

УДК 629.735.33(07)

Анализ системы управления и моментно-инерционных характеристик самолета при изменении массы целевой нагрузки и топлива

Долгов О.С.

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. Произведен анализ особенностей определения моментно-инерционных характеристик самолетов относительно осей OX, OZ и OY. Рассмотрены аспекты согласования моментно-инерционного облика с возможностями системы управления.

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

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 пассажироместимости 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 пассажироместимости, 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 повлиять 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.

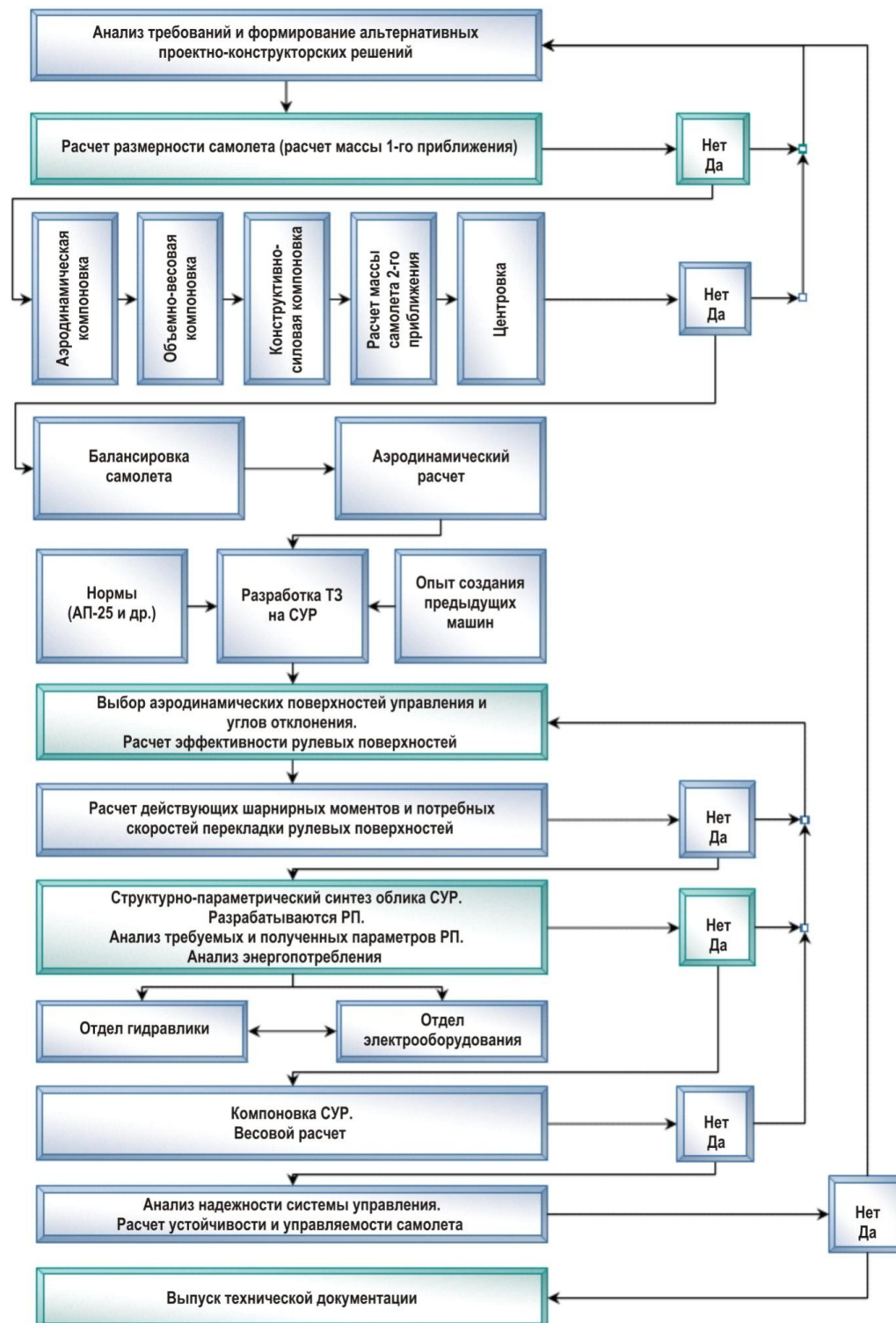


Рис 1. Структура процесса согласования облика системы управления с моментно-инерционной компоновкой самолета

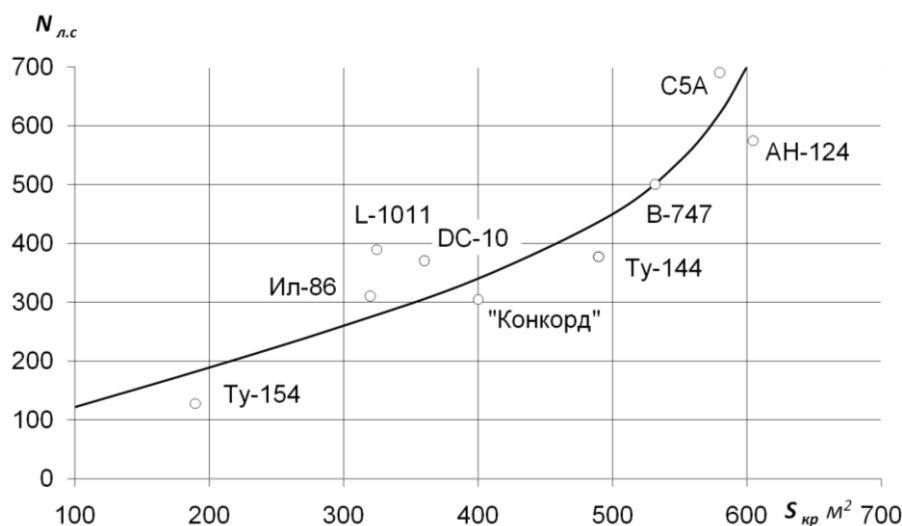


Рис. 2. Зависимость мощности потребляемой системой управления от размерности самолета ЦАГИ [1]

