

УДК 629.735.33(07)

Тенденции изменения моментно-инерционного облика на этапах формирования структурной схемы самолета

Долгов О.С.

Аннотация. В данной работе рассмотрены тенденции изменения моментно-инерционного облика перспективных типов летательных аппаратов на этапах формирования структурной схемы самолета. Произведен анализ изменения значений осевых моментов инерции в зависимости от выработки топлива (J_x) и изменения массы коммерческой нагрузки (J_z), на основе полученных данных выполнен комплексный анализ влияния параметров моментно-инерционной компоновки на облик самолета.

Ключевые слова: моменты инерции, компоновка, структурная схема, коммерческая нагрузка, топливо.

1. Введение

Повышение требований к характеристикам современной авиационной техники привело к необходимости поиска новых направлений научно-исследовательских работ. Одним из таких направлений являются исследования в области формирования и рационализации моментно-инерционного облика перспективных дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости, пожарных гидросамолетов и самолетов вертикального взлета и посадки на этапе выбора схемных решений в облике самолета (рис. 1).

В свою очередь анализ параметров моментно-инерционной компоновки позволяет из всего процесса создания самолета, от зарождения идеи до запуска в серийное производство и эксплуатацию, выделить этапы компоновки силовой установки, топливных баков и коммерческой нагрузки (рис 2.) как оказывающие наибольшее влияние на моментно-инерционные характеристики и общий облик самолета.

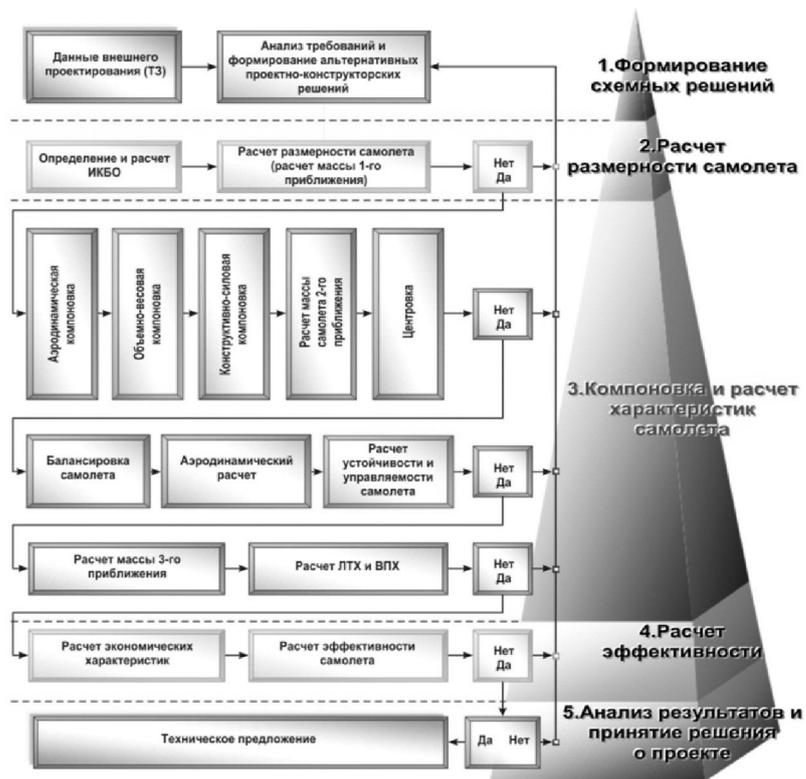


Рис. 1. Декомпозиция процедур формирования облика самолета

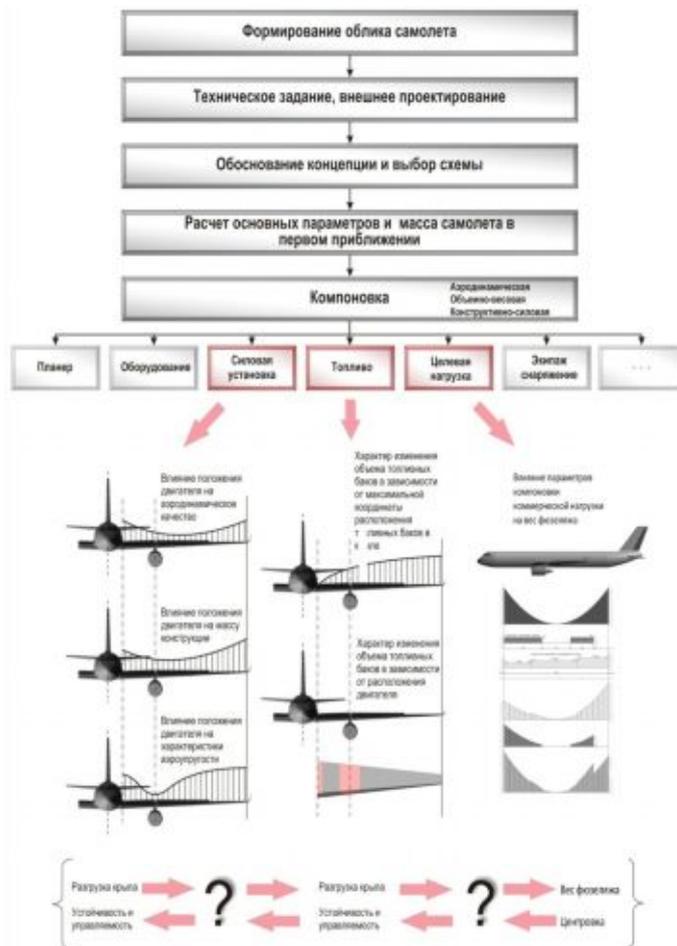


Рис. 2. Анализ влияния параметров компоновки силовой установки, топливных баков и коммерческой нагрузки на облик самолета

2. Особенности моментно-инерционной компоновки относительно оси OX

Моменты инерции самолета во многом зависят от схемных решений в облике самолета. На рисунке (рис. 3.) показано влияние альтернативных структурно компоновочных вариантов самолета, на собственные моменты инерции OX.



