



НАУЧНАЯ БИБЛИОТЕКА

О.С. Долгов, М.Ю. Куприков,  
Н.М. Куприков, Л.В. Маркин

# МОМЕНТНО-ИНЕРЦИОННАЯ КОМПОНОВКА САМОЛЕТОВ

Издательство МАИ

**О.С. ДОЛГОВ, М.Ю. КУПРИКОВ, Н.М. КУПРИКОВ,  
Л.В. МАРКИН**

**МОМЕНТНО-ИНЕРЦИОННАЯ  
КОМПОНОВКА САМОЛЕТОВ**

Москва  
Издательство МАИ  
2019

ББК 39.53

Д 64

Д 64      Долгов О.С., Куприков М.Ю., Куприков Н.М., Маркин Л.В.  
Моментно-инерционная компоновка самолетов: — М.:  
Изд-во МАИ, 2019. — 224 с.  
ISBN 978-5-4316-0653-3

Монография раскрывает особенности моментно-инерционного облика самолетов. Для некоторых типов воздушных судов традиционные методы проектирования не дают решения — анализ моментно-инерционного фактора позволил сформулировать новые подходы и найти резервы при поиске облика самолета. Предложен новый подход к формированию компоновки перспективных самолетов, заключающийся в решении так называемой “обратной” задачи проектирования. Сущностью решения “обратной” задачи является определение внешней конфигурации и размерности самолета в результате его внутреннего структурно-параметрического синтеза.

*Рецензенты:*

докт. техн. наук, профессор *В.Г. Подколзин*;

докт. техн. наук, профессор *В.М. Рухлинский*

ISBN 978-5-4316-0653-3

© Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский  
университет), 2019

## ПРЕДИСЛОВИЕ

---

---

Настоящая монография является результатом работы ведущей научной школы НШ-2047.2012.8 “Разработка перспективных методов формирования облика современных летательных аппаратов на основе решения прямых и обратных задач проектирования, прочности и тепломассопереноса” под руководством д.т.н. профессора Куприкова М.Ю. В монографии рассматриваются основные аспекты компоновки современных самолетов: аэродинамические, инфраструктурные, моментно-инерционные, проблемы размещения внутренних отсеков вооружения, а также проблемы современных средств автоматизации работ, связанных с компоновкой современных самолетов. Нам представляется, что использование данного материала позволит повысить качество проектных работ при создании перспективных самолетов.

Авторами были подготовлены разделы монографии в рамках направлений научной школы:

1. Направление “Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов”, специальность 05.07.02: главы 1,2, 4 — Куприков М.Ю., глава 5 — Долгов О.С., глава 6 — Куприков Н.М.

2. Направление “Инженерная геометрия и компьютерная графика”, специальность 05.01.01: глава 3 — Маркин Л.В.

Авторы монографии считают своим долгом выразить благодарность А.А. Пыжиковой за подготовку рукописи и коллективу сотрудников Московского авиационного института за помощь в издании этой книги.

## ВВЕДЕНИЕ

---

---

*Хорошо летают только красивые самолеты.*

А.Н. Туполев

Ответить на вопрос о целесообразности оригинального внешнего облика магистрального самолета пытаются многие разработчики и эксплуатанты.

Эстетика самолета — это теоретическая основа дизайна, которая гармонизирует социально-культурные, технические, эстетические проблемы проектирования, производства и эксплуатации авиационной техники.

Пассажиры “голосуют рублем”. На рынке транспортных услуг надо предложить те опции, которые качественно будут вас отличать от конкурентов при прочих равных условиях. Такими доминантами могут быть сверхзвуковая или гиперзвуковая скорость полета, базирование в центре города, повышенная безопасность полета или оригинальный, например двухфюзеляжный, внешний и внутренний облик самолета. Иногда для привлечения пассажиров достаточно сделать ребрендинг окраски, рабочей одежды пилотов, стюардесс или техников, символики или перенести штаб-квартиру авиакомпании.

Начиная с 50-х годов магистральные самолеты становятся однотипными и безликими, выполняются по нормальной аэродинамической балансировочной схеме, с двумя турбореактивными двухконтурными двигателями под крылом, трехопорной схемой шасси с носовым колесом, плазово-шаблонной технологией изготовления из дюралевых сплавов и т.д.

Для некоторых типов воздушных судов при традиционном подходе к формированию их геометрического облика проектное решение вообще отсутствует. Связано это явление с моментно-инерционным фактором. Полученный в результате аэродинамических продувок облик может быть испорчен внутренней компоновкой. Да так испорчен, что проект станет, например, неуправляемым из-за высо-

кого момента инерции относительно одной оси или сочетания с плоскостным моментом инерции.

В монографии раскрываются особенности моментно-инерционного облика самолетов и даются примеры решений для некоторых типов самолетов. Предложен новый подход к формированию компоновки перспективных самолетов, состоящий в решении так называемой “обратной” задачи проектирования. Сущностью решения “обратной” задачи является определение внешней конфигурации и размерности самолета в результате его внутреннего структурно-параметрического синтеза. При формировании облика самолета задача компоновки сводится к проведению процедур позиционирования в допустимом пространстве основных агрегатов и систем, составляющих самолет. Формализация процедур компоновки зависит от функционального назначения, геометрических, массовых, инерционных и многих других характеристик этих агрегатов и систем. Для некоторых типов самолетов влияние жестких компоновочно-инфраструктурных ограничений накладывает дополнительные ограничения на компоновочное пространство, а иногда носит концептуальный характер: сверхзвуковые маневренные самолеты, грузопассажирские региональные самолеты вертикального взлета и посадки (СВВП), а также дальнемагистральные самолеты большой и сверхбольшой пассажировместимости (ДМС БП).

С одной стороны, оригинальный внешний облик магистрального самолета настораживает пассажиров, с другой — привлекает. Авиакомпания “Люфтганза” в начале 90-х провела исследование, которое показало: для того чтобы пассажиры купили билеты на самолет со складыванием крыльев в терминальных конфигурациях, стоимость билета должна быть снижена на 25%.

Диалектика скорости ЛА показала, что от “лозунга летать выше и быстрее” в конце XX века мы плавно перешли на более умеренные скорости. Так, магистральные самолеты не только не перешагнули сверхзвуковой барьер, но плавно спустились с высоких дозвуковых скоростей на более умеренные.

Итак, на вопрос “что такое эстетика самолета?” можно однозначно ответить: это гармония проектных параметров, которые удовлетворяют противоречивым критериям на множестве системы требований и ограничений.

Дебютной идеей авиации XXI века должна стать безопасность полета, поэтому критерий красоты можно сформулировать как равенство числа взлетов и посадок. А уже потом — все остальные геометрические формы.

## Глава 1.

# МОМЕНТНО-ИНЕРЦИОННОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ЗАКОНА “КВАДРАТА-КУБА” В АВИАСТРОЕНИИ

---

---

На каждом историческом витке развития наукоемкого машиностроения конструкторы упираются в непреодолимый барьер, созданный размерностью воздушного судна [4]. Гордость русского воздушного флота 1913 года тяжелый бомбардировщик “Илья Муромец” конструкции И.И. Сикорского сегодня кажется карликом на фоне Ту-160, и таких диалектических пар можно составить десятки. Пределом размерности самолета казались и Боинг-747, и “Антей” Ан-22. Но шло время, появились новые материалы и новые технологии, на смену им пришли другие рекордсмены, например А-380 и “Мрия” Ан-225 [4, 9—10, 13—14].

**Актуальность контроля соотношения влияния линейных размеров на характеристики, которые зависят от площади и от объема, впервые была продемонстрирована Галилео Галилеем (1638) в Discorsi e dimostrazioni matematiche intorno a due nuove scienze (“Беседы и математические доказательства двух новых наук”): *когда объект подвергается пропорциональному увеличению размеров, его новый объём будет пропорционален кубу множителя, а новая площадь его поверхности пропорциональна квадрату множителя.***

**Закон квадрата-куба** звучит так: если увеличить что-то в  $n$  раз, площадь поверхности увеличится в  $n^2$  раз, объём — в  $n^3$  раз.

В природе эти замечания имеют совершенно конкретное выражение:

- **Пропорционально корню линейного размера ( $n^{0,5}$ )**
  - Скорость вытекания жидкости из сосуда.
- **Пропорционально линейному размеру ( $n$ )**
  - Толщина брони.
- **Пропорционально площади ( $n^2$ )**
  - Прочность конструкций, сила мускулов.

- Сила давления (в ньютонах! — не давление, которое в  $\text{Н/м}^2 = 1 \text{ Па} \approx 10^{-5} \text{ атм}$ ) в тепловой, гидравлической или пневматической машине.
- Площадь опоры.
- Поверхность тела.
- Площадь и подъемная сила крыла.
- Сопротивление воздуха.
- Поверхность тепло- и газообмена.
- Пропускная способность труб.
- **Пропорционально объёму ( $n^3$ )**
  - Масса.
  - Потребная мощность моторов.

Лозунг “летать быстрее всех и дальше всех” в XXI веке приобрел экономический оттенок: надо летать везде куда надо и чтобы это было быстро и дешево — таков характер сегодняшних требований. Попробуем перевести эти требования на язык цифр для дальности полета магистральных самолетов [1, 4, 6].

Развитие магистральных самолетов семейств *Boeing* и *Airbus* (рис. 1.1) закрывает все множество парковых задач, которое есть



Рис. 1.1. Развитие магистральных самолетов семейств Boeing и Airbus

в мире [13—14]. Эволютивно пытаться обогнать этих производителей можно только в ситуации использования компетенций, дающих качественный выигрыш.

Добавив третьей осью размерность самолета, например, выраженную взлетной массой, можно наглядно показать предельность размерности самолета, выраженную современными инфраструктурными ограничениями (рис. 1.2). Например, в точке  $A$  происходит вырождение проекта самолета как транспортной системы: сращивание точек расчетной дальности полета  $P$ , которая обусловлена ограничением целевой нагрузки по объему пассажирского салона, с точкой  $T$  — предельной дальности полета с целевой нагрузкой, обусловленной объемами топливных баков.

То есть, по сути, самолет начинает возить сам себя, с нулевой весовой отдачей по полезной нагрузке. Интересен пример полета по трассе Нью-Йорк — Сингапур *Singapore Airlines SQ 21* протяженностью 15345 км. Самолет *Airbus 340—500* находится в воздухе 18 часов 50 минут. Примечательна компоновка салона: только бизнес-класс — 98 мест (в трехклассной компоновке 250 мест). То есть это минимальная плотность компоновки при заданном объеме пассажирского салона. Много лет (с 29 июня 2004 года) этот рейс был самым дальним в мире. Но его отменили в октябре 2012-го по чисто экономическим соображениям.

Поиск новых решений проходит в системе ограничений, обусловленных сложившейся инфраструктурой [7]. На рис. 1.3 представлены три альтернативные аэродинамические балансировочные схемы дальнемагистральных самолетов: “летающее крыло”, “нормальная” и “триплан” в плоскости ограничений инфраструктурных терминальных конфигураций. Самолеты, выполненные по нормальной аэродинамической схеме, не вписываются в квадрат 80 на 80 метров ни по ширине, ни по длине. Триплан не влезает только по длине, а “летающее крыло” — только по ширине [9]. На рис. 1.2 видно, что с увеличением размерности самолеты начинают как бы толстеть. Если в средней размерности наблюдается увеличение удлинения самолета, то для суперджимбо начинается рост миделя самолета.

На рис. 1.4 представлена гистограмма распределения рейсов  $N$  между крупнейшими аэропортами мира, которые могут эксплуатировать дальнемагистральные самолеты (B-747, A-380, B-777, A-340).

Характер распределения крупных аэропортов характеризует демографический фактор. Так, ярко выражены европейская и се-

вероамериканская области, но особый интерес представляют страны “тигрового пояса” — это страны от Японии до Австралии.

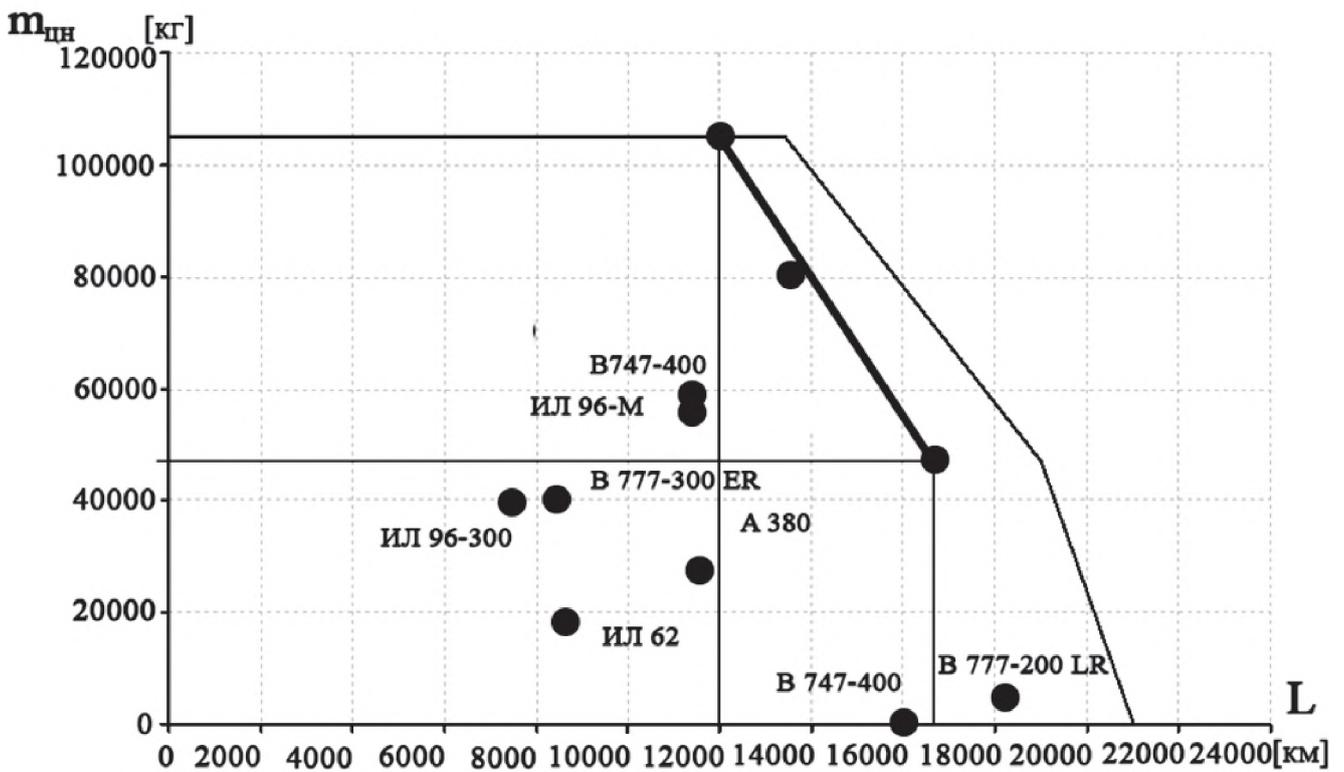
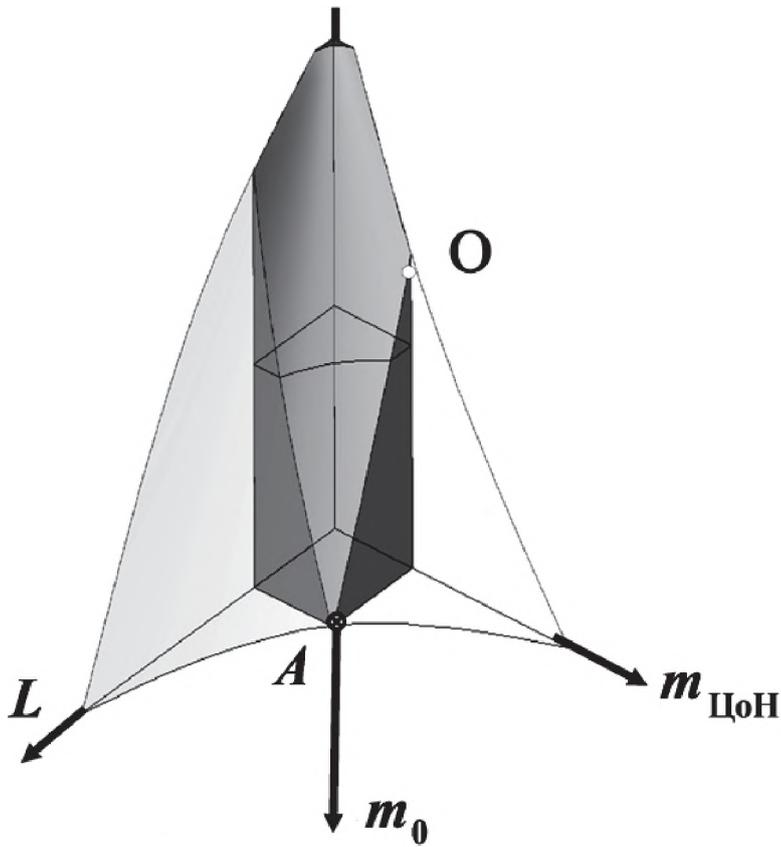


Рис. 1.2. Диаграмма груз—дальность дальнемагистрального самолета

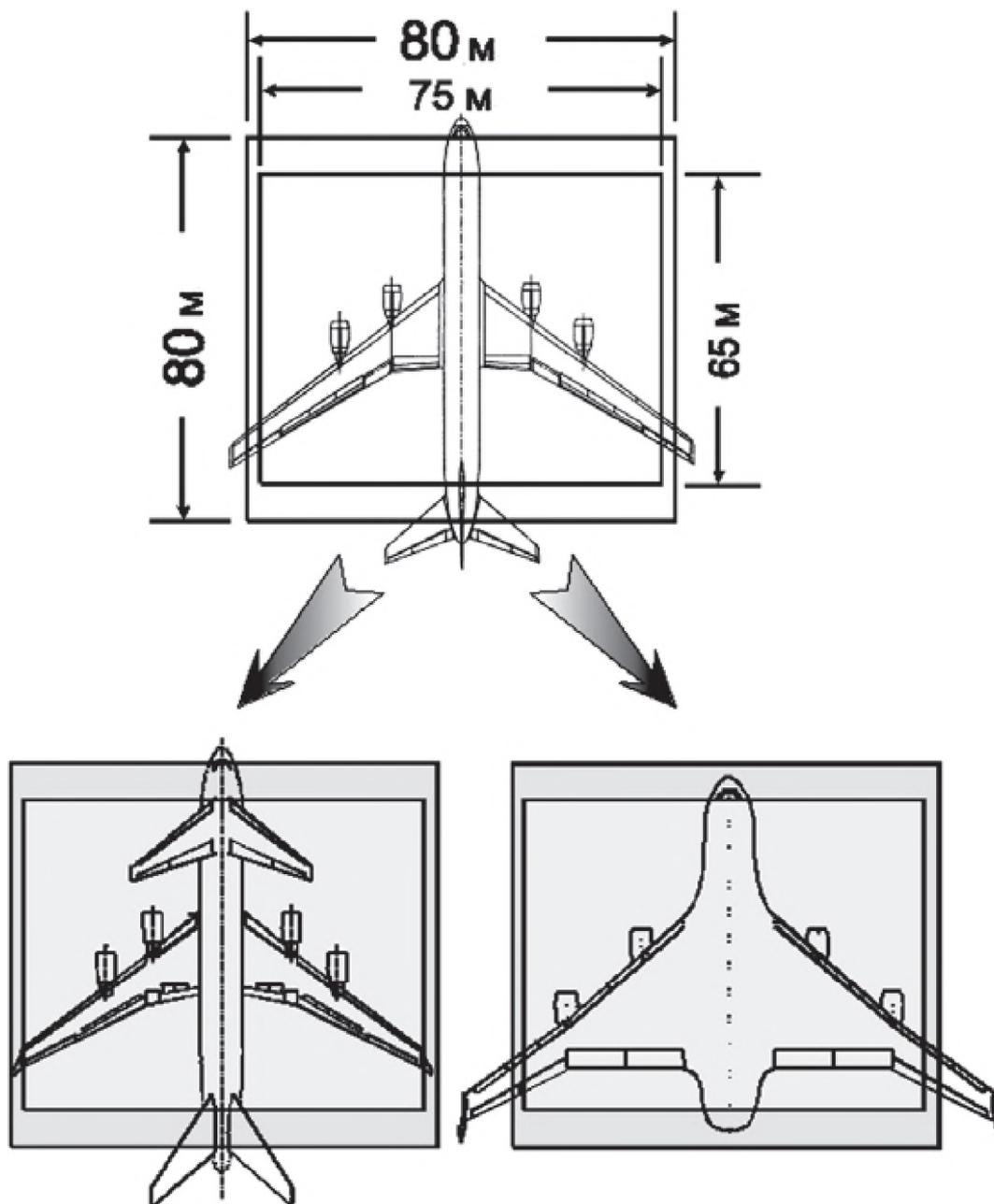


Рис. 1.3. Три альтернативные аэродинамические балансировочные схемы дальнемагистральных самолетов: “летающее крыло”, “нормальная” и “триплан” в плоскости инфраструктурных терминальных ограничений

Горизонтальными граничными линиями на рис. 1.4 представлены ограничения по размерности взлетной массы самолета в вариантах компоновки шасси по схеме *четыре тележки по четыре колеса* и по схеме *четыре тележки по шесть колес*. Самостоятельное ограничение показано по шуму на местности исходя из размерности взлетной массы, пересчитанной из омываемой площади поверхности самолета. Справа даны шкала взлетной массы и зави-

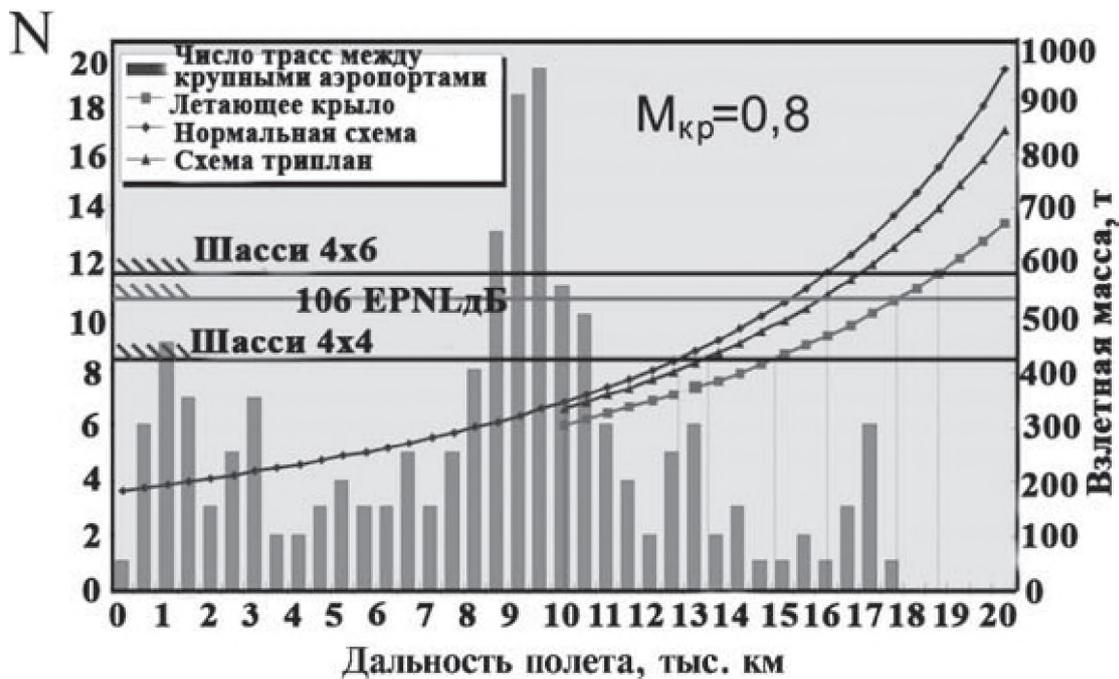


Рис. 1.4. Зависимость взлетной массы самолета от дальности полета

симость взлетной массы самолета (в тоннах) от дальности полета (в тысячах километров).

Анализ гистограммы показывает три ярко выраженные зоны полетов. Первая, до 3000 км, соответствует внутриконтинентальным перелетам. Вторая, от 8000 до 11000, — эти трансатлантическая дальность полета. Исторически под эти дальности проектировался самолет В-747. Следующий рубеж на 13000 километрах — под задачи освоения азиатско-тихоокеанского трафика из Европы и Америки. Ярким представителем самолетов этого поколения является А-380. На гистограмме есть предметная область в зоне 17 тысяч километров. Это задачи будущих поколений, так называемые кенгуриные рейсы, рейсы из Австралии в Европу и Америку, например, Лондон — Сидней (16 994 км), или Мельбурн (16 903 км), или Окленд (18338 км).

На рис. 1.5 дана графическая интерпретация математической модели поиска рационального облика аэродинамической балансировочной схемы дальнемагистрального самолета в плоскости инфраструктурных терминальных ограничений [1—2]. Если принять ось ординат за целевую нагрузку, а ось абсцисс за дальность полета, то в полученной минимаксной задаче диаграмма *груз—дальность* упирается в ограничения по предельной дальности полета. Необходимо найти вектор конструктивных параметров  $X^*(x_i)$  на

множестве параметров  $X$  и ограничений  $U$ . Если ограничения по дальности считать “жесткими”, то достаточно проверить точки на пересечении диаграммы *груз—дальность* и ограничения по дальности на реализуемость проекта по уравнению существования самолета:

$$\frac{\partial m_0}{\partial m_0} = \frac{\partial m_{\text{пл}}}{\partial m_0} + \frac{\partial m_{\text{с.у}}}{\partial m_0} + \frac{\partial m_{\text{т}}}{\partial m_0} + \frac{\partial m_{\text{об.упр}}}{\partial m_0} + \frac{\partial m_{\text{сн}}}{\partial m_0} + \frac{\partial m_{\text{ц.н}}}{\partial m_0}, \quad (1.1)$$

где  $m_{\text{пл}}$  — масса конструкции планера;  $m_{\text{с.у}}$  — масса силовой установки;  $m_{\text{об.упр}}$  — масса оборудования и управления;  $m_{\text{т}}$  — масса топлива;  $m_{\text{ц.н}}$  — масса заданной целевой нагрузки;  $m_{\text{сн}}$  — масса служебной нагрузки и снаряжения.

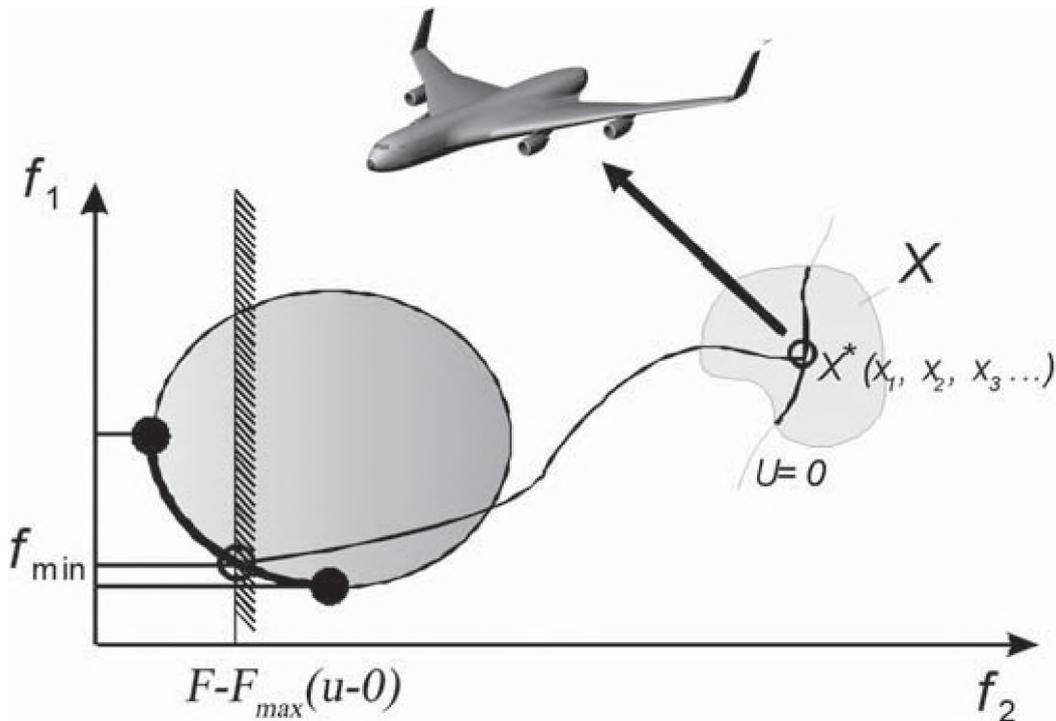


Рис. 1.5. Графическая модель поиска рационального облика аэродинамической балансировочной схемы дальнемагистрального самолета в плоскости инфраструктурных терминальных ограничений

В таблице на рис. 1.6 представлены характеристики самолетов, соответствующие этим трем типовым зонам дальности полета. Примечательно, что все три самолета предназначены для эксплуатации в одной и той же авиационной инфраструктуре, летают с одной и той же скоростью, с однотипными силовыми установками

в четырехдвигательной схеме и в качестве топлива используют керосин.

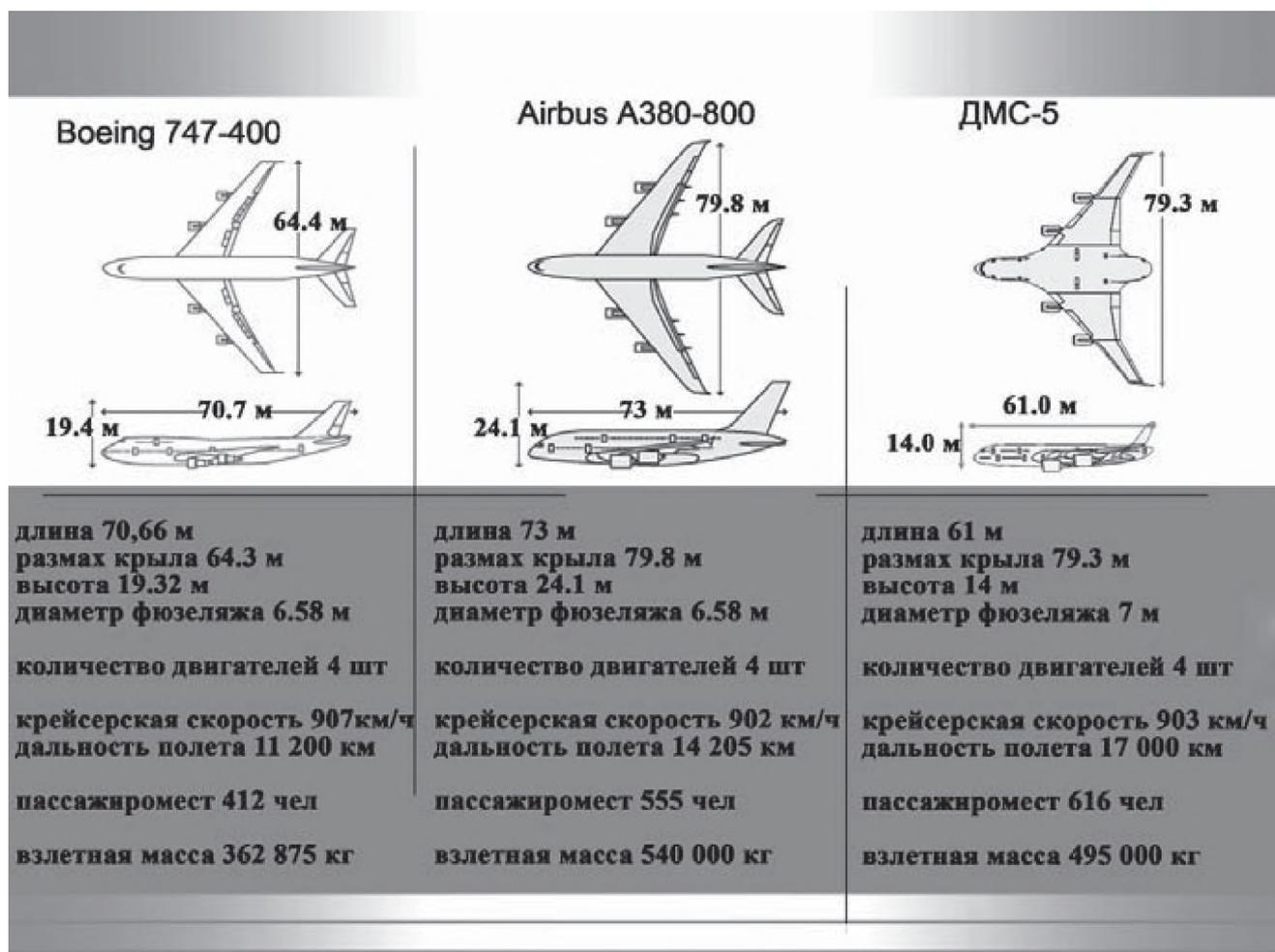


Рис. 1.6. Дальнемагистральные пассажирские самолеты

Если в качестве ограничения (см. рис. 1.4) взять шасси с четырьмя тележками по четыре колеса, то использование самолетов по схеме “летающее крыло” позволяет увеличить дальность полета до 15000 км — в отличие от 13000 км для нормальной аэродинамической балансировочной схемы. В то же время применение трехопорного с носовым колесом шасси с четырьмя тележками по шесть колес позволяет улететь “летающему крылу” на 19 000 км при взлетной массе около 600 т, то есть реализовать максимально возможные дальности полета, которые чисто теоретически могут возникнуть на Земле в зоне экватора. Например: при полетах из Буэнос-Айреса в Шанхай дальность 19 602 км, Окленд — Мадрид 19 628 км, а между Тайбэем и Асунсьоном по дуге большого круга дальность составляет 19 918 км.

Увеличение веса самолета, опережающее рост подъемной силы, неизбежно должно ограничивать предельное возрастание его размеров [4]. Для сохранения летных и взлетно-посадочных характеристик при увеличении размеров самолетов нужно обеспечить постоянство удельной нагрузки на крыло  $G_0/S$  (отношение взлетного веса к площади крыла). Статистика подтверждает эту тенденцию. Например, Ту-134 имеет  $G_0/S = 370$  кгс/м<sup>2</sup>, Ту-154 — 470 кгс/м<sup>2</sup>, Ил-62 — 580 кгс/м<sup>2</sup>, Боинг 747 — 740 кгс/м<sup>2</sup>. Это, конечно, увеличивает посадочную и взлетную скорости и потребную длину ВПП. С ростом размеров уменьшаются избытки прочности конструкции, обусловленные различными технологическими факторами и ее местной прочностью, повышается устойчивость сжатых элементов. Конструкция используется полнее, эффективнее. Но это обстоятельство приводит к более интенсивному увеличению веса конструкции при возрастании размеров, так как напряжения уже предельны и их нельзя повышать за счет снижения избытков прочности [6].