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).

$$1 = \bar{I}_{п.н.}^{ox} + \bar{I}_{с.н.}^{ox} + \bar{I}_{о.у.}^{ox} + \bar{I}_{с.у.}^{ox} + \bar{I}_{с.у.р.}^{ox} + \bar{I}_m^{ox} + \dots + \bar{I}_к^{ox}; \quad (1)$$

- где:
- $\bar{I}_{п.н.}^{ox}$ - относительный момент инерции агрегатов самолета (полезной нагрузки) относительно соответствующих осей (OX);
 - п.н.* - полезная нагрузка (коммерческая, пассажиры их багаж, груз и т.д.);
 - с.н.* - снаряжение и оборудование, которое обеспечивает определенные условия комфорта и размещения полезной нагрузки на борту;
 - о.у.* - оборудование, которое обеспечивает эксплуатацию самолета в заданных условиях (пилотажно-навигационное оборудование, энергетическое оборудование и т. д.);
 - с.у.* - силовая установка;
 - с.у.р.* - момент инерции системы управления рулями самолета;
 - т.* - топливо на борту самолета;
 - к.* - 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.

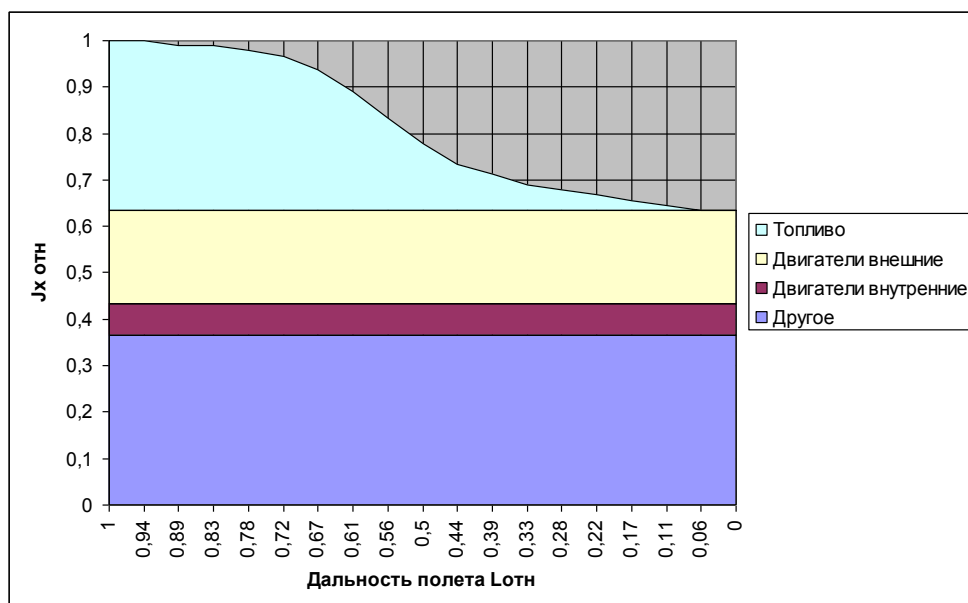


Рис. 4. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции, относительно оси ОХ в течение полета за счет выработки топлива

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 рад/с², 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.