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

На основе принятых схемных решений в зависимости от заданной массы целевой нагрузки, оборудования и снаряжения проводится формирование компоновочной схемы самолёта, заключающейся в осуществлении взаимной пространственной увязки основных компоновочных элементов самолёта и определением моментов инерции [1]. 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 [2]. 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.

Более подробно рассмотрим те слагаемые уравнения, которые непосредственным образом влияют на моментно-инерционные характеристики самолета. Для этого запишем уравнение существования самолета относительно оси ОХ в моментах инерции в относительном виде:

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

- где:
- $\bar{I}_{с.у.}^{ox}$ - относительный момент инерции агрегатов самолета (силовой установки) относительно соответствующих осей (ОХ);
 - 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;
 - 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).

Далее возьмем частную производную по взлетной массе и по радиусу инерции самолета относительно оси ОХ:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial I_{ox}}{\partial m_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial I_j}{\partial m_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial (m_j \cdot i_j^2)}{\partial m_o} = \sum_{j=1}^n \left(i_j^2 \cdot \frac{\partial m_j}{\partial m_o} + m_j \cdot \frac{\partial i_j^2}{\partial m_o} \right) \\ \frac{\partial I_{ox}}{\partial i_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial I_i}{\partial i_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial (m_j \cdot i_j^2)}{\partial i_o} = \sum_{j=1}^n \left(i_j^2 \cdot \frac{\partial m_j}{\partial i_o} + m_j \cdot \frac{\partial i_j^2}{\partial i_o} \right) \end{array} \right. \quad (2)$$

- где:
- I_{ox} - собственный момент инерции самолета относительно оси ОХ;
 - m_o - взлетная масса самолета;

i_o - радиус инерции самолета относительно оси ОХ;

m_j - масса j-го агрегата;

i_j - радиус инерции j-го агрегата относительно оси ОХ.

Приближенно можно считать, что малые (конечные) приращения $\partial m_j / \partial m_o$ равны относительным массам соответствующих агрегатов и систем. Масса целевой нагрузки также однозначно задана в ТЗ и может быть принята постоянной, поэтому ее приращение $\partial m_j / \partial m_o$ принято равным нулю.

После проведенного анализа для малых конечных приращений может быть принято, что $\partial i_j^2 / \partial i_o$ равны относительным радиусам инерции соответствующих агрегатов.

При наличии технического задания и сформированных геометрических параметрах самолета можно считать, что, приращение массы в зависимости от момента инерции самолета $\partial m_j / \partial i_o^2$ характерно для агрегатов системы управления и, в отдельных случаях, для конструкции в зависимости от соотношения роста инерционных нагрузок и эффективности разгрузки.

Для самолетов классической схемы расположение большинства агрегатов относительно оси ОХ однозначно определено, поэтому их приращение $\partial i_j^2 / \partial m_o$ при анализе малых приращений можно принять равным нулю.

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

Относительная масса силовой установки $\overline{m}_{дв}$ и топлива \overline{m}_t зависит от ряда параметров, однозначно определенных в ТЗ и характеризующих целевое назначение самолета. Следовательно, можно принять массу двигателя постоянной, а ее приращение равным нулю, с другой стороны проектировщик обладает определенной свободой в выборе зон компоновки двигателей. Масса и относительный радиус инерции топлива меняется в процессе выработки топлива, поэтому эти составляющие оказывают непосредственное влияние на изменение моментно-инерционного облика самолета по

дальности полета. Данную зависимость необходимо учитывать при выборе зон компоновки 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 относительно оси ОХ и, в конечном счете, облик системы управления.