Диалектика развития конструкторской мысли на всех этапах, когда инженеры упирались в размерность самолета, позволяла преодолеть рубеж, например, звукового барьера или теплового барьера. В ситуации с дальностью полета мы сталкиваемся с действием закона “квадрата-куба”. В рамках текущего уровня научно-технического развития не может бесконечно увеличиваться размерность самолета. В соответствии с ним масса конструкции и всего самолета  $m$ , зависящая от его объема  $V$ , растет пропорционально кубу увеличения линейных размеров  $L^3$  при сохранении геометрического подобия, в то время как подъемная сила  $Y$ , зависящая от площади крыла  $S$ , растет пропорционально квадрату линейных размеров  $L^2$ . Увеличение массы самолета, опережающее рост подъемной силы, неизбежно должно ограничивать предельное возрастание его линейных размеров [1, 4]:

$$1L - 2Y(L^2) - 3m(L^3) \geq 0. \quad (1.2)$$

Экономические аспекты проектирования заставляют нас уйти в совершенство конструктивного исполнения агрегатов и систем самолета, т.е. уменьшения относительной массы пустого снаряженного самолета. Используя Форсайт как метод определения перспективных тенденций развития, можно констатировать, что сниже-

нию веса будут способствовать применение ламинаризации профиля, композиционных и наноматериалов, гибридных и интегральных конструкций, аддитивных технологий и т.д.

Но ни одно из этих направлений не может радикально исправить ситуацию. Например, выполненный с использованием аддитивных технологий кронштейн позволяет сократить его вес на 30%, но это всего 300 граммов [8], хотя, в пересчете на весь самолет, на тысячи конструктивных деталей это дает существенный выигрыш; где-то аддитивные технологии неприменимы из-за размерности агрегатов и т.д.

Часто при решении технических задач возникает необходимость перехода от монокритериальной задачи к поликритериальной. Поликритериальные задачи тяготеют к созданию объектов с развитой иерархической структурой. Этот признак весьма характерен для самолета как объекта проектирования, так и для самого процесса проектирования.

Помимо требования декомпозируемости критериев, очень важное значение в многокритериальных задачах имеет принцип минимизации числа частных критериев.

Наиболее распространенным способом свертки частных критериев в глобальный является метод весовых коэффициентов [4—5]. Его недостаток — в трудности корректного задания значений весовых коэффициентов.

В большинстве работ, посвященных оптимизации агрегатов, используются “искусственные” критерии оценки. При этом предполагается, что параметры, определяющие форму и связь с другими агрегатами, неизменны. В работах Галина Л.Я. показано, что построение математической модели самолета как сложной двухуровневой системы позволяет рассматривать задачу поиска ее оптимальных параметров как задачу математического программирования с той особенностью, что целевая функция (функция верхнего уровня) представлена в аддитивно-сепарабельном виде. Эта особенность позволяет применить метод нелинейной декомпозиции и превратить задачу отыскания  $\min m_0 = \min \sum_i m_i$  в задачу отыскания

$\min m_0 = \sum_i \min m_i$ . В обозначениях математического программирования это можно записать так:

$$\min m_0 = \sum_i \min_y \left[ m_i(y) \mid y_i = f_i(y, x_i), g(y) = 0 \right],$$

где  $g(y) = 0$  — требования летно-технических характеристик, представленные системой ограничений;  $y$  — выходные характеристики, связывающие независимые параметры  $x$ .

Введем в рассмотрение функцию  $W_i$ , которую определим следующим образом:

$$W_i(x_i) = \min_y \left[ m_i \mid y_i = f_i(y, x_i), g(y) = 0 \right].$$

Данное выражение показывает, что значение  $W_i$  полностью определено независимыми параметрами  $i$ -го агрегата при фиксированном состоянии всего самолета в целом. Тогда общая задача может быть представлена в виде суммы формально независимых функций:

$$\min m_0 = \min_x \sum_i W_i(x_i).$$

Однако прямое построение критерия оценки  $W_i$  затруднено, так как функции  $f$  и  $g$  в общем случае нелинейны, а  $f_i$  зависит не только от  $x_i$ , но и от  $y$ .

А.А. Бадягиным разработан приближенный метод градиентов изменения характеристик ЛА в зависимости от вариации параметров. **Метод основан на линеаризации малых (конечных) приращений.** Наиболее просто задача решается в тех случаях, когда за критерий оценки принимается величина взлетной массы самолета [4].

Метод градиентов основан на следующих допущениях:

- частные (локальные) изменения, если они вносятся одновременно, непосредственно не связаны между собой, являются независимыми и определяются конструктором;
- внося какие-либо изменения в проект, конструктор стремится сохранить заданную целевую нагрузку и основные летные данные согласно ТЗ или ТТТ;
- изменения малы, т.е. не превышают 10...15% исходного значения (чем больше величина изменений, тем больше погрешность метода).

На основании первого допущения полный дифференциал критерия оценки имеет вид:

$$dW = \frac{\partial W}{\partial i_1} di_1 + \frac{\partial W}{\partial i_2} di_2 + \dots + \frac{\partial W}{\partial i_n} di_n,$$

где  $i$  — параметр.

Считая, что дифференциалы и конечные приращения эквивалентны, можно записать:

$$\Delta W = \frac{\partial W}{\partial i_1} \Delta i_1 + \frac{\partial W}{\partial i_2} \Delta i_2 + \dots + \frac{\partial W}{\partial i_n} \Delta i_n.$$

Воспользуемся методом градиентов для решения интересующей нас задачи выбора схемных решений, обеспечивающих “жесткие” инфраструктурные ограничения.

Для примера рассмотрим  $i$ -й уровень иерархической структуры самолета. В качестве критерия возьмем взлетную массу самолета, а в качестве изменяемых независимых параметров — дополнительную массу какой-либо части самолета, обусловленную удовлетворением  $i$ -го инфраструктурного ограничения  $m_{\text{инфр}}$ , и приращение еще некоторых параметров  $i_n$ , влияющих на взлетную массу самолета:

$$\Delta m_0 = \frac{\partial m_0}{\partial m_{\text{инфр}}} \Delta m_{\text{инфр}} + \frac{\partial m_0}{\partial i_2} \Delta i_2 + \dots + \frac{\partial m_0}{\partial i_n} \Delta i_n.$$

Приближенно для **малых (конечных) приращений** можно считать [4], что приращения равны относительным массам соответствующих агрегатов и систем:

$$\frac{\partial m_{\text{инфр}}}{\partial m_0} \approx \frac{m_{\text{инфр}}}{m_0}.$$

Таким образом, в работе в качестве элементов характеристической матрицы будут использованы дополнительные относительные массы какой-либо части самолета, обусловленные удовлетворением  $i$ -го инфраструктурного ограничения  $m_{\text{инфр}}$ .

В табл. 1.1 приведены примеры значений в абсолютных и относительных размерах приращений взлетной массы в зависимости от увеличения:

- Массы пустого снаряженного самолета на 1%
- Взлетной массы самолета на тысячу килограммов
- Дальности перелета на сто километров
- Аэродинамического качества на одну единицу
- Скорости полета на десять километров в час
- Длины взлетно-посадочной полосы на сто метров

- Удельного расхода топлива двигателем на одну сотую килограмма топлива на килограмм-силу в час
- Тяговооруженности на 1%
- Удельной нагрузки на крыло на сто килограммов на один метр квадратный площади крыла.

Таблица 1.1

**Приращение взлетной массы на единицу параметра для дальнемагистральных самолетов, выполненных по схемам “летающее крыло” и “нормальная” (см. рис. 1.6)**

Параметр $i_n$	Приращение параметра	Приращение взлетной массы для ДМС-5 по схеме “летающее крыло”		Приращение взлетной массы для ДМС-7 по “нормальной” схеме	
		$\frac{\partial m_0}{\partial i_n}$	$\frac{\partial \bar{m}_0}{\partial i_n}$	$\frac{\partial m_0}{\partial i_n}$	$\frac{\partial \bar{m}_0}{\partial i_n}$
$\bar{m}_{п.с}$	1%	12881	3,29%	18402	3,94%
$m$	1000 кг	3180	0,812%	3789	0,811%
$L$	100 км	2854	0,728%	4195	0,898%
$K$	1	23678	6,03%	30043	6,43%
$V$	10 км/ч	4310	1,99%	6330	1,36%
$L_{ВПП}$	100 м	1783	0,455%	2748	0,588%
$C_P$	0,01	7031	1,79%	10355	2,22%
$\bar{P}_0$	1%	3434	0,876%	4848	1,04%
$P_0$	100 кг/м <sup>2</sup>	17300	3,06%	12000	2,57%

Широкие возможности для снижения затрат мощности на управление самолетом предоставляет путь уменьшения моментов инерции самолета.

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

$$\left\{ \begin{aligned} I_x &= \int_m (y^2 + z^2) dm = \int_V (y^2 + z^2) \rho dV = \iiint_{xyz} (y^2 + z^2) \rho dx dy dz; \\ I_y &= \int_m (x^2 + z^2) dm = \int_V (x^2 + z^2) \rho dV = \iiint_{xyz} (x^2 + z^2) \rho dx dy dz; \\ I_z &= \int_m (y^2 + x^2) dm = \int_V (y^2 + x^2) \rho dV = \iiint_{xyz} (y^2 + x^2) \rho dx dy dz, \end{aligned} \right. \quad (1.3)$$

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

Анализ выражений показывает, что момент инерции зависит только от формы тела и расположения масс относительно оси, а относительным критерием рациональности компоновки агрегатов в компоновочном поле может служить радиус инерции:

$$r_{xyz} = \sqrt{I_{xyz} / \sum_i m_i}; \quad (1.4)$$

$$r_{xyz} = \sqrt{I_{xyz} / \sum_i m_i}. \quad (1.5)$$

В то же время анализ имеющихся в [2, 4, 6, 10—14] формул для определения моментов инерции самолетов показывает, что они либо совсем, либо частично не учитывают особенностей компоновки самолета. Для удобства учета влияния компоновки агрегатов самолета на величину момента инерции выражения (1.5) запишем через теорему Штейнера в следующем виде:

$$I_{1-1} = I_{0-0} + m^* R_{1-0}^2. \quad (1.6)$$

Выражение (1.6) характеризует момент инерции тела относительно оси 1—1 через момент инерции тела относительно собственной оси инерции 0—0, массу и радиус-вектор между осями 1—1 и 0—0. Представление выражения для определения момента инерции позволяет явно, через расстояние, выраженное радиус-вектором, учесть изменения моментов инерции самолета в зависимости от компоновки агрегатов и систем самолета.

Поэтому в рамках исследования в качестве самостоятельного критерия рассмотрена относительная масса пустого снаряженного самолета, которая наглядно отражает объемно-весовую эффективность, а в связке с относительной массой топлива — и возможность создания самолета.

Относительная масса пустого снаряженного самолета является критерием, который отражает совершенство конструкции и компоновки и позволяет исключить из рассмотрения аэродинамические и летно-технические характеристики, а также требования к боевой операции. Математическое выражение для расчета относительной массы пустого снаряженного самолета можно записать так:

$$\overline{m}_{п.с} = \overline{m}_{с.у} + \overline{m}_{пл} + \overline{m}_{об} + \overline{m}_{сн}. \quad (1.7)$$

Каждое из слагаемых является суммой из относительных масс агрегатов, величины которых изменяются в процессе компоновки, и агрегатов, массы которых постоянны. Масса планера и, в частности, масса фюзеляжа является основным слагаемым, отражающим совершенство компоновки, т.к. фюзеляж формируется в процессе компоновки и его относительная масса намного больше относительных масс агрегатов, также формируемых в процессе компоновки и вошедших в другие слагаемые. Принимая целевую нагрузку, соответствующую одной и той же боевой операции, можно считать, что этот критерий дает информацию о запасе топлива, необходимом для выполнения полетного задания.

Задачу определения моментов инерции ЛА решают несколькими методами, которые ориентированы для использования на разных этапах проектирования [8]:

- аналитические методы;
- методы на основе экспериментальных исследований;
- статистические методы на основе весовых сводок;
- методы, основанные на численном анализе твердотельных моделей;
- методы определения моментов инерции на основе эмпирических коэффициентов распределения массы.

Так, например, момент инерции самолета может быть определен путем вычисления аналитических зависимостей, сформулированных на основе упрощенной геометрической модели (рис. 1.7).

Во многом выбор подхода к оценке моментов инерции определяется классом воздушного судна и спецификой проектных процедур: дальнемагистральные самолеты большой пассажиромести-

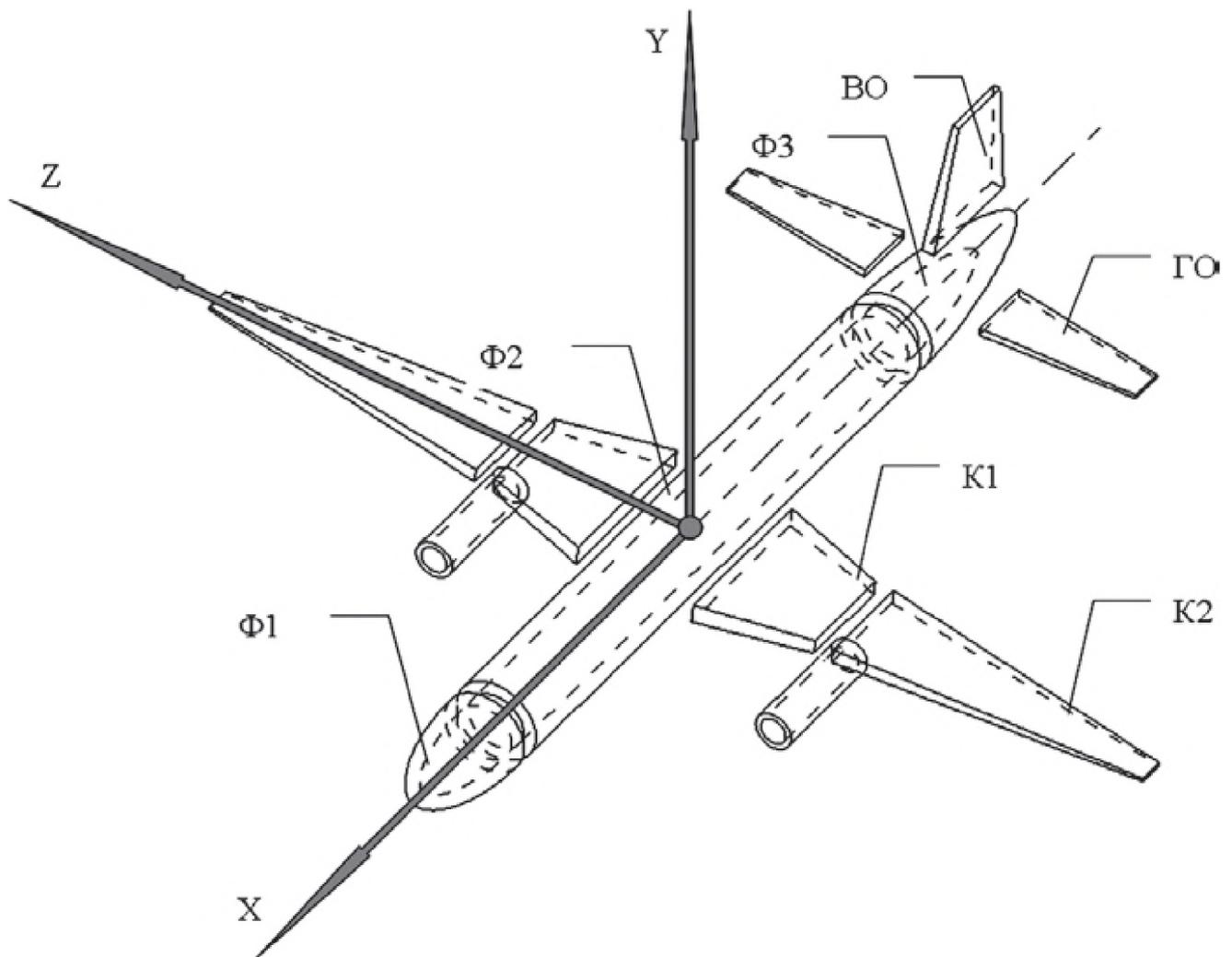


Рис. 1.7. Моментно-инерционная модель на основе геометрического моделирования

мости обладают достаточно большим удлинением крыла и, как следствие, значительной протяженностью в пространстве, поэтому возможен значительный разброс в распределении масс, что во многом уменьшает степень достоверности расчетов и требует применения моделей, чувствительных к частным параметрам распределения массы в зоне компоновки.

Получить приемлемую точность расчетов моментов инерции для самолетов нормальной аэродинамической схемы позволяет сравнительная простота форм самолета и наличие у него плоскости симметрии. Для самолетов классической схемы диапазоны компоновки основных агрегатов (силовая установка, шасси, планер, целевая нагрузка) предопределены, поэтому их приращение  $\frac{\partial i_j^2}{\partial m_0}$  при анализе малых приращений можно принять равным нулю,

что значительно сокращает и упрощает номенклатуру проектных массово-инерционных моделей и требования к ним.

В рамках рассматриваемой проблематики можно выделить несколько групп моделей:

- математические модели определения геометрических параметров компоновки;
- массовые модели систем и агрегатов самолета;
- моментно-инерционные модели, обобщающие информацию о геометрических и массовых характеристиках самолёта.

Можно представить, что в основе моментно-инерционных моделей лежат массовые и геометрические модели, которые являются, по сути, параметрами моментно-инерционных моделей.

Совокупность рассмотренных моделей и математические модели процедур компоновки на базе формальных и эвристических зависимостей позволяют сформировать метод синтеза моментно-инерционного облика самолета и обеспечить взаимную пространственную увязку основных элементов самолета, используя модель компоновочного трехмерного пространства.

*Глава 2.*  
**ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ СИНТЕЗА  
КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА**

---



---

При формировании облика самолета задача компоновки сводится к проведению процедур позиционирования в допустимом пространстве основных агрегатов и систем, составляющих самолет (рис. 2.1). Формализация процедур компоновки зависит от функционального назначения, геометрических, массовых, инерционных и многих других характеристик этих агрегатов и систем. Для некоторых типов самолетов влияние жестких компоновочно-инфраструктурных ограничений носит концептуальный характер (сверхзвуковые маневренные самолеты, грузопассажирские региональные самолеты вертикального взлета и посадки — СВВП, а также дальнемагистральные самолеты большой и сверхбольшой пассажировместимости — ДМС БП).

Свою лепту в этот процесс могут вносить, например, требования и ограничения моментно-инерционного облика по возможностям системы управления или ограничения на компоновку вооружения класса воздух-воздух при определении формообразования изнутри и жесткие инфраструктурные ограничения при формообразовании снаружи, а также ряд других ограничений, специфичных для определенных классов самолетов. Разрешение противоречий внутреннего и внешнего начала в формообразовании возможно посредством решения прямых и обратных методов компоновки самолета:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_j \bar{m}_j(x) - 1 = 0; \\ \sum_j \bar{m}_j(x)g - \sum_i (P_0^{XYZ})_i = 0; \\ \sum_j \bar{m}_j(x)gR_j - \sum_i (P_0^{XYZ})_i R_i = 0; \\ \sum_j \bar{m}_j(x)gR_j^2 \varepsilon_{XYZ} - \sum_i (P_0^{XYZ})_i L_i = 0. \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} \sum_j \bar{m}_j(x) - 1 = 0; \\ \sum_j \bar{m}_j(x)g - \sum_i (P_0^{XYZ})_i = 0; \\ \sum_j \bar{m}_j(x)gR_j - \sum_i (P_0^{XYZ})_i R_i = 0; \\ \sum_j \bar{m}_j(x)gR_j \varepsilon_{XYZ} - \sum_i (P_0^{XYZ})_i L_i = 0. \end{array} \right.$$

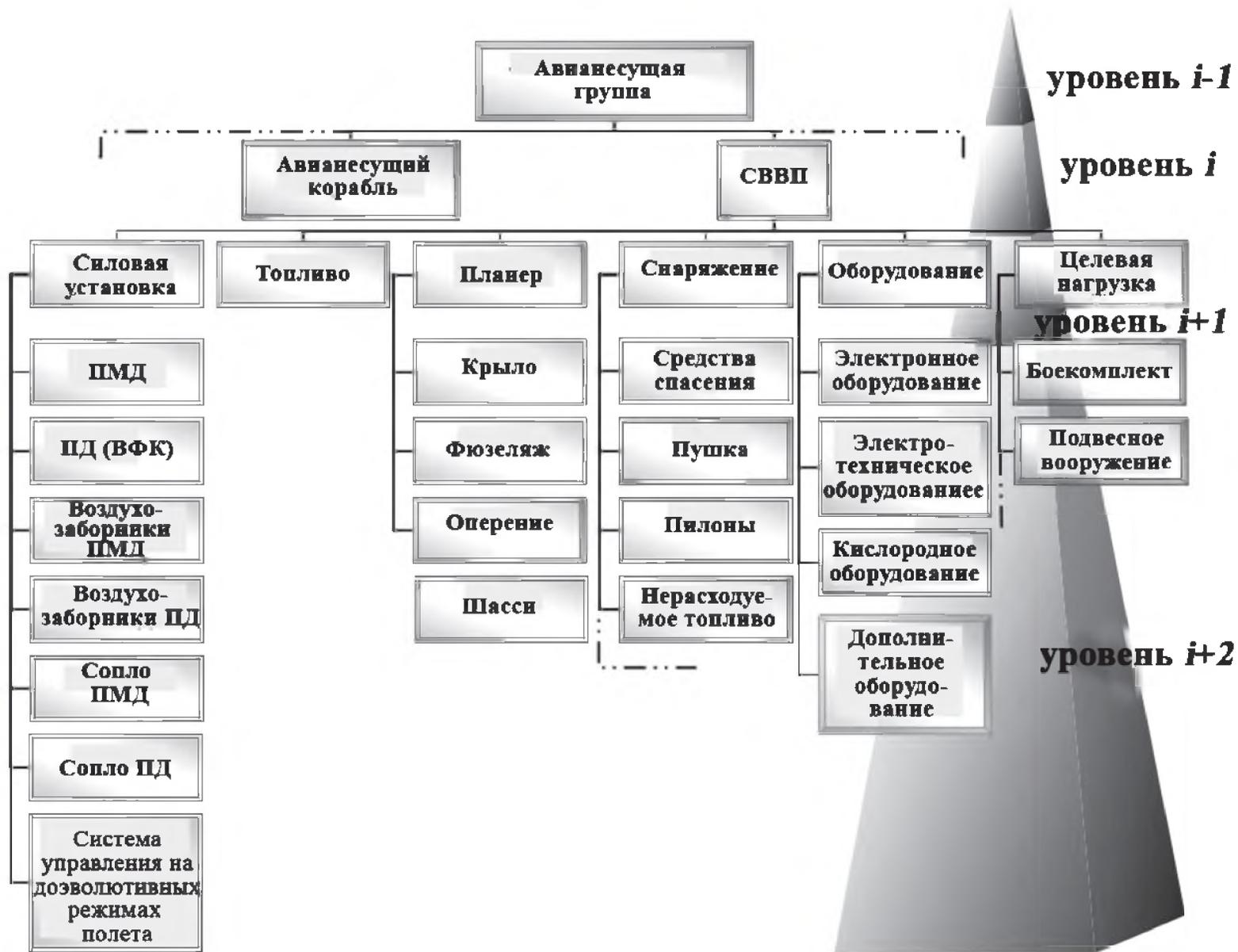


Рис. 2.1. Схема иерархической структуры самолета (структурная декомпозиция объекта исследования — СВП)

$$\begin{cases} \sum_j \bar{m}_j(x) - 1 = 0; \\ \sum_j \bar{m}_j(x)g - \sum_i (P_0^{XYZ})_i = 0; \\ \sum_j \bar{m}_j(x)gR_j - \sum_i (P_0^{XYZ})_i R_i = 0; \\ \sum_j \bar{m}_j(x)gR_j^2 \varepsilon_{XYZ} - \sum_i (P_0^{XYZ})_i L_i = 0. \end{cases}$$

На рис. 2.2 эти самолеты и другие типы летательных аппаратов показаны в пространстве инфраструктурных параметров: относительной дальности полета  $\bar{L}$ , относительной длины ВПП  $\bar{L}_{\text{ВПП}}$  и относительной степени оснащённости ВПП ( $S$ ). Причем СВВП и ДМС БП характеризуют предельно-противоположные грани этого пространства. Ограничения, наложенные со стороны существующей инфраструктуры, с ростом весовой размерности самолетов требуют более эффективного использования доступного пространства (рис. 2.2) за счет применения нетрадиционных схем ЛА (рис. 2.3), что неизбежно приводит к увеличению радиусов инерции отдельных агрегатов и моментов инерции ЛА. При этом необходимо учи-

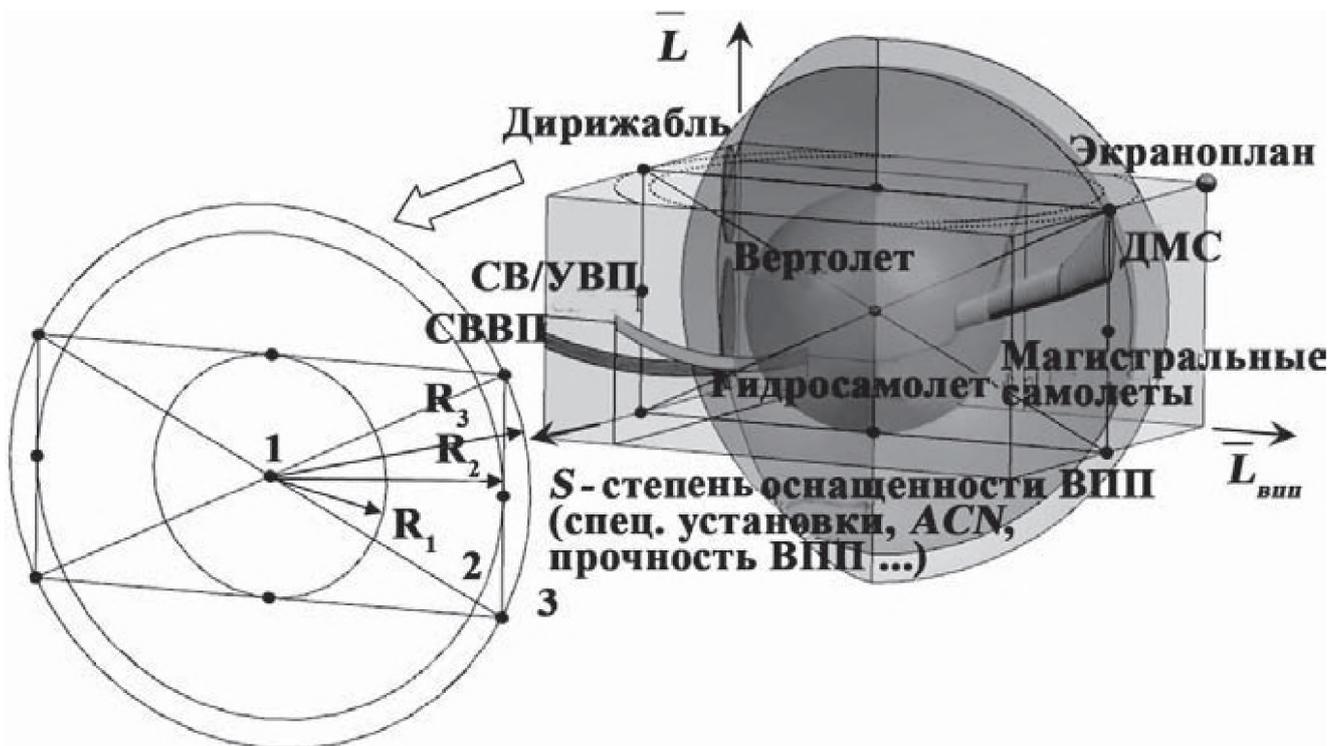


Рис. 2.2. Объекты авиационной техники в пространстве инфраструктурных параметров

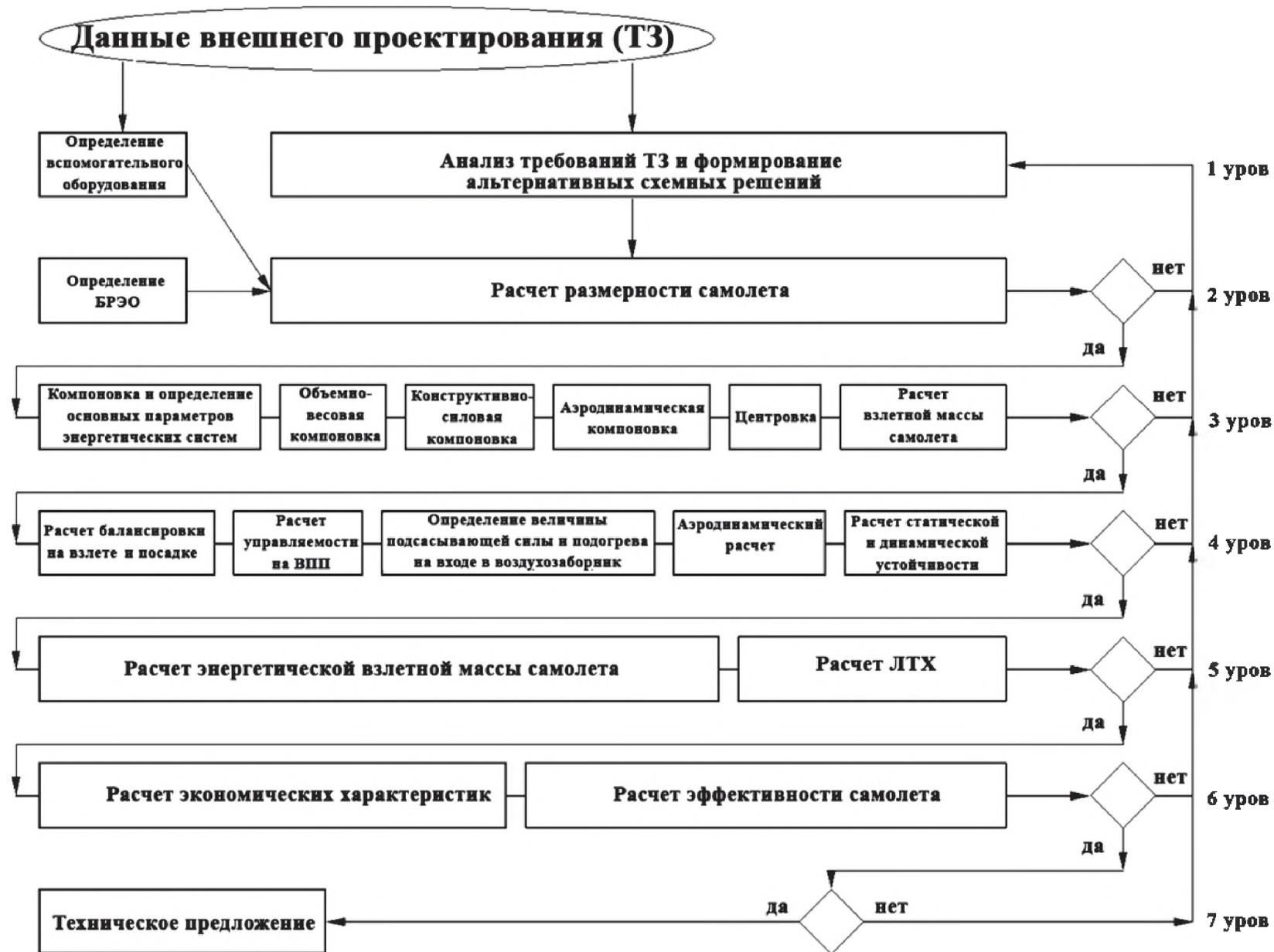


Рис. 2.3. Схема формирования облика самолета (процедурная декомпозиция процесса ФОС)

тывать, что моменты инерции большинства агрегатов зависят от полного момента инерции самолета.

Структурно-параметрический синтез компоновочной схемы, по сути, является вторым витком диалектической спирали. На этапе компоновки (рис. 2.3) решается триединая задача аэродинамической, объемно-весовой и конструктивно-силовой компоновок. В рамках аэродинамической компоновки происходит уточнение параметров, полученных при выборе схемы самолета, и характеристик, отражающих внешний облик самолета. При объемно-весовой компоновке происходит размещение функциональных элементов внутри заданной конфигурации ЛА и расчет массово-инерционных характеристик. Этап синтеза компоновочной схемы направлен на разрешение противоречий между требованиями внутренней компоновки и формированием внешних обводов самолета. С целью минимизации числа итераций и обеспечения сходимости компоновки необходимо выявить критичный фактор этого процесса и относительно него провести построение компоновочных процедур в единый алгоритм. Инфраструктурные ограничения оказывают концептуальное влияние как на формирование допустимого компоновочного пространства, так и на процедуры позиционирования в нем агрегатов и систем самолета.

Часто “жесткость” инфраструктурных ограничений однозначно обуславливает компоновочное пространство. Это обстоятельство приводит к рациональности решения “обратной” задачи компоновки, когда облик самолета обусловлен и формируется от ограниченного компоновочного пространства. *При этом реализация “обратной” задачи компоновки исходит из выявления компоновочного пространства и декомпозиции его по характеристическим признакам.* В качестве последних выступают как признаки, однозначно определяемые инфраструктурными требованиями (габариты самолета), так и более многозначные признаки (центровка, моменты инерции, удельная плотность). Характеристические признаки несут концептуальную составляющую как для отдельных агрегатов, так и для самолета в целом. Реализация построения компоновочных процедур относительно критичного фактора приводит к декомпозиции компоновочных процедур и выявлению очередности их проведения.

В обобщенном виде проектная задача отыскания рациональных значений параметров облика самолета представляется как за-

дача многокритериальной дискретной оптимизации. Ее в общем виде можно сформулировать так: определить вектор конструктивных параметров  $X^* \in X_{\text{доп}}$ , где  $X_{\text{доп}}$  — множество допустимых вариантов проектно-конструкторских решений. Вектор конструктивных параметров  $X^*$  состоит из элементов, которым соответствует минимальное значение целевой функции  $F(x,u)$ , связывающей параметры и характеристики проекта на множестве ограничений  $U$ :

$$X^* = \arg \min_{\substack{x \in X \\ u \in U}} F(x,u), \quad (2.1)$$

где  $X = X(x_i)$  — вектор параметров проекта;  $U = U(u_i)$  — вектор ограничений.