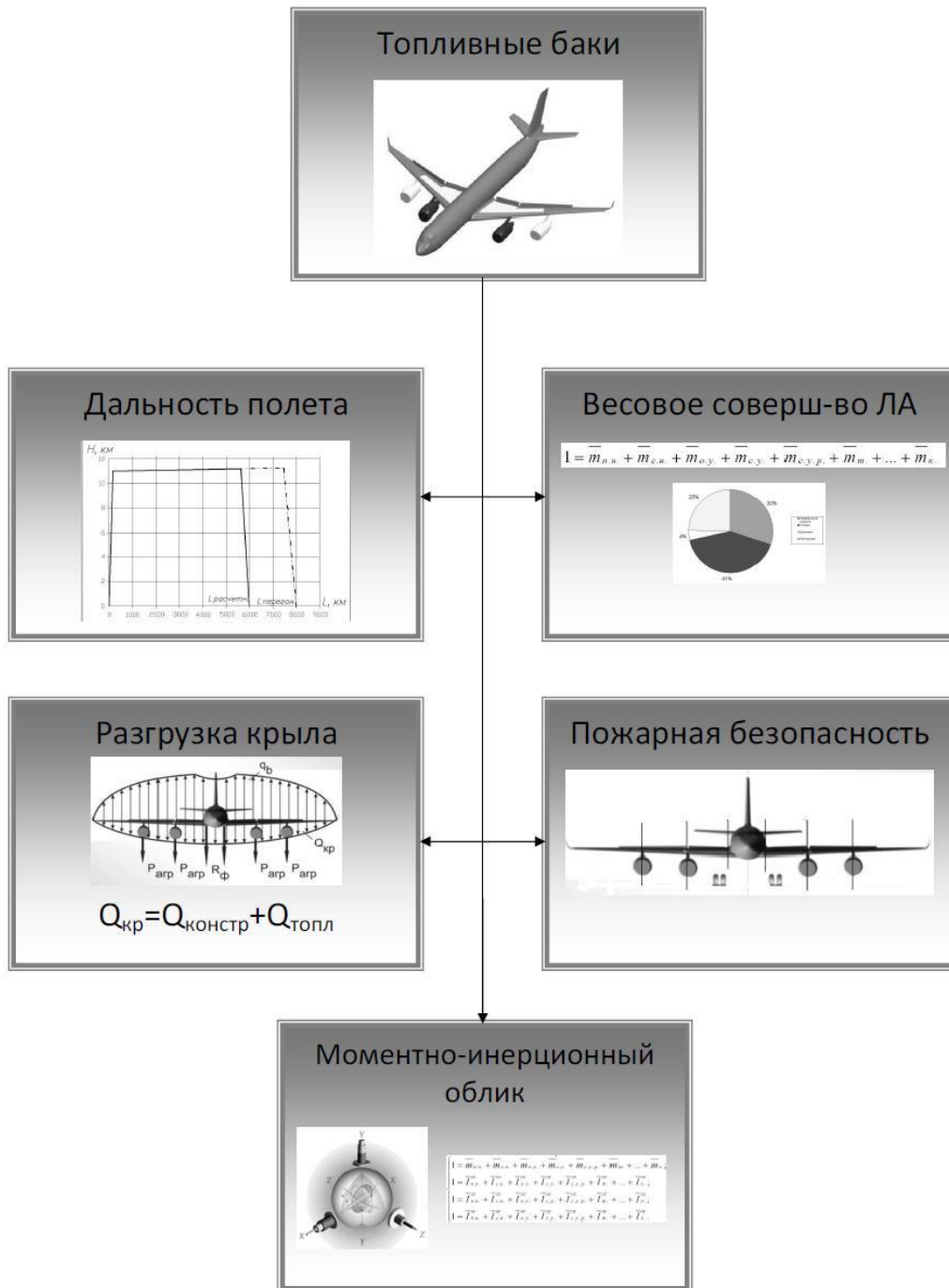


Рис. 5. Влияние параметров компоновки топливных баков на облик самолета

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 пассажировместимости.



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 .

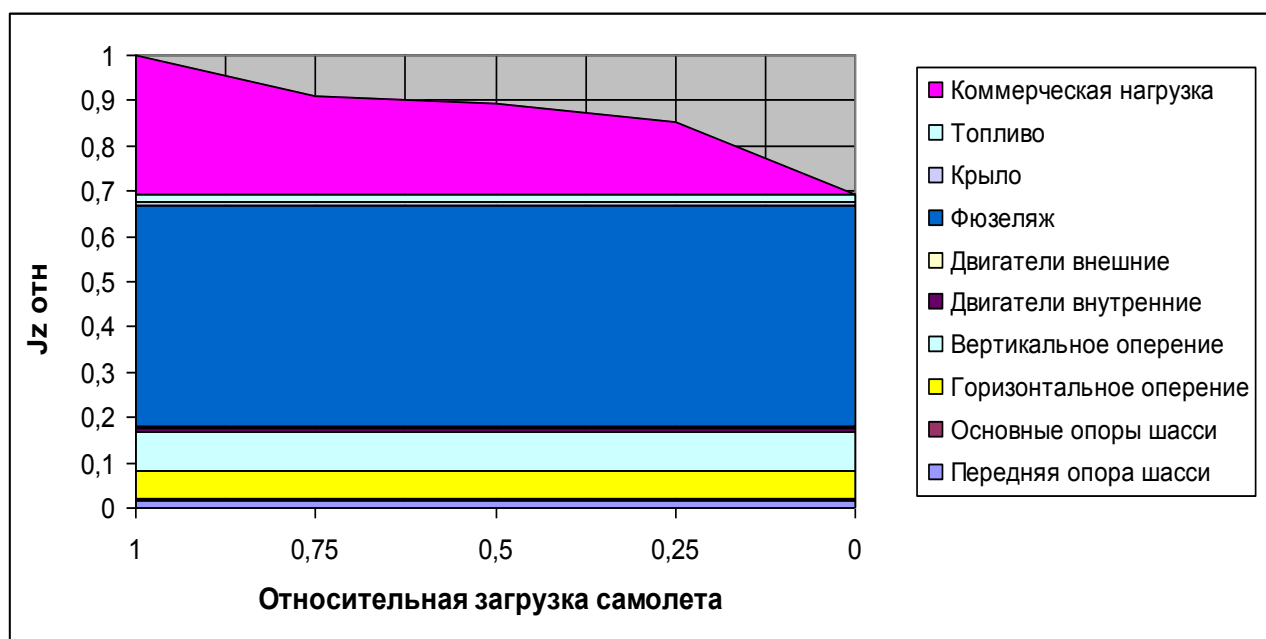


Рис.8. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции, относительно оси OZ в зависимости от массы коммерческой нагрузки (в случае предельно переднего размещения коммерческой нагрузки)

Изменение моментно-инерционной компоновки относительно оси OZ во время полета за счет выработки топлива может успешно компенсироваться за счет балансировочного 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.

