетом, а на аварийных режимах полета и к возможной потере управляемости самолетом.

В свою очередь ограничения по моментам инерции на аварийных режимах полета непосредственным образом влияют на выбор альтернативных подходов к обеспечению

резервирования в системе управления, направленных на удержание уровня управляемости в заданных пределах в случае возникновения отказов в системе управления.

После определения потребных моментов и в соответствии с выбранным подходом к формированию облика системы управления, можно переходить к этапу определения структурно-параметрического облика системы управления.

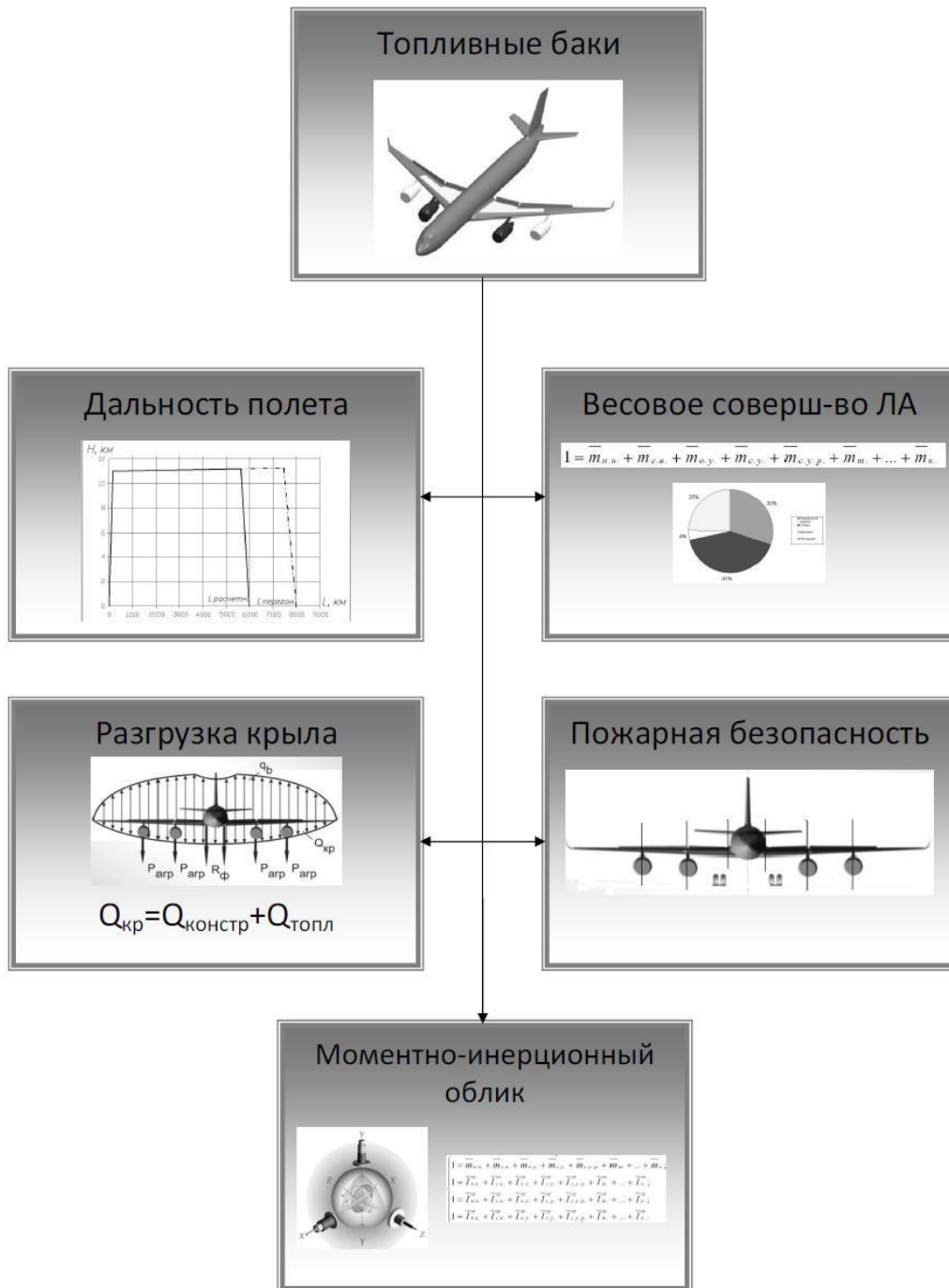


Рис. 5. Влияние параметров компоновки топливных баков на облик самолета

Предложенный подход к формированию моментно-инерционного облика является результатом проведённого анализа процессов проектирования магистральных самолетов и модификации его с учетом особенностей проектирования и эксплуатации дальнемагистральных самолетов большой пассажироместности.

