

Анализ влияния изменения массы целевой нагрузки на моментно-инерционные характеристики самолета относительно оси OZ

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

Аннотация

В данной работе рассмотрены характерные зоны расположения коммерческой нагрузки. Выявлены закономерности между альтернативными вариантами расположения коммерческой нагрузки в фюзеляже и моментно-инерционными характеристиками самолета относительно оси OZ.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта президента РФ для поддержки молодых российских ученых - кандидатов наук и докторов наук и по государственной поддержке ведущих научных школ, код проекта №НШ-64683.2010.8.

Ключевые слова: моменты инерции, компоновка, коммерческая нагрузка.

1. Введение

Увеличение линейных размеров фюзеляжа, характерное для современных дальнемагистральных самолетов большой пассажироместительности (ДМС БП) приводит к росту массы самолета пропорционально третьей степени, а моментов инерции – пропорционально пятой степени. При этом так же происходит увеличение потребных управляющих моментов, что вступает в противоречие с возможностями системы управления, и требует адекватных мер со стороны проектировщиков. Анализ проблемы [1,2,3] позволяет выявить особую актуальность формирования моментно-инерционного облика самолета, а так же согласования моментно-инерционных показателей с возможностями системы управления для современных дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости.

Особенности моментно-инерционной компоновки относительно оси OZ

Моментно-инерционные характеристики во многом определяются схемными решениями в облике самолета [4]. На рисунке (рис. 1.) показано влияние альтернативных структурно-компоновочных вариантов самолета, на собственные моменты инерции OZ.

На основе принятых схемных решений [5,6] 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, в совокупности это позволяет сформировать уравнение существования самолета в моментах инерции относительно оси OZ (см. формулу 1).



Рис. 1. Влияние схемных решений на моментно-инерционную компоновку относительно оси OZ

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.

Более подробно рассмотрим те слагаемые уравнения, которые непосредственным образом влияют на моментно-инерционные характеристики самолета. Для этого запишем уравнение существования самолета в моментах инерции, взяв частную производную по взлетной массе и по радиусу инерции самолета относительно оси OZ (2).

$$1 = \bar{I}_{n.n.}^{oz} + \bar{I}_{c.n.}^{oz} + \bar{I}_{o.y.}^{oz} + \bar{I}_{c.y.}^{oz} + \bar{I}_{c.y.p.}^{oz} + \bar{I}_m^{oz} + \dots + \bar{I}_k^{oz}; \quad (1)$$

- где:
- $\bar{I}_{n.n.}^{oz}$ - относительный момент инерции агрегатов самолета (полезной нагрузки) относительно соответствующих осей (OZ);
 - 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;
 - к.* - конструкция самолета (фюзеляж, крыло, оперение, шасси).

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

где: I_{oz} - собственный момент инерции самолета относительно оси OZ;

m_o - 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.

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 (рис. 1.) 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

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 OX зависит от массовых и компоновочных параметров двигателя и топлива, а относительно оси OZ – 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 пространственный анализ моментно-инерционного облика самолета 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%) (рис 2.).

Данный анализ показывает, что наибольшее влияние на моментно-инерционные характеристики по оси OZ оказывают: фюзеляж и коммерческая нагрузка.

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

J_z всего ЛА, также необходимо отметить влияние на моментно-инерционную компоновку горизонтального и вертикального оперения.

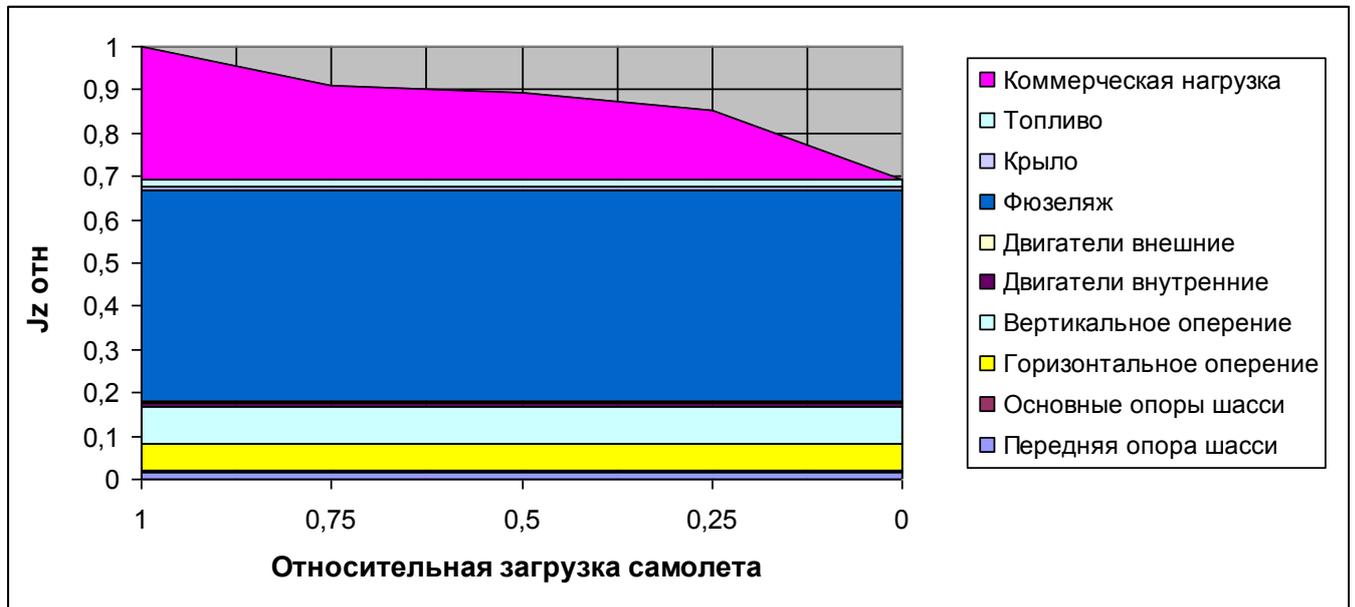


Рис. 2. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции, относительно оси OZ в зависимости от массы коммерческой нагрузки (в случае предельно переднего размещения коммерческой нагрузки)

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 .

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.

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.

Компоновка зон расположения коммерческой нагрузки оказывает большое влияние на облик самолета, оказывая влияние на дальность полета, весовое совершенство ЛА, моментно-инерционный облик самолета, центровку, безопасность полета, комфорт и стоимость перевозок.

Изменение параметров компоновки коммерческой нагрузки 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 пассажироплощадности. 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 требуемых моментов и в соответствии с выбранным подходом к формированию облика системы управления, можно переходить к этапу определения структурно-параметрического облика системы управления.

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

2.Выводы

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 коммерческой нагрузки является определяющим фактором, влияющим на моментно-инерционные показатели относительно оси OZ, и как следствие этого на выбор стратегии формирования структурно-параметрической схемы системы управления в канале тангажа.

Библиографический список

1. Егер С.М., Лисейцев Н.К., и др. Проектирование самолетов - М.: Машиностроение, 1983г. - 616с. 34
2. Хорафас Д., Легг С. Конструкторские базы данных. - М.: Машиностроение, 1990г. - 224с. 103
3. 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.
4. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 1,2. - М.: Машиностроение, 1977г. - 208с. 104
5. Roskam, J.; Airplane Desing, 1-8Bahnd, 1980-1990, Kansas 115
6. 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

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

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