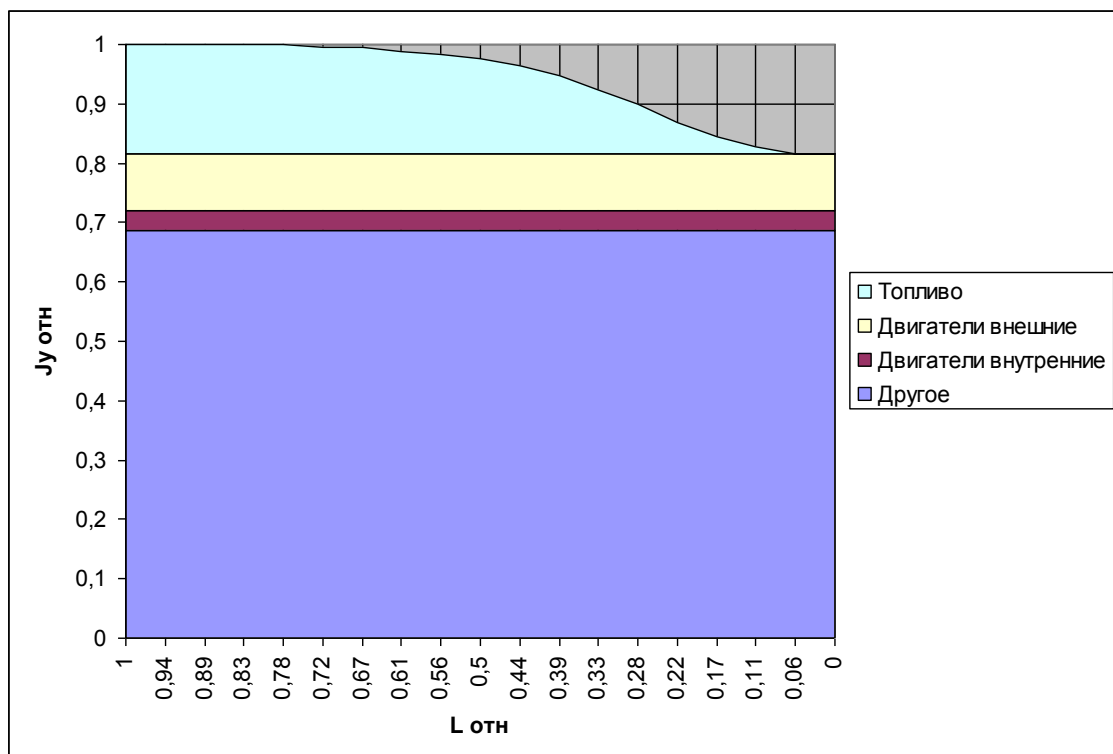


Рис. 9. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции, относительно оси OZ в течение полета за счет выработки топлива

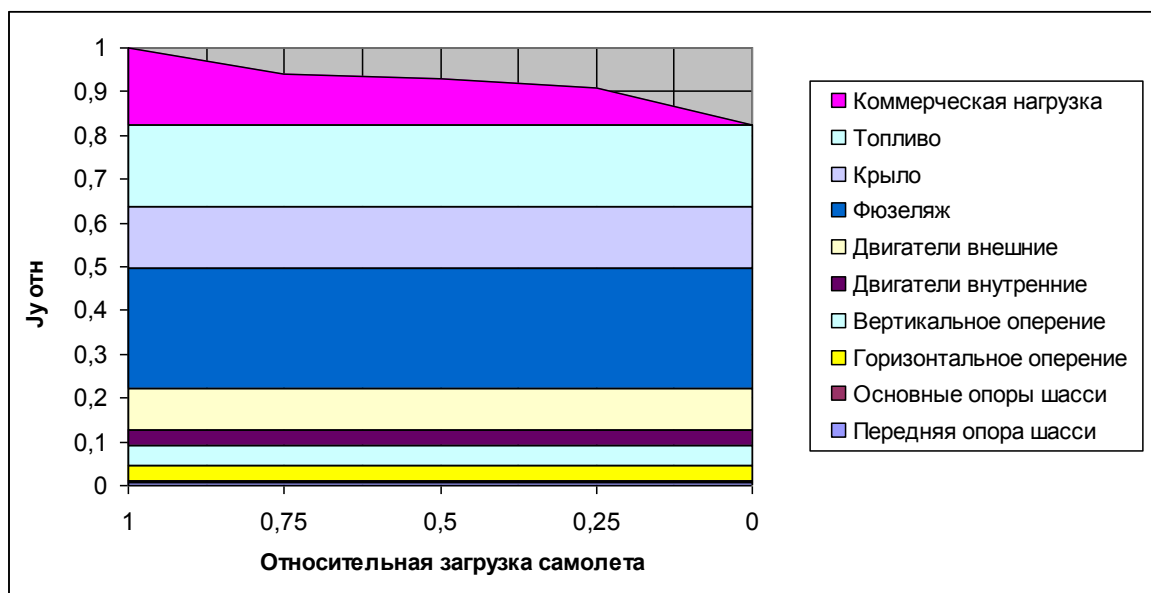


Рис.10. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции, относительно оси ОУ в зависимости от коммерческой нагрузки (в случае предельно переднего размещения коммерческой нагрузки)

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.