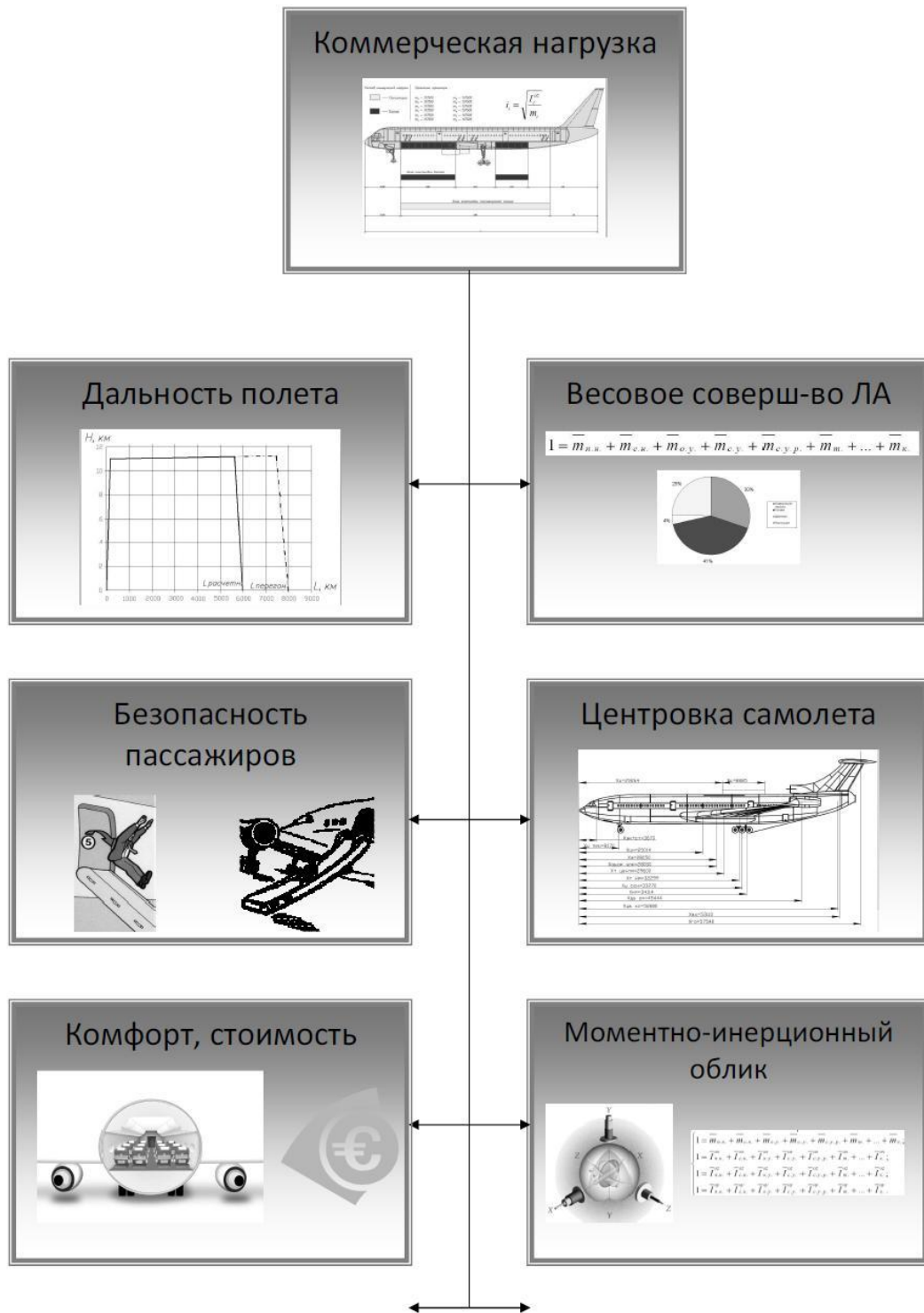


Рис. 6. Влияние параметров компоновки коммерческой нагрузки на облик самолета

Как видно из описания подхода к формированию моментно-инерционного облика и особенностей дальнемагистрального самолета большой пассажироместимости, компоновка самолётов этого типа существенно отличается от компоновки магистральных самолётов. Выбор компоновочных зон для двигателей и топлива является определяющим фактором, влияющим на инерционные показатели относительно оси OX , и как следствие этого на выбор стратегии формирования структурно-параметрической схемы системы управления в канале крена.

3.2 Особенности моментно-инерционной компоновки относительно оси OZ

В наибольшей степени на моментно-инерционные характеристики относительно оси OZ для самолетов классической схемы оказывает влияние масса коммерческой нагрузки и ее размещение. Зависимость от расположения двигателей и топливных баков проявляется на уровне выбора схемы расположения этих агрегатов и в дальнейшем слабо зависит от геометрических параметров компоновки, поэтому их приращение $\partial i_j^2 / \partial m_o$ при анализе малых приращений можно принять равным нулю

Это позволяет, выделить этапы компоновки зон расположения коммерческой нагрузки, силовой установки и топливных баков при формировании схемных решений (Рис.7).



Рис.7. Влияние схемных решений на моментно-инерционную компоновку относительно оси OZ

Проведенный анализ (Рис.8) показал, что величина момента инерции коммерческой нагрузки может составлять от 20% до 60% от суммарного значения момента инерции по оси OZ всего самолета. Так же значительное влияние на моментно-инерциальную компоновку по

оси OZ оказывает фюзеляж (25-50% от J_z всего ЛА), в несколько меньшей степени – горизонтальное и вертикальное оперение.