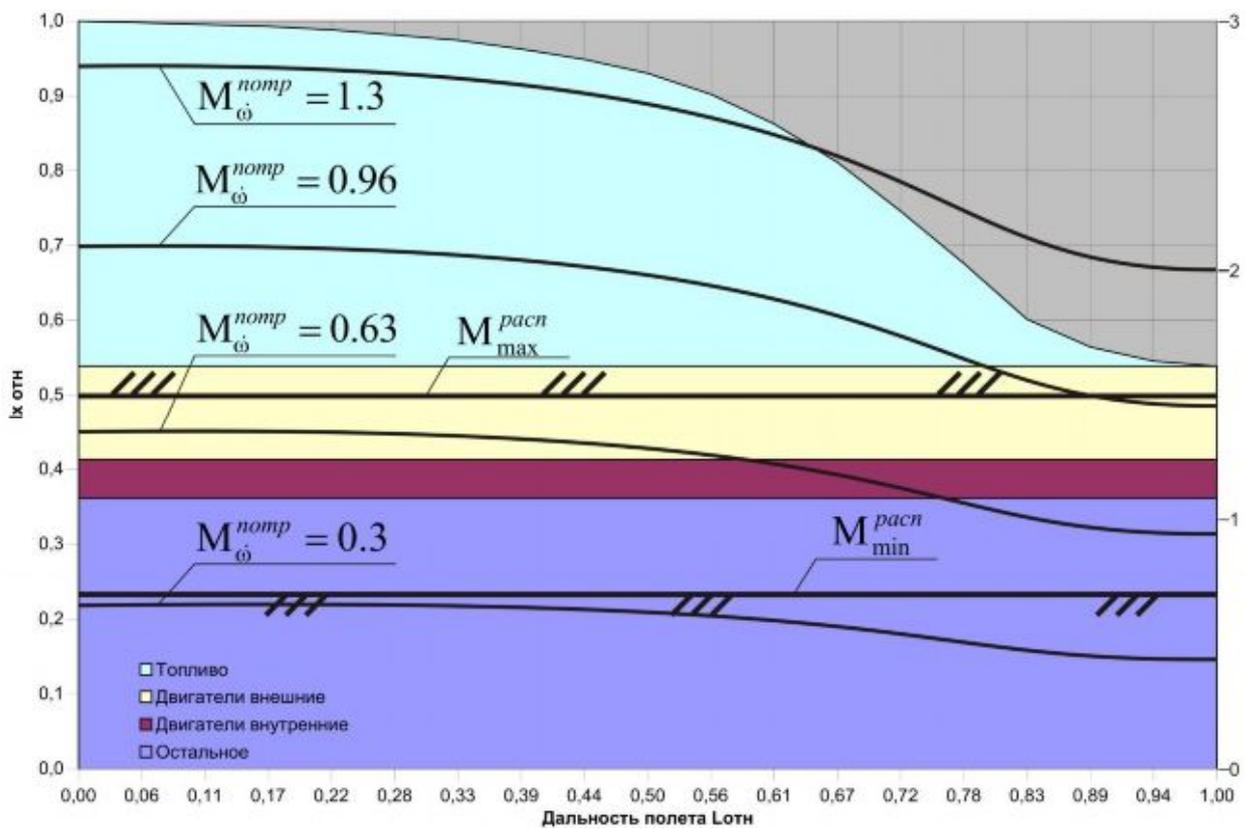


Рис 4. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции, относительно оси ОХ в течение полета за счет выработки топлива

В целом компоновка силовой установки (рис. 5.) и топливных баков (рис.6) оказывает большое влияние на облик самолета, в том числе можно выделить влияние параметров компоновки на изменение аэродинамических характеристик самолета, на изменение собственных частот колебаний планера, на изменение массы конструкции, на изменение эффективного объема топливных баков, которые также зависят и от максимальной координаты расположения топливных баков в крыле и т.д.

В рамках этапа компоновочных работ по расположению силовой установки и топливных баков локализованы задачи согласования моментно-инерционной компоновки двигателей и топливных баков относительно оси ОХ с возможностями системы управления рулями в канале крена, при условии удовлетворения общей матрице

требований и ограничений. Для самолетов рассматриваемого класса процесс компоновки носит специфический характер в силу особенностей ДМС БП. Далее рассмотрим причины, которые вызывают необходимость модификации традиционных процедур.