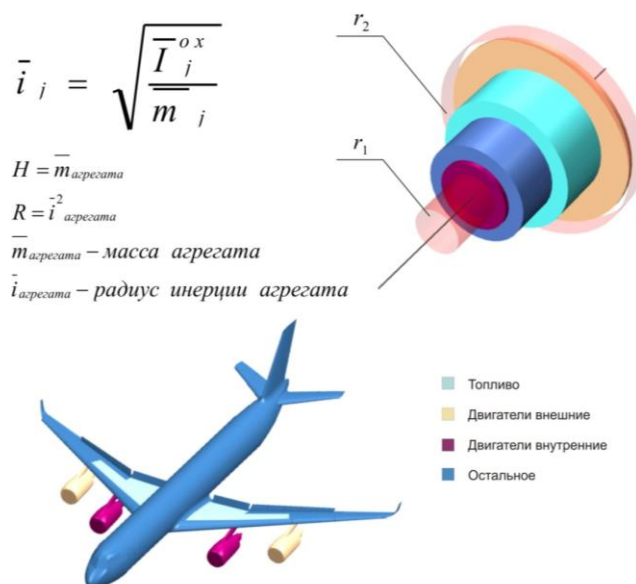


Рис. 11. Гистограмма относительных моментов инерции и основные зоны компоновки относительно оси ОХ самолета

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:

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

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

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. Анализ влияния изменения моментно-инерционных характеристик на выбор структуры системы управления

Для каждого из рассматриваемых альтернативных вариантов компоновки нужно сформировать графо-аналитические зависимости (рис. 14.), отражающие область существования самолета и зависимость целевой функции управляемости от моментно-инерционных параметров текущего проектного решения.

Задача определения структурно-поточкового (рис. 12.) облика канала управления по крену решается как задача проектирования системы управления при известных схемных решениях и фиксированных требованиях к управляемости самолета.

В свою очередь, альтернативные стратегии позволяют сформировать облик систем управления обладающих (рис. 13.) различными характеристиками, проявляющимися в изменении уровня управляемости при переходе на альтернативные контуры системы управления.

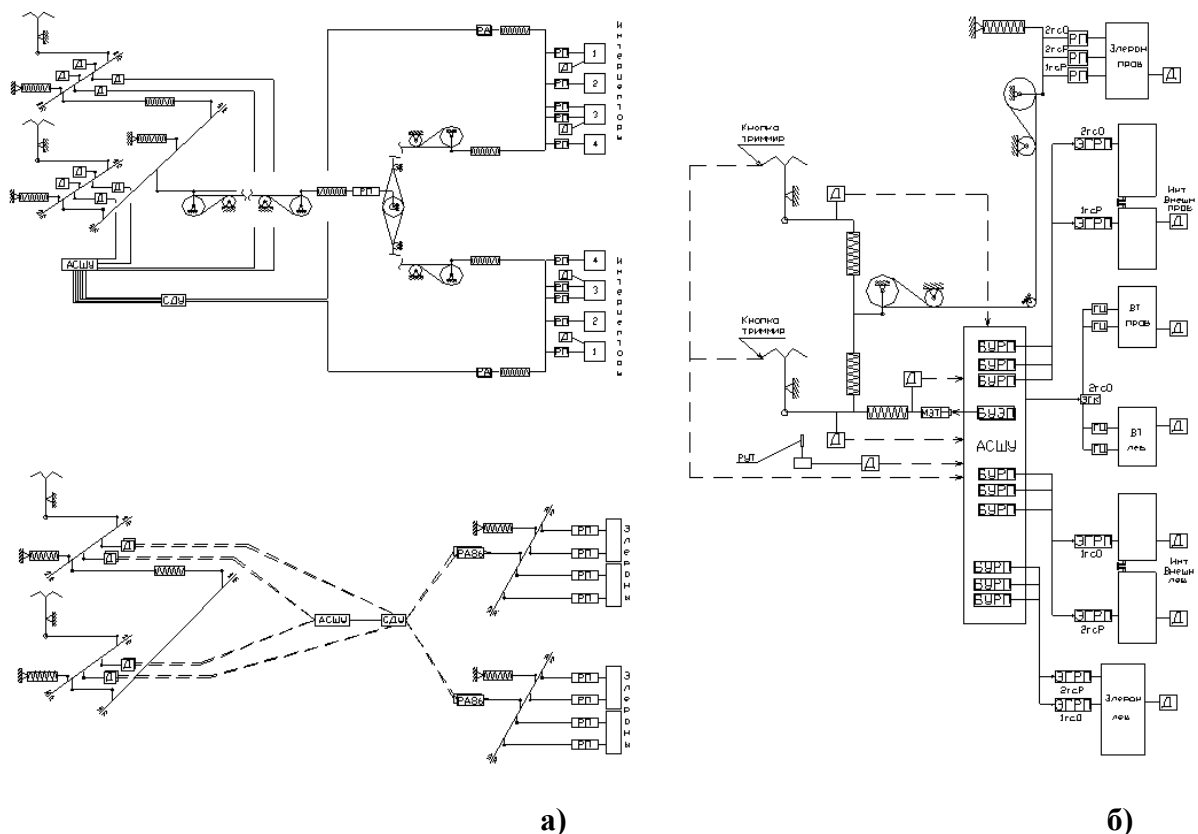


Рис. 12. Альтернативные структурные схемы канала управления по крену с замещением отказавшего контура (а) и с одновременной работой контуров системы управления (б)

При анализе этой зависимости необходимо учитывать реализованный уровень секционирования (рис. 13.) поверхностей управления. При фиксированном количестве альтернативных контуров и выбранной (рис. 12.) стратегии формирования облика системы управления для стабилизации управляемости например на уровне 0.75 от штатного при отключении основных контуров может потребоваться неоправданно большое увеличение площадей и уровня секционирования поверхностей управления.