Для уменьшения значений момента инерции относительно OZ необходимо:

- снижать массу конструкции фюзеляжа, оперения (новые конструкционные решения, новые материалы и т.д.);
- увеличивать диаметр фюзеляжа, т.е. приводить облик самолета к «летающему крылу». Благодаря данному решению – уменьшается радиус инерции фюзеляжа и коммерческой нагрузки (при сохранении массы) относительно оси OZ , снижаются необходимые нагрузки на систему управления в продольном канале, что в свою очередь влияет на массовые характеристики оперения, тем самым еще больше уменьшая момент инерции относительно OZ . Но в то же время, увеличивается значение момента инерции относительно OX , при этом возрастают нагрузки на систему управления в поперечном канале, что дает прирост массы крыла (из-за увеличения потребных мощностей системы управления), и, соответственно, увеличения значений J_z .

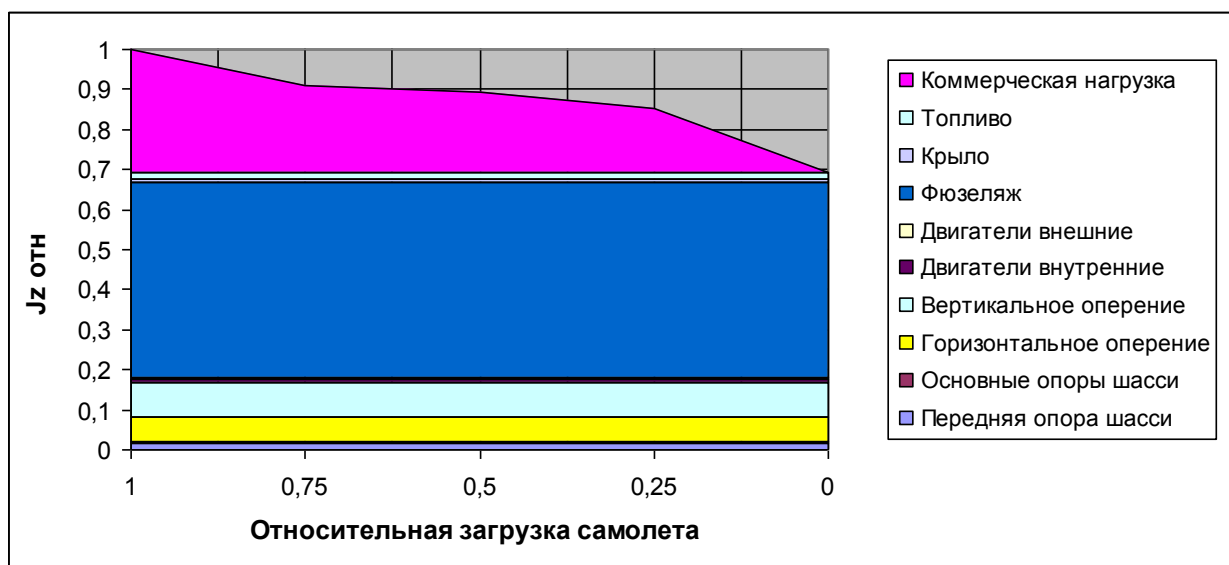


Рис.8. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции, относительно оси OZ в зависимости от массы коммерческой нагрузки (в случае предельно переднего размещения коммерческой нагрузки)

Изменение моментно-инерционной компоновки относительно оси OZ во время полета за счет выработки топлива может успешно компенсироваться за счет балансирующего стабилизатора или в отдельных случаях за счет перекачки и сброса части топлива, а в совокупности с большими резервами по увеличению эффективности рулей высоты, это снижает критичность требований к параметрам моментно-инерционной компоновки относительно оси OZ . При сохранении необходимости контроля над изменением моментно-

инерционных показателей в течение полета и контролем над соотношением моментов инерции самолета в целом.

3.3 Особенности моментно-инерционной компоновки относительно оси OY

Моментно-инерционные характеристики самолета классической схемы относительно оси OY (Рис.9 и Рис.10) комплексно зависят от параметров моментно-инерционной компоновки относительно двух других осей – OX и OZ. Среднестатистический момент инерции самолета классической схемы относительно оси OY составляет 96% от суммы моментов инерции относительно осей OX и OZ.

Согласно анализу известных проектно-конструкторских [2] решений, одним из основных аспектов, позволяющих сделать успешный образец ДМС БП, является выбор рациональных вариантов моментно-инерционной компоновки. Это определило актуальность задачи разработки научно-методического обеспечения для проведения комплексных исследований по выявлению рациональных конструктивно-компоновочных решений на базе математического моделирования с использованием ЭВМ.