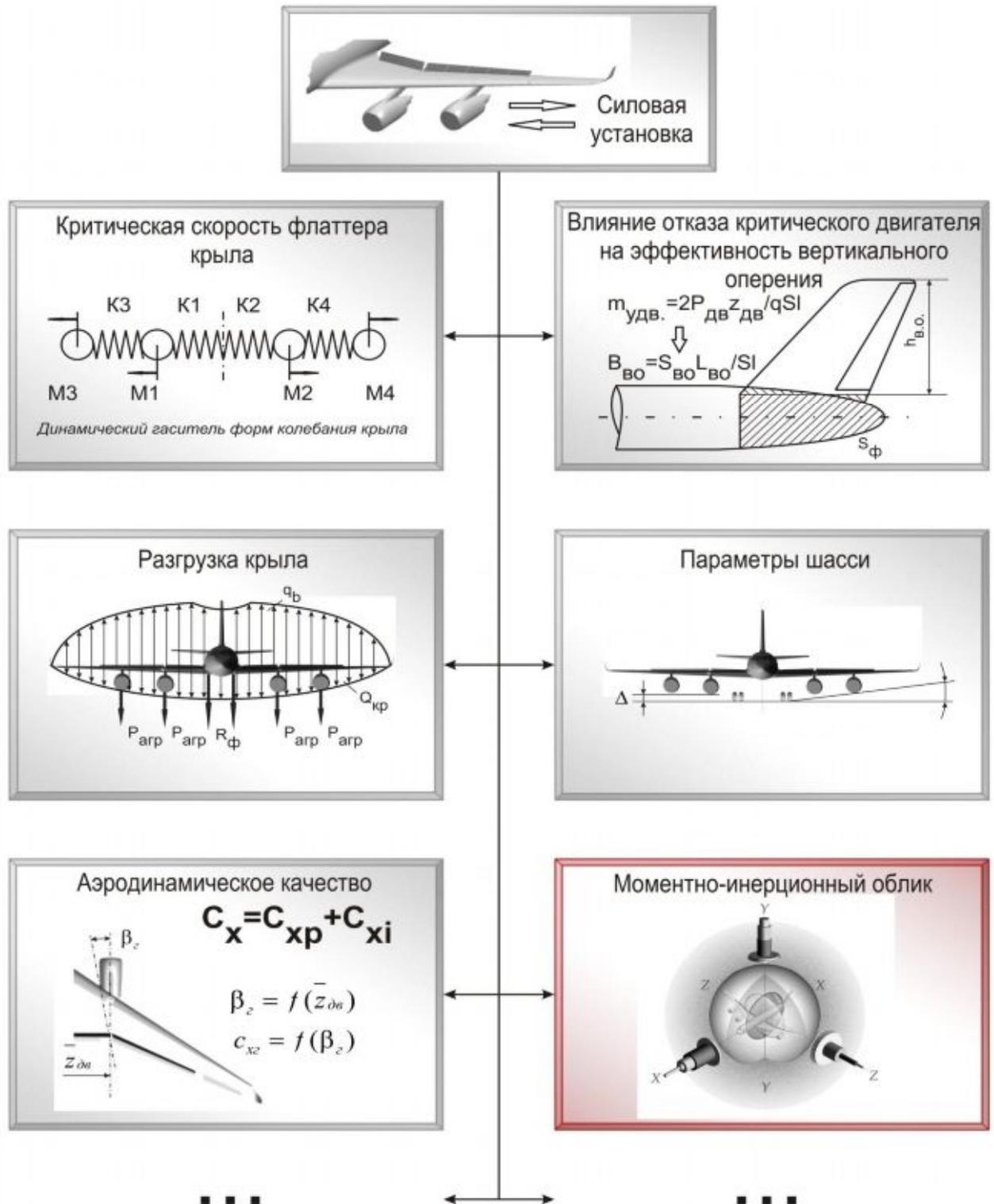


Рис. 5. Влияние параметров компоновки силовой установки на облик самолета

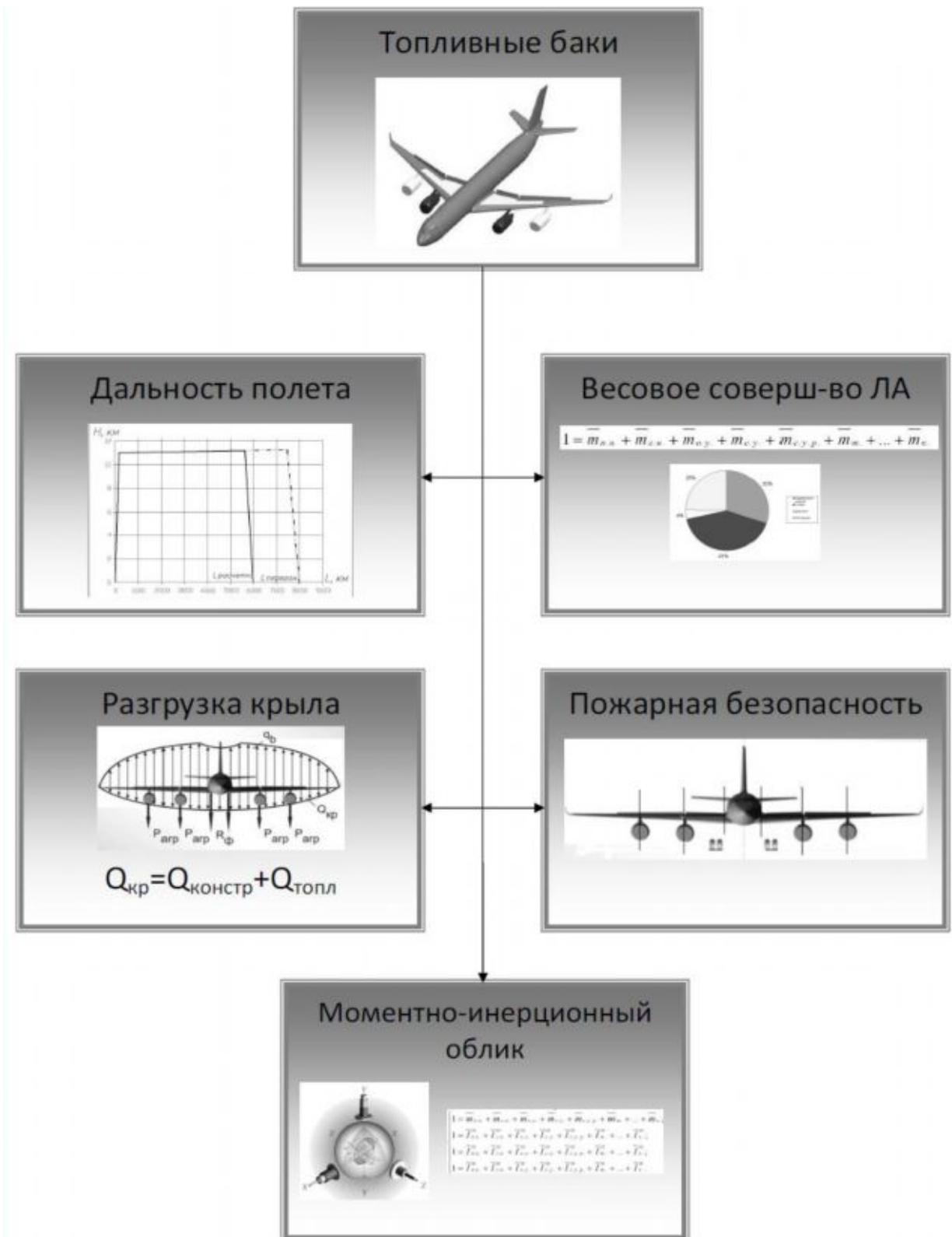


Рис. 6. Влияние параметров компоновки топливных баков на облик самолета

Задача формирования моментно-инерционной компоновки относительно продольной оси самолета OX 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 OX является минимальным по сравнению с OY и OZ , а требования к располагаемым угловым ускорениям достаточно

высокие $0.3-1.2 \text{ рад/с}^2$, с другой стороны момент инерции относительно оси OX 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. Таким образом изменение компоновки топлива и двигателей 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.

3. Особенности моментно-инерционной компоновки относительно оси OZ

Моментно-инерционные показатели относительно оси OZ для самолетов классической схемы зависят в первую очередь от размещения коммерческой нагрузки. Зависимость от расположения двигателей и топливных баков проявляется на уровне выбора схемы расположения этих агрегатов (рис. 7.) 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 относительно оси OZ .

В рамках этапа компоновки зон расположения коммерческой нагрузки локализованы задачи согласования моментно-инерционной компоновки коммерческой нагрузки (рис. 8.), относительно оси OZ с возможностями системы управления рулями в канале тангажа, при условии удовлетворения общей матрице требований и ограничений. Для самолетов рассматриваемого класса процесс компоновки носит специфический характер в силу особенностей структурного облика. Далее рассмотрим причины, которые вызывают необходимость модификации традиционных процедур.