В канале управления по крену при работе через аварийный контур, эффективность поперечного управления может оказаться значительно ниже штатной (рис. 14.). Особенно заметно падение эффективности управления на крейсерских скоростях, когда начинает сказываться влияние упругости конструкции.

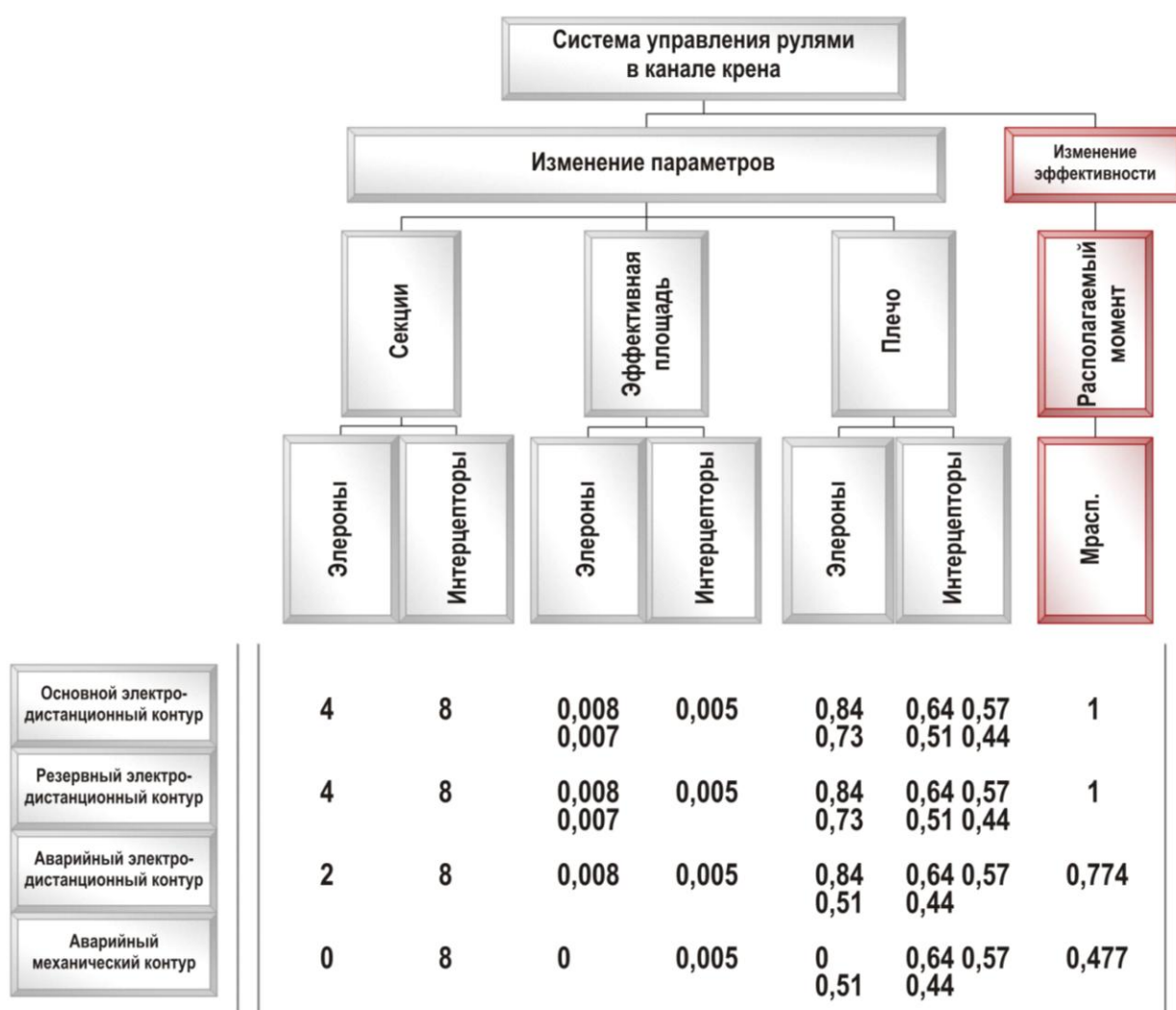


Рис. 13. Анализ основных режимов работы системы управления с замещением отказавшего контура

Для вариантов построения системы реализующих управление элеронами через альтернативные контуры (рис. 12.б.) уровень эффективности может снижаться, мене 0.5 от эффективности штатного режима. Для предотвращения выхода на эти режимы необходимо зарезервировать дополнительные площади поверхностей управления и мощности энергосистем.