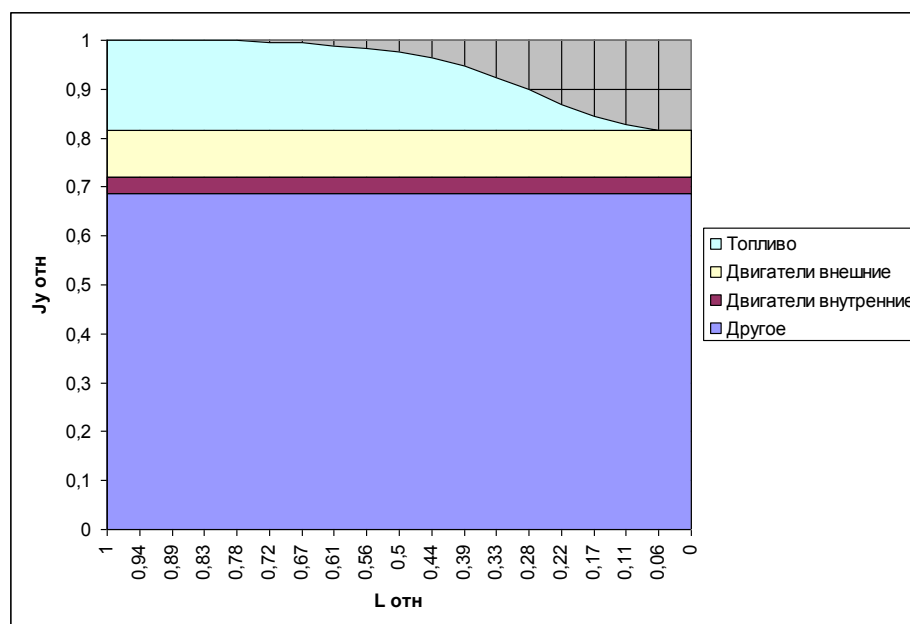


Рис. 9. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции, относительно оси OZ в течение полета за счет выработки топлива

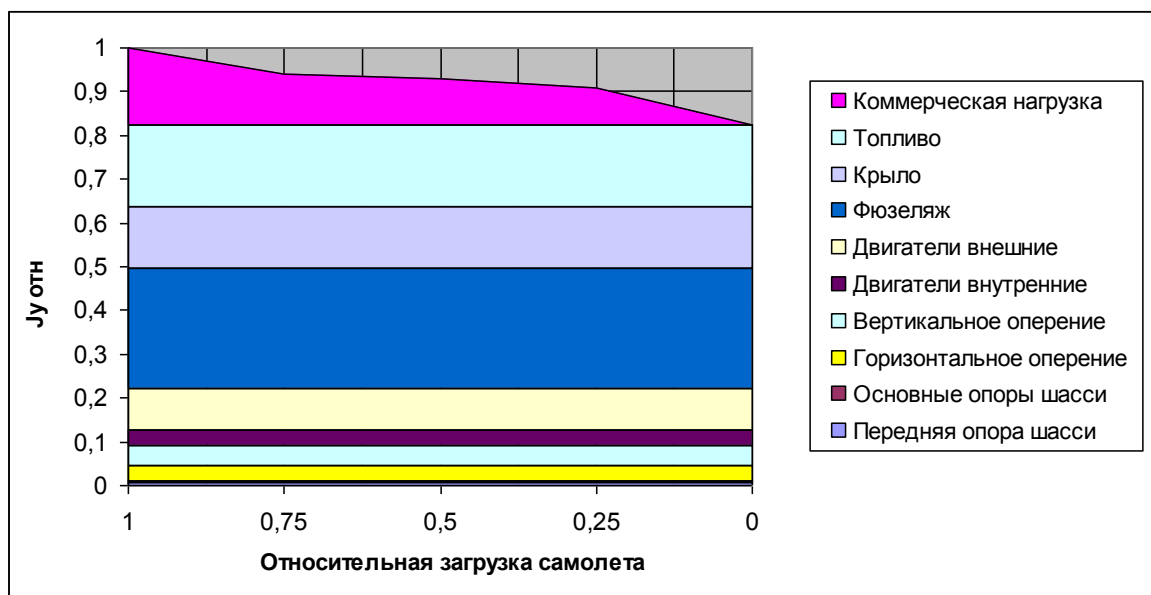


Рис.10. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции, относительно оси ОУ в зависимости от коммерческой нагрузки (в случае предельно переднего размещения коммерческой нагрузки)

4. Анализ влияния массово-инерционных характеристик агрегатов ЛА на компоновку самолета.

Учитывая, что моменты инерции зависят только от массы и ее расположения, можно провести анализ массово-инерционных показателей основных агрегатов самолета, как в пространстве по трем осям, так и относительно отдельно взятых осей.