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

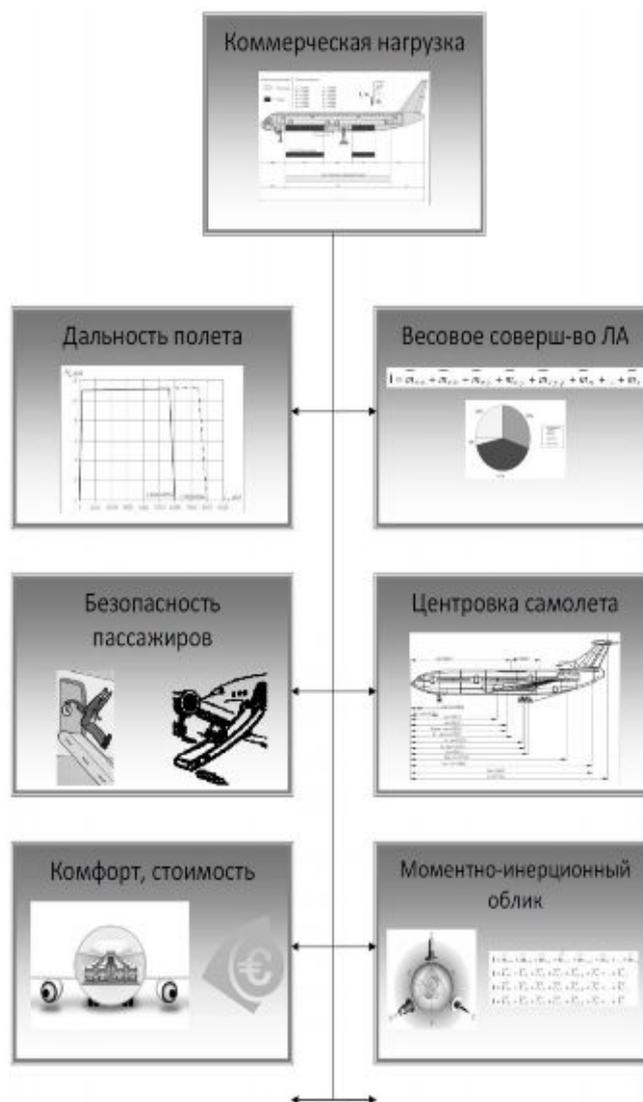


Рис. 8. Влияние параметров компоновки коммерческой нагрузки на облик самолета

Для этого запишем уравнение существования самолета относительно оси OZ в моментах инерции в относительном виде:

$$1 = \bar{I}_{п.н.}^{oz} + \bar{I}_{с.н.}^{oz} + \bar{I}_{о.у.}^{oz} + \bar{I}_{с.у.}^{oz} + \bar{I}_{с.у.р.}^{oz} + \bar{I}_{т.}^{oz} + \dots + \bar{I}_{к.}^{oz}; \quad (3)$$

- где:
- $\bar{I}_{п.н.}^{oz}$ - относительный момент инерции агрегатов самолета (полезной нагрузки) относительно соответствующих осей (OZ);
 - 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).

Далее запишем уравнение существования самолета в моментах инерции, взяв частную производную по взлетной массе и по радиусу инерции самолета относительно оси OZ:

$$\begin{cases} \frac{\partial I_{oz}}{\partial m_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial I_j}{\partial m_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial (m_j \cdot i_j^2)}{\partial m_o} = \sum_{j=1}^n \left(i_j^2 \cdot \frac{\partial m_j}{\partial m_o} + m_j \cdot \frac{\partial i_j^2}{\partial m_o} \right) \\ \frac{\partial I_{oz}}{\partial i_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial I_i}{\partial i_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial (m_j \cdot i_j^2)}{\partial i_o} = \sum_{j=1}^n \left(i_j^2 \cdot \frac{\partial m_j}{\partial i_o} + m_j \cdot \frac{\partial i_j^2}{\partial i_o} \right) \end{cases} \quad (4)$$

где:

- I_{oz} - собственный момент инерции самолета относительно оси OZ;
- m_0 - взлетная масса самолета;
- I_j - момент инерции j-го агрегата
- i_0 - радиус инерции самолета относительно оси OZ;

m_j - масса j-го агрегата;

i_j - радиус инерции j-го агрегата относительно оси OZ.

Приближенно можно считать, что малые (конечные) приращения $\partial m_j / \partial m_o$ равны относительным массам соответствующих агрегатов и систем [3]. Более подробно рассмотрим те слагаемые уравнения, которые непосредственным образом влияют на моментно-инерционные характеристики самолета.

При наличии технического задания и сформированных геометрических параметрах самолета можно считать, что, приращение массы в зависимости от момента инерции самолета $\partial m_j / \partial i_o^2$ характерно для агрегатов системы управления и, в отдельных случаях, для конструкции в зависимости от соотношения роста инерционных нагрузок и эффективности разгрузки. 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. Основной вклад в формирование моментно-инерционного облика относительно оси OZ вносит коммерческая нагрузка которая обладает определенной свободой в перемещении на этапе компоновки и эксплуатации.

Таким образом, в результате проведенного ранее исследования массовых характеристик и зон компоновки основных агрегатов магистральных самолетов можно говорить, что в большинстве случаев градиент изменения моментов инерции самолета относительно оси OZ зависит от массовых и компоновочных параметров коммерческой нагрузки. Следовательно, массу и зоны расположения коммерческой нагрузки можно рассматривать как параметры, определяющие моментно-инерционную компоновку самолета и, в конечном счете, облик системы управления относительно оси OZ.

Проведенный анализ (рис. 9) моментно-инерционного облика самолета относительно оси OZ и показателей устойчивости и управляемости показал, что для самолетов, классической схемы, показатели моментов инерции относительно оси OZ наименее чувствительны к расходу топлива в течение полета, а так же к зонам расположения двигателей (изменение момента инерции относительно оси OZ в течение полета из-за расхода топлива составляет менее 2%, а влияние двигателей концептуальным образом сказывается только на уровне выбора схемных решений). Величина момента инерции коммерческой нагрузки может составлять от 20% до 60% от суммарного

значения момента инерции по оси OZ всего самолета, фюзеляжа - 25-50% от I_z всего ЛА (рис. 9), также необходимо отметить влияние постоянной составляющей на моментно-инерционную компоновку горизонтального и вертикального оперения. Данный анализ подтверждает, что наибольшее влияние на моментно-инерционные характеристики относительно оси OZ оказывает коммерческая нагрузка.