По результатам анализа исходных данных, полученных на этапе внешнего проектирования, формируется множество требований и ограничений  $U = U(u_i)$ . Размерность вектора  $i$  определяется заданием на проект. Те требования, которые носят вербальный характер, необходимо заменить их математическими эквивалентами. На рис. 2.4 представлена схема, отражающая методику поиска элементов вектора схемных решений, позволяющих удовлетворить множеству требований и ограничений  $U = U(u_i)$ .

Эти зависимости характеризуют каждое проектно-конструкторское решение  $x_{ij}$ , записанное ранее в матрицу проектно-конструкторских решений  $[X_{ij}]$  в вербальном виде. Число таких матриц и их характеристический состав определяются проектировщиком индивидуально для каждого конкретного случая.

Результатом работы на этом этапе являются выявленные альтернативные векторы рациональных схемных решений. Синтезированные новые схемные решения, как правило, получаются в результате разрешения диалектических противоречий.

Поиск нового решения — это, прежде всего, глубокий анализ преимуществ и недостатков старых решений и синтез на их базе нового решения, являющегося результатом решения поставленной задачи на новом техническом уровне.

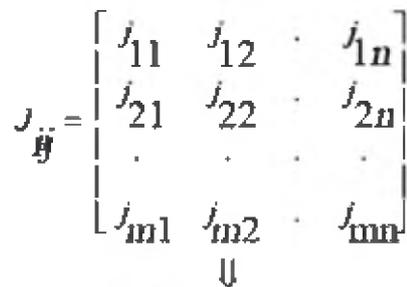
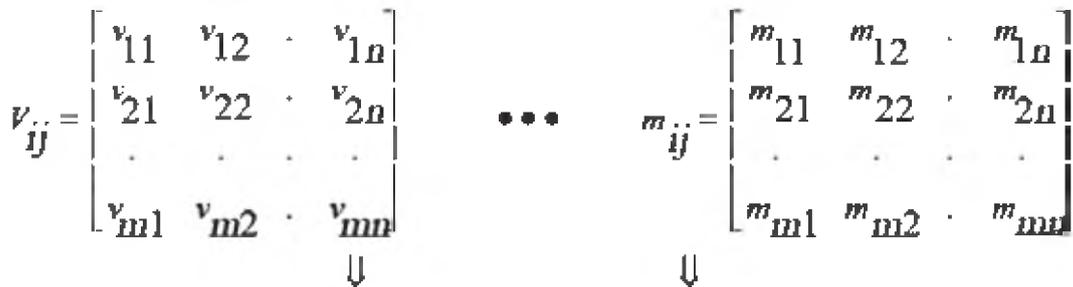
Для корректного решения задачи проектирования самолета необходимо отыскание допустимого вектора проектных параметров  $X$ , что требует решения системы уравнений увязки облика самолета, которая в обобщенном виде может быть записана в виде:

$$\begin{cases}
 \sum_j \bar{m}_j(x) - 1 = 0; \\
 \sum_j m_j(x)g - \sum_i (P_0^{XYZ})_i = 0; \\
 \sum_j m_j(x)gR_j - \sum_i (P_0^{XYZ})_i R_i = 0; \\
 \sum_j m_j(x)gR_j^2 \varepsilon_{XYZ} - \sum_i (P_0^{XYZ})_i L_i = 0.
 \end{cases}
 \quad (2.2)$$



⇓

Характеристические матрицы



$$X^* = \begin{bmatrix} x_{1n} & x_{2n} & \dots & x_{mn} \end{bmatrix}$$

Вектор схемных решений,  
удовлетворяющих ТЗ

Рис. 2.4. Выбор схемных решений

В (2.2) в перечисленном порядке приведены уравнения, обеспечивающие условия:

- массового баланса
- энергетического баланса
- балансировки
- управляемости на доэволютивных режимах полета:

$(P_0^{XTZ})_i$  — вектор тяги  $i$ -го элемента энергетических систем;

$m_j$  — масса  $j$ -го элемента самолета;

$\vec{g}$  — ускорение свободного падения;

$R_i$  — радиус-вектор  $i$ -го элемента энергетических систем;

$R_j$  — радиус-вектор центра масс  $j$ -го элемента самолета;

$L_i$  — плечо органов управления;

$\varepsilon_{XYZ}$  — угловое ускорение.

Полученная система уравнений представляет собой систему четырех нелинейных уравнений относительно параметров увязки облика самолета, в качестве которых выступают радиус-векторы точек привязки агрегатов и органов энергетических систем. Решение такой системы традиционными методами затруднительно, так как число агрегатов, координаты привязки которых необходимо найти, составляет уже на  $i+2 = M$  уровне  $k > 1000$ , а число векторов тяг энергетических систем  $n > 10$ . Поэтому для ряда типов летательных аппаратов число уравнений в системе сокращают, представляя требования, налагаемые этими уравнениями, в виде ограничений и фактически сводя систему уравнений к решению уравнения массового баланса.

Однако для некоторых типов перспективных самолетов, таких как СВВП и ДМС БП, наряду с необходимостью решения традиционного уравнения массового баланса очень актуальна необходимость корректного решения уравнения моментно-инерционного баланса.

В этом случае решение уравнения массового баланса характеризуется определением массы самолета и выявлением групп элементов, масса которых известна, а также контролем над соотношением масс отдельных агрегатов и систем самолета по уравнению массового баланса самолета:

$$m = \sum_j \bar{m}_j, \quad (2.3)$$

где  $\bar{m}_j$  — относительная масса  $j$ -го элемента самолета.

Данное выражение демонстрирует зависимость основных составляющих уравнения массового баланса от параметров агрегатов и систем самолёта.

Далее происходит формирование схемных решений в облике самолёта. На основе принятых схемных решений в зависимости от заданной массы целевой нагрузки, оборудования и снаряжения проводится формирование компоновочной схемы самолёта, которая состоит во взаимной пространственной увязке основных компоновочных элементов самолёта и определении моментов инерции самолета:

$$\left\{ \begin{array}{l} I_{00X} = \iiint_{xyz} r_x^2 dm; \\ I_{00Z} = \iiint_{xyz} r_z^2 dm; \\ I_{00Y} = \iiint_{xyz} r_y^2 dm. \end{array} \right. \quad (2.4)$$

Моментно-инерционная компоновка происходит на базе выбранной схемы, определяющей основные параметры. В процессе компоновки определяются внешние и внутренние формы, компоновочная полезная нагрузка, оборудование, снаряжение, размещаются агрегаты СУ и т. д.

Компоновочное пространство описывается системой неравенств вида  $f(x,y,z) \leq 0$ . В качестве примера для палубного самолета, базирующегося на палубе авианесущего крейсера, неравенства будут обусловлены габаритами лифта подъемника:

$$\left\{ \begin{array}{l} f(x) - L_{\text{лиф}} \leq 0; \\ f(y) - H_{\text{лиф}} \leq 0; \\ f(z) - B_{\text{лиф}} \leq 0. \end{array} \right. \quad (2.5)$$

Если рассматривать вопрос в целом, то, с точки зрения объемно-весовой компоновки, оптимальной компоновкой будет обладать самолет, для которого внешний обвод получен в результате позиционирования всех агрегатов с соблюдением условий на внутреннюю компоновку. Это условие гласит, что процесс компоновки должен быть критичен не только относительно трех осей коорди-

нат и в трех плоскостях, но и относительно любого произвольного радиус-вектора точки привязки агрегатов и систем самолета, начинающегося из центра масс самолета:

$$\vec{R} = \min \left\{ \left[ \vec{R}_i(\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}) \right] \right\}. \quad (2.6)$$

Характерной чертой компоновки при критичности (известности) габаритных ограничений является возможность определения пространственной увязки агрегатов, которые однозначно обуславливают положение реального центра масс самолета, уже в первой итерации. Это обстоятельство позволяет вести компоновку от некоего *виртуального центра*. В качестве него удобно выбрать начало связанной системы координат, которое совпадает с реальным центром масс самолета. Эту виртуальную точку в дальнейшем будем *называть виртуальным центром масс (ВЦМ)*. При этом задача компоновки сводится к расположению и взаимной увязке агрегатов в компоновочном пространстве, обусловленном инфраструктурными ограничениями, и приведению реального центра масс к виртуальному. Взаимная увязка агрегатов и систем сводится к проведению формально-эвристических процедур. Решая системы линейных уравнений компоновки вида  $f(x, y, z) = 0$ , получаем координаты искомых точек привязки агрегатов. Порядок решения уравнений компоновки определяется эвристическими моделями.

Оценка компоновки проводится по частным критериям эффективности самолёта, что позволяет исключить из рассмотрения заведомо неэффективные варианты. Большинство из частных критериев являются взаимосвязанными, что не позволяет их использовать при оценке проектов, т.к. необходимость введения весовых коэффициентов приводит к субъективным оценкам.

Далее производится выявление групп элементов, для которых известны масса и зоны компоновки, а также контроль над соотношением моментов инерции отдельных агрегатов и систем самолета. В совокупности это позволяет сформировать уравнение существования самолета в моментах инерции, которое, например, для оси  $OX$  будет иметь вид:

$$I_{OX} = \sum_{j=1}^n I_{j\text{соб}} + \sum_{j=1}^n I_{j\text{пер}} \quad (2.7)$$

или

$$I_{OX} = I_{п.н} + I_{сн} + I_{об} + I_{с.у} + I_{с.у.р} + I_{т} \dots + I_{к}. \quad (2.8)$$

Здесь  $I_{OX}$  — момент инерции самолета относительно оси  $OX$ ;  $I_{j\text{соб}}$  — собственный момент инерции  $j$ -го агрегата;  $I_{j\text{пер}}$  — переносной момент инерции  $j$ -го агрегата;  $I_{п.н}$  — момент инерции полезной (коммерческой) нагрузки (пассажиры и их багаж, грузы и т.д.);  $I_{сн}$  — момент инерции снаряжения и оборудования, которое обеспечивает определенные условия комфорта и размещения полезной нагрузки на борту;  $I_{об}$  — момент инерции оборудования, которое обеспечивает эксплуатацию самолета в заданных условиях (пилотажно-навигационное оборудование, энергетическое оборудование и т.д.);  $I_{с.у}$  — момент инерции силовой установки;  $I_{с.у.р}$  — момент инерции системы управления рулями самолета;  $I_{т}$  — момент инерции топлива на борту самолета;  $I_{к}$  — момент инерции конструкции самолета (фюзеляж, крыло, оперение, шасси).

Решать данное уравнение относительно  $I_{OX}$  в явном виде затруднительно, эту операцию целесообразно выполнять с использованием уравнения моментно-инерционного баланса самолета в относительном виде:

$$\bar{I}_{OX} = \frac{\sum_{j=1}^n I_j}{I_{OX}} = \frac{\sum_{j=1}^n m_j i_j^2}{m_0 i_0^2} = \sum_{j=1}^n \bar{m}_j \bar{i}_j^2. \quad (2.9)$$

Тогда уравнение существования в относительных моментах приобретает вид:

$$1 = \sum_{j=1}^n \bar{I}_{j\text{соб}} + \sum_{j=1}^n \bar{I}_{j\text{пер}}. \quad (2.10)$$

В результате для данных классов летательных аппаратов получаем систему уравнений существования, отражающую ограничения по всем шести степеням свободы. Соответственно поступательные степени отражены в уравнении массового баланса, а вращательные степени свободы находят отражение в уравнениях моментно-инерционного баланса:

$$\left\{ \begin{array}{l} 1 = \sum_{i=1}^n \bar{m}_i; \\ 1 = \sum_{j=1}^n \bar{I}_{jOX}; \\ 1 = \sum_{k=1}^n \bar{I}_{kOZ}; \\ 1 = \sum_{n=1}^n \bar{I}_{nOY}. \end{array} \right. \quad (2.11)$$

Решение данной системы уравнений представляет собой сложный многоитерационный процесс. При этом проектирование происходит в условиях, когда на систему в целом уже наложены некоторые требования и ограничения. В свою очередь, задача проектирования состоит в формулировании требований и ограничений, в рамках которых будет проходить проектирование отдельных агрегатов.

В табл. 2.1 на примере нескольких объектов авиационной техники показаны критичные факторы и процессы, обусловленные “жесткими” инфраструктурными ограничениями.

Таблица 2.1

**Матрица проектно-конструкторских ограничений**

№	Тип самолета	Инфраструктурное ограничение	Критичный фактор или процесс
1	СВВП	Длина взлетно-посадочной полосы	Минимизация моментов инерции из условия минимизации затрат тяги ПМД на доэволютивных режимах полета
2	СВВП с комбинированной СУ и одним ПМД	Длина лифта подъемника на палубе авианесущего крейсера	Компоновка вдоль оси $OX$

№	Тип самолета	Инфраструктурное ограничение	Критичный фактор или процесс
3	Транспортный СВВП с комбинированной СУ	Ширина лифта подъемника на палубе авианесущего крейсера	Компоновка вдоль оси $OZ$
4	Самолет дальнего радиолокационного обзора палубного базирования	Высота лифта подъемника на палубе авианесущего крейсера	Компоновка вдоль оси $OY$
5	СВВП с единой СУ и двумя ПМД	Ширина лифта подъемника на палубе авианесущего крейсера	Компоновка вдоль осей $OZ$ , $OX$ , $OY$ , обусловленная внутренним отсеком вооружения
6	ДМСВП	Инфраструктурные ограничения	Выбор рациональной моментно-инерционной компоновки вдоль осей $OZ$ , $OX$ , $OY$ , обусловленный возможностями системы управления

В результате компоновки определяются как геометрические характеристики самолета в целом, так и характеристики внутреннего позиционирования каждого его агрегата. Это обстоятельство является необходимым условием для расчета взлетной массы самолета во втором приближении и проведения центровки. Во втором приближении взлетная масса самолета определяется как сумма масс отдельных агрегатов и систем, массы которых посчитаны по эмпирическим зависимостям с учетом результатов компоновки,

$$(m_0)_{II} = \sum_i m, \quad (2.12)$$

т.е. только тогда, когда геометрический облик сформирован, появляется возможность определить размерность (например, взлетную массу) самолета.

В третьем приближении масса конструкции планера определяется по конечно-элементной модели с учетом спектров нагружения

и информации о массово-инерционных характеристиках, полученных в предыдущих приближениях. При переходе от этапа к этапу происходит процесс усложнения моделей, увеличение числа входной информации, однако параллельно растет и точность расчетов.

Завершается компоновка проверкой условия приведения (совпадением) реального центра масс к виртуальному центру масс, что является необходимым, но не достаточным условием сходимости процесса компоновки самолета.

## Глава 3.

# ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ КОМПОНОВОЧНЫХ РАБОТ

---

---

### 3.1. Физическая постановка задачи автоматизированной компоновки

При автоматизации проектирования любой техники на результат проектирования оказывает существенное влияние качество компоновки (т.е. размещения необходимого оборудования и полезной нагрузки). Развитие современной техники, прежде всего транспортной, и особенно авиационно-космической, рост требований к ней и повышение плотности компоновки заставляют конструкторов постоянно совершенствовать методы автоматизации проектирования.

На рис. 3.1 для иллюстрации этого положения показаны два самолета разных эпох примерно одинаковой взлетной массы (30 т): самолет “Максим Горький” (СССР, 30-е годы (рис. 3.1,а)) и современный самолет Су-24 (рис. 3.1,б).

Очевидно, что качество компоновки любого технического изделия во многом определяет его техническое совершенство и эксплуатационные характеристики. Особенно эта проблема актуальна для транспортного машиностроения, где увеличение габаритных размеров вызывает дополнительное сопротивление окружающей среды при движении транспортного средства; исключительно важна эта проблема для авиационной и ракетно-космической техники с ее высокими скоростями полета, сложными геометрическими формами и высокой плотностью компоновки.

*В общем виде под компоновкой понимают совокупность геометрических тел, пространственное положение которых зафиксировано относительно общей системы координат и удовлетворяет заданным требованиям.* Задачи компоновки присутствуют

при проектировании любых технических объектов, но наибольшую сложность они имеют при компоновке.

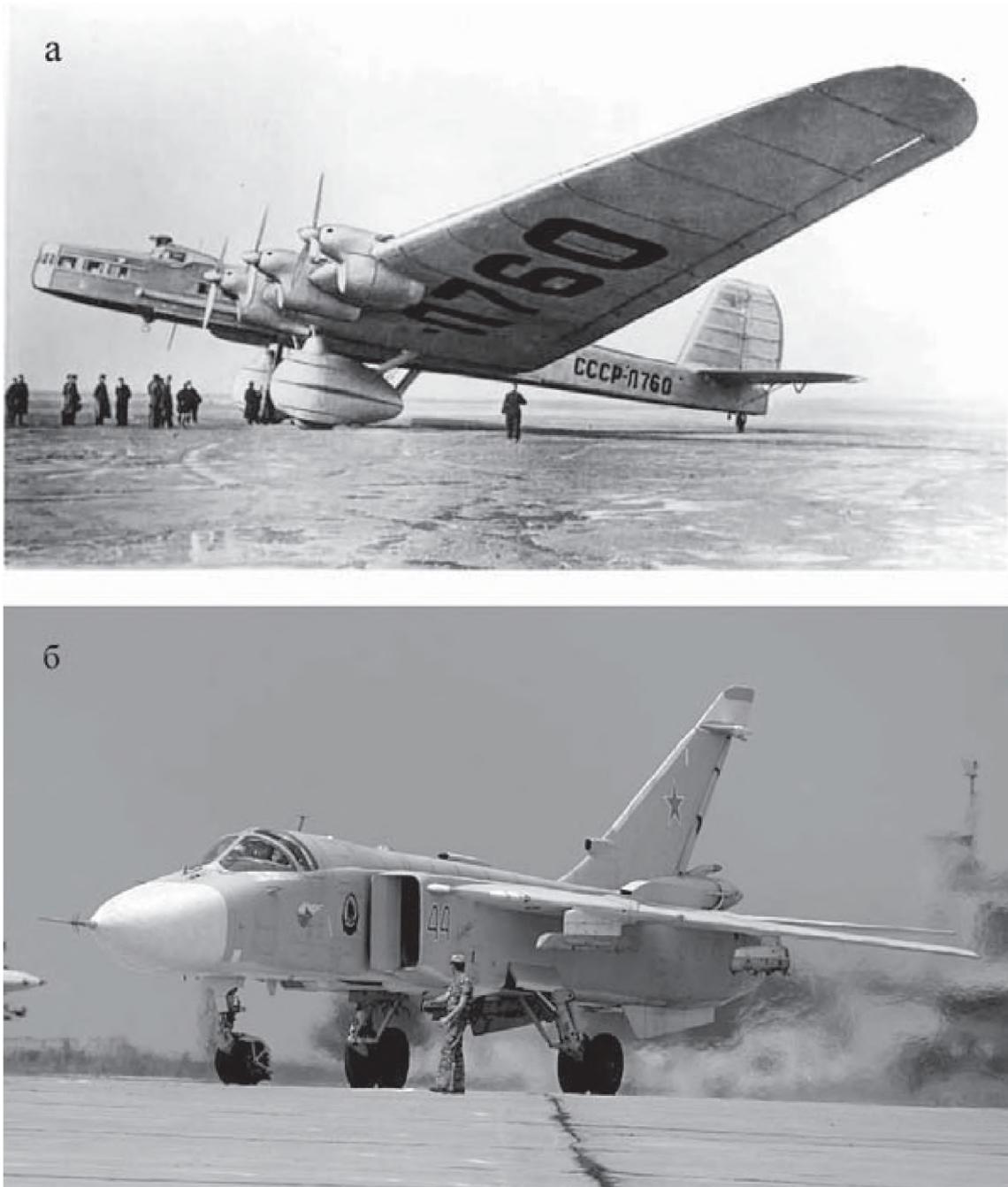


Рис. 3.1. Самолеты примерно одинаковой взлетной массы  
разных эпох:  
*а* — 30-годы XX века; *б* — наши дни

Компоновочные задачи возникают на всех стадиях проектирования ЛА. На этапе технического предложения, когда результаты технического задания используются для формирования предварительного облика ЛА, на основании статистических данных прово-

дится оценка возможности размещения требуемого состава размещаемых агрегатов. На этапе эскизного проектирования данные для компонования определены с достаточной степенью точности, позволяющей произвести расчет различных вариантов компоновки, на основании которых выбирается вариант, используемый для изготовления макета. Этот вариант и служит базой для дальнейших конструкторских проработок, проведения прочностных расчетов и уточнения требований к системе управления. Рабочее проектирование компоновки предусматривает уточнение компоновки по результатам ее конструкторской проработки.

Вся перечисленная последовательность операций повторяется на этапе доработки изделия, при котором происходит изменение состава, геометрических форм или физических характеристик компонуемых объектов, что приводит к необходимости перекомпонования всего отсека.

При компоновании оборудования и агрегатов руководствуются следующими соображениями:

1. Размещение производится в определенных, строго ограниченных объемах сложных геометрических форм, в общем случае не связанных между собой и имеющих к тому же внутри себя области запрета для размещения (переборки и другие силовые элементы).

2. Имеется ряд компонуемых объектов, размещение которых в ЛА строго определено (пульты управления, антенны, фотооборудование и т.п.). В ряде случаев возникает проблема взаимной совместимости компонуемого оборудования и отсеков (по условиям вибрации, температуры, давления и т.п.). Для некоторых компонуемых объектов добавляется необходимость при их размещении учитывать направление полета.

3. Для некоторых компонуемых объектов при их компоновании необходимо учитывать их взаимное влияние. Так, наиболее близкое взаимное расположение компонуемых объектов желательно в тех случаях, когда это позволяет, например, уменьшить массу связывающей их кабельной сети или повысить их помехозащищенность; в ряде случаев компонуемые объекты могут оказаться несовместимыми (для уменьшения теплового, электромагнитного и т.п. влияния друг на друга).

4. Необходимо обеспечение зон обслуживания скомпонованных объектов (т.е. обеспечение возможностей их монтажа, замены и обслуживания). Требования к доступу к этим объектам могут

быть разделены на две категории: “Для полета” и “Для наземного обслуживания”.

Необходимо отметить, что наметилась тенденция к централизации размещения компонуемых объектов на ЛА (т.е. такого компонования, при котором все или большинство компонуемых объектов, входящих в состав какой-либо системы ЛА, размещаются в одном определенном отсеке ЛА, называемом техотсеком). Размещение объектов в техотсеках позволяет уменьшить длину и массу связывающих сетей, облегчает задачу размещения, наладки, обеспечения условий функционирования и технической эксплуатации размещенных объектов (рис. 3.2).

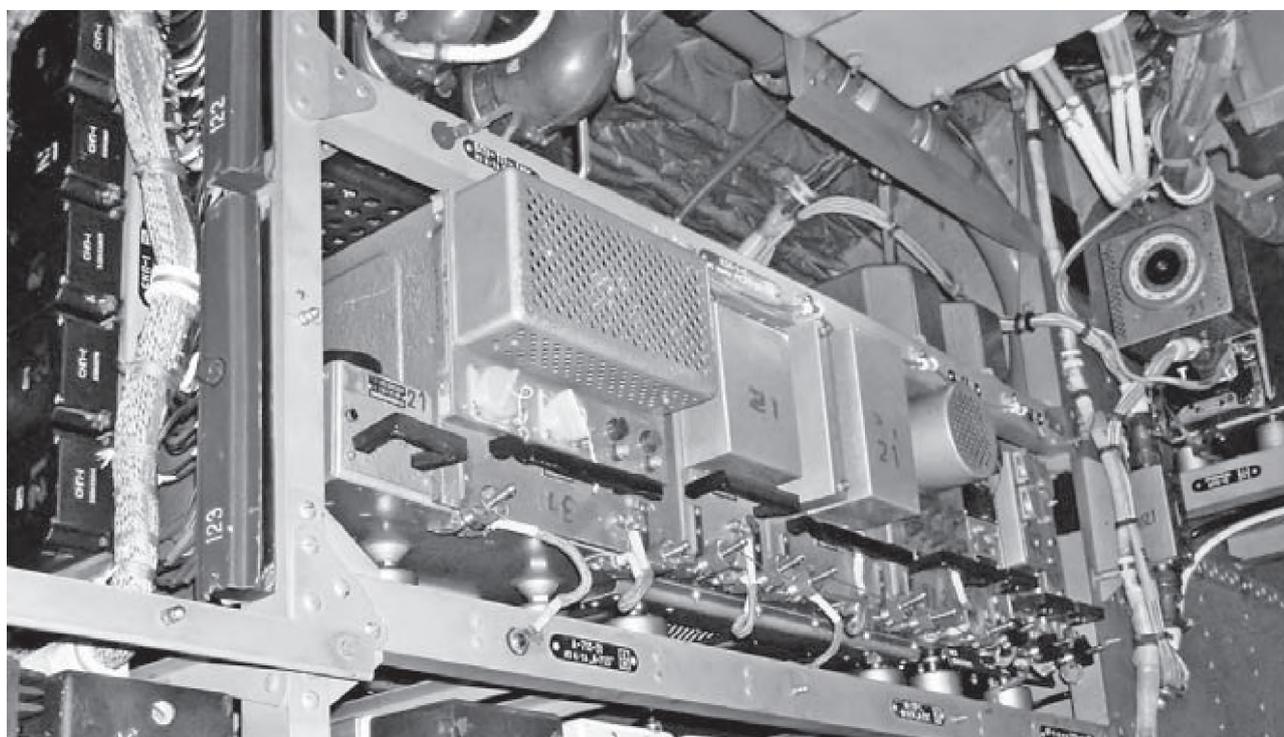


Рис. 3.2. Оборудование, размещенное в техническом отсеке самолета

При компоновке ЛА необходимо выполнение следующих требований:

1. Обеспечение заданной центровки ЛА (т.е. заданного положения центра масс — ЦМ скомпонованных объектов) относительно выбранной системы координат ЛА. Требование обеспечения центровки является важнейшим для обеспечения устойчивости и управляемости ЛА. В ряде случаев задаются дополнительные ограничения на момент инерции скомпонованных объектов, значение которого влияет на динамические характеристики ЛА.

2. Снижение массы ЛА (что позволяет значительно повысить эффективность ЛА). Основным резервом снижения массы ЛА за счет рациональной компоновки является уменьшение длины и, как следствие, уменьшение массы коммуникационной сети (на современных ЛА коммуникационная сеть обладает массой, соизмеримой с массой обслуживаемой аппаратуры). Рациональное размещение позволяет также уменьшить массу силовых элементов, необходимых для установки компонуемых объектов на борту ЛА.

Требование снижения массы ЛА органически сочетается с вышеприведенным требованием обеспечения заданной центровки ЛА. Это связано с тем, что при выходе положения ЦМ за установленные пределы для обеспечения заданной центровки необходима установка дополнительных центровочных грузов, являющихся тем “штрафом по массе”, который необходимо заплатить в данном варианте компоновки.

3. Повышение степени использования объемов отсека ЛА, что также влияет на его эффективность в силу резко ограниченного объема отсека ЛА. Вызванное нерациональной компоновкой увеличение объемов отсеков приводит повышению лобового сопротивления ЛА и к увеличению массы отсека.

4. Обеспечение заданной надежности функционирования скомпонованных объектов, что является одной из важнейших составляющих эффективности ЛА. Надежность скомпонованного оборудования в значительной степени зависит от его условий работы (уровней вибрации, перепада давлений, температурного режима и т.д.), что, в свою очередь, определяется местом расположения этого оборудования в отсеках ЛА.

5. Снижение трудозатрат на монтаж и техническое обслуживание оборудования. Это достигается обеспечением зон досягаемости скомпонованных объектов с учетом требуемой частоты регламентных работ (или надежностью) скомпонованных объектов, трудоемкостью их монтажа и демонтажа.

6. Обеспечение эргономических характеристик взаимодействия экипажа со скомпонованными объектами, что позволяет уменьшить физическую и психологическую нагрузку на экипаж ЛА и тем самым повысить безопасность полетов. В основном это требование относится к расположению в кабине экипажа приборного оборудования и органов управления.

Очевидно, что перечисленные требования противоречивы (например, стремление снизить трудозатраты при монтаже и техни-

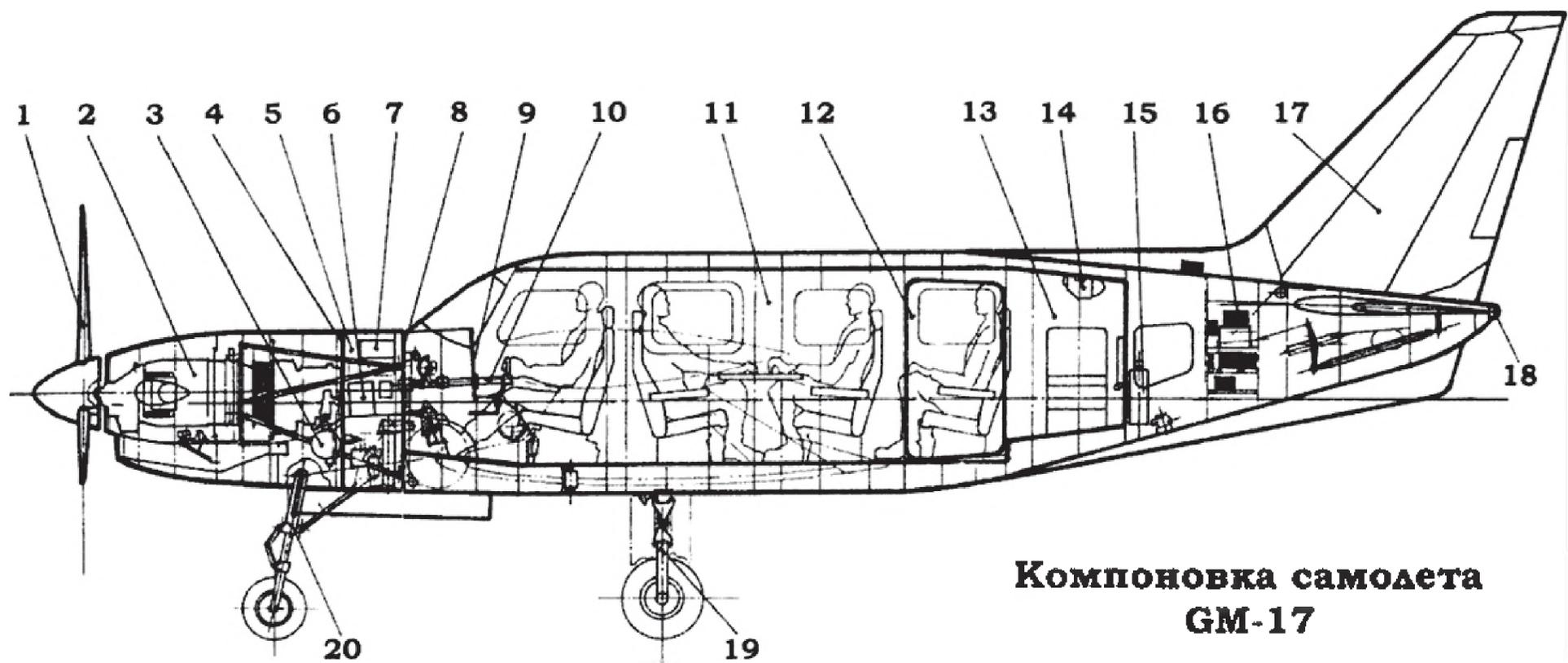
ческом обслуживании потребуют создания менее плотных компоновок, что ухудшит использование объемов отсека и приведет к увеличению его массы). Поэтому получение рациональных компоновок связано с нахождением разумных компромиссов между перечисленными требованиями.

Традиционно проблема компоновки при проектировании техники решалась в несколько этапов:

1. С использованием компоновочных чертежей, на которых еще на этапе проектирования определялись необходимые размеры для размещаемого оборудования и эргономически оправданные пространства для персонала (рис. 3.3). На заре авиации компоновка осуществлялась на основе опыта изготовления и эксплуатации предыдущих образцов авиационной техники, однако внедрение чертежного способа проектирования позволило производить поиски приемлемых проектных решений на чертежах и тем самым отделить процесс проектирования самолетов от его производства [1, 2].

2. Физические макеты, на которых в масштабе или в натуральную величину отрабатывались компоновочные решения. При высокой плотности компоновки современной техники даже самое тщательное выполнение чертежей компонуемых объектов не исключает возможность случаев взаимного пересечения компонуемых объектов. Эти коллизии проектирования позволяют устранить физические макеты компоновок. Большим преимуществом физических макетов является высокая степень наглядности, принципиально не доступная плоским чертежам.

Понятно, что при всей привлекательности физических моделей их изготовление длительное, дорогое, а главное — не обеспечивает требуемую точность моделирования. Так, если макет выполнен в масштабе 1:10, то неизбежная погрешность изготовления физического макета (например  $\pm 1$  мм) перерастет, с учетом масштаба, в недопустимые  $\pm 10$  мм на реальном изделии. Но физическое моделирование в натуральную величину, выполненное из легкообрабатываемых материалов (дерево, фанера, пенопласт, легкие сплавы), значительно удлинняет и удорожает проектирование авиационно-космической техники. Поэтому в судо- и авиастроении долгое время использовалось так называемое “плазово-шаблонное производство”, при котором чертежи выполняются в натуральную величину, а затем, на их основе, выполняются снятые с плаза шаблоны, из которых и собирается физический макет.



**Компоновка самолета  
GM-17**

Рис. 3.3. Пример компоновочного чертежа самолета:

1 — воздушный винт V-510; 2 — двигатель М-610Е; 3 — система пожаротушения; 4 — противопожарная перегородка; 5 — электрооборудование; 6 — аккумуляторная батарея 20НКВН-25; 7 — гидросистема; 8 — герметичная перегородка; 9 — приборная доска; 10 — управление; 11 — пассажирский салон; 12 — входная дверь (слева); 13 — багажное отделение; 14 — кондиционер; 15 — кислородная система; 16 — пилотажно-навигационное оборудование; 17 — хвостовое оперение; 18 — хвостовой бортовой авианавигационный огонь; 19 — главные опоры шасси; 20 — носовая опора шасси

Впервые в мировом авиастроении метод макетирования компонентов применил в 1925 году советский авиаконструктор А.Н. Туполев. Сначала по готовым чертежам изготавливался деревянный макет нового самолета в натуральную величину, а затем на этом макете отрабатывались все детали размещения полезного груза и приборного оборудования. В те годы метод физического макетирования позволил максимально эффективно устранять все ошибки конструкторов, допущенные на “бумажном” этапе проектирования, и тем самым сократить время на запуск самолета в производство.

Плазово-шаблонный метод более пятидесяти лет оставался основным методом подготовки производства авиационной техники, не потерял он своего значения и в наши дни. Использование компьютерных технологий описания геометрических формы и оборудования с числовым программным управлением (ЧПУ), а также современных материалов значительно облегчает изготовление физических макетов (рис. 3.4). Хотя изготовление физического макета дело длительное, сложное и дорогое, даже сейчас, при развитии современных информационных технологий, физические макеты широко используются при отработке эргономичности транспортной техники, так как ни один электронный макет изделия не может показать все особенности спроектированной конструкции.