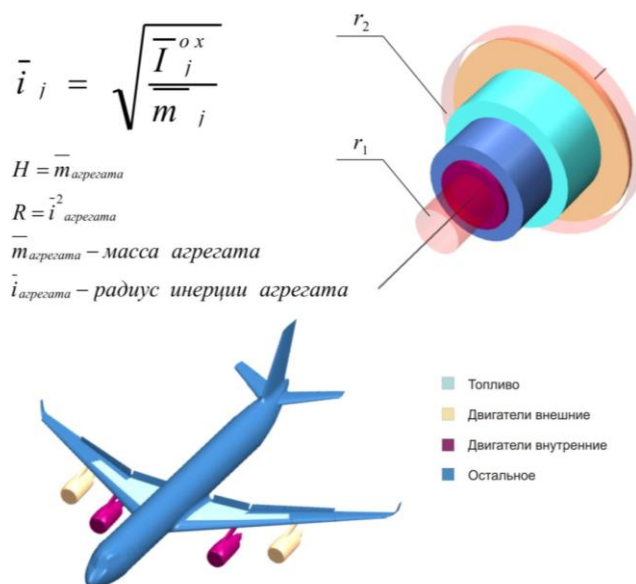


Рис. 11. Гистограмма относительных моментов инерции и основные зоны компоновки относительно оси ОХ самолета

При проведении синтеза [5], на основании геометрических параметров компоновки и распределения массы агрегатов определяются относительные радиусы инерции отдельных агрегатов, которые в совокупности с показателями массы агрегатов позволяют сформировать объемные гистограммы моментов инерции самолета и его агрегатов, относительно отдельно взятых осей (рис 11.). На основе анализа данных материалов [2] легко видеть, что градиентом приращения по относительной массе агрегата является квадрат его относительных радиусов инерции, а градиентом приращения по относительному радиусу инерции соответственно удвоенное произведение относительной массы на относительный радиус инерции:

$$\frac{\partial \bar{I}_j^{ox}}{\partial \bar{m}_j} = \frac{\partial (\bar{m}_j \cdot \bar{i}_j^2)}{\partial \bar{m}_j} = \bar{i}_j^2 \quad (7)$$

$$\frac{\partial \bar{I}_j^{ox}}{\partial \bar{i}_j} = \frac{\partial (\bar{m}_j \cdot \bar{i}_j^2)}{\partial \bar{i}_j} = 2 \cdot \bar{m}_j \cdot \bar{i}_j$$

Например в зависимости от градиента приращения момента-инерции относительно оси ОХ по относительной массе агрегата можно выделить три характерные для дальнемагистральных самолетов зоны компоновки.

Первая зона с цилиндрической границей, описанный из ВЦМ относительным радиусом $r_1=0.09-0.21$, предпочтительна для компоновки агрегатов с удельной массой более 700 кг/м³, здесь желательно размещать агрегаты которые меняют собственный момент инерции в течение полета. Согласно работам [3, 4, 6, 7, 8, 9] доля общей массы самолета, приходящейся на эту, относительно небольшую, зону, составляет 50%-65%.

Во второй зоне, внешней границей которой служит цилиндр, описанный из центра масс относительным радиусом $r_2= 0.79-0.91$, желательно компоновать агрегаты с удельной массой от 200 до 700 кг/м³.

В третьей, которую составляет все компоновочное пространство за пределами внешних границ первых двух зон, размещаются агрегаты и отсеки с удельной массой менее 200 кг/м³. Компоновка агрегатов меняющих свою массу в течение полета в третьей зоне нежелательна. Оправданным является размещение в ней обтекателей РЛС, антенного оборудования и органов управления.

5. Программный комплекс «М.И.О.С.» (моментно-инерционный облик самолета)

Формирование моментно-инерционно облика самолета – сложный многоитерационный процесс, требующий значительного 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.

С целью уменьшить время на разработку, снизить стоимость и повысить качество 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.О.С.» (моментно-инерционный облик самолета) (Рис.12).

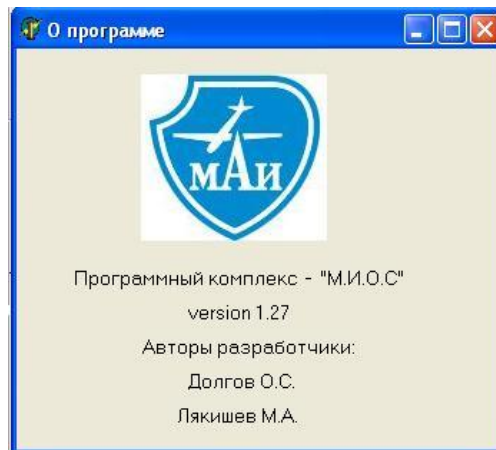


Рис 12. Программный комплекс «М.И.О.С.»

В задачи данного программного продукта входит: определение 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) с несколькими диапазонами точности (до 20%, до 10% и до 5%).

На главном окне программы (Рис. 13) 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, печати результатов, а, также выбора варианта расчета и получения справки о программе.

Первый предлагаемый пользователю вариант определения моментно-инерционного облика (Рис.14) – расчет осевых моментов инерции самолета по эмпирическим формулам, учитывающим массовые и габаритные характеристики ЛА (взлетный вес, вес конструкции, топлива, а так же, размах крыла и длину фюзеляжа). Данный вид расчета позволяет определить моментно-инерционные характеристики выбранного типа самолета с точностью до 20%. Далее – пользователю предлагается уточнить полученные результаты в окнах расчета осевых моментов инерции агрегатов ЛА (Рис.15). 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.