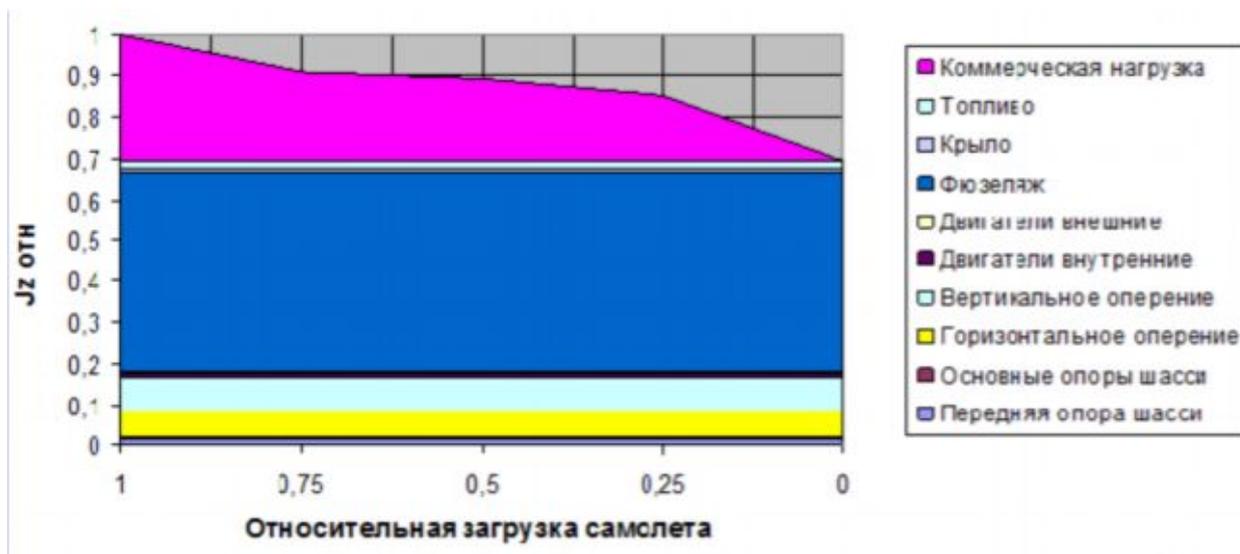


Рис. 9. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции, относительно оси OZ в зависимости от массы коммерческой нагрузки (предельно переднее размещение коммерческой нагрузки)

Незначительные изменение момента-инерции относительно оси OZ во время полета за счет выработки топлива может успешно компенсироваться за счет запасов управляемости рулем высоты, балансировочного стабилизатора или в отдельных случаях за счет перекачки и сброса части топлива, что в совокупности 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.

В свою очередь, поскольку возможности изменения геометрических параметров фюзеляжа на ДМС БП носят ограниченный характер, то для улучшения моментно-инерционных характеристик относительно оси OZ из всего процесса создания самолета, от зарождения идеи до запуска в серийное производство и эксплуатацию, можно выделить этапы компоновки пассажирского салона и грузового отсека, т.е. зон расположения коммерческой нагрузки.

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 канале тангажа, 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 канале крена, что дает прирост массы крыла (из-за увеличения потребных мощностей системы управления), и, соответственно, увеличения значений J_z .

Необходимо отметить, что изменение параметров компоновки коммерческой нагрузки кроме снижения моментов инерции позволяет значительно стабилизировать показатели управляемости самолетом по дальности полета. Стабилизация моментно-инерционных показателей относительно оси OZ в течение полета является одной из основных задач компоновки дальнемагистральных самолетов большой пассажироплощности. 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.

4. Особенности моментно-инерционной компоновки относительно оси OY

Моментно-инерционная компоновка самолета классической схемы относительно оси OY имеет интегральный характер и непосредственным образом зависит от параметров моментно-инерционной компоновки относительно осей OX и OZ. Средне статистически момент инерции самолета классической схемы относительно оси OY составляет 96% от суммы моментов инерции относительно осей OX и OZ.

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

$$\left\{ \begin{array}{l} 1 = \bar{m}_{п.н.} + \bar{m}_{с.н.} + \bar{m}_{о.у.} + \bar{m}_{с.у.} + \bar{m}_{с.у.р.} + \bar{m}_{т.} + \dots + \bar{m}_{к.}; \\ 1 = \bar{I}_{п.н.}^{ox} + \bar{I}_{с.н.}^{ox} + \bar{I}_{о.у.}^{ox} + \bar{I}_{с.у.}^{ox} + \bar{I}_{с.у.р.}^{ox} + \bar{I}_{т.}^{ox} + \dots + \bar{I}_{к.}^{ox}; \\ 1 = \bar{I}_{п.н.}^{oz} + \bar{I}_{с.н.}^{oz} + \bar{I}_{о.у.}^{oz} + \bar{I}_{с.у.}^{oz} + \bar{I}_{с.у.р.}^{oz} + \bar{I}_{т.}^{oz} + \dots + \bar{I}_{к.}^{oz}; \\ 1 = \bar{I}_{п.н.}^{oy} + \bar{I}_{с.н.}^{oy} + \bar{I}_{о.у.}^{oy} + \bar{I}_{с.у.}^{oy} + \bar{I}_{с.у.р.}^{oy} + \bar{I}_{т.}^{oy} + \dots + \bar{I}_{к.}^{oy}. \end{array} \right. \quad (5)$$

- где: $\bar{m}_{п.н.}$ - относительные массы агрегатов самолета (полезной нагрузки);
- $\bar{I}_{п.н.}^{ox}$ - 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).

Что в свою очередь дает возможность корректно решить задачу формирования моментно-инерционного облика самолета.

Ограничения по устойчивости и управляемости дают диапазоны допустимых моментов инерции при выбранном облике системы управления, инфраструктурные ограничения влияют на геометрические размеры самолета, которые в совокупности с доступным компоновочным пространством также ограничивают доступные для реализации моменты инерции как максимальные так и минимальные значения.