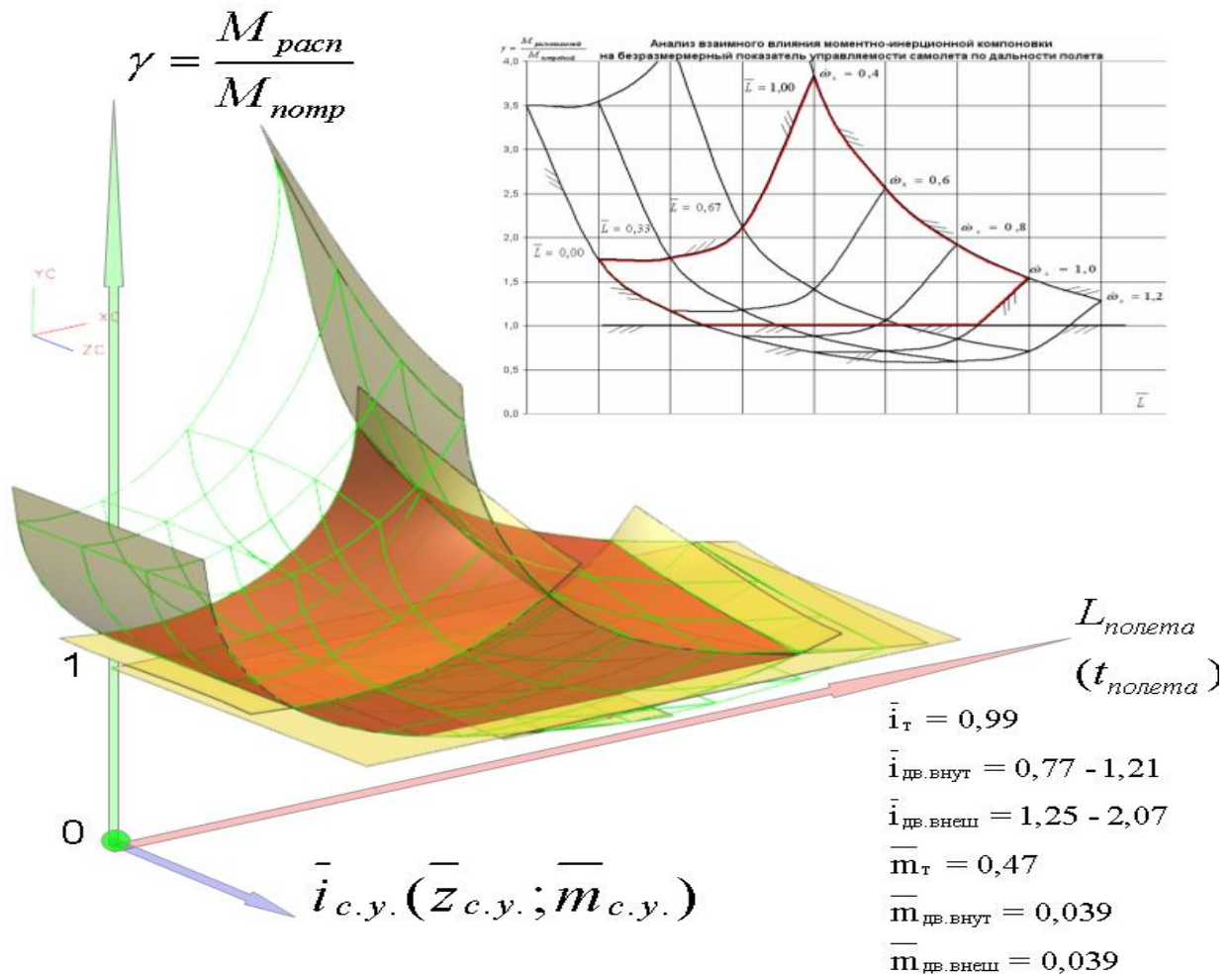


Рис. 14. Анализ влияния компоновочных зон двигателей на изменение моментно-инерционных характеристик в течение полета

Использование разработанных характеристических матриц описывающих состав, параметры и эффективность функционирования альтернативных вариантов системы управления на основных режимах работы в совокупности с данными об изменении моментно-инерционного облика самолета в течение полета позволяет сформировать параметрический ряд областей существования самолета по критерию управляемости в зависимости от параметров моментно-инерционной компоновки и степени уменьшения эффективности работы системы управления по режимам работы.

В совокупности это позволяет сформировать, объемный график, который также представлен на рисунке (рис. 14.), определяющий области реализуемых значений критерия \mathcal{U} для самолетов, смоделированных на основе параметризации характеристических матриц (рис 13.). Данная зависимость формирует область существования самолета и позволяет оценить зависимость целевой функции управляемости одновременно от нескольких параметров: оставшейся массы топлива по дальности полета, параметров компоновки двигателей и коммерческой нагрузки.

Следовательно, работы направленные на получение рационального моментно-инерционного облика позволяют увеличить стабильность моментно-инерционных показателей.

Рассмотренные зависимости позволяют говорить о высоком приоритете моментно-инерционной компоновки при решении проектных задач связанных с формированием моментно-инерционного облика самолета.

В свою очередь за счет выбора рациональной компоновки двигателей можно дополнительно стабилизировать момент инерции по дальности полета и управлять степенью разгрузки крыла.