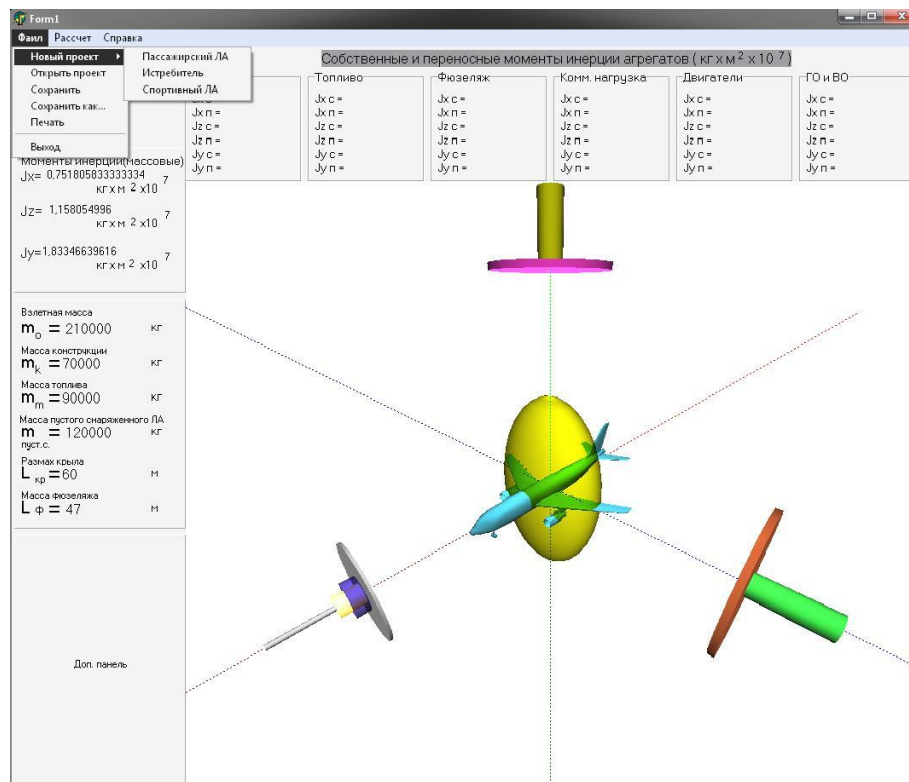


Рис. 13 Главное окно программы

По итогам полученных результатов строятся графики моментно-инерционного облика ЛА, а так же все полученные значения выводятся в отдельный текстовый файл, создаваемый для удобства использования результатов в других приложениях.