В допустимых диапазонах компоновки моменты инерции относительно разных осей имеют принципиально различное влияние на облик самолета, например приращение массы конструкции самолета непосредственным образом зависит как от I_{ox} так и от I_{oz} эти зависимости описываются производными:

$$\frac{dm_k}{dI_{ox}} < 0 \qquad \frac{dm_k}{dI_{oz}} > 0$$

$$\frac{\partial m_k}{\partial i_{кр}} < 0; \frac{\partial m_k}{\partial m_{кр}} ? 0 \qquad \frac{\partial m_k}{\partial i_{ф}} > \frac{\partial m_k}{\partial m_{ф}} > 0 \qquad (6)$$

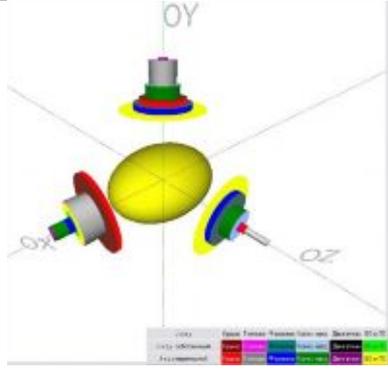
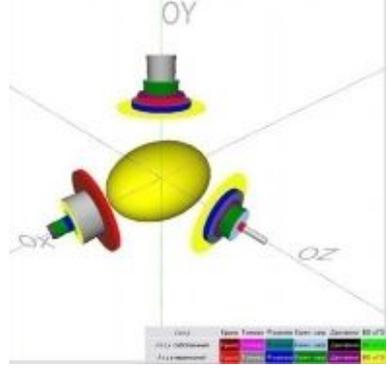
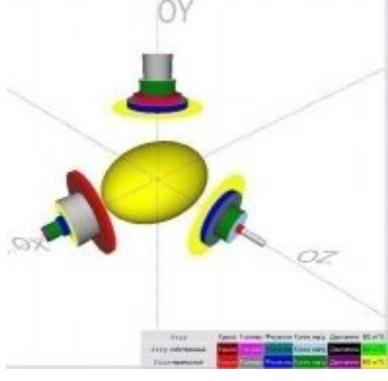
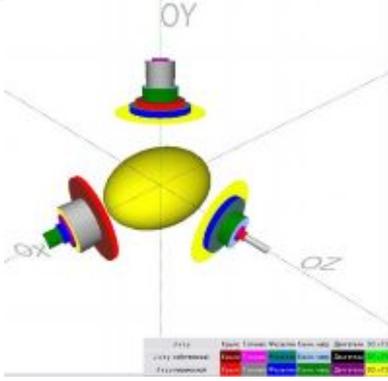
Отрицательные значения производной массы конструкции самолета по приращению момента инерции относительно ос ОХ объясняются, тем, что в типичных ситуациях увеличение момента инерции относительно оси ОХ, за счет увеличения радиуса инерции приводит к более равномерному распределению массы самолета вдоль размаха крыла, что в свою очередь позволяет снизить массу конструкции, увеличение момента инерции относительно оси ОХ за счет увеличения массовой составляющей носит более сложный характер, но в целом если это увеличение связано с разгрузкой фюзеляжа, то оно также приводит к снижению массы конструкции в целом, т.е.:

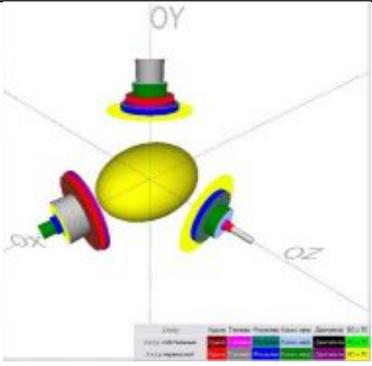
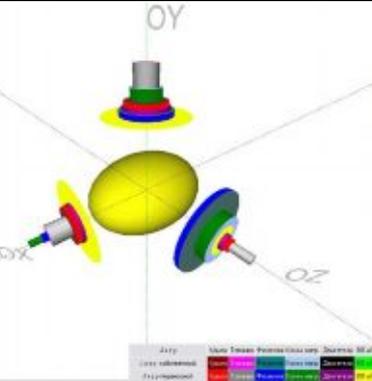
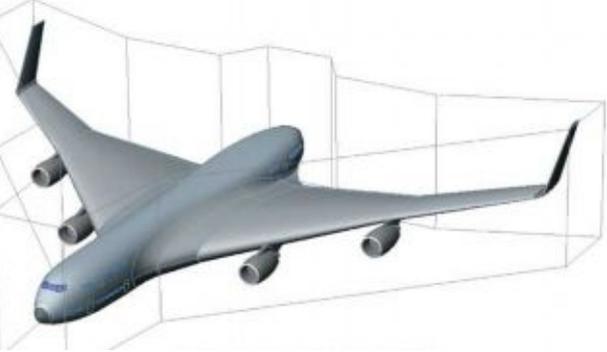
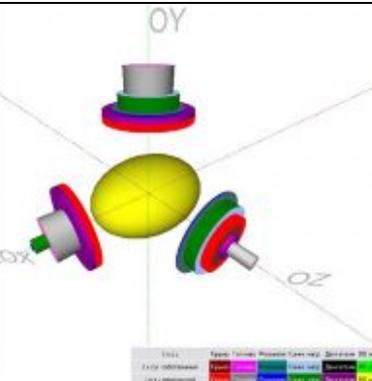
$$\left| \frac{\partial m_k}{\partial m_{ф} \downarrow} \right| > \left| \frac{\partial m_k}{\partial m_{кр} \uparrow} \right|$$

С другой стороны аналогичное увеличение моментов инерции относительно оси OZ приводит к увеличению изгибающего момента в фюзеляже, как за счет увеличения радиуса инерции так и за счет роста массы, что неизбежно требует увеличения массы конструкции фюзеляжа и самолета в целом.