6. Выводы

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

$$\left\{ \begin{array}{l} 1 = \overline{m}_{n.n.} + \overline{m}_{c.n.} + \overline{m}_{o.y.} + \overline{m}_{c.y.} + \overline{m}_{c.y.p.} + \overline{m}_m + \dots + \overline{m}_k; \\ 1 = \overline{I}_{n.n.}^{ox} + \overline{I}_{c.n.}^{ox} + \overline{I}_{o.y.}^{ox} + \overline{I}_{c.y.}^{ox} + \overline{I}_{c.y.p.}^{ox} + \overline{I}_m^{ox} + \dots + \overline{I}_k^{ox}; \\ 1 = \overline{I}_{n.n.}^{oz} + \overline{I}_{c.n.}^{oz} + \overline{I}_{o.y.}^{oz} + \overline{I}_{c.y.}^{oz} + \overline{I}_{c.y.p.}^{oz} + \overline{I}_m^{oz} + \dots + \overline{I}_k^{oz}; \\ 1 = \overline{I}_{n.n.}^{oy} + \overline{I}_{c.n.}^{oy} + \overline{I}_{o.y.}^{oy} + \overline{I}_{c.y.}^{oy} + \overline{I}_{c.y.p.}^{oy} + \overline{I}_m^{oy} + \dots + \overline{I}_k^{oy}. \end{array} \right. \quad (3)$$

где: $\overline{m}_{n.n.}$ - относительные массы агрегатов самолета (полезной нагрузки);
 $\overline{I}_{n.n.}^{ox}$ - относительный момент инерции агрегатов самолета (полезной нагрузки) относительно соответствующих осей (OX);
 $n.n.$ - полезная нагрузка (коммерческая, пассажиры их багаж, груз и т.д.);

- С.Н.* - снаряжение и оборудование, которое обеспечивает определенные условия комфорта и размещения полезной нагрузки на борту;
- оборудование, которое обеспечивает эксплуатацию самолета в заданных условиях (пилотажно-навигационное оборудование, энергетическое оборудование и т. д.);
- С.у.* - силовая установка;
- С.у.р.* - момент инерции системы управления рулями самолета;
- т.* - топливо на борту самолета;
- К.* - конструкция самолета (фюзеляж, крыло, оперение, шасси).

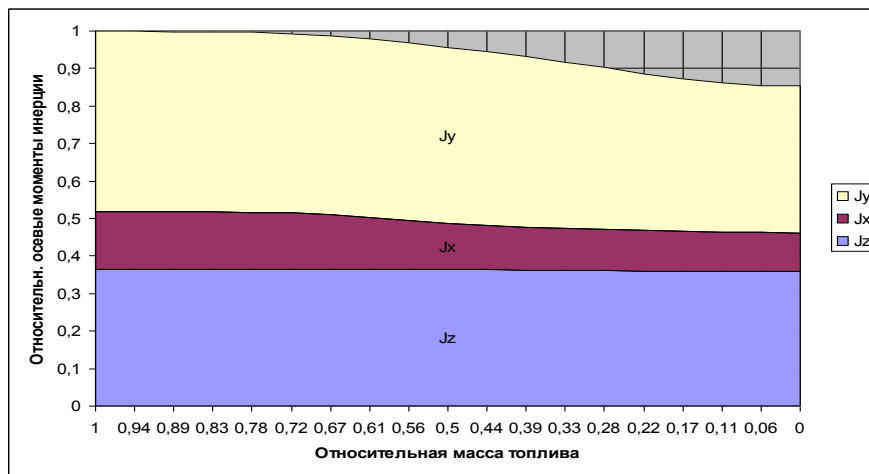


Рис. 15. Анализ относительного изменения моментов инерции самолета в процессе выработки топлива

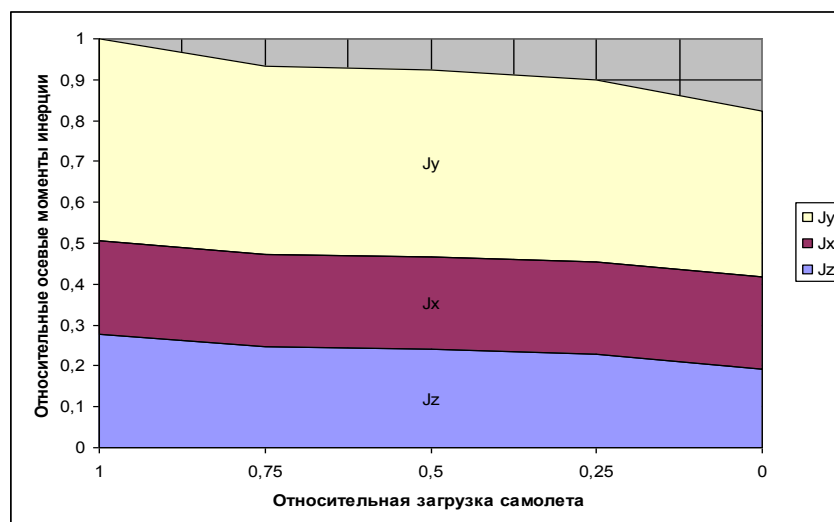


Рис. 16. Анализ относительного изменения моментов инерции самолета в зависимости от коммерческой нагрузки

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.

Итоговый анализ изменения моментов инерции по трем осям в зависимости от выработки топлива и массы коммерческой нагрузки (Рис. 15 и Рис. 16) 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.

Работа выполнена при финансовой поддержке ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы мероприятие 1.1 по теме «Проведение научных исследований коллективами научно-образовательных центров в области конструирования летательных аппаратов и авиационных материалов» госконтракт № 02.740.11.0504 от 16 марта 2010 года.

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, Kanzas 115

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

Сведения об авторах

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

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