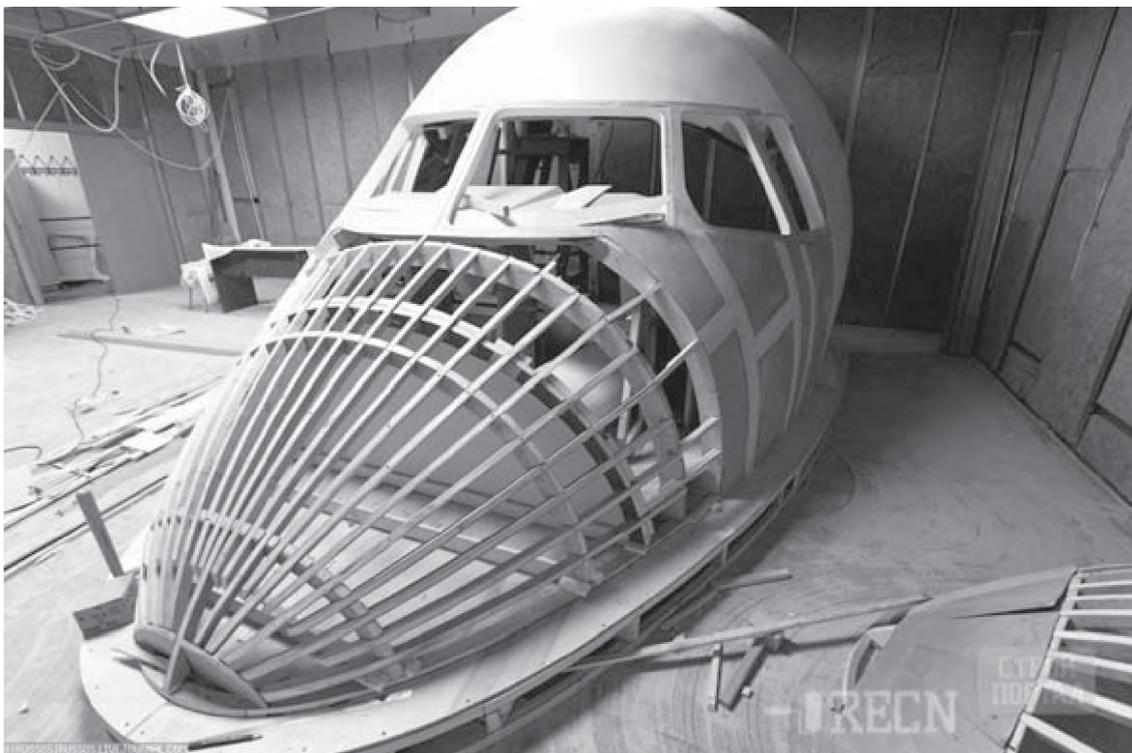


Рис. 3.4. Макет современного самолета в натуральную величину

Физический макет компоновки различных отсеков современных самолетов показан на рис. 3.5.

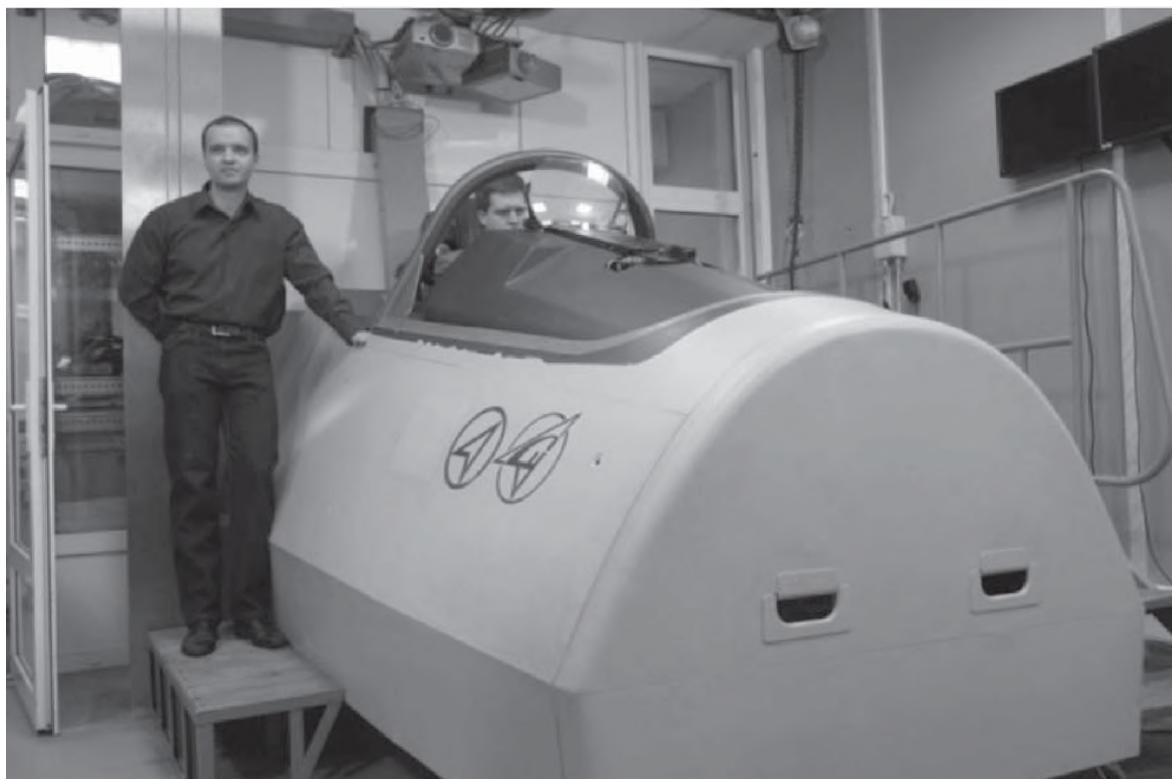


Рис. 3.5. Физические макеты современных самолетов

Проектирование современной высокотехнологичной техники немислимо без использования современных информационных технологий и средств автоматизированного проектирования. Появление тяжелых *CAD/CAM*-систем, позволяющих моделировать не только детали, но и сборочные единицы, создало предпосылки для перехода на бесплазовое производство. В основе метода бесплазовой увязки лежит возможность создания электронного макета (ЭМ) всего изделия, в котором процессы увязки размеров и форм деталей по отдельным сечениям с помощью специальных математических методов заменяются процедурами увязки всей формы на электронном макете (рис. 3.6). Наибольшее внимание развитию теории и практики автоматизированного проектирования было уделено в авиакосмической отрасли как наиболее высокотехнологичной области современной техники.

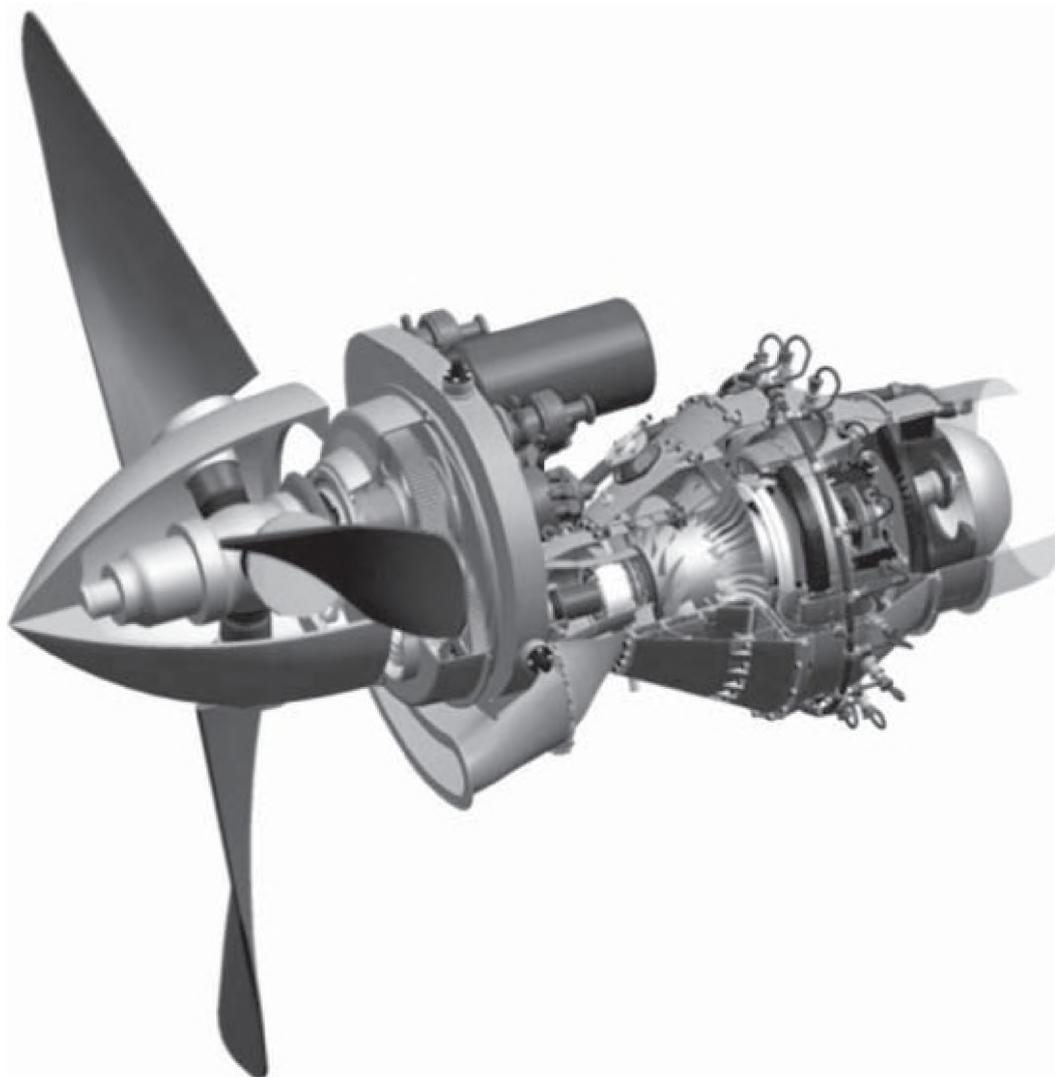


Рис. 3.6. Пример компьютерного твердотельного моделирования конструкции турбовинтового двигателя

Даже первые опыты компьютеризации процесса проектирования при решении отдельных частных задач показали их высокую эффективность. Работы по автоматизации размещения не составляли исключения. Первые публикации, посвященные автоматизации решения задач размещения (раскрою материалов методами линейного программирования), относятся к 60-м годам и связаны с именами Л.В. Канторовича и В.А. Залгаллера. Однако переход от  $2D$ -объектов к  $3D$ -объектам и усложнение формы размещаемых объектов от линейных полос до реальных объектов современной техники вызвали лавинообразное усложнение математического описания процесса размещения. Несмотря на то, что исследованию этого вопроса посвящены труды многих замечательных ученых, и задача далека от своего разрешения. Дополнительные сложности, связанные с ее решением, заключаются в следующем:

- необходимость оперирования с геометрической информацией, представление которой в ЭВМ является отдельной и весьма непростой задачей;
- неочевидность алгоритма решения задачи оптимального размещения. Если для проектанта при решении этой проблемы достаточно интуиции, которая услужливо подсказывает ему, куда и что можно “подпихнуть” (а на самом деле является чудесным сплавом прошлого опыта, ассоциативного мышления и пространственного воображения), то компьютер этими замечательными человеческими качествами ни в малейшей степени не обладает и поэтому нуждается в других механизмах мышления, которые должны быть переданы ему человеком посредством специального математического и программного обеспечения.

### **3.2. Математическая постановка задачи автоматизированной компоновки**

С математической точки зрения задача размещения геометрических объектов может быть сформулирована как оптимизационная задача следующего вида.

Пусть имеются  $N$  компокуемых объектов  $T_i$  ( $i = 1, \dots, N$ ) и область размещения  $\Omega$ . Требуется разместить эти объекты с учетом заданных ограничений в области  $\Omega$  таким образом, чтобы функция цели компоновки  $\Phi(X)$  достигала экстремума, т.е. определить

$$\text{extr } \Phi(X) \quad \text{при } X \subset \Omega,$$

где  $X$  — некоторая переменная, определяющая параметры размещения.

Таким образом, математическая постановка задачи размещения включает три компонента:

- 1) Выбор функции цели  $\Phi(X)$ .
- 2) Выбор переменной  $X$ .
- 3) Выбор и формализация ограничений.

*Основным геометрическим условием* рационального размещения объектов является условие рационального размещения в области  $\Omega$  некоторого множества компоуемых объектов  $\{T_i\}_1^n$  (где  $n$  достаточно велико) или наибольшего количества множеств объектов  $\{\{T_i\}_1^n\}_1^m$  (где  $m$  достаточно велико). В данном случае приходится говорить о рациональном, а не об оптимальном размещении объектов, т.к. в силу астрономического количества вариантов компоновки (ее многовариантности) достижение глобального экстремума функции цели компоновки практически исключается [1]. Размещение компоуемых объектов может производиться при следующих условиях, накладываемых на область размещения.

- 1) Область  $\Omega$  имеет заданные формы и размеры.
- 2) Область  $\Omega$  имеет подвижные границы.

В практике компонования реальных технических объектов реализуется первое условие на область размещения  $\Omega$  (второе условие характерно для случая рационального раскроя материала), поэтому во всех дальнейших случаях будем рассматривать область  $\Omega$  с неподвижными границами.

Очевидно, что в геометрическом плане основным критерием оптимизации размещения является оптимизация коэффициента заполнения пространства  $K_V$ . Коэффициент  $K_V$  (иногда его называют коэффициентом плотности компоновки) представляет собой отношение

$$K_V = \sum_{i=1}^n V_{\text{ко}} / V_{\text{отс}},$$

где  $\sum_{i=1}^n V_{\text{ко}}$  — сумма объемов  $n$  скомпонованных объектов;  $V_{\text{отс}}$  — объем отсека, в котором производится компоновка.

Условие максимальной плотности компоновки записывается в виде выражения

$$\text{extr}_{K_V \rightarrow 1} V(X) \quad \text{при} \quad X \subset \Omega, \quad (3.1)$$

представляющего собой пожелание приблизить объем скомпонованных объектов к общему объему отсека, тем не менее оно не является самым удобным для проведения последующих компоновочных расчетов. Поэтому дальнейшей детализацией выражения (3.1), необходимой для оптимизации по  $K_V$ , является переход от минимизации по объему к минимизации по расстоянию между объектами. Оптимизация по  $K_V$  достигается максимально компактным (в идеале — плотным) размещением компонуемых объектов, фундаментальное понятие которого введено Ю.Г. Стояном и Н.И. Гилем [33]. Напомним, что компонуемые объекты  $T_1$  и  $T_2$  (в качестве одного из них может выступать область размещения  $\Omega$ ) называются плотнорасположенными по направлению  $\rho_{1,2}$  (рис. 3.7), если расстояние между ними  $\rho_{1,2}(T_1, T_2) = 0$ . Таким образом, условие компактного размещения может быть записано в виде

$$\forall T_{i,j} \left[ T_{i,j} \in \left\{ \left\{ T_i \right\}_1^n \right\}_1^m \rightarrow \rho_{i,j}(T_i, T_j) \rightarrow \min \right],$$

т.е. расстояние между всеми компонуемыми объектами должно быть минимальным.

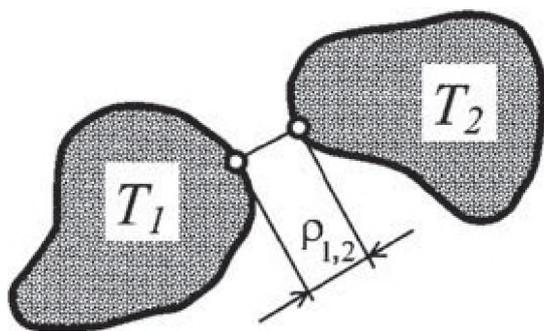


Рис. 3.7. Минимальное расстояние  $\rho_{1,2}$  между размещенными объектами

Было бы значительным упрощением считать, что максимальная плотность размещения является единственным критерием эффективности компоновки. В действительности все значительно сложнее — приходится учитывать и много других требований: за-

данную центровку, удобство обслуживания, взаимную совместимость объектов и т.п. Здесь мы ограничимся лишь чисто геометрическими требованиями к размещению.

**Вторым геометрическим условием оптимизации** размещения является математическая запись обеспечения условия взаимного непересечения (УВН) компонуемых объектов, которое записывается в виде

$$\forall T_{i,j} \left[ T_{i,j} \in \left\{ \left\{ T_i \right\}_1^n \right\}_1^m \rightarrow T_i \cap T_j \rightarrow \emptyset \right],$$

т.е. пересечение между собой любых компонуемых объектов образует пустое множество.

**Третьим условием оптимизации**, специфичным для проектирования ЛА, является минимизация массы скомпонованных объектов и связей между ними, которое может быть записано в виде:

$$\text{extr} \sum_{i=1}^N M_i(X) \quad \text{при} \quad X \in \Omega,$$

где  $\sum_{i=1}^N M_i(X)$  — суммарная масса скомпонованных объектов и коммуникаций между ними, а также центровочных грузов.

Естественно, что суммарная масса скомпонованных объектов останется неизменной при любом значении параметра размещения  $X$ , поэтому минимизация суммарной массы  $\sum_{i=1}^N M_i(X)$  достигается двумя путями:

**1) минимизацией массы коммуникаций между скомпонованными объектами** (масса коммуникаций в ЛА достигает 40% массы компонуемых объектов). Это условие имеет вид

$$\text{extr} M_k \left( \left\{ \left\{ T_i \right\}_1^n \right\}_1^m, X = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \sum_{k=1}^p S_k L_k \right),$$

где  $M_k$  — масса коммуникаций между множеством скомпонованных объектов;  $p$  — количество коммуникаций  $k$ -вида;  $S_k$  — удельная масса (погонная) коммуникаций  $k$ -вида;  $L_k$  — длина коммуникации  $k$ -вида;

2) обеспечением при компоновке заданной центровки отсека ЛА. Это условие обеспечения заданной центровки формализуется следующим образом. Фактическое положение центра масс (ЦМ)  $N$  скомпонованных объектов в системе координат ЛА определяется соотношениями

$$x_A = \frac{\sum_{i=1}^N x_i m_i}{\sum_{i=1}^N m_i}; \quad y_A = \frac{\sum_{i=1}^N y_i m_i}{\sum_{i=1}^N m_i}; \quad z_A = \frac{\sum_{i=1}^N z_i m_i}{\sum_{i=1}^N m_i},$$

где  $A(x_A, y_A, z_A)$  — фактическое положение ЦМ отсека ЛА;  $m_i$  — масса  $i$ -го скомпонованного объекта.

Заданное положение центра масс задается некоторой точкой  $B(x_B, y_B, z_B)$ . Центровка считается обеспеченной, если расстояние между точками  $A$  и  $B$  не превышает некоторого заданного техническими условиями значения  $\rho_{AB}$ , т.е. фактическое положение ЦМ находится в сфере или эллипсоиде допустимых положений ЦМ [34]. В том случае, если это условие не выполняется, приходится устанавливать в отсеке дополнительные центровочные грузы, которые являются для нас тем “штрафом по массе”, который приходится платить за неудачную (с точки зрения центровки) компоновку отсека. При установке центровочных грузов в точку  $C(x_C, y_C, z_C)$  масса балансировочного груза  $M_{\text{ц}}$ , обеспечивающая заданное положение ЦМ в т.  $B(x_B, y_B, z_B)$ , определится выражением:

$$M_{\text{ц}} = \frac{\sum_{i=1}^N m_i x_C - x_B \sum_{i=1}^N m_i}{x_B - x_C} + \frac{\sum_{i=1}^N m_i y_C - y_B \sum_{i=1}^N m_i}{y_B - y_C} + \frac{\sum_{i=1}^N m_i z_C - y_C \sum_{i=1}^N m_i}{z_B - z_C}.$$

Для некоторых типов ЛА, помимо ограничений на положение ЦМ, задаются ограничения на моменты инерции. Наиболее распространено требование равенства моментов инерции относительно осей  $Ox$  и  $Oy$  в декартовой системе координат  $Oxyz$ , выражаемое зависимостью:

$$\sum_{i=1}^N \left[ m_i(y_i - z_i) + (J_{zi} - J_{yi}) \right] = 0,$$

где  $x_i, y_i, z_i$  — координаты ЦМ  $i$ -го компонуемого объекта;  $J_{zi}, J_{yi}$  — собственные моменты инерции  $i$ -го компонуемого объекта.

Устанавливаемая для соблюдения этого требования в точку  $D(x_D, y_D, z_D)$  балансировочная масса будет равна

$$M_{\text{ци}} = \frac{\sum_{i=1}^N \left[ m_i(y_i^2 - z_i^2) + (J_{zi} - J_{yi}) \right]}{z_D^2 - z_D^2}.$$

В некоторых (достаточно редких) случаях накладываются ограничения на центробежные моменты инерции, которые не должны превышать допуска на сумму центробежных моментов инерции:

$$\varepsilon y \geq \left| \sum_{i=1}^N m_i x_i y_i \right| + \left| \sum_{i=1}^N m_i y_i z_i \right| + \left| \sum_{i=1}^N m_i z_i z_i \right|.$$

Соблюдение этого требования также потребует установки дополнительного балансировочного груза массой  $\Delta M\delta$ . Выражения, определяющие значение  $\Delta M\delta$  в зависимости от точки его установки и других условий, достаточно громоздки, в силу чего мы их полностью не приводим (достаточно подробное описание см. в [34]).

Помимо минимизации массы компоновки, являющейся основным критерием оптимизации при компоновании ЛА, существуют другие, дополнительные критерии оптимизации, к которым следует отнести:

**3) обеспечение заданной надежности функционирования агрегатов ЛА.** Требование обеспечения надежности функционирования скомпонованных элементов формализуется как необходимость получения фактической надежности  $P_{\text{ф}}$ , превышающей расчетную нижнедопустимую надежность, т.е.  $P_{\text{ф}} \geq P_{\text{р}}$ . Для какого-либо комплекса оборудования (в предположении независимости каждой из  $N$  отдельных компонентов этого оборудования и отсут-

ствия резервирования) надежность комплекса определяется отношением

$$P_{\Phi} = \prod_{i=1}^N P_i,$$

где  $P_i$  — фактическая надежность каждого из компонентов, определяемая, в свою очередь, соотношением

$$P_i = P_{pi} K_i(x_i, y_i, z_i),$$

где  $P_{pi}$  — расчетная надежность  $i$ -го компонента;  $K_i$  — коэффициент снижения надежности в точке отсека с координатами  $(x_i, y_i, z_i)$ , определяемый физическими параметрами отсека в этой точке (уровнем вибраций и механических перегрузок, температурным режимом, влажностью и т.п.).

Значение коэффициента  $K_i$  колеблется в пределах от 0 до 1 и определяется экспериментально. Учитывая чрезвычайную сложность и трудоемкость работ по определению коэффициента  $K_i$  для всех компонентов бортовых систем ЛА, проведение компоновочных расчетов по этому критерию оптимальности в настоящее время не представляется возможным;

**4) снижение трудозатрат на монтаж и обслуживание скомпонованных объектов.** Эти трудозатраты определяются не столько положением скомпонованных объектов в пространстве, сколько их взаимным расположением относительно эксплуатационных люков и других скомпонованных объектов, препятствующих их монтажу и обслуживанию. Эти трудозатраты в виде удельных затрат  $\mu_{T,0}$  могут быть описаны соотношением

$$\mu_{T,0} = (x_1, \dots, x_n, y_1, \dots, y_n, z_1, \dots, z_n) + \frac{1}{T_{\vartheta}} \sum_{i=1}^n \left[ S(T_{\vartheta}) C_i^s(x_i, y_i, z_i) + K(T_{\vartheta}) C_i^k(x_i, y_i, z_i) + M(T_{\vartheta}) C_i^m(x_i, y_i, z_i) + \dots \right],$$

где  $C_i^r$  — трудозатраты на демонтажно-монтажные работы при обслуживании  $i$ -го блока;  $S(T_{\vartheta})$ ,  $K(T_{\vartheta})$ ,  $M(T_{\vartheta})$  — количество  $S$ ,  $K$  и  $M$  обслуживаний в течение интервала эксплуатации.

Исследование этого критерия оптимизации в качестве основного целесообразно лишь для весьма специфичного класса ЛА, и обычно этот критерий оптимизации (как и предыдущий) выступает при компоновании в виде ограничений на компоновочные решения.

### **3.3. Геометрические модели описания объектов компоновки**

Задача компоновки представляет собой классическую геометрическую задачу размещения, поэтому ее автоматизированное решение следует искать среди методов геометрического моделирования. В настоящее время разработано большое число как классических, так и компьютерно ориентированных методов задания, расчета и воспроизведения геометрических форм.

Разумеется, такое обилие методов ориентировано на описание геометрической формы разнородных технических объектов. Нам представляется наиболее рациональным для решения технических задач классификатор геометрических объектов, предложенный Семенковым О.И. и Осиповым В.А. [41, 53], в основе которого лежит структура синтеза геометрических объектов из составляющих их элементов. Этот классификатор подразделяет все геометрические объекты (ГО) на две большие группы — геометрические объекты сложной технической формы и геометрические объекты сложной технической структуры. Объекты первой группы ограничиваются отсеками поверхностей, каждая из которых описана достаточно сложными аналитическими уравнениями или системами уравнений, к ним относятся фюзеляжи самолетов, кузова автомобилей, корпуса судов, лопасти турбин и т.п. Объекты второй группы представляют собой объединенные на основе теоретико-множественных операций (объединение, пересечение, отрицание) ГО, как правило, относительно простых геометрических форм. Представляется целесообразным в геометрических моделях компоновки исходя из специфики решаемых задач увеличить количество таких групп до четырех (рис. 3.8) [29, 54].

Обилие геометрических форм объектов в технике, строительстве, дизайне и т.п. требует библиотеки методов геометрического моделирования, наиболее адаптированных для описания конкретных особенностей формы геометрических объектов. Поэтому, по-

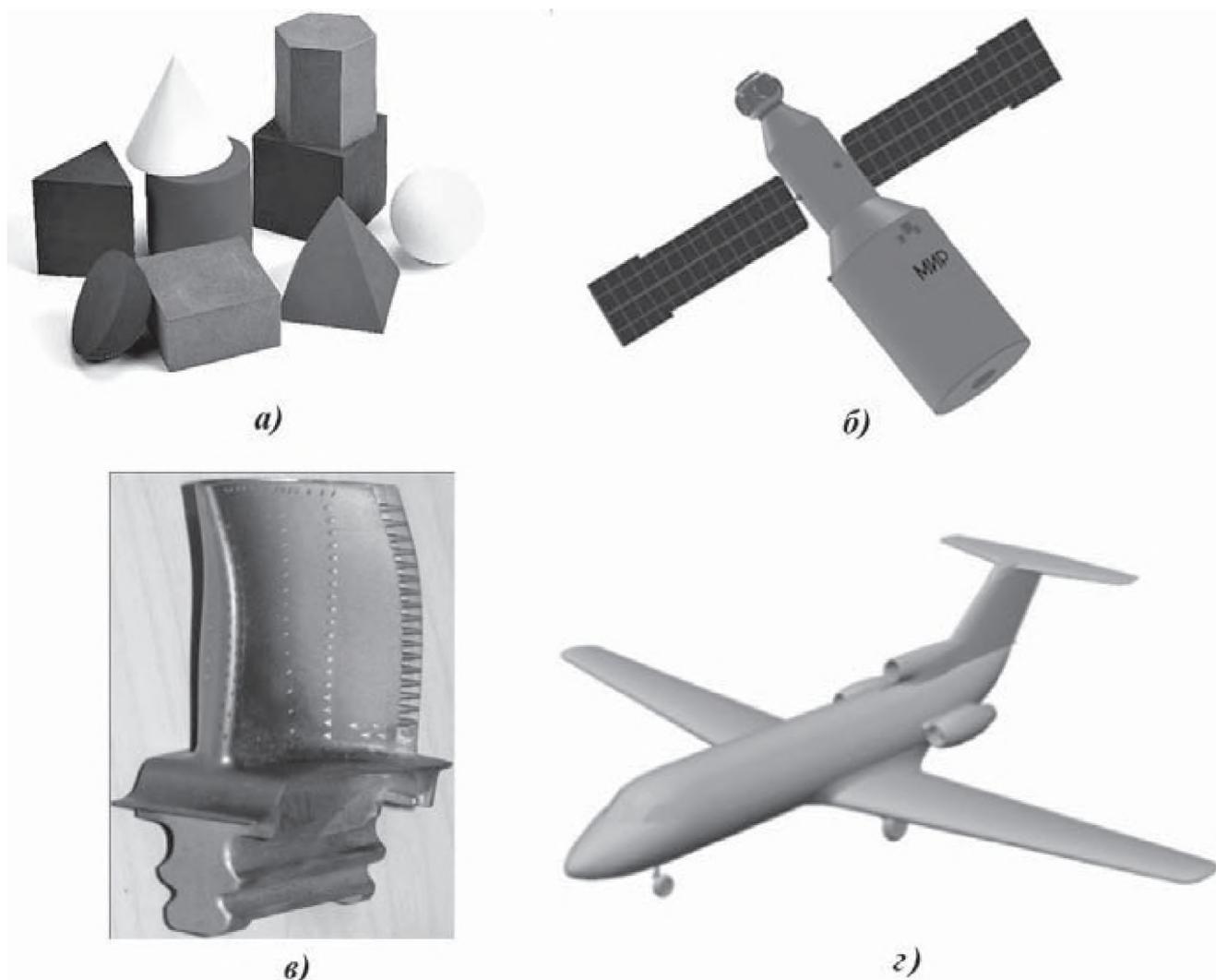


Рис. 3.8. Классификация геометрических объектов по уровню сложности:

*a* — примитивы; *б* — объекты сложных технических структур;  
*в* — объекты сложных технических форм; *г* — объекты сложных технических форм и структур

мимо классификации геометрических объектов, существуют и системы классификации геометрических моделей. Одним из таких классификационных признаков, связанных с информационной структурой геометрической модели, является степень информационной насыщенности объекта. Известна классификация ГО по информационной насыщенности (рис. 3.9), она отражает точность описания геометрического объекта (только по ребрам, по сечениям, по всей поверхности, по всему телу). Очевидно, что любое увеличение точности описания (информационной насыщенности) усложняет математическое описание и его компьютерную реализацию.



Рис. 3.9. Классификация геометрических моделей по информационной насыщенности

Классификацию же самих методов геометрического моделирования можно разделить на три класса (рис. 3.10).



Рис. 3.10. Классификация методов моделирования геометрических объектов

**Скульптурные методы** используются для создания геометрических моделей таких объектов, точное аналитическое описание которых неизвестно и вряд ли может быть получено. Не случайно они называются “скульптурными” — в своей работе, не думая о математике и геометрии, скульптор просто удаляет из материала “все лишнее” (рис. 3.11). Помимо дизайна, скульптурные методы широко применяются и технике (авиа-, судо- и автостро-



Рис. 3.11. Пример скульптурной поверхности (а)  
и работа скульптора над ее созданием (б)

ении), когда форма поверхности корректируется не только по эстетическим соображениям, но и на основании данных аэродинамического или гидродинамического эксперимента рис. 3.12). Однако в итоге мы получаем аналитическое выражение геометрической формы этих объектов с той или иной степенью точности.



Рис. 3.12. Примеры технических объектов, реализованных скульптурными методами

Реализация этого метода основана на довольно многочисленной библиотеке методов аппроксимации поверхностей с использованием сплайнов, В-сплайнов, NURBS, поверхностей Кунса, Эрмита, Лагранжа, Безье и т.п.

*Методы аналитической аппроксимации* используются для описания формы объектов, состоящих из сложных поверхностей второго и более высоких порядков. Поскольку прямая вычислительная обработка поверхностей столь сложной геометрической формы затруднена, они аппроксимируются участками поверхностей более низкого порядка (плоскостями, цилиндрами, сферами и т.п.) — рис. 3.13.

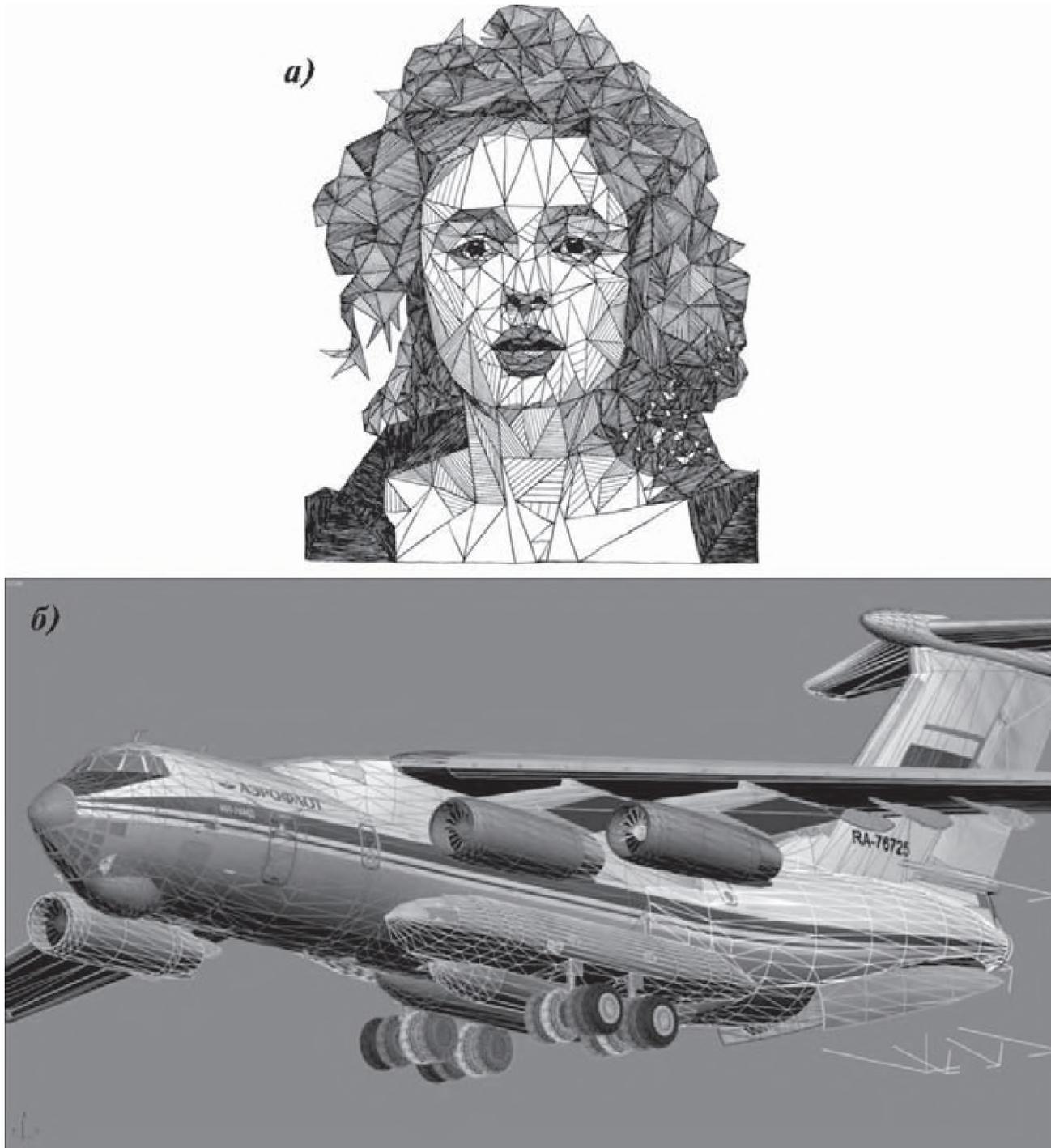


Рис. 3.13. Пример объектов очень сложной геометрической формы (*a* — биологического; *б* — технического), полученной методом аналитической аппроксимации

**Точные методы моделирования** трехмерных объектов представляют собой совокупность следующих известных методов:

- Кинематического;
- Параметрического;
- Проволочно-каркасного;
- Кусочно-аналитического;

- Алгебро-логического (метод  $R$ -функций);
- Метода “разложения на элементы”;
- Метода конструктивной геометрии элементарных объемов.