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

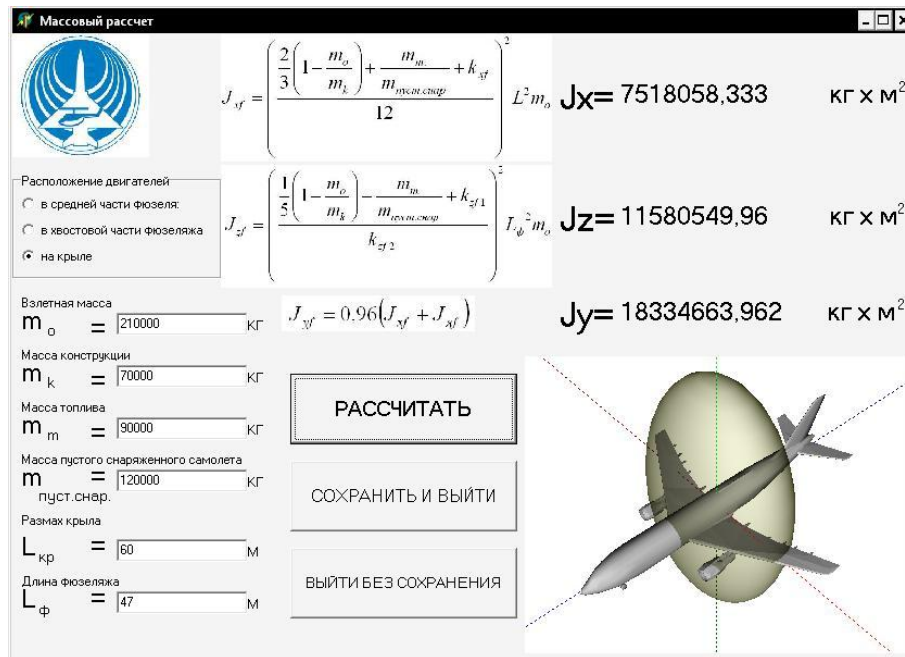


Рис. 14 Определение моментно-инерционных характеристик с точностью до 20%

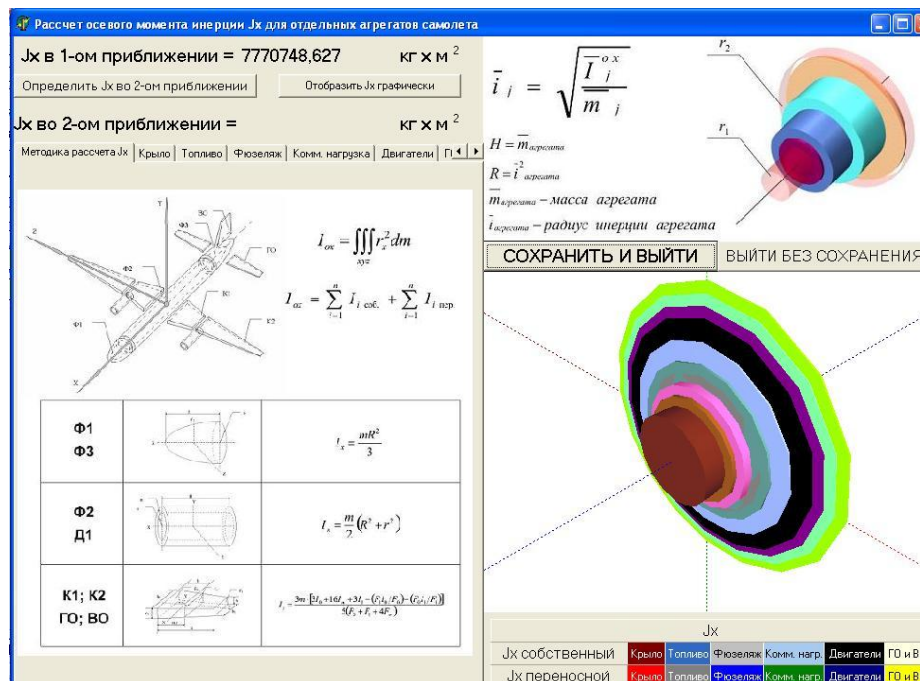


Рис. 15 Определение моментно-инерционных характеристик с точностью до 10%

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 пассажироместимости на базе разработанного итерационного ряда соответствующих методик;

Использование данного продукта позволит определить моментно-инерционные характеристики разрабатываемого самолета уже на этапе предварительного проектирования, что в дальнейшем повысит точность проводимых работ, тем самым обеспечив сокращение затрат на разработку ЛА.

6. Выводы

В целом проведенный анализ позволяет записать систему уравнений существования для самолетов данного класса по всем степеням свободы:

$$\left\{ \begin{array}{l} 1 = \bar{m}_{n.n.} + \bar{m}_{c.n.} + \bar{m}_{o.y.} + \bar{m}_{c.y.} + \bar{m}_{c.y.p.} + \bar{m}_m + \dots + \bar{m}_k; \\ 1 = \bar{I}_{n.n.}^{ox} + \bar{I}_{c.n.}^{ox} + \bar{I}_{o.y.}^{ox} + \bar{I}_{c.y.}^{ox} + \bar{I}_{c.y.p.}^{ox} + \bar{I}_m^{ox} + \dots + \bar{I}_k^{ox}; \\ 1 = \bar{I}_{n.n.}^{oz} + \bar{I}_{c.n.}^{oz} + \bar{I}_{o.y.}^{oz} + \bar{I}_{c.y.}^{oz} + \bar{I}_{c.y.p.}^{oz} + \bar{I}_m^{oz} + \dots + \bar{I}_k^{oz}; \\ 1 = \bar{I}_{n.n.}^{oy} + \bar{I}_{c.n.}^{oy} + \bar{I}_{o.y.}^{oy} + \bar{I}_{c.y.}^{oy} + \bar{I}_{c.y.p.}^{oy} + \bar{I}_m^{oy} + \dots + \bar{I}_k^{oy}. \end{array} \right. \quad (8)$$

- где:
- $\bar{m}_{n.n.}$ - относительные массы агрегатов самолета (полезной нагрузки);
 - $\bar{I}_{n.n.}^{ox}$ - относительный момент инерции агрегатов самолета (полезной нагрузки) относительно соответствующих осей (OX);
 - $n.n.$ - полезная нагрузка (коммерческая, пассажиры их багаж, груз и т.д.);
 - $c.n.$ - снаряжение и оборудование, которое обеспечивает определенные условия комфорта и размещения полезной нагрузки на борту;
 - $o.y.$ - оборудование, которое обеспечивает эксплуатацию самолета в заданных условиях (пилотажно-навигационное оборудование, энергетическое оборудование и т. д.);
 - $c.y.$ - силовая установка;
 - $c.y.p.$ - момент инерции системы управления рулями самолета;

m. - топливо на борту самолета;

K. - конструкция самолета (фюзеляж, крыло, оперение, шасси).

Что в свою очередь дает возможность успешно решить задачу согласования моментно-инерционного облика самолета с возможностями системы управления и определяет актуальность разработки перспективных методов выявления моментно-инерционного облика перспективных самолетов на ранних этапах проектирования. В совокупности это позволит провести комплексные исследования по выявлению рациональных моментно-инерционных решений, с учетом выявленных особенностей моментно-инерционной компоновки самолетов различных классов на базе математического моделирования с использованием ЭВМ.

Итоговый анализ изменения моментов инерции по трем осям в зависимости от выработки топлива и массы коммерческой нагрузки (Рис. 16 и Рис. 17) показывает принципиальную возможность стабилизировать нежелательное изменение моментов инерции в пределах от 15 до 20% от исходных значений.

Использование полученных результатов позволит сократить время, снизить стоимость и повысить качество проектно-конструкторских работ на этапе согласования моментно-инерционной компоновки самолета. Что благоприятно отразится на улучшении летных и эксплуатационно-экономических характеристиках самолета.