В результате анализа этих зависимостей (рис. 10.) можно получить параметрический ряд (таблица 1.), отражающий эволюционное развитие в моментно-инерционном облике самолетов связанное как с ростом массы самолетов, так и с изменениями в структурно-компоновочном которое отражает постепенное увеличение моментов инерции относительно ос ОХ, в крайних значениях этого ряда находятся с одной стороны магистральные узкофюзеляжные самолеты первых поколений, а с другой перспективные самолеты нетрадиционных вариантов компоновки – летающее крыло, а на современном этапе широко представлены промежуточные решения в виде широкофюзеляжных самолетов нормальной аэродинамической схемы.

Таблица 1.

Узкофюзеляжные с двигателями в корне крыла		
$J_x=0,3408$ $J_z=0,5488$ $J_y=0,8704$		
Узко фюзеляжные двигатели в хвостовой части фюзеляжа		
$J_x=0,3408$ $J_z=0,5988$ $J_y=0,9536$		
Широкофюзеляжные двигатели в хвостовой части фюзеляжа		
$J_x=0,3438$ $J_z=0,6003$ $J_y=0,9319$		
Широкофюзеляжные два двигателя под крылом		
$J_x=0,3533$ $J_z=0,5499$ $J_y=0,8841$		

Широкофюзеляжные четыре двигателя под крылом		
$J_x=0,4689$ $J_z=0,5539$ $J_y=1,0000$		
Бесхвостки		
$J_x=0,5285$ $J_z=0,4722$ $J_y=0,9801$		
Летающее крыло		
$J_x=0,4619$ $J_z=0,4531$ $J_y=0,9135$		

5. Выводы

Отечественный и зарубежный опыт проектирования магистральных самолетов показывает, что с увеличением относительного радиуса инерции самолета относительно оси OX происходит общее снижение массы самолета, за счет разгрузки, а при увеличении относительного радиуса инерции относительно оси OZ происходит увеличение массы. Таким образом, в допустимых диапазонах моменты инерции относительно разных осей имеют диаметрально противоположное влияние на облик самолета.

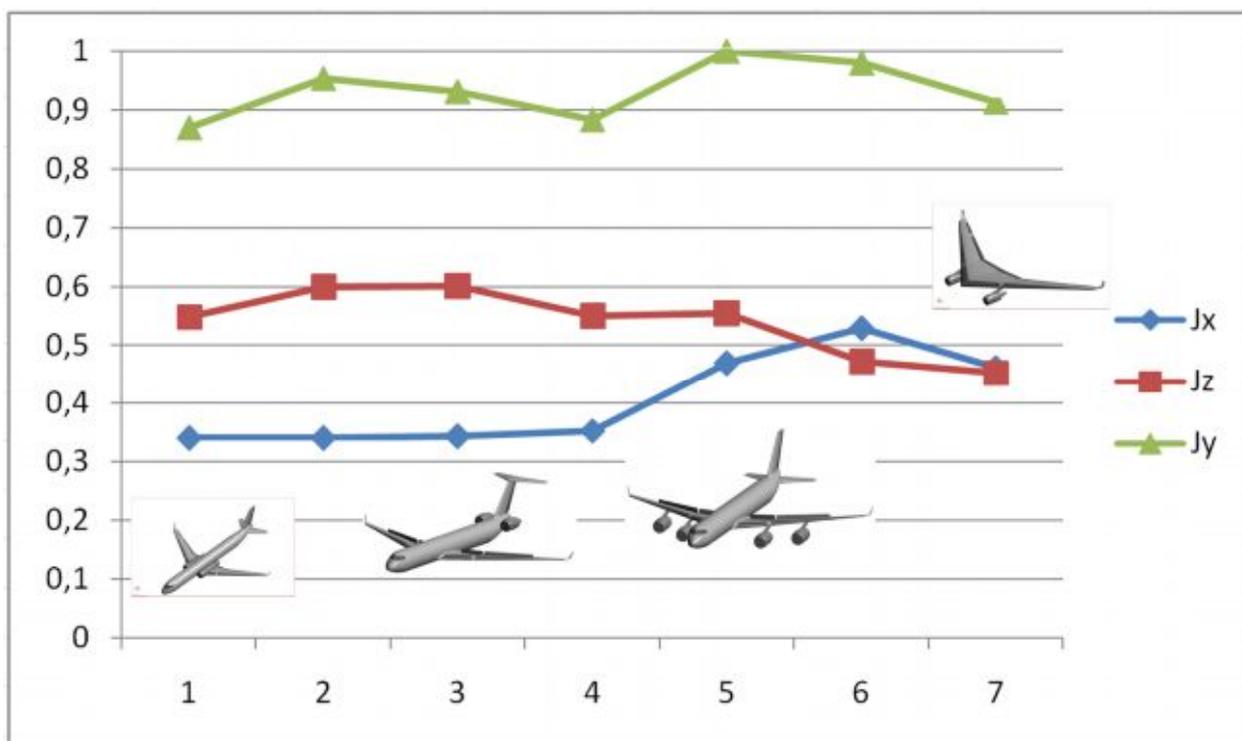


Рис. 11. Тенденции в эволюционном изменении соотношений относительных радиусов инерции самолетов

В целом на рассмотренных примерах легко видеть (рис. 11) эволюционное изменение в соотношении относительных радиусов инерции, что позволяет сформировать параметрический ряд, отражающий развитие моментно-инерционного облика самолетов, в крайних значениях которого находятся с одной стороны магистральные узкофюзеляжные самолеты первых поколений, с другой перспективные самолеты нетрадиционных вариантов компоновки – летающее крыло.

Эти исследования подтверждают актуальность работ направленных на оптимизацию моментно-инерционного облика для дальнемагистральных самолетов большой пассажировместимости.

Библиографический список

1. Егер С.М., Лисейцев Н.К., и др. Проектирование самолетов - М.: Машиностроение, 1983г. - 616с. 3
2. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 1,2. - М.: Машиностроение, 1977г. - 208с. 3
3. Гернет М.М., Ратобильский В.Ф. Определение моментов инерции. – М.: Машиностроение, 1969 г. – 249с. 12

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