Иллюстрация этих методов геометрического моделирования приведена на рис. 3.14.

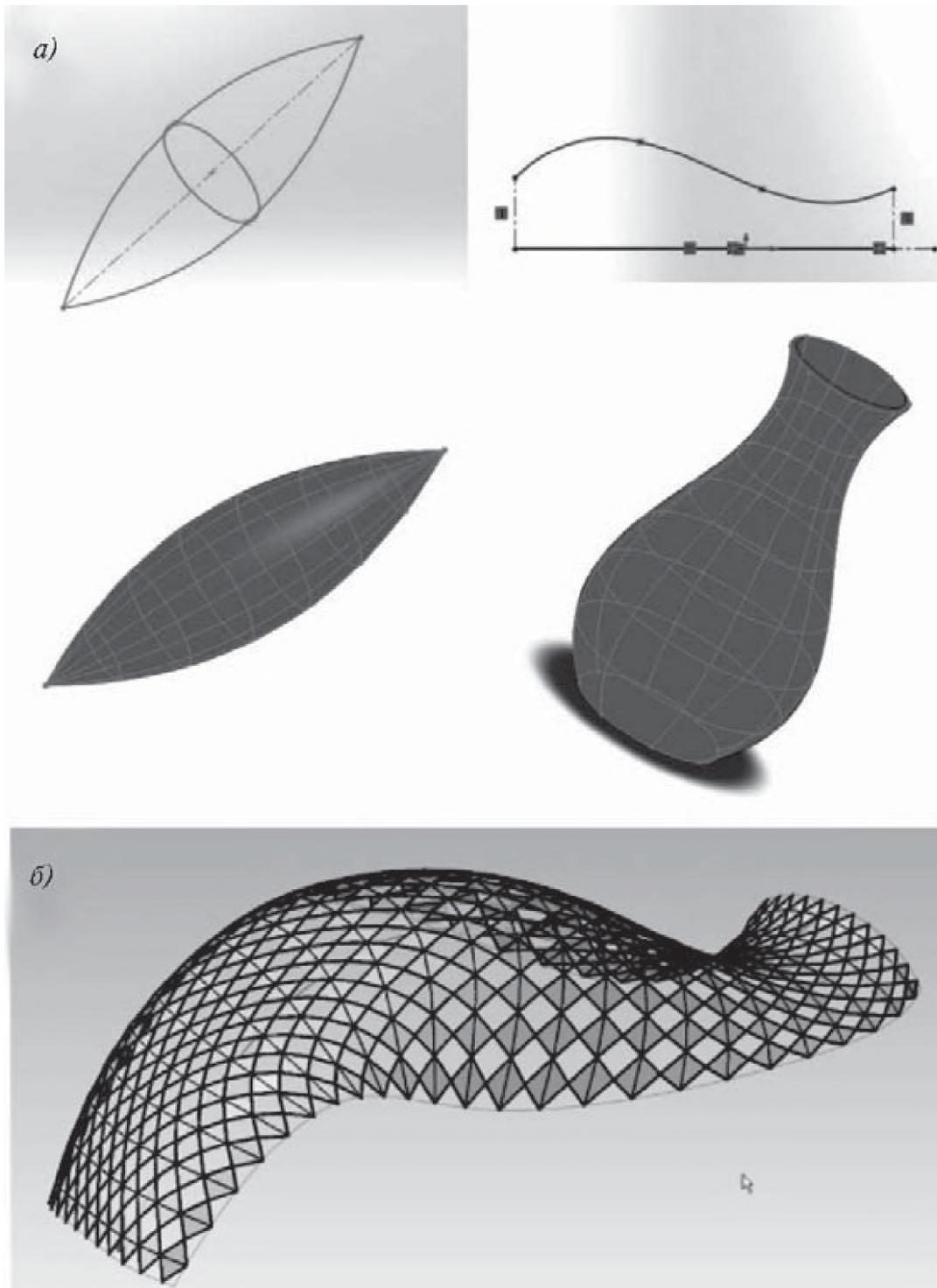


Рис. 3.14. Иллюстрация точных методов моделирования трехмерных объектов:  
*a* — кинематического; *б* — кусочно-аналитического

### 3.4. Основные геометрические модели размещения компонуемых объектов в пространстве

Принципиально новые возможности компоновки появились с использованием компьютерных методов твердотельного моделирования, позволяющих не только создавать виртуальные модели компоновок, но и с высокой точностью проверять на них возможные случаи взаимного пересечения компонуемых объектов. Однако даже эти совершенные методы проектирования и компьютерного моделирования анализируют лишь существующую конструкцию, элементы которой получены проектантом с использованием небольшого набора типовых операций (выдавливание, выдавливание по траектории, вращение, моделирование по сечениям, деформации), что не позволяет моделировать наиболее сложные “скульптурные” объекты, а для объектов более простых форм не гарантирует оптимальность конструкции. Таким образом, виртуальная модель технического объекта, созданная в любой системе геометрического моделирования (СГМ), это не более чем реализованная средствами СГМ с учетом личного опыта проектанта конкретная проектная разработка технического объекта (не всегда наилучшая).

Как уже отмечалось, современные методы геометрического моделирования позволяют аналитически описать геометрические формы практически любой степени сложности, однако это не приближает к проблеме компьютерной автоматизированной компоновки, для которой важнее не точность описания, а другие специфические свойства геометрической модели:

- возможность относительно просто определять случаи взаимного пересечения скомпонованных объектов;
- возможность на основе данной модели генерировать алгоритмы рационального размещения объекта в пространстве.

Если бы даже у нас был математический аппарат, позволяющий определять кратчайшее расстояние  $\rho_{12}$  между уже размещенными объектами, мы бы не приблизились к решению задачи о том, как же их рационально разместить. Самые простые модели автоматизированного размещения геометрических объектов приведены на рис. 3.15 (для упрощения восприятия проиллюстрирован лишь плоский вариант).

Показанный на рис. 3.15,а метод размещения случайным образом предусматривает хаотичное разбрасывание объектов в пре-

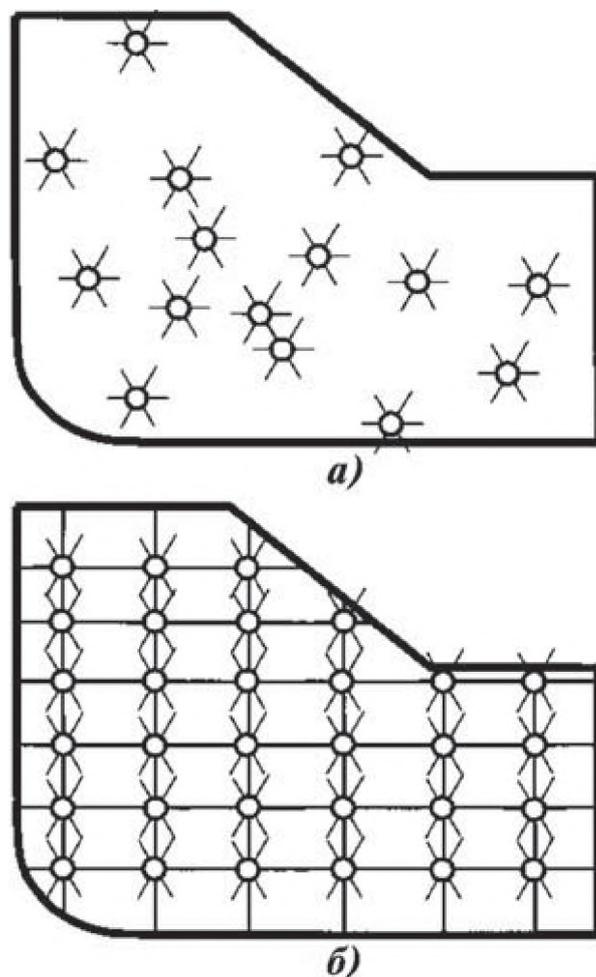


Рис. 3.15. Геометрические модели размещения объектов:  
*а* — случайным образом; *б* — по регулярной решетке

делах размещаемого пространства (например, с помощью генератора случайных чисел) с последующей проверкой этого варианта компоновки на условие взаимного непересечения (УВН) и по другим критериям качества компоновки. Размещение по регулярной решетке (рис. 3.15,б) предусматривает последовательное перемещение объектов по определенным фиксированным точкам и оценку качества компоновки в каждой из них. Необходимо отметить, что никто не питает иллюзий по поводу того, что не только оптимальное, а даже более-менее приемлемое компоновочное решение будет найдено таким образом — последующая проверка на УВН не оставляет никакой надежды. Геометрические модели УВН — это тема отдельного, очень непростого разговора с читателем. Если же с УВН все обошлось, то выбирается следующий подлежащий к размещению объект, и все начинается сначала. Необходимо очень много переборов, чтобы выйти на хотя бы какой-то не противоречащий здравому смыслу вариант размещения. Запоминаются все

параметры этого размещения (расположение объектов и коэффициент эффективности) и сравниваются с предыдущим сохраненным (если он был). Если текущий вариант окажется лучше предыдущего, то забывается предыдущий, если хуже — забывается текущий. По-любому мы сохраняем так называемое рекордное значение параметров компоновки (хотя на практике их сохраняют несколько — например, три самых лучших).

Казалось бы, решение этой непростой проблемы было найдено — это предложенный представителями украинской научной школы Ю.Г. Стояном и Н.И. Гилем годограф функции плотного размещения (ГФПР) [33]. Геометрическая интерпретация этого метода показана на рис. 3.16,а. ГФПР — это траектория движения размещаемого объекта, в каждой точке которой он остается плотно размещенным относительно области запрета. Фиксация размещаемого объекта в любой точке, по определению, обеспечивает выполнение УВН и является допустимой. Возникает вопрос — а в какой же конкретной точке ГФПР нам следует остановиться, если все

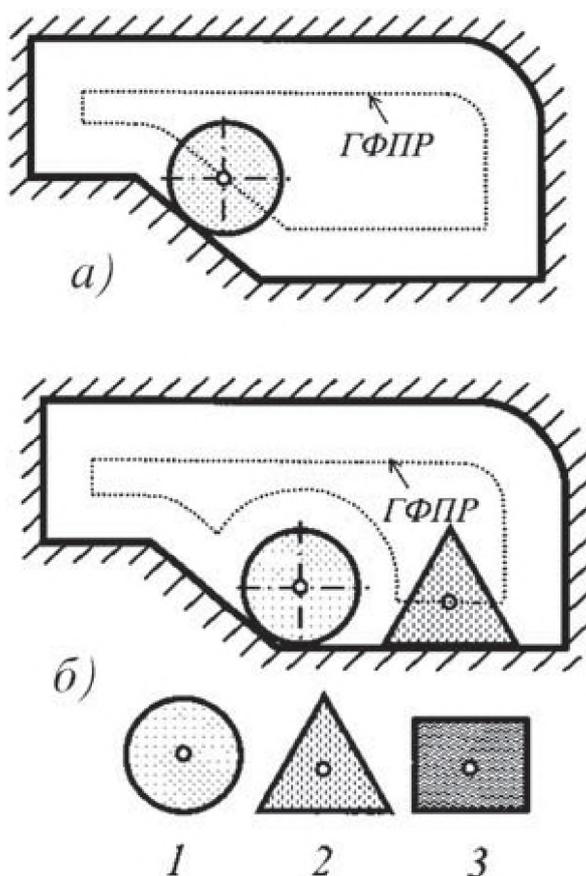


Рис. 3.16. Размещение объекта с использованием годографа функции плотного размещения (ГФПР):  
*a* — размещение первого объекта; *б* — размещение последующих объектов

они одинаково допустимы? Здесь необходимо принять какое-нибудь дополнительное решающее правило — например такое: точкой фиксации должна быть точка траектории с минимальным значением координат  $x$  и  $y$  (рис. 3.16,б).

Размещенный таким образом объект сам становится областью запрета, и для следующего подлежащего размещению объекта (объекта 2 на рис. 3.16,б) строится свой годограф с учетом уже размещенного объекта 1. И так до тех пор, пока мы не разместим все имеющиеся у нас объекты. Казалось бы, таким образом мы решили все наши проблемы и с местом размещения объекта, и с УВН с областями запрета и другими объектами.

Но не все так просто:

- построение ГФПР для сложных пространственных объектов (фактически их пространственной эквидистанты) является чрезвычайно сложной, иногда неразрешимой, геометрической задачей;
- остается неразрешенным вопрос о выборе точки размещения объекта в пределах ГФПР по другим критериям компоновки (например, центровке);
- большой проблемой является выбор последовательности объектов, подлежащих размещению. На языке геометрии это называется “метризация пространства перестановок”. Понятно, что для  $N$  размещаемых объектов необходимо построить  $N!$  (факториал) очень непростых функций возможных траекторий.

Как ни крути, но и здесь не удалось нам уйти от перебора, и метод ГФПР, эффективно работающий в задачах плоского раскроя, оказывается “лекарством хуже болезни” для сложных пространственных компоновок. И это притом, что при обсуждении этого метода мы тактично умолчали о возможном угле поворота  $\varphi$  объекта вокруг своей оси в процессе размещения, что резко увеличит как сложность построения ГФПР, так и количество возможных переборов.

Именно по этим причинам задача автоматизации размещения, по-видимому, не имеет однозначного алгоритма решения, эффективного во всех случаях и на все времена. Поэтому в известных методах решения задач размещения отсутствие интуиции у ЭВМ подменяется “крутым перебором”. К глубокому для нас сожалению, такой “перебор переборов” оказывается не под силу даже современным ЭВМ, вычислительные возможности которых кажутся

неисчерпаемыми. И еще один вопрос, который кажется нам принципиальным — о степени автоматизации решения задач размещения на ЭВМ. Различают *автоматические* методы компоновки, при которых мы получаем на выходе уже готовое, сгенерированное ЭВМ компоновочное решение, и *автоматизированные* методы, которые не только не исключают, но, наоборот, подразумевают активное включение проектанта в процесс получения решения. Нам представляется, что в обозримом будущем не удастся отдать решение этой сложной задачи полностью на откуп ЭВМ и разрабатываемые идеи и методы должны предусматривать для проектанта возможность влиять на получаемый результат, отсекая заведомо неработоспособные и неэффективные варианты.

На современном этапе развития техники именно так и происходит. Проектант по своему разумению интерактивно размещает объекты в какой-либо САПРовской системе и просит ее определить, имеется ли пересечение размещенных объектов. Такой расчет происходит внутри системы, схематично его иллюстрация представлена на рис. 3.17. Система разбивает поверхность объекта на отдельные элементарные отсеки плоскости (фасеты) и по известным из аналитической геометрии формулам проверяет их пересечение или взаимное расстояние друг от друга. Понятно, что без

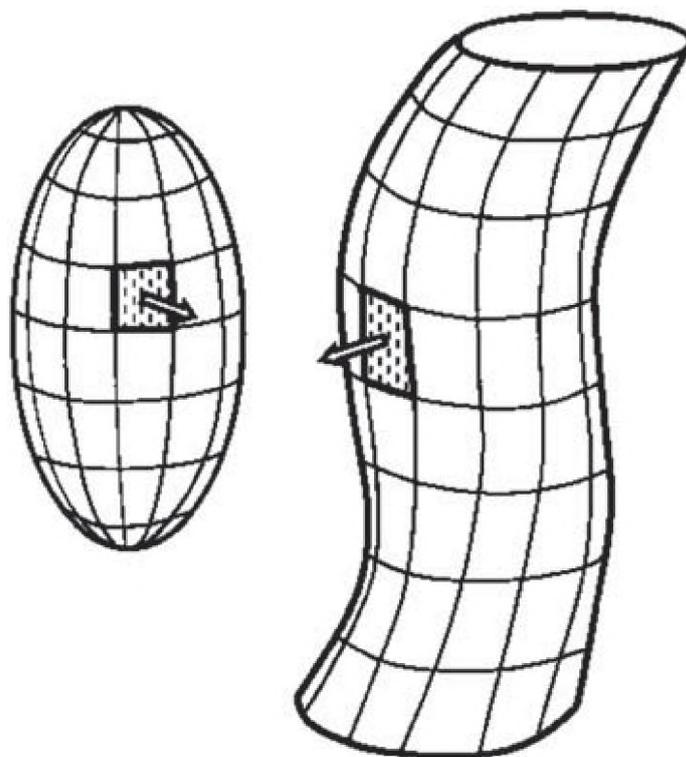


Рис. 3.17. Иллюстрация метода определения УВН в современных САПР

переборных алгоритмов не обошлось и здесь, но каждая фирма-разработчик САПровских систем имеет свое “ноу-хау” — фирменные алгоритмы, оптимизирующие этот процесс. Большим преимуществом этого метода является и то, что многие стандартные операции удалось перевести на аппаратный уровень и отдать на исполнение графическому акселератору компьютера (а современный графический акселератор — это более 1 миллиарда транзисторов!!!).

После того, как поверхности обоих тел разбиты на многогранники, каждая из них классифицируется по отношению к поверхности другого тела. Переборная вычислительная процедура производит попарное сравнение всех граней одного тела со всеми гранями другого тела. При этом возможна “переразбивка” тела многогранника для уточнения полученных на определенном шаге результатов. Это делает понятной вычислительную “прожорливость” данного метода и его изначальную ориентацию на мощные ЭВМ.

Итогом всего сказанного является то, что современная компьютерная графика решила проблему описания, инженерного анализа и визуализации геометрических объектов практически любой сложности — желающие убедиться в этом могут посмотреть на современные компьютерные игры (рис. 3.18). Но пока не удалось решить проблему такого геометрического описания объектов, которое обладало бы свойством “компонентности”, т.е. решало бы проблему их рационального размещения в пространстве по заданным критериям и определения УВН.

Поэтому нам кажется чрезвычайно актуальной разработкой идей и методов, позволяющих если не совсем избежать, то хотя бы свести к минимуму “дурной” перебор вариантов размещения. Этой проблеме и посвящены исследования геометрических моделей, адаптированных именно к проблеме автоматизированной компоновки.

### **3.5. Перспективные геометрические модели автоматизированной компоновки**

Повторим еще раз: современная компьютерная геометрия может описать пространственные тела и поверхности любой сложности с практически любой точностью, что для большинства отраслей применения является необходимым и достаточным. Однако для такого специфического применения, как автоматизирован-



Рис. 3.18. Объект сцены (а) и его компьютерное представление (б)

ная компоновка, это качество не является решающим. Важнее другие качества, о которых мы говорили — свойство “компоновкости” (т.е. рациональные алгоритмы размещения в пространстве и обеспечение УВН). Такими свойствами, по нашему убеждению, обладают минимум два метода геометрического моделирования — нормальные и рецепторные (воксельные) модели геометрических объектов.

## 1. Нормальные уравнения объектов

В основе методологического аппарата, позволяющего автоматизировать процесс компонования объектов сложной геометрической формы: нам представляется целесообразным использование аппарата нормальных уравнений, понятие которого было введено академиком АН УССР В.Л. Рвачевым [47]. Согласно данному им определению, нормальное уравнение геометрического объекта  $F$  (в терминах В.Л. Рвачева — “чертежа”) представляет собой частный случай бесчисленного множества  $R$ -функций этого объекта в пространстве  $\mathfrak{X}^n$  (где  $n$  — размерность геометрического объекта) и определяется уравнением

$$\begin{aligned} \omega &= \rho(A, L) = \inf_{N \in F} \|A - N\| = \\ &= \inf_{N(x_N, y_N, z_N) \in F} \sqrt{(x_A - x_N)^2 + (y_A - y_N)^2 + (z_A - z_N)^2}, \end{aligned} \quad (3.2)$$

единственным для всякого геометрического объекта (чертежа). Термин “нормальное уравнение” выбран по аналогии с известным из аналитической геометрии термином “нормальное уравнение прямой” с ключевым словом “нормаль”, т.к. именно по нормали определяется кратчайшее расстояние от точки к прямой.

Использование понятийного аппарата нормальных уравнений и раскрытие их геометрического смысла позволяет создать методологическую основу для геометрического моделирования компоновочных задач. Геометрический смысл нормального уравнения представлен на рис. 3.19.

Пусть в пространстве имеется произвольно расположенная поверхность, ограничивающая объект  $F$  и описываемая уравнением  $F(x, y, z) = 0$ . Предположим, что этой поверхности можно опреде-

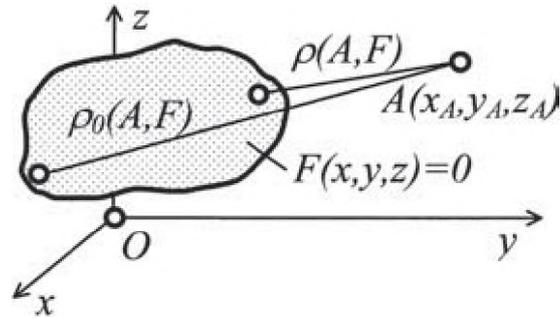


Рис. 3.19. Геометрическая интерпретация нормального уравнения пространственного объекта  $F$

ленным образом поставить в соответствие некоторое уравнение  $F(x, y, z) = 0$ , являющееся нормальным уравнением этого объекта. Если в пространстве имеется некоторая точка  $A(x_A, y_A, z_A)$ , то кратчайшее расстояние в пространстве от точки  $A$  до объекта  $F$  в соответствии с определением нормального уравнения объекта будет определяться равенством  $\rho(A, F) = A(x_A, y_A, z_A)$ .

Таким образом, значение нормальной функции в некоторой точке пространства  $A$  равно минимальному расстоянию от этой точки  $A$  до объекта  $F$ , т.е. для определения кратчайшего расстояния от точки до объекта нам достаточно поставить координаты этой точки вместо соответствующих переменных в нормальном уравнении объекта.

Академиком В.Л. Рвачевым введено также понятие *верхней нормальной функции*:

$$\rho(A, F) = \sup_{N \in F} \|A - N\|. \quad (3.3)$$

геометрический смысл которой в возможности определения расстояния от точки  $A$  до наиболее удаленной от нее точки объекта  $F$  (см. рис. 3.19).

Использование аппарата нормальных уравнений в задачах автоматизированной компоновки чрезвычайно интересно — такой объект как бы сам определяет расстояние и направление до интересующей нас точки. В переводе на житейский язык эти возможности можно сравнить с появлением у заблудившегося в лесу грибника *GPS*-навигатора, в любой точке леса показывающего направление и расстояние до точки выхода из него.

Однако возникает вопрос — а откуда возьмутся у нас эти нормальные уравнения. Говоря о проблеме построения нормальных урав-

нений композируемых объектов, необходимо отметить, что В.Л. Рвачевым в [47] предложен метод построения нормального уравнения плоского объекта, который с заданной точностью аппроксимируется конечным числом дуг окружностей и отрезков прямых, для чего выводятся нормальное уравнение отрезка и дуги окружности на плоскости, а также нормальное уравнение отрезка в гиперпространстве  $\mathcal{X}^n$ . Кроме того, приводится методика построения уравнений (в том числе и нормальных) плоских фигур, ограниченных прямыми или дугами окружностей. Общая методология построения этих уравнений состоит в построении предикатных уравнений таких фигур с последующей заменой функций трехзначной логики  $X_1 \wedge X_2$  и  $X_1 \vee X_2$  символами  $R$ -операций. Если полученное при этом выражение  $\omega(x)$  приравнять к нулю, то уравнение  $\omega(x) = 0$  опишет границы рассматриваемого многоугольника, а неравенства  $\omega(x) > 0$  и  $\omega(x) < 0$  определяют соответственно внутренность и внешность данной плоской фигуры.

Однако прямое использование разработанных В.Л. Рвачевым методов построения нормальных уравнений пространственных геометрических объектов чрезвычайно затруднено для практического использования из-за необходимости ручного построения алгебрологических моделей объектов и значительного объема вычислений.

Очень актуальной представляется задача построения нормальных уравнений объектов в автоматизированном режиме, что позволит проектанту работать с привычными для него конструктивитами (параллелепипедами, сферами, цилиндрами, конусами и т.п.). Такие конструктивиты легко узнаваемы в конструкторской документации, из которой однозначно выявляются их размеры, взаимное расположение и логика вхождения друг в друга.

Универсальные методы построения нормальных уравнений, к сожалению, отсутствуют, известны лишь частные случаи построения нормальных уравнений для геометрических объектов весьма ограниченного класса.

Для построения нормальных уравнений плоских и пространственных геометрических примитивов нами принят подход, основанный на геометрической интерпретации нормального уравнения объекта. Поскольку график нормальной функции любого объекта имеет размерность  $n+1$ , где  $n$  — размерность самого объекта, графически возможно изобразить нормальную функцию только плос-

кого объекта. Так, график нормальной функции некоторой плоской кривой  $L$  представлен на рис. 3.20,а. Его можно интерпретировать физически как поверхность, образованную следующим образом. Если на координатную плоскость  $z = 0$  насыпать слой песка и удалить из этой плоскости все точки, принадлежащие плоской кривой  $L$  (т.е. сделать “пропил” этой плоскости  $z = 0$  по этой кривой), то часть песка через этот пропил высыплется, образовав овраг, крутизна склонов которого будет  $45^\circ$  по отношению к плоскости  $z = 0$ . Поверхность этого оврага и будет графиком нормальной функции кривой  $L$ . Метрические соотношения, определяющие использование нормальной функции  $z = N(x,y)$ , показаны на рис. 3.20,б. Так, кратчайшее расстояние  $\rho(A,M)$  от точки  $A$  до кривой  $L$  в точке  $M$  определится как значение нормальной функции  $z = \omega(x,y)$  в этой точке  $A$ , причем  $z_N = \rho(A,M)$ . Такая геометрическая интерпретация позволила нам значительно упростить построение нормальных уравнений плоских и пространственных примитивов.

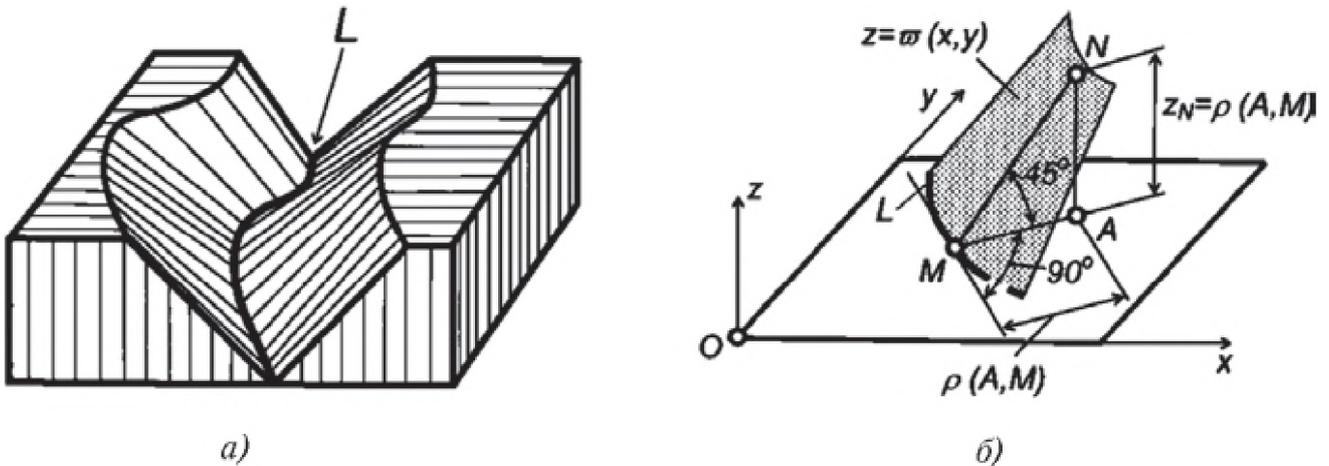


Рис. 3.20. Геометрическая интерпретация нормального уравнения объекта:

а — нормальная функция плоской кривой  $L$ ; б — метрические соотношения для нормальной функции плоской кривой  $L$

Геометрическая интерпретация нормальной функции некоторых элементарных геометрических объектов (примитивов) дает аппарат для построения нормальных уравнений этих объектов. Как уже отмечалось, универсальные методы построения нормальных уравнений объектов отсутствуют, но, учитывая, что нормальная функция плоских объектов трехмерна и, следовательно, до-

ступна для зрительного восприятия, можно на основании чертежа этой функции подобрать все ее составляющие, которые можно связать посредством  $R$ -операций. Однако представляется целесообразным использование  $R$ -операций такого вида, которые могут быть при построении нормальных уравнений реализованы  $R$ -дизъюнкциями и  $R$ -конъюнкциями, выбранными соответственно по формуле “max — min” [29], т.е.

$$\begin{aligned} a \vee 1^b &= \frac{1}{2} [a + b + |a - b|] = \max(a, b), \\ a \wedge 1^b &= \frac{1}{2} [a + b - |a - b|] = \min(a, b), \end{aligned} \tag{3.4}$$

что значительно упрощает программную реализацию выведенных нормальных уравнений объектов обращением к стандартному математическому обеспечению ЭВМ.

Нормальные уравнения плоских примитивов формируются по следующей схеме:

1) На основании некоторых эмпирических представлений о графике функции  $z = f(x, y)$  строится функция  $f(x, y)$ .

2) Плоскость  $\mathcal{K}^2$  разбивается на “области однородности” функции  $f(x, y)$ .

3) В каждой из областей однородности доказывается “нормальность” функции  $f(x, y)$  методом линий равного уровня.

Нормальные уравнения являются теми кирпичиками, из которых могут быть сформированы нормальные уравнения гораздо более сложных (с геометрической точки зрения) пространственных объектов.

Ко всему прочему, использование аппарата нормальных уравнений дает нам несколько неожиданных “бонусов” — например, нормальное уравнение  $\rho$ -эквилистантного объекта (рис. 3.21). Под  $\rho$ -эквилистантным объектом будем понимать такой объект, у

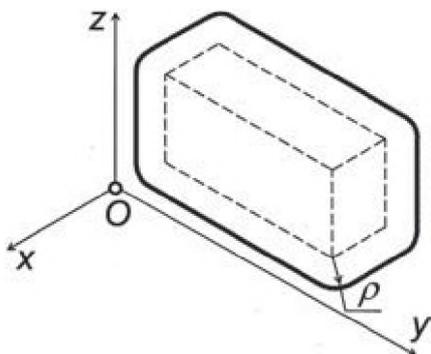


Рис. 3.21. Геометрическая иллюстрация  $\rho$ -эквилистантного объекта

которого все точки поверхности объекта будут расположены на расстоянии  $\rho$  от исходного объекта.

Аппарат нормальных уравнений дает оригинальную возможность получения нормальных уравнений  $\rho$ -эквилистантных объектов без построения самих эквидистантных объектов с последующим описанием этого “модернизированного” объекта нормальным уравнением. Основой такой возможности служит доказанная нами теорема о  $\rho$ -эквилистанте:

*Для объектов с нормальным уравнением  $f(x,y,z) = 0$  нормальное уравнение  $\rho$ -эквилистантного объекта имеет вид*

$$-\rho + |f(x,y,z)| = 0. \quad (3.5)$$

Возможность легкого построения нормального уравнения  $\rho$ -эквилистантного объекта дает значительные преимущества при решении такой практической задачи компоновки, как обеспечение минимального зазора при размещении объектов — вместо размещения объектов с минимальным зазором  $\rho$  будем плотно размещать  $\rho$ -эквилистантные объекты.

Главным преимуществом использования нормальных уравнений является, выражаясь языком геометрии, *сведение позиционной задачи к метрической*. То, что в нормальных уравнениях компоновочных объектов “защито” знание своего места в размещаемом пространстве и дистанции друг до друга, *позволяет создавать на их основе интеллектуальные алгоритмы компоновки*.

## ***2. Рецепторные геометрические модели***

Известно, что наиболее точным формальным описанием трехмерного объекта как геометрического тела является отождествление его с занимаемой им областью пространства (точечным множеством). Однако в такой постановке проблему формирования геометрического объекта можно рассматривать только теоретически. Использовать же эту концепцию на практике можно, если в качестве исходного элемента множества ( $E^3$ ) принять не бесконечно малую точку, а, например, куб с размерами  $(l \times l \times l)$ . При этом должно выполняться условие конгруэнтности всех кубиков, заполняющих пространство  $E^3$ , и любые два кубика не должны иметь общих внутренних точек.

Пространство в этом случае называется *дискретным* или *рецепторным*, а геометрическая модель, формируемая в таком пространстве — соответственно *дискретной* или *рецепторной моделью*.

Для решения поставленной задачи автоматизированной компоновки нам кажется предпочтительным использование именно рецепторных моделей, дискретизирующих пространство. В основу рецепторного метода (известного также как “матричный”, “бинарный”, “перечисления элементов пространства” и т.д.) положено приближенное представление геометрического объекта в поле или пространстве рецепторов. Для плоского случая поле рецепторов представляет собой однородную прямоугольную сеть  $m \times n$ , каждая ее клетка рассматривается как отдельный рецептор, который может иметь два состояния — «0» или «1». Математически рецепторная геометрическая модель описывается множеством  $A = \{a_{i,j}\}$ , где

$$a_{i,j} = \begin{cases} 1, & \text{если рецептор возбужден,} \\ 0, & \text{если рецептор не возбужден.} \end{cases}$$

Рецептор считается невозбужденным, если через него не проходит граница объекта и он не принадлежит внутренней области; трехмерные объекты описываются трехмерной матрицей  $A = \{a_{i,j,k}\}$  размерностью  $m \times n \times p$  (рис. 3.22).