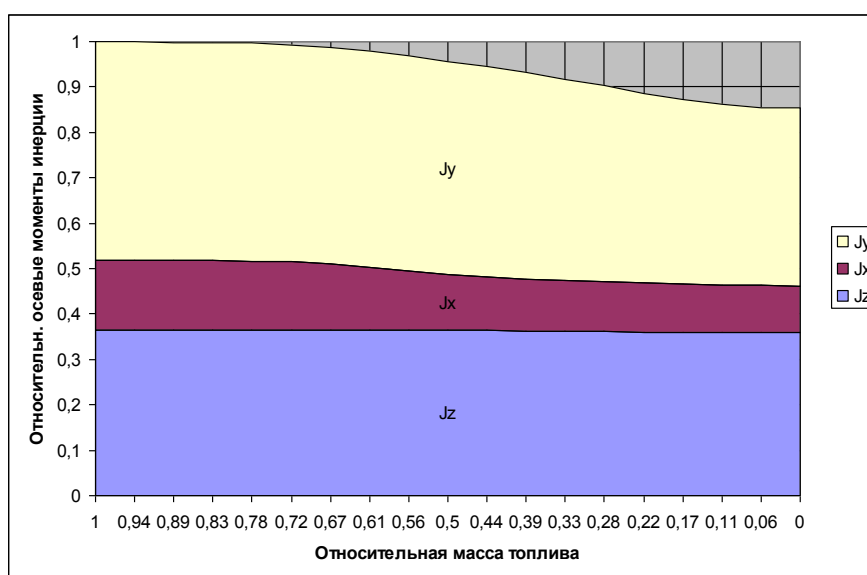


Рис. 16. Анализ относительного изменения моментов инерции самолета в процессе выработки топлива

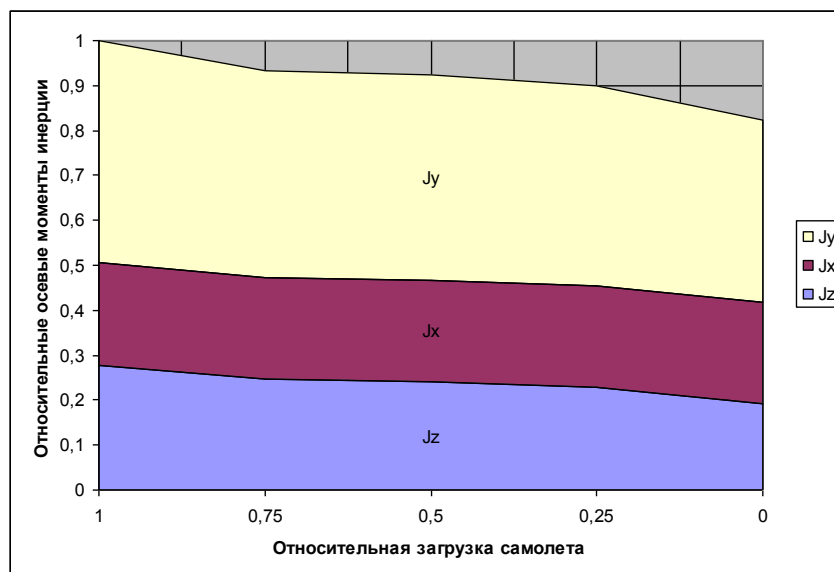


Рис. 17. Анализ относительного изменения моментов инерции самолета в зависимости от коммерческой нагрузки

Библиографический список

1. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. / Под ред. Г.С. Бюшгенса, - Издательский отдел ЦАГИ 1995г. - 772с.
2. Долгов О.С. «Влияние моментно-инерционной компоновки самолета на облик системы управления». Статья в журнале «Качество и жизнь», №5, Москва, 2005г.
3. Егер С.М., Лисейцев Н.К., и др. Проектирование самолетов - М.: Машиностроение, 1983г. - 616с. 34
4. Хорафас Д., Легг С. Конструкторские базы данных. - М.: Машиностроение, 1990г. - 224с. 103
5. Куприков М.Ю., Лисейцев Н.К., Максимович В.З. Формально-эвристический метод компоновки маневренного самолета вертикального взлета и посадки. – Казань, Изв. вузов // Авиационная техника, 1996, №2 – С. 100-103.
6. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 1,2. - М.: Машиностроение, 1977г. - 208с. 104
7. Lind N. Optimization, cost benefit analysis, specification // Proc.3rd Int. Conf. on Applications of Statistics in Soil and Structural Engineering (ICASP 3), Sydney. – Vol.3, 1979. – p.373-384. 114
8. Roskam, J.; Airplane Desing, 1-8Bahnd, 1980-1990, Kansas 115

9. Torenbeek, E.; Synthesis of Subsonic Airplane Design. Delft Universitz Press; 1982 116

Сведения об авторах

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

Долгов Олег Сергеевич, заместитель декана факультета Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н., доцент

Волоколамское шоссе.,4, Москва, А-80. ГСП-3, 125993; Тел: .8(499)158-5852, E-mail: artofweb@yandex.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