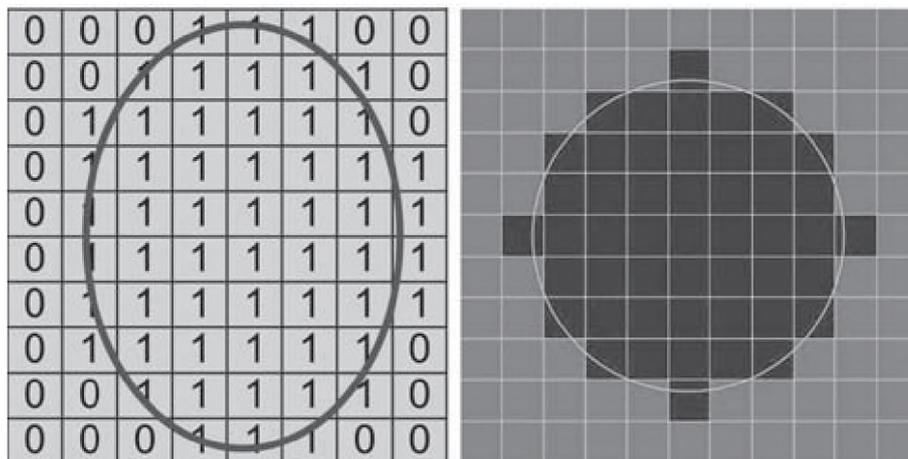


Рис. 3.22. Рецепторная модель 2D-тела

Очевидно, что точность описания геометрической формы объекта зависит от выбранной нами дискретности рецепторной матрицы. Этот метод геометрического моделирования был предложен в

начале 70-х годов прошлого века белорусским ученым Д.М. Зозулевым [55, 56], но не получил распространения из-за ограниченных возможностей ЭВМ по памяти и быстродействию. Хотя Зозулевич с коллективом сотрудников и решили этим методом отдельные прикладные задачи, на ЭВМ тех лет с 16-битной архитектурой и объемом оперативной памяти 32...128 килобайт было невозможно эффективное использование рецепторных моделей.

В дальнейшем, в связи с ростом производительности вычислительной техники, рецепторные геометрические модели нашли свое практическое применение. Исследование и разработка рецепторных геометрических моделей для различных случаев применения были проведены в работах Горелика А.Г., Герасименко Е.П., Клишина В.В., Рогозы Ю.А., Пащенко О.Б., Толока А.В., Ситу Лина, Ньи Ньи Хтуна, а также ряда иностранных авторов — Гаргантини И. (Gargantini I.), Реквишы А.А.Г., (Requcha A.A.G. ) и других.

Здесь же следует отметить очень близкие по идеологии исследования Наджарова К.М., Роткова С.И. и др., в которых в качестве элементарного объекта формы выступает не классический рецептор в виде куба или параллелепипеда, а более сложные фигуры — например гексоэксаэдр.

Подводя итог вышесказанному, мы предлагаем использовать для решения поставленной задачи рецепторные геометрические модели, т.е. разбиение компоновочного пространства на отдельные области в виде параллелепипедов (рецепторы — по западной терминологии **Voxel**), для каждой из которых в памяти компьютера присваивается значение «0», если она свободна от размещенных объектов и доступна для размещения, «1» — если область уже занята размещенным объектом или коммуникацией к нему. Этот метод, сравнивая значения рецепторов, позволяет легко определять пересечение объектов.

По своей геометрической сущности рецепторный метод, который мы предполагаем использовать для решения поставленной задачи, является частным случаем метода аналитической аппроксимации объектов, который используются для описания трехмерных объектов, включающих сложные поверхности второго и более высоких порядков. Поскольку вычислительная обработка таких поверхностей затруднена, они аппроксимируются участками поверхностей более низкого порядка (плоскостями, цилиндрами и т.п.).

Рецепторный метод имеет как достоинства, так и недостатки. К очевидным недостаткам следует отнести дискретность модели и потребность в больших объемах памяти СВТ для своей реализации, но сейчас увеличение памяти СВТ до любых объемов не представляет сложности ни технической, ни экономической. Другая сложность — рецепторная геометрическая модель (РГМ) никогда не является изначальной. Размещаемые и уже размещенные изделия описываются конструктором, как правило, параметрическими геометрическими моделями (т.е. задающими вид объекта и его параметры — сфера радиусом  $R$ , параллелепипед размерами  $a \times b \times c$  и т.д.), поэтому возникает необходимость в дополнительном программном модуле “Параметрическая модель”  $\leftrightarrow$  ”Рецепторная модель”. Вопросы такого преобразования решены в работах Г.В. Корн [57, 58] и Ситу Лина [59, 60].

Проектант работает с параметрической моделью (рис. 3.23), содержащей описание вида примитива и значения его основных параметров, что легко определяется из чертежа. То есть, рецепторную модель можно рассматривать как “внутримашинную”.

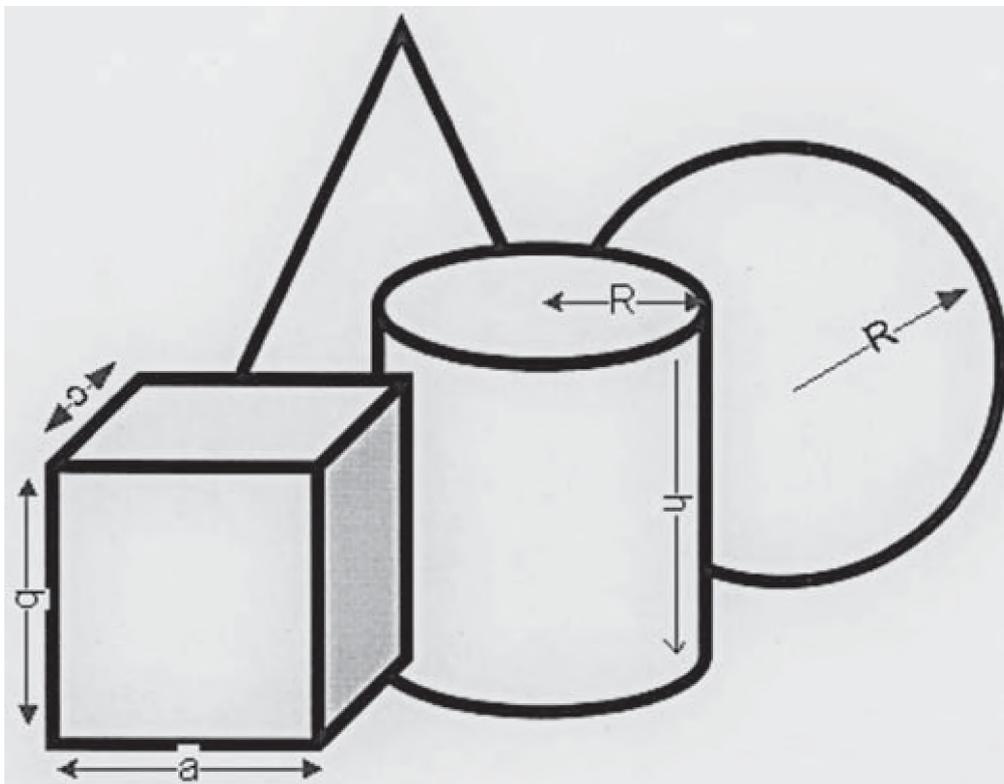


Рис. 3.23. Параметрические модели элементарных геометрических тел

Описание параметрической модели имеет вид

$$\Pi = f(\delta, \tau),$$

где  $\delta$  — постоянная часть описания (задание типа примитива);  $\tau$  — переменная часть описания (задание размеров примитива)

Таким образом, для эффективного использования рецепторных моделей необходимо организовать прямой и обратный переходы “Рецепторная модель”  $\leftrightarrow$  “Параметрическая модель”, и рецепторную модель можно рассматривать как “внутримашинную”, требующую ввода и вывода информации в виде параметрических моделей.

Понятно, что примитивы, имеющие простые параметрические модели, не исчерпывают все богатство форм компокуемых объектов современной авиационной техники, но, по литературным данным [34], форму 98% компокуемого приборного оборудования можно описать как примитивы или композицию примитивов.

Безусловным же достоинством РГМ является уникальная легкость определения условия взаимного непересечения (УВН) уже размещенных объектов — если значение конкретного рецептора «0», то он доступен для размещения, если «1» — то он уже кем-то “занят”. Именно эти причины пробудили в последние годы интерес к РГМ как в странах СНГ, так и на Западе (там они называются “воксельными” — элемент объема по аналогии с “пиксельными” — элементами плоскости). Также легко решаются задачи определения объемов и сечений заданными плоскостями.

Покажем примеры использования рецепторных геометрических моделей в задачах автоматизированной компоновки. Будем решать задачу доразмещения в следующей постановке: имеется замкнутая область (например, технический отсек ЛА) с уже частично размещенным там оборудованием (рис. 3.24,а); имеется набор оборудования, которое необходимо “доразместить” (рис. 3.24,б). Возможности “доразмещения” определяются формой и размерами еще незаполненных пространств между уже скомпонованными объектами. Из рисунка видно, что размещаемые объекты являются композицией примитивов, которые достаточно хорошо описывают форму приборного оборудования.

Метод для решения задачи — распознавание образа геометрической формы путем проверки статистических гипотез: является ли распознаваемое пространство примерно сферой? примерно ци-

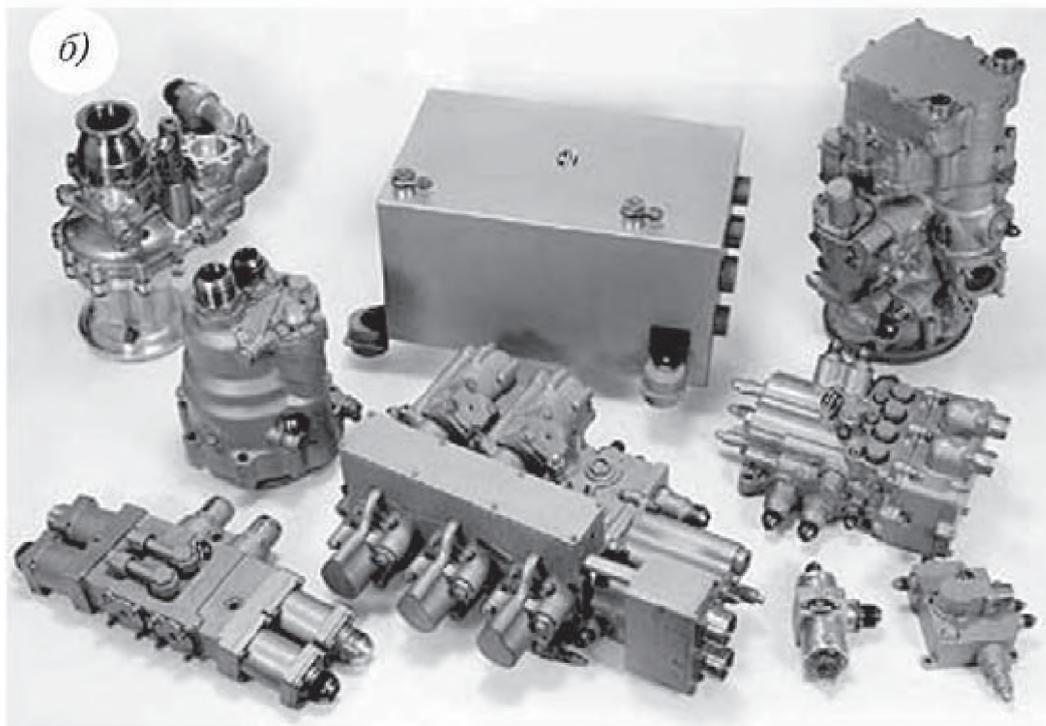
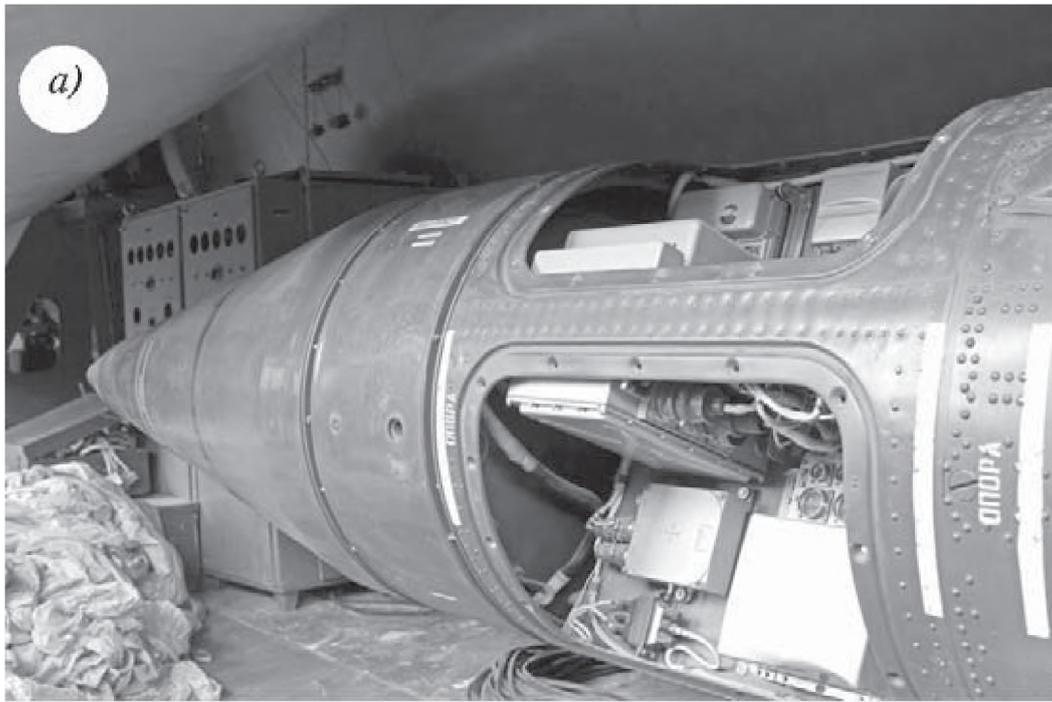


Рис. 3.24. Технический отсек летательного аппарата (а);  
“доразмещаемое” оборудование (б)

линдром? примерно параллелепипедом? Именно рецепторный метод геометрического моделирования позволяет нам провести декомпозицию задачи, перейдя от рассмотрения пространственных геометрических форм к плоским. Поэтому будем анализировать не весь объект в целом, а его отдельные сечения, на основании анали-

за которых и будем делать предположения о форме объекта. Благо, что рецепторные геометрические модели позволяют просто и быстро получить любые ортогональные срезы объектов, представленных рецепторной матрицей.

Далее проводится сканирование строчек и столбцов для выявления наибольшего скопления неразрывно расположенных рецепторов и выявляются их центры. Специальное программное обеспечение позволяет выявить и визуализировать незаполненные пространства, в которых возможна докомпоновка.

Другим примером использования рецепторных геометрических моделей на практике является прокладка коммуникаций между уже размещенными объектами. Для этого разработаны интеллектуальные алгоритмы, анализирующие не только саму возможность прокладки трассы между точками входа и выхода, но и ряд дополнительных ограничений — минимальную длину трассы, обеспечение ее заданной плавности (минимального радиуса кривизны главной направляющей линии), прохождение на заданном расстоянии от уже размещенных объектов (требование минимального зазора) и ряд других. Для решения поставленной задачи применены эвристические алгоритмы, являющиеся глубокими модификациями алгоритмов, используемых при разводке печатных плат радиоэлектронных устройств.

Следует признать, что программа, реализующая рецепторный метод телесной трассировки, не интегрирована в какую-либо существующую CAD-систему, поэтому информация о компонуемых объектах в виде композиции примитивов вводится в программу в параметрическом виде. Это снижает производительность процесса компоновки. Решением проблемы является интеграция этой расчетной программы с CAD-системой, для которой данная программа будет встроенным расчетным модулем.

*Глава 4.*  
**ОСОБЕННОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ  
ОБЪЕМНО-ВЕСОВОЙ КОМПОНОВКИ  
ВЕРТИКАЛЬНО ВЗЛЕТАЮЩИХ САМОЛЕТОВ**

---

---

Для обеспечения вертикального взлета и посадки (ВВП), а также маневрирования на доэволютивных режимах полета СВВП должен иметь силовую установку (СУ), обеспечивающую ему вертикальную тяговооруженность, превышающую единицу, а также специальную систему управления самолетом на этих режимах полета. Как правило, силовая установка и система управления на доэволютивных режимах полета объединены в единую энергетическую систему. Минимизация затрат энергии на обеспечение ВВП — важнейшая задача проектирования СВВП. Она решается выбором рациональных проектно-конструктивных решений, определяющих состав, размещение и параметры элементов энергетической системы на самолете. В связи с этим для СВВП *компоновка энергетических систем* становится весьма важной составляющей общей задачи компоновки самолета. В качестве основных требований обеспечения ВВП выступают требования обеспечения вертикальной стартовой тяговооруженности самолета, превышающей единицу, и прохождение равнодействующей векторов тяг всех агрегатов энергетических систем через центр масс самолета.

Компоновка самих энергетических систем, а также их влияние на компоновку всех остальных агрегатов и систем самолета требует разработки нового подхода к компоновке СВВП.

Удовлетворение требований прохождения равнодействующей векторов тяг всех элементов, входящих в состав энергетических систем, через центр масс самолета обуславливает жесткие требования к выбору положения сопловых аппаратов двигателей. Математически это требование запишется так:

$$\vec{X}_{\text{цт}} = \vec{X}_{\text{цм}}; \quad (4.1)$$

$$\vec{X}_{\text{цт}} = \frac{\sum_{i=1}^n \vec{P}_i \vec{R}_i}{\sum_{i=1}^n \vec{P}_i}; \quad (4.2)$$

$$\vec{X}_{\text{цм}} = \frac{\sum_{j=1}^k m_j \vec{g} \vec{R}_j}{\sum_{j=1}^k m_j \vec{g}}, \quad (4.3)$$

где  $\vec{X}_{\text{цт}} = \vec{X}_{\text{цт}}(\vec{x}, \vec{y}, \vec{z})$  — радиус-вектор точки приложения равнодействующей вектора тяг;  $\vec{X}_{\text{цм}} = \vec{X}_{\text{цм}}(\vec{x}, \vec{y}, \vec{z})$  — радиус-вектор точки центра масс самолета;  $\vec{P}_i$  — вектор тяги  $i$ -го элемента энергетических систем;  $m_j$  — масса  $j$ -го элемента самолета;  $\vec{g}$  — ускорение свободного падения;  $\vec{R}_i$  — радиус-вектор  $i$ -го элемента энергетических систем;  $\vec{R}_j$  — радиус-вектор центра масс  $j$ -го элемента самолета;  $n$  — число векторов тяг энергетических систем;  $k$  — число элементов самолета.

Удовлетворение этого требования неразрывно связано с компоновкой и определением параметров системы управления на доэволютивных режимах полета.

Стабилизирующие и управляющие моменты системы управления на доэволютивных режимах полета создаются за счет тяги струйных рулей и поворотных сопел двигателей и агрегатов усиления тяги, находящихся на удалении от центра масс самолета. Располагаемый управляющий момент должен превышать потребный управляющий момент, который определяется значениями момента инерции и углового ускорения. В общем виде это условие можно записать следующим выражением:

$$\begin{cases} M_{xyz}^{\text{рас}} \geq M_{xyz}^{\text{пот}}, \\ M_{xyz}^{\text{рас}} = P_{xyz} L_{xyz}, \\ M_{xyz}^{\text{пот}} = I_{xyz} \varepsilon_{xyz}, \end{cases} \quad (4.4)$$

где  $M_{xyz}^{\text{рас}}$  — располагаемый стабилизирующий и управляющий моменты относительно соответствующей оси;  $M_{xyz}^{\text{пот}}$  — потребный стабилизирующий и управляющий моменты относительно соответствующей оси;  $I_{xyz}$  — момент инерции самолета относительно соответствующей оси;  $\varepsilon_{xyz}$  — угловое ускорение;  $L_{xyz}$  — плечо струйного руля;  $P_{xyz}$  — равнодействующая тяги органов управления в каналах крена, курса и тангажа соответственно.

Величины угловых ускорений вращения СВВП задаются в технических требованиях на самолет.

Из выражения (4.4) следует, что для получения минимальных величин тяги органа управления, а следовательно, и минимальных потерь тяги силовой установки на стабилизацию и управление СВВП, струйные рули и сопла двигателей, тяга которых используется в управлении самолетом посредством модуляции тяг, целесообразно располагать на максимальном удалении от центра масс самолета, либо уменьшать моменты инерции самолета за счет размещения более тяжелых агрегатов на плече меньшем, чем плечо легких агрегатов. Выбор плеч струйных рулей в канале тангажа и курса ограничивается длиной фюзеляжа самолета, а в каналах курса и крена — размахом крыла. Длина фюзеляжа (сильно зависит от компоновки внутреннего отсека вооружений) и размах крыла выбираются исходя из условия удовлетворения требований, не связанных с управляемостью и балансировкой СВВП, поэтому компоновочное поле струйных рулей имеет ограниченные размеры и, как правило, повлиять на величину стабилизирующих и управляющих моментов через параметры плеча струйного руля не удастся. Увеличение управляющего момента за счет разнесения сопловых аппаратов двигателей связано с увеличением моментов инерции самолета. Однако максимальное плечо сопел достигается, когда длина самолета равна длине лифта на палубе авианесущего корабля.

Широкие возможности для снижения затрат тяги СУ на управление самолетом предоставляет путь уменьшения моментов инерции самолета.

В общем виде выражения для расчета моментов инерции самолета могут быть записаны следующим образом:

$$\begin{cases} I_x = \int_m (y^2 + z^2) dm = \int_V (y^2 + z^2) \rho dV = \iiint_{xyz} (y^2 + z^2) \rho dx dy dz; \\ I_y = \int_m (x^2 + z^2) dm = \int_V (x^2 + z^2) \rho dV = \iiint_{xyz} (x^2 + z^2) \rho dx dy dz; \\ I_z = \int_m (y^2 + x^2) dm = \int_V (y^2 + x^2) \rho dV = \iiint_{xyz} (y^2 + x^2) \rho dx dy dz, \end{cases} \quad (4.5)$$

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

Анализ выражений (4.5) показывает, что момент инерции зависит только от формы тела и расположения масс относительно оси, а относительным критерием рациональности компоновки агрегатов в компоновочном поле может служить радиус инерции:

$$r_{xyz} = \sqrt{\frac{I_{xyz}}{\sum_i m_i}}. \quad (4.6)$$

В то же время анализ имеющихся в работах [11, 14—20, 25—28, 32, 33, 35, 36, 44, 57, 59, 72—74, 84—85] формул для определения моментов инерции самолетов показывает, что они либо совсем, либо частично не учитывают особенностей компоновки самолета. Для удобства учета влияния компоновки агрегатов самолета на величину момента инерции запишем (4.5) через теорему Штейнера в следующем виде:

$$I_{1-1} = I_{0-0} + mR_{1-0}^2. \quad (4.7)$$

Формула (4.7) характеризует момент инерции тела относительно оси 1—1 через момент инерции тела относительно собственной оси инерции 0—0, массу и радиус-вектор между осями 1—1 и 0—0.

Представление выражения для определения момента инерции позволяет явно, через расстояние, выраженное радиус-вектором, учесть изменения моментов инерции самолета в зависимости от компоновки агрегатов и систем самолета.

Учитывая сказанное, рассмотрим возможный подход к решению задачи компоновки самолета на примере компоновки сверхзвуковых маневренных СВВП с базированием на палубе авианесущих крейсеров. Специфика данного типа самолета диктует необходимость при формировании его облика решить компромиссную задачу обеспечения минимальных моментов инерции самолета (из условия минимизации энергетических затрат на режимах ВВП), сохранения аэродинамических форм, обеспечивающих сверхзвуковые режимы полета, и обеспечения габаритов самолета, удовлетворяющих инфраструктурным требованиям и позволяющих СВВП базироваться на палубе авианосца.

Анализ компоновок двух известных серийных дозвуковых маневренных СВВП, образцы которых приведены на рис. 4.1, показывает, что использованные подходы к решению этой компромиссной задачи позволили самолету иметь: габаритные размеры  $L$ , соответствующие лифту подъемника на палубе авианесущего корабля (габариты лифта условно показаны прямоугольным параллелепипедом на рис. 4.7); аэродинамическую форму  $S$ , эквивалентную телу вращения, которое удовлетворяет аэродинамическим требованиям по “правилу площадей” и внутренние характеристики распределения масс, близкие к форме эквивалентного шара  $R$ .

Учитывая, что моменты инерции зависят только от расположения массы относительно связанных осей координат самолета, а также анализируя гистограмму распределения масс агрегатов вдоль оси  $OX$  самолета, можно выделить в зависимости от удельной массы компонуемых агрегатов три характерные для СВВП зоны компоновки (рис. 4.1).

*Первая зона* со сферической границей, описанной из виртуального центра масс (ВЦМ) радиусом, эквивалентным расстоянию до точки приложения тяги подъемно-маршевого двигателя (ПМД), характеризуется компоновкой агрегатов с удельной массой более  $700 \text{ кг/м}^3$ . Это двигатели, стойки шасси, топливные баки, центроплан крыла и т.д. Доля общей массы самолета, приходящейся на эту, относительно небольшую, зону, составляет 50—65%.

*Во второй зоне*, внешней границей которой служит сфера, описанная из ВЦМ радиусом, эквивалентным расстоянию до точки

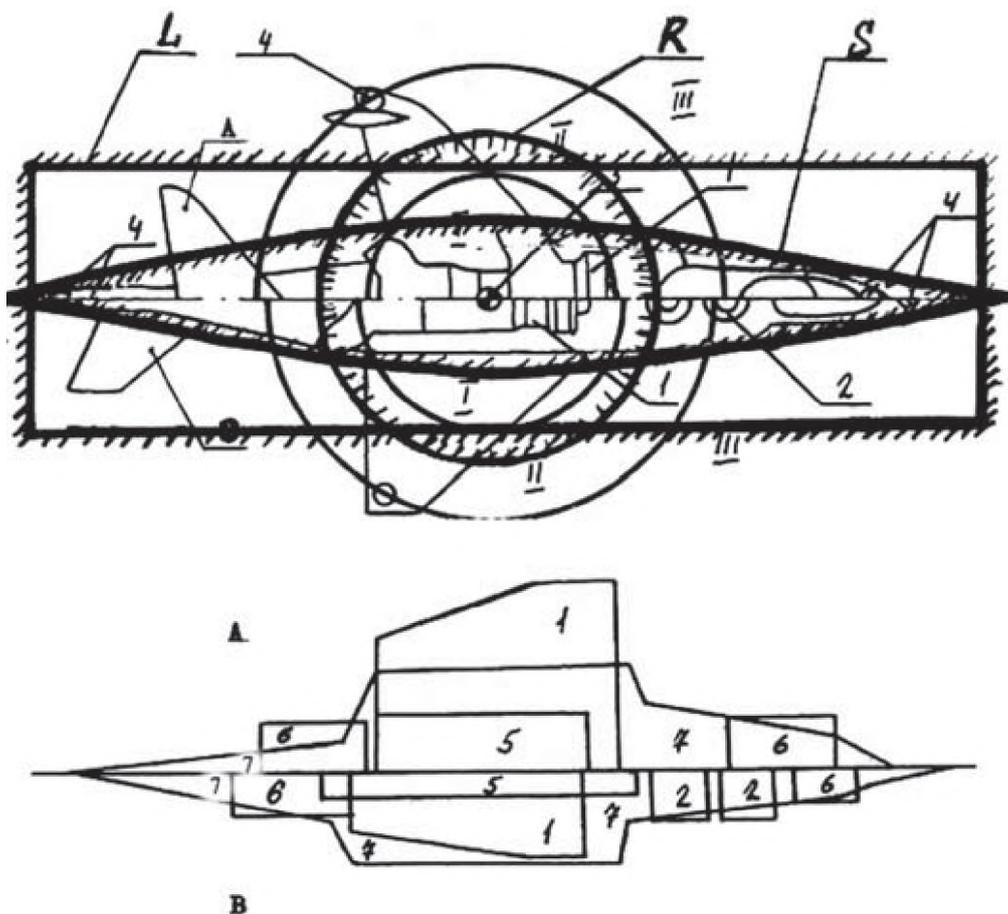


Рис. 4.1. Графическая интерпретация ограничений

приложения тяги газодинамических струйных рулей, расположенных на консолях крыла, закомпонованы агрегаты с небольшой удельной массой — от 200 до 700 кг/м<sup>3</sup>. Это отсеки оборудования, несилловая конструкция и т.д.

В *третьей зоне*, которую составляет все компоновочное пространство вне внешних границ первых двух зон, размещаются агрегаты и отсеки с удельной массой менее 200 кг/м<sup>3</sup>. Компоновка агрегатов в третьей зоне нежелательна. Оправданным является размещение в ней обтекателей РЛС, антенного оборудования и органов управления.

### Методика компоновки самолета как носителя ракет “воздух—воздух”

Система требований и ограничений диктует формирование специального подхода к компоновке СВВП исходя из “жестких” инфраструктурных ограничений. (Традиционный подход приводит к

многоитерационности, а нередко — к расходимости процесса, и следовательно, к значительным временным и материальным затратам.)

Для отыскания допустимого вектора проектных параметров  $X$  необходимо решение системы следующих уравнений увязки облика самолета:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_j \bar{m}_j(x) - 1 = 0; \\ \sum_j \bar{m}_j(x)g - \sum_i (P_0^{XYZ})_i = 0; \\ \sum_j \bar{m}_j(x)gR_j - \sum_i (P_0^{XYZ})_i R_i = 0; \\ \sum_j \bar{m}_j(x)gR_j^2 \varepsilon_{XYZ} - \sum_i (P_0^{XYZ})_i L_i = 0, \end{array} \right. \quad (4.8)$$

где в перечисленном порядке приведены уравнения, обеспечивающие:

- условие массового баланса;
- условие энергетического баланса;
- условие балансировки;
- условие управляемости на доэволютивных режимах полета.

Полученная система уравнений представляет собой систему четырех нелинейных уравнений относительно параметров увязки облика самолета, в качестве которых выступают радиус-векторы точек привязки агрегатов и органов энергетических систем. Решение такой системы традиционными методами затруднительно, так как число агрегатов, координаты привязки которых необходимо найти, составляет уже на  $i+1$ -м уровне  $k > 10^3$ , а число векторов тяг энергетических систем  $n > 10^1$ .

Решение приведенной выше системы уравнений требует применения совокупности процедур, которые легли в основу предложенного формально-эвристического метода формирования облика самолета при “жестком” инфраструктурном ограничении по вертикальному взлету самолета и габаритам.

Рассмотрим методику компоновки самолета.

Для решения уравнений применим искусственный прием, заключающийся в проведении компоновки относительно ВЦМ само-

лета. Снятие неопределенности относительно положения центра масс самолета упрощает компоновку агрегатов, имеющих ограничения на их размещение по отношению к ЦМ. К числу таких агрегатов относятся внутренний отсек вооружений, шасси, крыло, топливные баки и т.д. Это обстоятельство вносит изменения в порядок и процедуру компоновки агрегатов и систем самолета. Компоновка условно разбита на четыре этапа:

- 1 этап — компоновка силовой установки;
- 2 этап — компоновка агрегатов, требующих открытых зон;
- 3 этап — компоновка агрегатов планера;
- 4 этап — компоновка остальных агрегатов и систем.

В рамках каждого этапа, составляющего замкнутый цикл, описанный формальными моделями уравнений увязки агрегатов, определяются координаты привязки этих агрегатов. Уравнения связаны процедурами компоновки, совокупность которых и позволяет дать решение системы уравнений увязки облика самолета.

### *1. Компоновка силовой установки*

В целом компоновка вооружения для СВВП не отличается от аналогичной процедуры для самолетов обычного взлета—посадки (СОВП). В данной работе принята схема размещения вооружения, соответствующая современным самолетам данного типа: пушка размещена в наплывах крыла, подвеска ракет средней дальности и ближнего боя обеспечена на пилонах под крылом и на фюзеляже на внешней подвеске, а также во внутреннем отсеке фюзеляжа.

Наряду с требованием по непопаданию продуктов горения в воздухозаборник ПМД при пуске ракет и стрельбе из пушки, снижению момента и отдачи при стрельбе и т.д. при компоновке расходоуемых зарядов необходимо обеспечить требования по центровке самолета.

Выполнение этого требования оказывает влияние на размещение всех типов вооружения, однако компоновка вооружения во внутреннем отсеке фюзеляжа влияет на синтез компоновочной схемы СУ. Поэтому, если при проверке оказывается, что при сбросе целевой нагрузки центровка вышла из заданного диапазона, проводится перекомпоновка СУ. Начинается компоновка с размещения отсека вдоль оси  $OX$  относительно ВЦМ, при этом минимизируется длина отсека за ВЦМ исходя из заданного диапазона раз-

бежки центровки при сбросе целевой нагрузки ( $\bar{X}_{от}$ ). Для этого определяют величину допустимого смещения центровки от сброса целевой нагрузки массой  $m_{от}$ :

$$X_{rr} = 0,01B_{САХ} \bar{X}_{от} \frac{m_0 - m_{от}}{m_{от}}. \quad (4.9)$$

Необходимость локальной системы координат при перекомпоновке СУ отпадает, поэтому

$$X_{ПМД} = -\left(L_{ПМД}^C + N^B D_{ПМД}^B + 1,43W_e + A_{от} L_{от} - R_f + X_{rr}\right), \quad (4.10)$$

где  $A_{от}$  — коэффициент, характеризующий положение центра масс целевой нагрузки по длине внутреннего отсека фюзеляжа. Если  $A_{от} = 0$  — ЦМ по координате  $X$  совпадает с задней стенкой отсека, если  $A_{от} = 1$  — то с передней стенкой отсека;

$$X_{ВФК} = \frac{X_{ПМД} m_{ПМД}^B N_{ПМД}}{m_{ВФК}^B N_{ВФК}}; \quad (4.11)$$

$$X_{ПД} = \frac{X_{ПМД} m_{ПМД}^B N_{ПМД}}{m_{ПД}^B N_{ПД}} + 0,58K_{П} D_{ПД}, \quad (4.12)$$

где

$$K_{П} = \begin{cases} 0 & \text{— если } N_{ПД} = 1, \\ -1 & \text{— если } N_{ПД} = 2 \text{ и } i = 1, \\ 1 & \text{— если } N_{ПД} = 2 \text{ и } i = 2 \end{cases}$$

— коэффициент компоновки ПД.

Положение отсека по оси  $OY$  обусловлено требованием наличия открытой зоны снизу фюзеляжа и определяется после компоновки СУ по нижней точке коробки приводов ПМД.

Размещенные на первом этапе компоновки агрегаты СУ, которые имеют самые большие из всех элементов самолета относительные объемно-весовые параметры, сняли неопределенность как по положению центра масс самолета, так и по точкам привязки агрегатов и систем, компонуемых на последующих этапах. В качестве

этих точек выступают: в нижней зоне — нижняя точка коробки приводов ПМД, в верхней и носовой зонах — передняя точка обечайки воздухозаборника ПД.

## 2. Компоновка агрегатов, требующих открытых зон

На втором этапе компоновки размещают элементы, требующие открытых зон: РЛС обзора передней полусферы, кабина экипажа, шасси и т.д. При этом также необходимо добиваться минимизации радиус-вектора этих агрегатов. Второй этап начинается с размещения стоек шасси и резервирования объемов под ниши уборки шасси.

Компоновка шасси связана с определением выноса колеса носовой стойки, высоты стоек и плеча колес основных стоек (рис. 4.2) в зависимости от посадочного угла и соотношения нагрузок на стойках и имеет ряд особенностей, связанных с компоновкой СУ. Так, вынос колеса носовой стойки шасси обусловлен компоновкой ПД либо выносной форсажной камеры (ВФК):

$$a = X_{\text{ПД}}^{(N_{\text{ПД}})} + K_{\text{Ш}} D_{\text{КН}} + 0,75 D_{\text{ПД}} + R_{\text{Ш}} H_{\text{Ш}}, \quad (4.13)$$

где  $X_{\text{ПД}}^{(N_{\text{ПД}})}$  — координата по оси  $OX$  точки привязки крайнего ПД либо ВФК;

$$K_{\text{Ш}} = \begin{cases} 02 & \text{— для телескопической навески колеса,} \\ 04 & \text{— для полурычажной схемы навески колеса,} \\ 06 & \text{— для рычажной схемы навески колеса} \end{cases}$$

— коэффициент, учитывающий тип навески опорного элемента;

$D_{\text{КН}}$  — диаметр пневматика носового колеса;

$$R_{\text{Ш}} = \begin{cases} 0 & \text{— для колеса вперед по полету} \\ 1,02 & \text{— для колеса назад по полету} \end{cases}$$

— коэффициент, учитывающий схему уборки колеса;

$H_{\text{Ш}}$  — высота стойки шасси.

Положение колес основных стоек шасси находим по соотношению нагрузок на основные и носовую стойки шасси с учетом заданного посадочного угла  $\varphi_{\text{Пос}}$ . Так как при ультракоротком взлете соп-

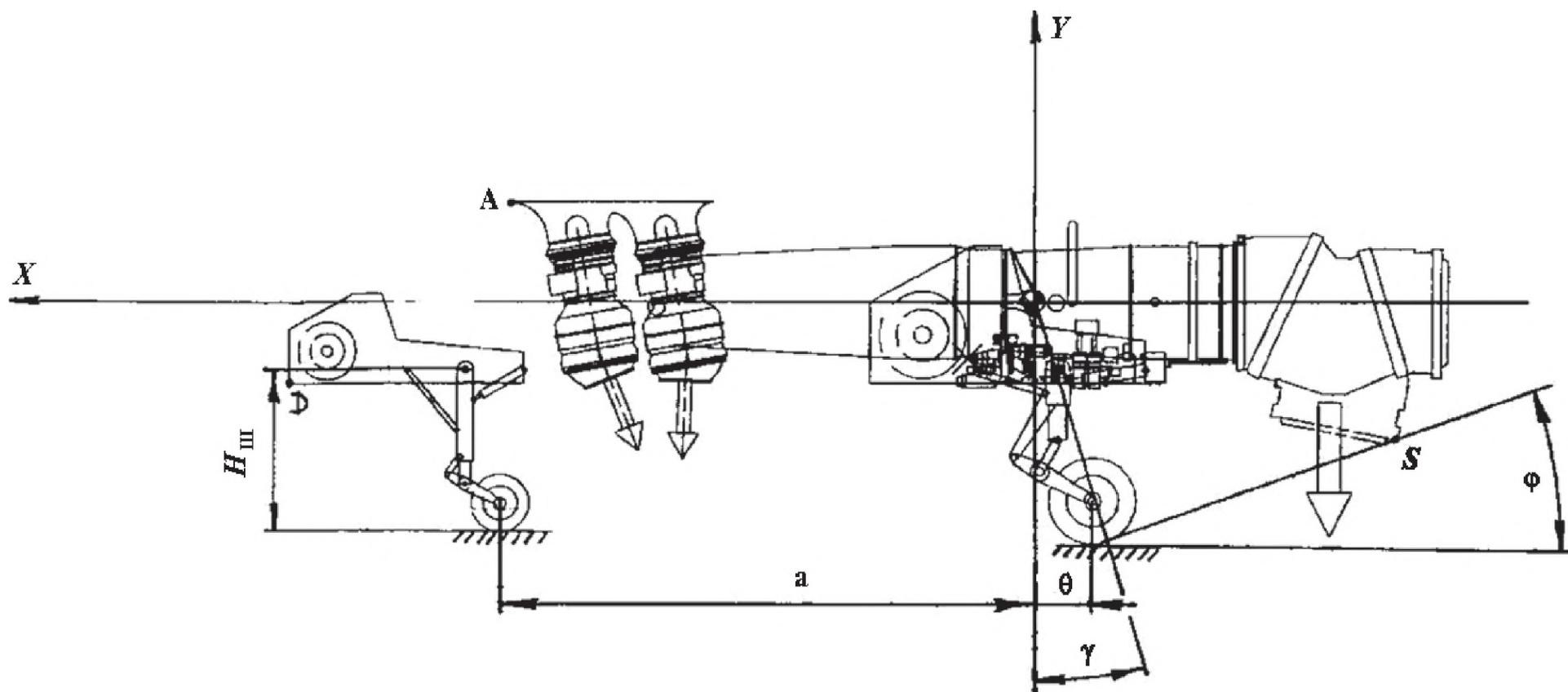


Рис. 4.2. компоновка шасси СВВП с комбинированной силовой установкой

ло ПМД находится в повернутом положении, угол поворота сопла зависит от условий взлета. В качестве самой нижней точки самолета принята точка  $S(X_S; Y_S)$ , являющаяся крайней по оси  $OX$  точкой среза сопла ПМД в положении поворота вектора тяги на  $90^\circ$ .

Из условия обеспечения посадочного угла и выноса колеса носовой стойки шасси определяем высоту от строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ) до ВПП при обжатом амортизаторе:

$$H_{III} = (Y_{ВЦМ} - Y_S) + Tg(\varphi_{пос})(X_S - X_{ВЦМ}) - a \left( \frac{1 - V_{кн}}{V_{кн}} \right). \quad (4.14)$$

Плечо колеса основной стойки:

$$e_{\min} = a \left( \frac{1 - V_{кн}}{V_{кн}} \right), \quad (4.15)$$

однако его величину следует согласовать со значением, полученным из условия обеспечения положительной интерференции тяг ПД:

$$e_{\min} = - \left[ X_S + (H_{ВПП} - Y_S) \cos(\varphi_{пос}) + D_{кн} \sin(\gamma) \right]. \quad (4.16)$$

По известной геометрии колес, используя пересчет параметров стоек шасси по прототипу, определяют точки крепления стоек шасси и габариты ниш шасси с учетом обеспечения нижней открытой зоны для выпуска и уборки.

**Заканчивается второй этап компоновки размещением кабины летчика и РЛС обзора передней полусферы.**

Компоновка кабины летчика и РЛС обзора передней полусферы во многом определяют облик носовой части фюзеляжа. В работе эти элементы используются в виде уже сформированных модулей, поэтому ставилась задача их пространственной увязки с учетом уже закомпонованной ниши носовой стойки шасси. Крайняя передняя точка воздухозаборника ПД или фланца ВФК —  $A(X_A; Y_A)$  является точкой привязки кабины.

Размещение модуля кабины летчика (рис. 4.3) определяет точку  $B$  — положение глаз летчика, относительно которой, согласно диаграмме обзора, формируются верхние обводы носовой части фюзеляжа. Требования по обзору из кабины летчика ограничивают поле компоновки РЛС, носового отсека оборудования и т.д. При этом положение точки  $C$  по оси  $OX$  запишется как:

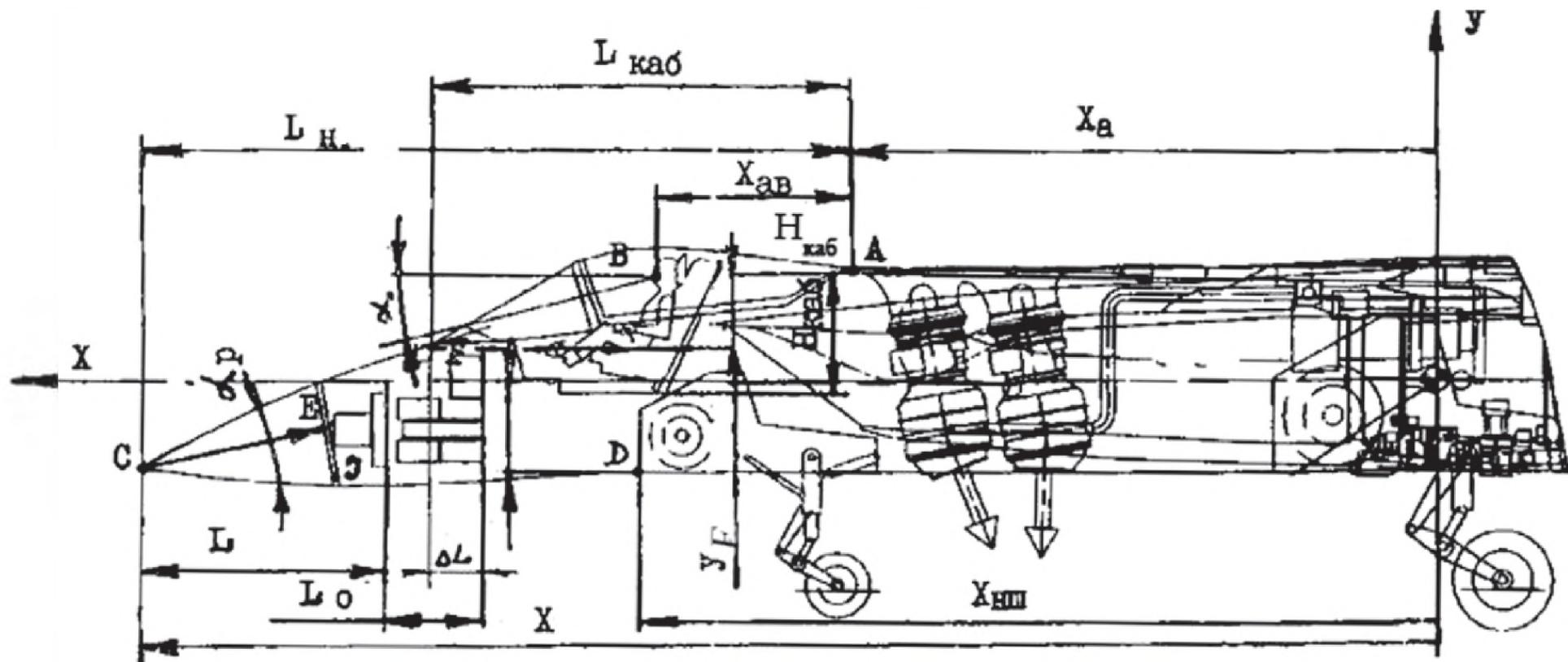


Рис. 4.3. Компоновка кабины экипажа и отсека РЛС

$$X_C = X_{\text{нос}} = X_A + L_{\text{нос}} = X_A + L_{\text{каб}} + L_{\text{об}} + L_{\text{РЛС}} - \Delta L, \quad (4.17)$$

где  $L_{\text{каб}}$  — длина модуля кабины;  $L_{\text{об}}$  — длина отсека оборудования перед кабиной летчика;  $L_{\text{РЛС}}$  — длина отсека РЛС;  $L_{\text{нос}}$  — длина носового модуля;  $\Delta L$  — длина модуля кабины летчика, под которой размещен отсек оборудования перед кабиной.

После этапа компоновки шасси на компоновочном поле известна крайняя передняя точка ниши уборки носовой стойки шасси; на рис. 4.5, 4.6 (см. далее) это точка  $D$ .

Зная диаметр РЛС, можно найти точку привязки РЛС, которая обозначена как точка  $E$ , и угол оси обтекателя РЛС —  $\alpha_{\text{РЛС}}$ . Для этого строим векторы  $CB$  и  $CD$ . Угол оси обтекателя РЛС равен углу между векторами  $CB$  и  $CD$ :  $\alpha_{\text{РЛС}} = \angle(CB; CD)$ , точка  $E$  находится на конце вектора  $CE$ ; коллинеарного вектору  $a = (CB + CD)$ ,

причем длина вектора  $|CE| = \frac{0,5D_{\text{РЛС}}}{\text{Tg}(\alpha_{\text{РЛС}}/2)}$ . Соединяя точки  $C$ ,  $J$  и

$D$  плавной кривой, сопряженной с нижним обводом фюзеляжа, где точка  $J$  является крайней нижней точкой зеркала РЛС, получаем границу компоновочного поля снизу фюзеляжа. Выполняя аналогичные процедуры, можно получить боковые обводы носовой части фюзеляжа. Диаграмма обзора вносит коррекцию в привязку носового модуля. Из-за переразмеренности ПМД, а следовательно, большого его диаметра на входе в двигатель передняя точка воздухоборника ПМД должна иметь меньшую координату по оси  $OX$ , чем точка  $B$ . Это условие исключает максимально плотную компоновку фюзеляжа и требует либо увеличения расстояния между кабиной летчика и передним ПД(ВФК), либо задним ПД(ВФК) и ПМД. Оба эти фактора влияют на относительную базу СУ (параметр  $B$ ).

### 3. Компоновка агрегатов планера

На третьем этапе проводится компоновка агрегатов планера. К этому моменту основные формообразующие элементы уже размещены, поэтому можно приступить к компоновке фюзеляжа и увязке его с крылом и оперением.

## Компоновка фюзеляжа

Фюзеляж по длине разбит на четыре участка (рис. 4.4): 1 — носовая часть фюзеляжа, характеризуемая длиной  $L_1^*$ ; 2 — часть СУ перед ВЦМ, характеризуемая длиной  $l_2^*$ ; 3 — часть СУ после ВЦМ, характеризуемая длиной  $L_3^*$ ; 4 — хвостовая часть фюзеляжа, характеризуемая длиной  $L_4^*$ . Длины первых трех участков фюзеляжа обусловлены размещением тех агрегатов, которые были размещены ранее. Длина первого участка обусловлена компоновкой носового и закабинного отсеков оборудования, ниши носовой стойки шасси, РЛС и кабины летчика (параметр  $B$ ). Длины второго и третьего участков зависят от параметров и характеристик СУ и компоновки внутреннего отсека фюзеляжа, предназначенного для целевой нагрузки и ниш уборки основных стоек шасси (параметр  $B$ ), а их соотношение зависит от вертикальной стартовой тяговооруженности ПМД и ПД (ВФК), т.е. от параметра  $A$ .

Длина четвертого участка обусловлена обеспечением заданного плеча для оперения и центровкой самолета и, следовательно, влияет на параметр  $B$ .

Основным ограничением по габаритам самолета являются размеры лифта-подъемника на палубе авианесущего корабля. По условию поставленной задачи, длина фюзеляжа должна быть меньше длины лифта:

$$L_{\text{ф}} = L_1^* + L_2^* + L_3^* + L_4^* \leq L_{\text{лиф}}, \quad (4.18)$$

где  $L_1^*$ ,  $L_2^*$ ,  $L_3^*$ ,  $L_4^*$  — длины соответствующих участков самолета.

Варьируемой является длина хвостовой части фюзеляжа. Она зависит от параметра  $B$  и согласуется с параметрами оперения и ограничениями, определяющими компоновочное поле хвостовых балок.

Выполнение обтекателя РЛС поворотным позволяет уменьшить длину самолета на стоянке исходя из габаритов лифта-подъемника. Соответствующая этому техническому решению длина носовой части фюзеляжа на рис. 4.6 обозначена  $L_1'$ .

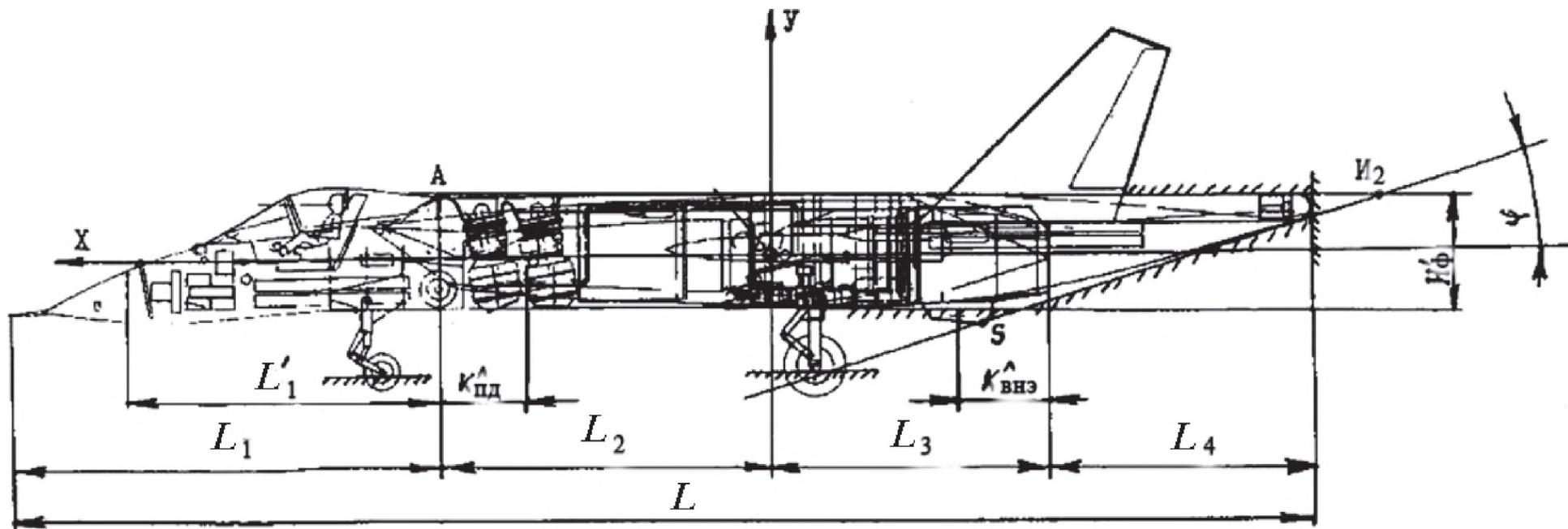


Рис. 4.4. Компонировка фюзеляжа

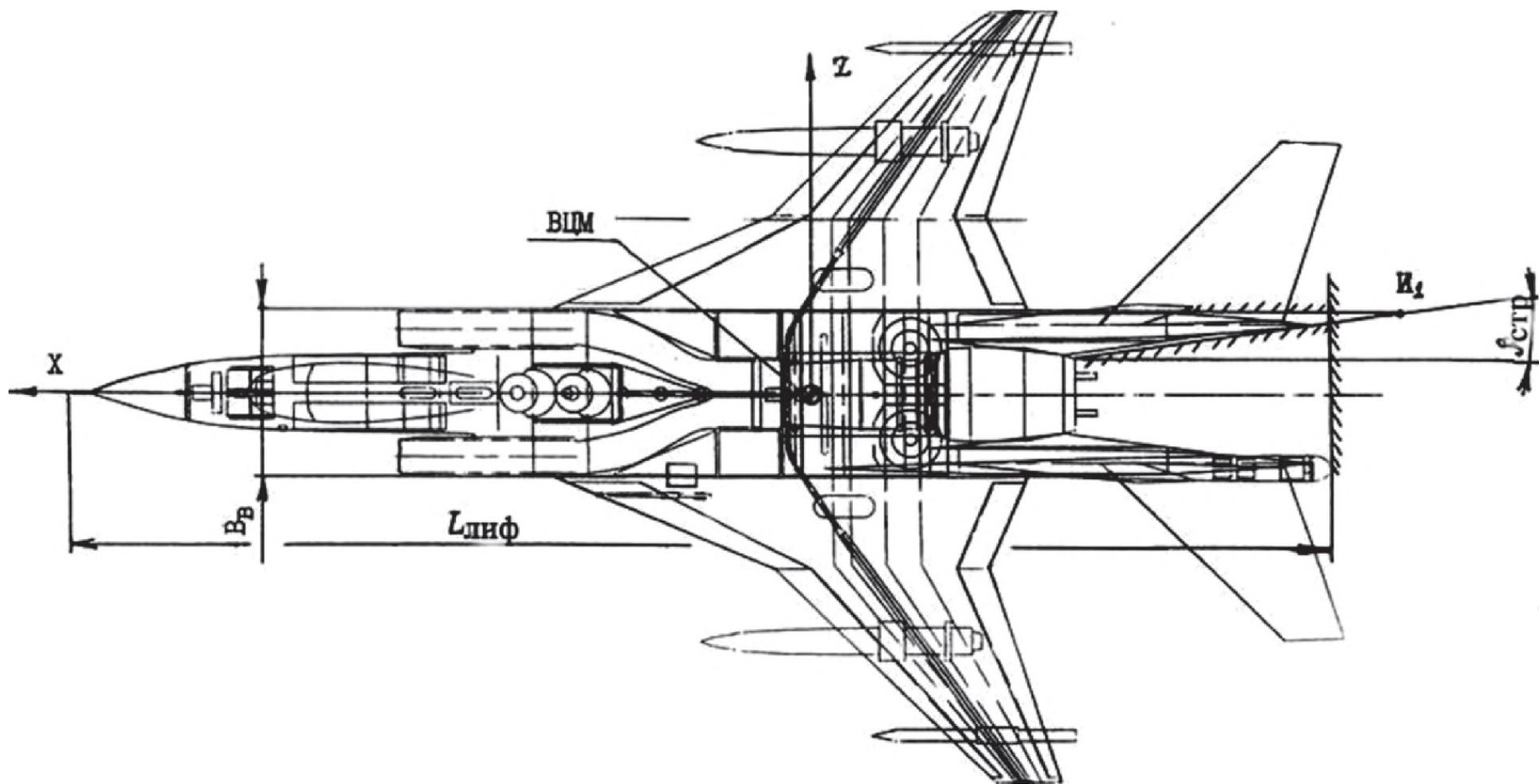


Рис. 4.5. Компоновка фюзеляжа при виде в плане

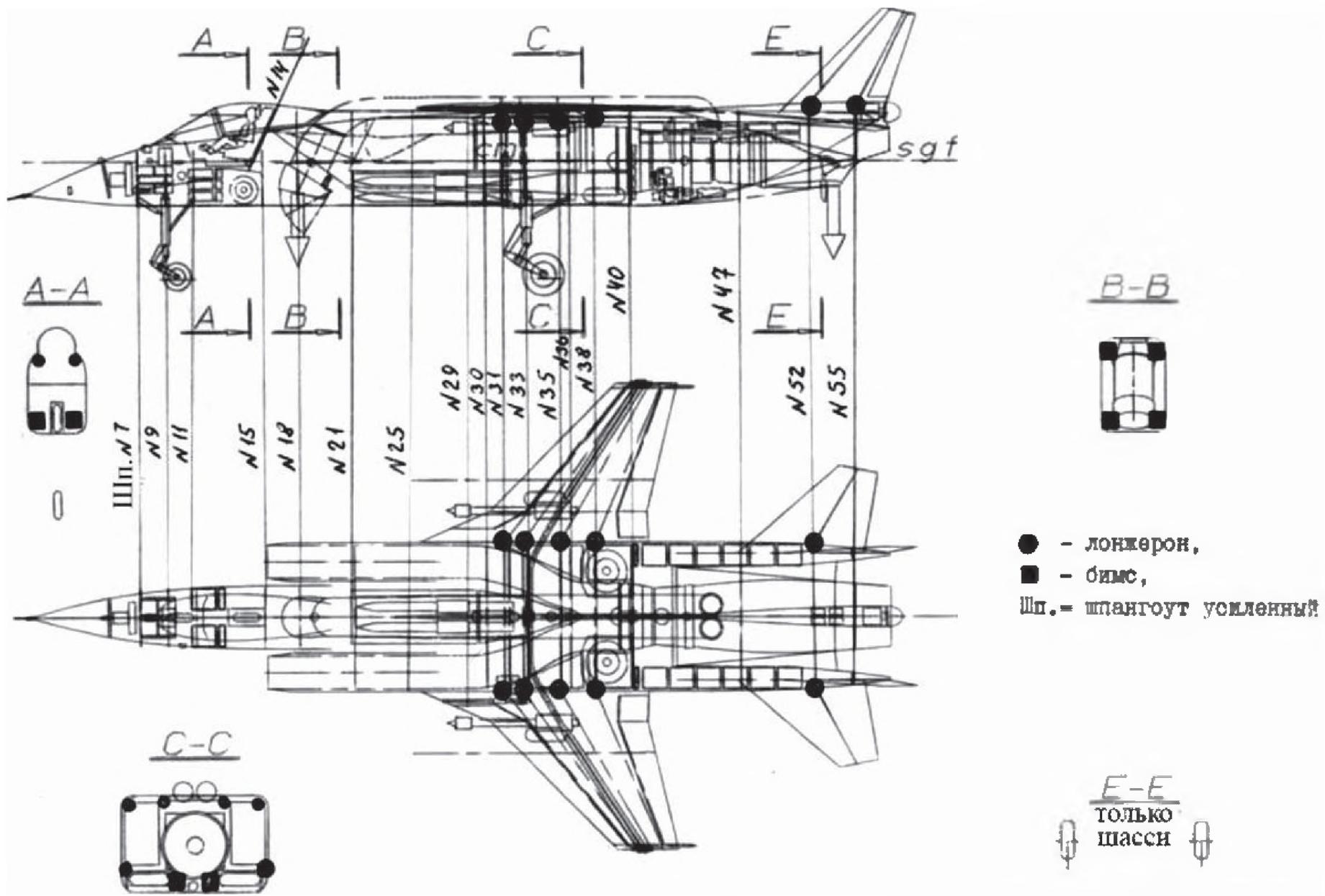


Рис. 4.6. Компоновка КСС самолета с единой СУ с выносной форсажной камерой

Согласно статистике центр масс сверхзвуковых маневренных самолетов находится на 55—60% длины фюзеляжа. В дальнейшем будем считать, что:

$$\begin{aligned} 0,55L_{\phi} &\leq L_2 + L_1 \leq 0,6L_{\phi}; \\ 0,4L_{\phi} &\leq L_3 + L_4 \leq 0,55L_{\phi}; \\ L_2 + L_1 &= K_{\phi} (L_3 + L_4), \end{aligned} \quad (4.19)$$

где  $K_{\phi} = 1—1,5$  — коэффициент длины фюзеляжа.

Однако длины второго и третьего участков могут быть найдены через геометрические характеристики СУ:

для единой СУ:

$$L_2 = X_{\text{ВФК}} + 0,6D_{\text{ВФК}} - L_{\text{ВФК}} \sin(\alpha_{\text{ВФК}}); \quad (4.20)$$

$$L_3 = X_{\text{ПМД}} + 0,78D_{\text{ПМД}}; \quad (4.21)$$

для комбинированной СУ:

$$L_2 = X_{\text{ПД}} + 0,6D_{\text{ПД}} - (L_{\text{ПД}} + R_{\text{max}}) \sin(\alpha_{\text{ПД}}); \quad (4.22)$$

$$L_3 = -X_{\text{ПМД}} + 0,6D_{\text{ПМД}}, \quad (4.23)$$

причем справедливо равенство:

$$-X_{\text{ПМД}} \bar{P}_{\text{ПМД}}^{\text{В}} = \sum_1^m \frac{X_{\text{ПД}}^i}{n} \bar{P}_{\text{ПД}}^{\text{В}}; \quad (4.24)$$

для единой СУ  $n = 1$ .

Из уравнений (4.17)—(4.19), учитывая, что длина носовой части фюзеляжа определена компоновкой РЛС и найдена ранее, видим, что искомой является длина хвостовой части фюзеляжа, которая зависит от соотношения величин стартовых тяговооруженностей по ПД(ВФК) и ПМД и параметров оперения.

Максимальную длину носовой части можно определить, поставив в выражение известные длины участков, найденные с помощью выражений (4.20), (4.21), либо решая эквивалентную им систему уравнений компоновки фюзеляжа:

$$\begin{cases} L_{\Phi} = L_1 + L_2 + L_3 + L_4; \\ L_2 + L_1 = K_{\Phi} (L_3 + L_4); \\ (L_3 - K_{\text{ПМД}}^{\text{Л}}) \bar{P}_{\text{ПД}}^{\text{В}} = (L_2 - K_{\text{ПД(ВФК)}}^{\text{Л}}) \bar{P}_{\text{ПД(ВФК)}}^{\text{В}}, \end{cases} \quad (4.25)$$

где  $K_{\text{ПМД}}^{\text{Л}}$ ,  $K_{\text{ПД(ВФК)}}^{\text{Л}}$  — слагаемые, учитывающие несоответствие между координатами точек приложения векторов тяг и крайних габаритных точек двигателей.

Компоновочное поле для хвостовых балок однозначно определено в плоскости  $XOZ$  — максимальным габаритом воздухозаборника ПМД по оси  $OZ$  и углом раствора струи ПМД, а в плоскости  $XOY$  (см. рис. 4.4 и рис. 4.5) — посадочным углом (прямая  $SI_2$ ) и высотой фюзеляжа (прямая  $AI_2$ ), а также максимальной длиной 4-го участка фюзеляжа. Геометрические характеристики хвостовых балок определяются их компоновочным полем. В процессе компоновки планера определяются и формируются нулевые полушироты и батоксы фюзеляжа.

### *Компоновка крыла и оперения*

В работе использованы известные модели процедур компоновки крыла и оперения. Перед компоновкой самолета проводится синтез плановой проекции крыла для определения средней аэродинамической хорды (САХ) крыла, величина которой учитывается при компоновке ряда агрегатов (целевой нагрузки, топлива и т.д.). Привязка крыла к ВЦМ проводится с учетом САХ крыла, и в дальнейшем процесс компоновки крыла и оперения аналогичен СОВП. Ниже будут приведены замечания и допущения, отражающие специфику СВВП, учтенные при интеграции этих моделей в общий процесс компоновки и при выборе схемных вариантов СВВП.

Компоновка крыла и оперения имеет ряд особенностей, связанных с размещением ПМД.

Наибольшее влияние на расположение крыла по высоте фюзеляжа СВВП оказывает эффект, связанный с появлением вторичных сил и моментов. Результаты исследований показывают, что минимальные потери вертикальной тяги обеспечивает верхнепланная компоновка крыла по отношению к фюзеляжу. Также существенно снижают этот вид потерь специально оборудованные

площадки для взлета, позволяющие отводить вторичную струю. Как правило, палубы авианесущих кораблей оборудованы этими площадками.

Условия базирования влияют и на габариты самолета исходя из размеров лифтов авианесущих кораблей. Так, стандартные габариты лифта выдвигают требование применения складывающихся крыльев, если размах крыла превышает ширину лифта. Помимо весовых затрат, связанных с организацией подвижного соединения, герметизацией коммуникаций в месте разъема трубопровода системы струйного управления и т.д., это обстоятельство практически исключает использование объемов отклоняемой части крыла для размещения топлива.

Прокладка в крыле трубопроводов системы струйного управления накладывает ограничения на размещение лонжеронов и на компоновку топливных баков в крыле, т.к. трассы приходится прокладывать в месте максимальной строительной высоты профиля.

Перечисленные особенности крыльев СВВП требуют отдельных глубоких исследований. В данной работе они приняты в виде ограничений на компоновку и учтены в алгоритме синтеза самолета.

Согласно постановке задачи нами принята однодвигательная по ПМД схема СУ. Как было отмечено, положение ПМД, а также крайней по оси  $OX$  точки сопла характеризуется малым удалением от ВЦМ. Исходя из сказанного выше, при  $\bar{P}_{\text{ПМД}}^{\text{В}} \geq \bar{P}_{\text{ПД(ВФК)}}^{\text{В}}$  реализация однокилевой схемы вертикального оперения (ВО) затруднена из-за малого плеча, а для крепления горизонтального оперения необходимы две развитые балки по бокам фюзеляжа.

Если  $\bar{P}_{\text{ПМД}}^{\text{В}} \leq \bar{P}_{\text{ПД(ВФК)}}^{\text{В}}$  (а такое возможно только в варианте с единой СУ с агрегатом усиления тяги, т.к. при комбинированной СУ не хватит маршевой тяговооруженности для обеспечения сверхзвуковых режимов полета), появляется возможность выполнения ВО по однокилевой схеме, однако требование по базированию вносит ограничение по высоте самолета, что приводит к складывающемуся на стоянке килю, а это увеличивает его массу.

В работе будет рассмотрена только двухкилевая схема ВО.

Завершается компоновка планера конструктивно-силовой компоновкой. Конструктивно-силовые схемы (КСС) крыла и оперения, узлы навески агрегатов СУ и шасси однозначно определяют положение основных силовых элементов. На рис. 4.6 представлена модель КСС СВВП с единой СУ с ВФК.

#### 4. Компоновка остальных агрегатов и систем

На четвертом этапе компоновки определяются формы поперечных сечений фюзеляжа. В процессе компоновки планера уже были определены батоксы и полушироты фюзеляжа. Форма поперечных сечений фюзеляжа определяется по известным зависимостям с учетом компоновки всех агрегатов на самолете.

Геометрические размеры фюзеляжа, форма его поперечных сечений и особенно закон распределения площади поперечных сечений по длине фюзеляжа определяются сверхзвуковой скоростью полета. Для современных сверхзвуковых маневренных самолетов удлинение фюзеляжа составляет от 8 до 11. Это обусловлено тем, что на сверхзвуковых скоростях полета значительную роль в создании сопротивления играют скачки уплотнений, а основным компонентом лобового сопротивления является волновое сопротивление. Оно обусловлено объемом самолета и характером распределения площадей поперечных сечений по длине самолета. Применение при компоновке “Правила площадей” позволяет обеспечить минимальное сопротивление самолета в трансзвуковой зоне скоростей.

Топливо, оборудование и снаряжение размещаются в незакомпонованных объемах фюзеляжа согласно зонам компоновки. В первой зоне komponуют агрегаты с удельной массой более  $700 \text{ кг/м}^3$ , во второй зоне — от 200 до  $700 \text{ кг/м}^3$ , в третьей — менее  $200 \text{ кг/м}^3$ . В процессе компоновки необходимо добиваться совмещения положения реального и виртуального центров масс. Для выявления незакомпонованных объемов фюзеляжа строится эпюр площадей поперечных сечений самолета согласно “Правилу площадей” и с учетом компоновки агрегатов на предыдущих этапах (рис. 4.7). Площадь  $i$ -го сечения можно определить по зависимости:

$$F_i = \left( (0,55D_{\text{ПМД}} + H_{\Phi}) e_B \pi^{\text{Э}} + F_{\text{кр}}^i \right) \sin \left( \pi^* \frac{X_i - L_1 - L_2}{L_c} \right), \quad (4.26)$$

где  $\pi^{\text{Э}}$  — число, характеризующее форму сечения фюзеляжа в районе центра масс самолета (при равной величине высоты и ширины фюзеляжа и при  $\pi_i^{\text{Э}} = 3,14$  в сечении фюзеляжа будет круг, а при  $\pi_i^{\text{Э}} = 4$  — квадрат);  $H_{\Phi}$  — ширина фюзеляжа;  $F_{\text{кр}}^i$  — площадь крыла

в  $i$ -м сечении;  $k = 2$  — коэффициент, регулирующий градиент изменения площадей сечений по длине самолета.

Зная площадь  $i$ -го сечения и характеристики положения бабоксов и полуширот фюзеляжа, можно определить значения чисел  $\pi_i^{\text{Э}}$ , при которых эпюр будет оптимален, для каждого сечения по зависимости:

$$\pi_i^{\text{Э}} = \left( \frac{4(F - F_{\text{кр}})}{(|a| + |b|)(|c| + |d|)} \right), \quad (4.27)$$

где  $a$  и  $b$  — координаты по оси  $OY$  верхнего и нижнего бабоксов фюзеляжа в  $i$ -м сечении;  $c$  и  $d$  — координаты по оси  $OZ$  левой и правой полушироты фюзеляжа в  $i$ -м сечении.

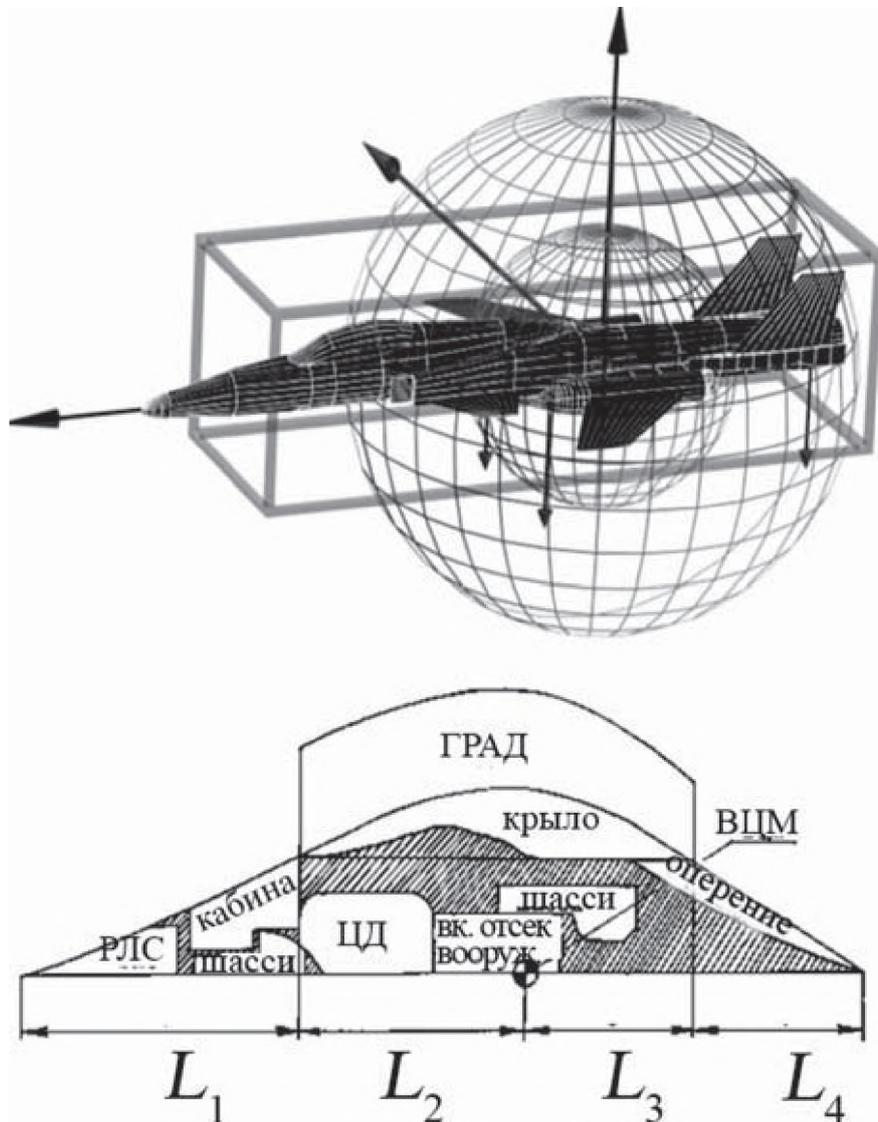


Рис. 4.7. Эпюр площадей поперечных сечений самолета — согласно “Правилу площадей” и с учетом компоновки агрегатов на предыдущих этапах

На предыдущих этапах компоновки однозначно был определен ряд параметров фюзеляжа и отдельных агрегатов, что с учетом “Правила площадей” позволяет определить незакомпонованные (свободные) объемы самолета, на рис. 4.7 они заштрихованы. Определив параметры, формируем поперечные сечения фюзеляжа, а соединив их плавными кривыми, строим каркасно-кинематическую поверхность (ККП). На рис. 4.8 представлена ККП, являющаяся результатом объединения шести продольных тел, и ККП, разбитая на девять характерных участков для расчета массы во втором приближении: 1 — носовой модуль; 2 — закабинный отсек; 3 — центропланый отсек; 4 — хвостовой отсек; 5 — хвостовые балки; 6 — воздухозаборник; 7 — канал-воздуховод; 8 — обтекатель РЛС обзора задней полусферы; 9 — фонарь.

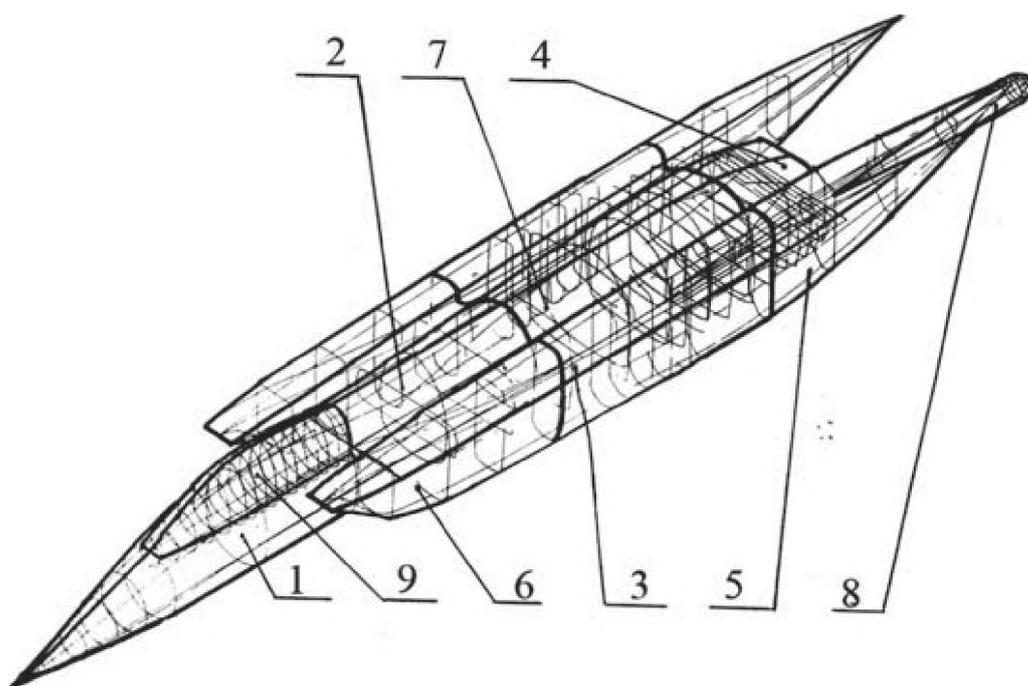


Рис. 4.8. Каркасно-кинематическая поверхность фюзеляжа самолета

На четвертом этапе в этих объемах проводится компоновка оборудования, топливных баков и снаряжения.

#### *Компоновка топливных баков*

Наличие информации, полученной в результате компоновки на первых трех этапах, позволяет сформировать компоновочное поле для размещения внутрифюзеляжных топливных баков-отсе-

ков. На рис. 4.7 незаштрихованными показаны эпюры площадей тех агрегатов, компоновка которых уже описана и соответствует первым трем этапам компоновки СВВП.

По оси  $OX$  компоновочное поле ограничено спереди ПД либо ВФК, сзади — зоной компоновки ниши уборки основных стоек шасси, по оси  $OY$  — нижней и верхней образующими фюзеляжа. Аналогично и по оси  $OZ$  — полуширотами фюзеляжа.

Полученная информация после расчета характеристик массы топливных баков [15—17, 59] и их снаряжения, моментов инерции и положения центра масс каждого топливного бака и всей системы в целом позволяет проверить выполнение требований к потребной массе топлива и разбежке центровки при выработке топлива  $\bar{X}_T$ . Если требования удовлетворены — можно перейти к компоновке оборудования, если нет — то необходим отказ от каких-либо баков или же отлив топлива из критичного бака до удовлетворения требований:

$$0,01\bar{X}_T B_{САХ} \sum_i (m_T)_i \geq \sum_i (m_T X_T)_i, \quad (4.28)$$

где  $\bar{X}_T$  — центр масс  $i$ -го топливного бака.

### *Компоновка оборудования и снаряжения*

Оборудование разделено на следующие группы: 1) размещаемое в носовой части фюзеляжа; 2) размещаемое в районе СУ; 3) размещаемое в произвольных местах; 4) антенное оборудование.

Основное требование к компоновке оборудования — это обеспечение эксплуатационной технологичности. Также учитываются требования радиоэлектронной совместимости, допустимости температурных и акустических полей, допустимого уровня вибраций и т.д.

Оборудование первой группы компонуется в уже сформированные объемы носовой части фюзеляжа за РЛС, по бокам ниши носовой стойки шасси и в закабинном отсеке, длина которого, в случае нехватки объемов, должна быть увеличена смещением вперед точки привязки носового модуля  $A(X_A; Y_A)$ , см. рис. 4.3. На компоновку закабинного отсека накладывает ограничения разме-

щение боковых воздухозаборников ПМД, ограничивающее подход для обслуживания оборудования.

Далее осуществляется компоновка оборудования второй группы по бокам ПМД, позади топливного бака. При передней текущей центровке по отношению к ВЦМ его компоновку следует начинать с конца балок, а при задней текущей центровке — позади бака. В случае отсутствия каких-либо баков следует использовать данные объемы для компоновки оборудования.

Оборудование третьей группы компонуется в свободные объемы с учетом текущей центровки.

Оборудование четвертой группы компонуется на поверхности уже размещенных и сформированных агрегатов. На этом же этапе происходит компоновка РЛС обзора задней полусферы. В качестве ограничения выступает раствор струи сопла ПМД, а также условия на компоновку оперения. РЛС размещается на рампе над соплом ПМД либо на одной из хвостовых балок.

Размещение снаряжения завершает процесс компоновки, однако компоновочное поле для его элементов (катапультированного кресла, пилонов держателей и т.д.) уже было определено на предыдущих этапах компоновки, поэтому часть снаряжения и оборудования можно компоновать в рамках предыдущих этапов компоновки.

**Центровка самолета.** Одним из ключевых вопросов компоновки самолета является вопрос его центровки. Задача центровки сводится к приведению реального центра масс к ВЦМ, который совпал бы с центром тяг СУ на режимах ВВП, и к обеспечению такого положения САХ, чтобы в варианте заднего положения центра масс сохранялся запас продольной статической устойчивости по перегрузке, а в варианте переднего положения центра масс обеспечивалось бы достаточное балансирующее и управляющее усилие на оперении.

В отличие от СОВП, за начало координат при расчете центровки принимается ВЦМ, а расчет проводится в связанной системе координат самолета.

Математически выражение, отражающее центровку СВВП, имеет вид

$$(\bar{X}_{\text{ВЦМ}} - \Delta\bar{X}_{\text{ПЗ}}) \leq \bar{X}_{\text{ЦМ}}^e = \frac{\bar{X}_{\text{ЦМ}} + \bar{X}_a}{B_{\text{САХ}}} \leq (\bar{X}_{\text{ВЦМ}} - \Delta\bar{X}_{\text{ПП}}), \quad (4.29)$$

где  $\bar{X}_a$  — вектор от начала координат до начала САХ;  $\bar{X}_{\text{ЦМ}}^e$  — единичный (в долях САХ) радиус-вектор;  $\bar{X}_{\text{ЦМ}}$  — радиус-вектор по-

ложения центра масс;  $\overline{X}_{ВЦМ}$  — радиус-вектор положения виртуального центра масс, в долях САХ;  $\overline{\Delta X}_{ПЗ}$  — допустимое отклонение центровки от ВЦМ назад, в долях САХ;  $\overline{\Delta X}_{ПП}$  — допустимое отклонение центровки от ВЦМ вперед, в долях САХ.

Компоновка завершается после совпадения реального и виртуального центров масс самолета.

Данный подход отражает основные (базовые) требования к компоновке самолета, однако некоторые схемные решения либо специальные требования вносят коррекцию в предложенную последовательность компоновки СВВП. В качестве примера рассмотрим размещение внутреннего отсека фюзеляжа, предназначенного для размещения целевой нагрузки. Ограничение на разбежку центровки при сбросе целевой нагрузки из отсека требует согласования характеристик компоновки отсека и силовой установки. Начинается компоновка с размещения отсека вдоль оси  $OX$  относительно ВЦМ, при этом решается задача обеспечения заданного диапазона допустимой разбежки центровки при сбросе целевой нагрузки. Минимальное плечо компоновки ПМД зависит от длины отсека за ВЦМ. Следовательно, положение ПД, зависящее от соотношения вертикальных стартовых тяговооруженностей (параметр  $A$ ), приводит к увеличению расстояния между векторами тяг СУ (параметр  $B$ ), т.е. между ВФК и отсеком фюзеляжа для целевой нагрузки остается свободное пространство. Это обстоятельство изменяет характеристики компоновки на последующих этапах.

Суть разработанного подхода к компоновке самолетов, проектируемых с учетом “жестких” инфраструктурных ограничений (например, СВВП), составляет формирование внешней поверхности самолета в результате внутренней компоновки агрегатов относительно ВЦМ, что позволяет в семь—восемь раз снизить число итераций по сравнению с универсальным матрично-топологическим методом компоновки самолета. Интеграция процедур компоновки силовой установки и планера позволила сократить число итераций при компоновке самолета, а следовательно, сэкономить временные и материальные ресурсы.

**Учет требований V поколения самолетов при проектировании самолета-носителя ракет.** В мире активно развивается пятое поколение самолетов. Наибольших успехов в этом направлении достигли США, на их счету уже довольно много самолетов пятого поколения, но наиболее интересным является многоцелевой истреби-

тель F-35, созданный по программе JSF. Поэтому было принято решение спроектировать самолет аналогичного класса, но с превосходящими ЛТХ.

В табл. 4.1 показаны параметры прототипов и желаемые параметры проектируемого самолета.

Таблица 4.1

Летно-тактические характеристики	F-35	X-32	Проект
Максимальная скорость на высоте, М	1,5	1,6	1,6
Максимальная скорость у земли, км/ч	1300	1300	1300
$M_{\text{крейсер}}$ на дозвуковой скорости полета	0,85	0,85	0,85
$M_{\text{крейсер}}$ на сверхзвуковой скорости полета	1,2	1,2	1,3
Боевой радиус действия, км	1000	1100	1300
Максимальная дальность полета, км	4000	4000	4500
Практический потолок, м	15000	15000	18000
<b>Взлетно-посадочные характеристики</b>			
Длина разбега, м			
– без форсажа			
– с форсажем			
Потребная длина ВПП, м	900	900	900
<b>Весовые характеристики</b>			
– Масса вооружения, кг	4000	4000	4000
– Масса взлетная (максимальная), кг	22680	20000	23000
– Масса взлетная (нормальная), кг	19000	18000	20000
– Масса топлива, кг	7000	6500	8000
<b>Двигатель</b>			
Тип			
– тяга без форсажа, кгс	15500	15000	15500
– тяга на форсаже, кгс	18000	18000	18000

<b>Удельные характеристики</b>			
Нагрузка на крыло, кг/м <sup>2</sup>	400	410	415
Стартовая тяговооруженность, кг/м <sup>2</sup>	1,1	1,2	1,3
Максимальная эксплуатационная перегрузка	9	9	9

Во время проектирования самолета пятого поколения необходимо учитывать следующие требования:

- 1) сверхзвуковой крейсерский режим;
- 2) сверхманевренность;
- 3) малая радиолокационная и тепловая заметность;
- 4) многофункциональность;
- 5) большая полезная нагрузка;
- 6) всепогодность и круглосуточное применение;
- 7) улучшенные взлетно-посадочные характеристики.

При поиске рациональной компоновочной схемы было найдено нестандартное решение. Было выяснено, что самолет с несущей схемой в виде комбинации крыльев прямой и обратной стреловидности (ККПОС) имеет ряд преимуществ перед обычным крылом, а именно:

- уменьшение массы крыла за счет того, что крылья образуют треугольник и начинают работать как ферменная конструкция. Это позволяет снизить массу крыла на 10—15%;
- высокое значение максимальной подъемной силы с учетом балансировки;
- уменьшенная омываемая площадь крыла;
- снижение волнового сопротивления на сверхзвуковых скоростях полета за счет распределения поперечных сечений по длине фюзеляжа по закону эквивалентного тела;
- применение ККПОС приводит к снижению массы конструкции самолета в целом;
- составное крыло обладает меньшим индуктивным сопротивлением по сравнению с обычным крылом;
- такая конфигурация крыла позволяет установить более развитую механизацию и большие управляющие поверхности по сравнению с другими типами крыльев;

- разнесение плоскостей по длине фюзеляжа позволяет уменьшить потери на балансировку за счет больших плеч;
- активно развитая механизация на обеих плоскостях решает проблему управления подъемной силой и при этом не приводит к потерям на балансировку;
- расположение одновременно двух крыльев, прямой и обратной стреловидности, позволяет сочетать такие качества, как устойчивость крыла прямой стреловидности и маневренность крыла обратной стреловидности, при этом избегая явления дивергенции крыла, которое характерно для крыла с обратной стреловидностью, за счет соединения крыльев в единую конструкцию.

Преимущества крыльев ККПОС подтверждены результатами проектных исследований и трубных испытаний.

Общий вид самолета показан на рис. 4.9, компоновка — на рис. 4.10.

В табл. 4.2 приведены геометрические параметры проектируемого самолета.



Рис. 4.9. Общий вид перспективного самолета V поколения

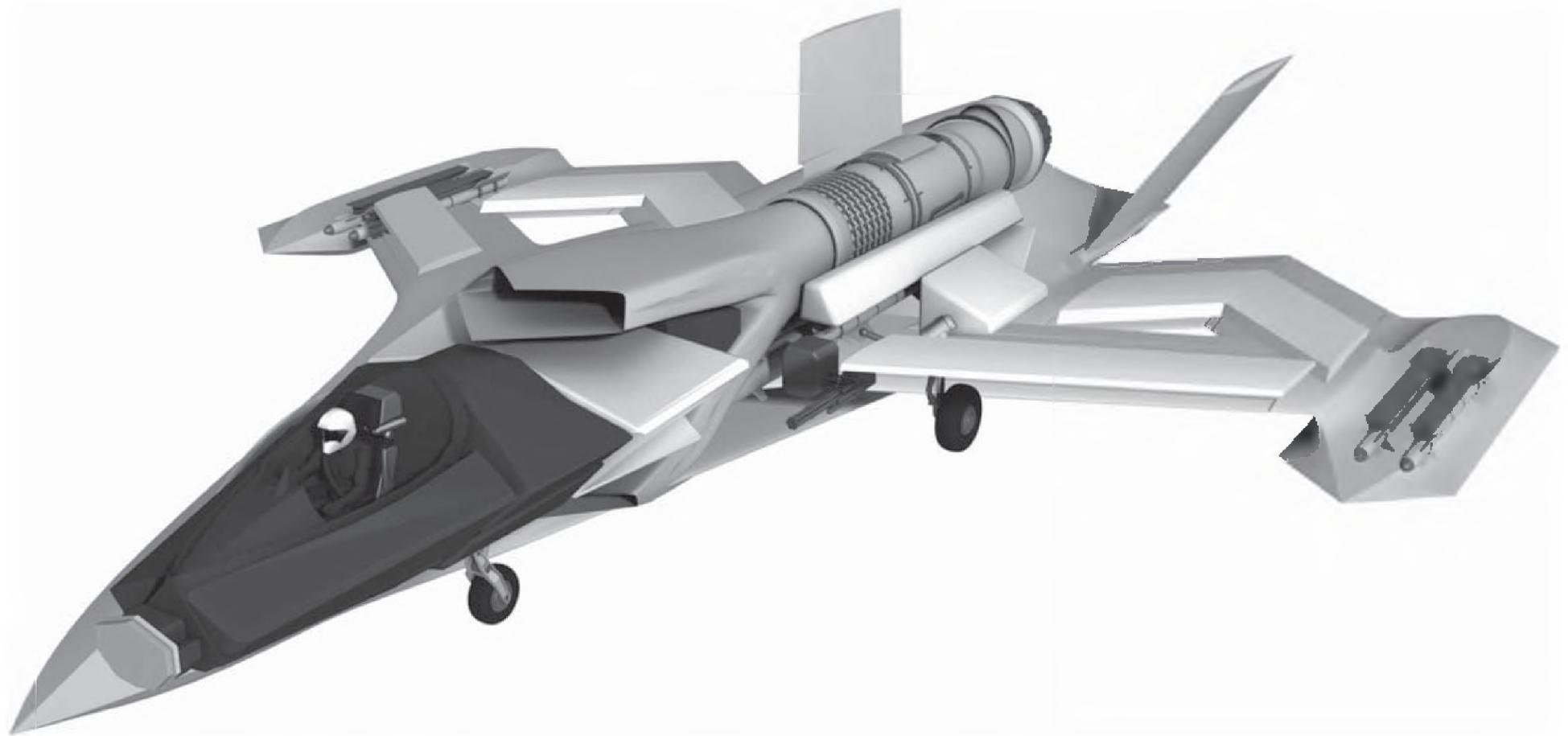


Рис. 4.10. Компонировка перспективного самолета V поколения

Таблица 4.2

<b>Геометрические параметры</b>	
Длина самолета, м	15
Размах крыла, м	14
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	65
<b>Угол стреловидности по 1/4 хорды крыла</b>	
Удлинение крыла, м	2,7
База шасси, м	4,5
Колея шасси, м	2,5
Угол опрокидывания, φ	13
Угол выноса основных стоек, γ	15

Эффективная высота лонжерона обоих крыльев в ККПОС в основном определяется хордой профилей, а толщина крыльев играет второстепенную роль. Следовательно, при использовании тонких профилей можно получить более легкую конструкцию ККПОС, чем в случае моноплановых крыльев. Крутильная жесткость для крыльев комбинированной схемы достаточно высокая, поскольку нагрузки на одно крыло при кручении компенсируются изгибом другого крыла. Поэтому эффективность элеронов на таких крыльях выше, чем в случае монопланного крыла такой же массы; критическая скорость флаттера также возрастает.

В общем случае при максимальной положительной перегрузке как на передней, так и на задней консоли крыла возникает подъемная сила. Таким образом, на фюзеляж с ККПОС действует распределенная нагрузка с двух консолей, тем самым разгружая конструкцию фюзеляжа. В противоположность этому нагрузка на фюзеляж с монопланом и задним ГО приложена примерно вблизи миделя фюзеляжа, и на его хвостовую часть действует сила, направленная вниз и обусловленная воздействием ГО при балансировке. В итоге изгибающий момент, действующий на крылья в ККПОС, меньше изгибающих моментов, действующих в системе монопланного крыла с задним ГО. Уменьшение массы фюзе-

ляжа, достигаемое при установке ККПОС, зависит от возникающих аэродинамических нагрузок, однако в большинстве случаев обеспечивает существенное уменьшение массы фюзеляжа при установке ККПОС.

При малых сверхзвуковых  $M$  волновое сопротивление ККПОС при нулевой подъемной силе меньше, чем в случае моноплановых крыльев с такими же значениями углов стреловидности передней кромки и общей площади. Вследствие высокой степени гладкости поверхности крыльев комбинированной схемы их волновое сопротивление при нулевой подъемной силе составляет лишь 69% волнового сопротивления монопланного крыла.

Волновое сопротивление при фиксированных значениях подъемной силы ККПОС также мало вследствие распределения общей подъемной силы на большей длине самолета. Сочленение крыльев дает возможность для использования профилей с относительной толщиной в 3%, благодаря чему уменьшается волновое сопротивление.

По сравнению с крылом Волковича крыло с положительным выносом имеет меньший вес, больший коэффициент подъемной силы и меньшую силу сопротивления. Недостаток такого крыла — возможность “клевка” на больших углах атаки из-за возможных срывов на переднем крыле. Но этот эффект является также и положительным — он позволяет уйти с больших углов атаки.

Было принято решение выполнить заднее оперение трансформируемым, что сделает самолет более маневренным и при этом более незаметным в крейсерском полете по сравнению самолетами с вертикальным оперением. Вместе с тем, трансформируемое оперение дает возможность управлять фокусом самолета, создавая тем самым эффект аэродинамической пружины для ухода с больших углов атаки, и управлять устойчивостью самолета, сводя к минимуму потери на балансировку.

Также схема триплана позволяет создавать нейтральные балансирующие моменты путем одновременной балансировки передним крылом и задним оперением, что снижает индуктивное сопротивление за счет уменьшения схода потока и увеличения балансирующих моментов.

Кроме всего вышеперечисленного, было принято решение разместить на крыле отсеки для конформно подвешенных ракет. Это решение также позволило снизить массу крыла за счет распределения нагрузки по крылу, замкнуть крылья между собой с мень-

шими потерями и разместить большой внутренний боекомплект, чем у прототипов. Из соображений незаметности схема самолета была спроектирована с учетом X-образности. Также из соображений незаметности и устойчивости работы двигателя на больших углах атаки было принято решение разместить воздухозаборники сверху и снизу фюзеляжа. Но это повлекло за собой проблему попадания посторонних предметов при взлете и посадке в нижний воздухозаборник, поэтому на взлетно-посадочных режимах он перекрывается сетчатой рампой. На наш взгляд, данный проект самолета является наиболее интересным и перспективным.

## *Глава 5.*

# **МОМЕНТНО-ИНЕРЦИОННЫЙ ФАКТОР В ФОРМИРОВАНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ**

---

---

Формирование компоновки самолета состоит из процедур позиционирования в допустимом пространстве основных агрегатов и систем, составляющих самолет. Формализация процедур компоновки зависит от функционального назначения, геометрических, массовых и многих других характеристик этих агрегатов и систем. Свой вклад в этот процесс, в частности, вносят и моментно-инерционные требования и ограничения. Для некоторых типов перспективных самолетов, например для дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости, пожарных гидросамолетов, моментно-инерционный фактор придает процессу компоновки самолета концептуальный характер и коренным образом меняет сложившиеся подходы. При этом одной из задач является обеспечение управляемости перспективных большегрузных самолетов. При увеличении размеров самолета взлетная масса, как известно, растет пропорционально квадрату линейного размера, моменты же инерции — пропорционально пятой степени, что непосредственным образом сказывается на управляемости. Поэтому решение задачи корректного формирования моментно-инерционного облика требует дополнительных исследований и проведения проектных работ, направленных на согласование моментно-инерционного облика самолета с возможностями системы управления, и это обстоятельство вносит коррективы в порядок и процедуру компоновки агрегатов и систем самолета.

Как известно (см. гл. 4), компоновка самолета состоит из следующих этапов: компоновка СУ; компоновка топливных и водных баков, целевой нагрузки; компоновка агрегатов планера; компоновка остальных агрегатов и систем.

В рамках каждого этапа, составляющего замкнутый цикл, описанный формальными моделями уравнений увязки агрегатов, определяются координаты привязки этих агрегатов. Уравнения связаны процедурами компоновки, совокупность которых и позволяет дать решение системы уравнений увязки облика самолета.

В рамках формирования моментно-инерционного облика самолета первые два этапа неразрывно связаны между собой (см. далее рис. 5.4), поскольку они вносят наибольший вклад в формирование моментов инерции и с точки зрения количественного значения, составляя в отдельных вариантах компоновки до 40% от общего момента инерции относительно заданной оси, и с точки зрения качественного значения: имея определенную свободу перемещения собственного центра масс, они могут за счет изменения параметров компоновки концептуально изменить моментно-инерционный облик самолета. Поэтому представляется целесообразным объединить рассмотрение этих этапов.

### *Компоновка силовой установки, топливных баков и целевой нагрузки*

В рамках этих этапов можно локализовать многокритериальные задачи согласования параметров компоновки двигателей, при условии удовлетворения матрице требований и ограничений (см. п. 5.2, табл. 5.2). Для самолетов рассматриваемого класса процесс компоновки носит специфический характер в силу моментно-инерционных особенностей ДМС БП, пожарных гидросамолетов и т.д.

Рассмотрим причины, которые вызывают необходимость модификации традиционных процедур.

Во-первых, задача формирования моментно-инерционной компоновки относительно продольной оси самолета  $OX$  (рис. 5.1) и анализ ее влияния на канал крена системы управления обладают рядом особенностей: 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  $0,3—1,2$  рад/с<sup>2</sup>; 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 пассажироплощности классической компоновки), уменьшаться в процессе полета за счет выработки топлива.

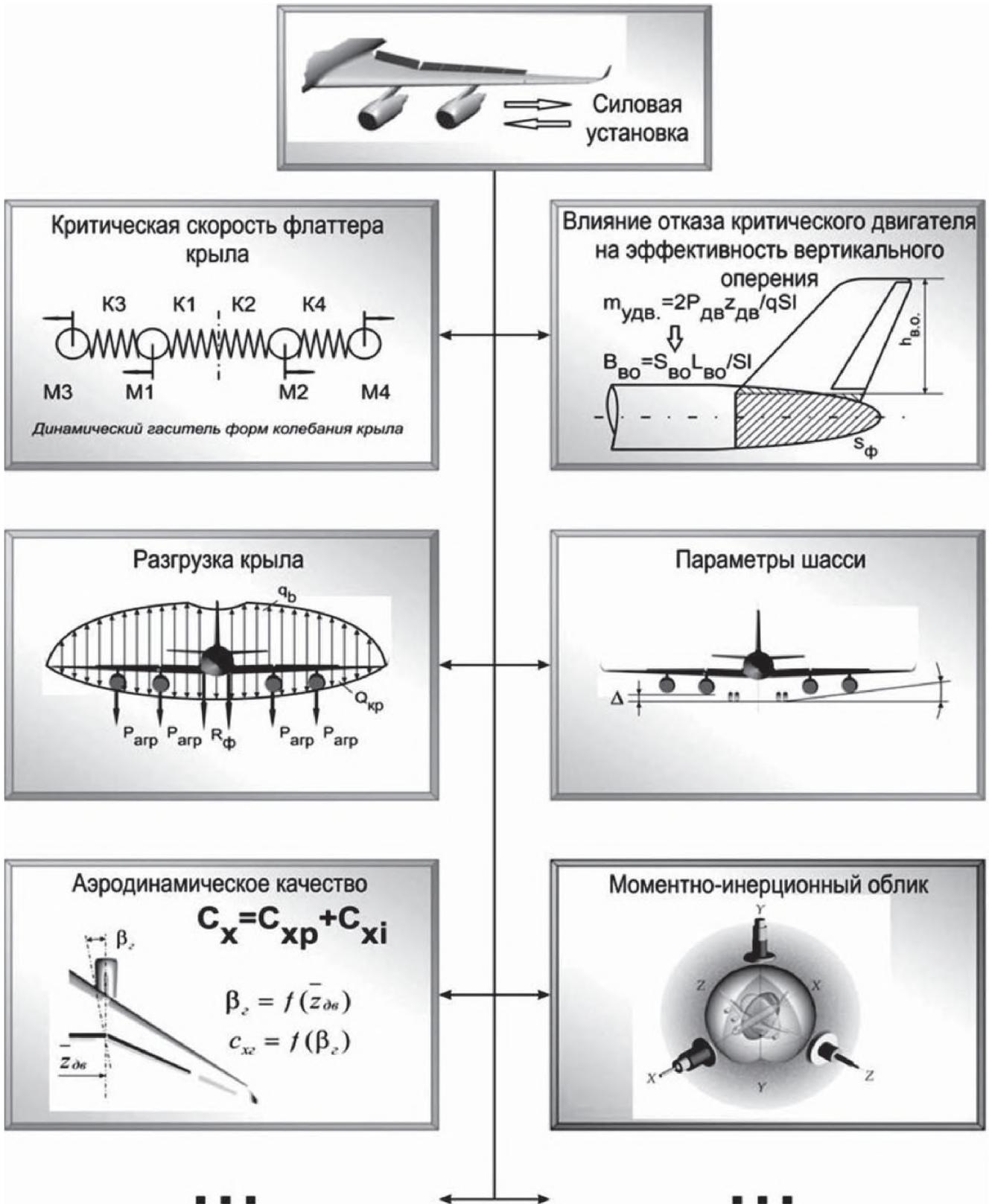


Рис. 5.1. Влияние параметров компоновки двигателя на облик самолета

Во-вторых, особенности задачи формирования моментно-инерционной компоновки относительно оси  $OZ$  (рис. 5.2) и анализа ее влияния на канал тангажа системы управления состоят в том, что

момент инерции относительно оси  $OZ$  зависит от размещения полезной нагрузки и, как правило, не меняется в течение полета; с другой стороны, момент инерции относительно оси  $OZ$  для самолета классической схемы может в полтора-два раза превышать момент инерции относительно оси  $OX$ , что приводит к необходимости резервирования повышенной эффективности системы управления в канале тангажа.

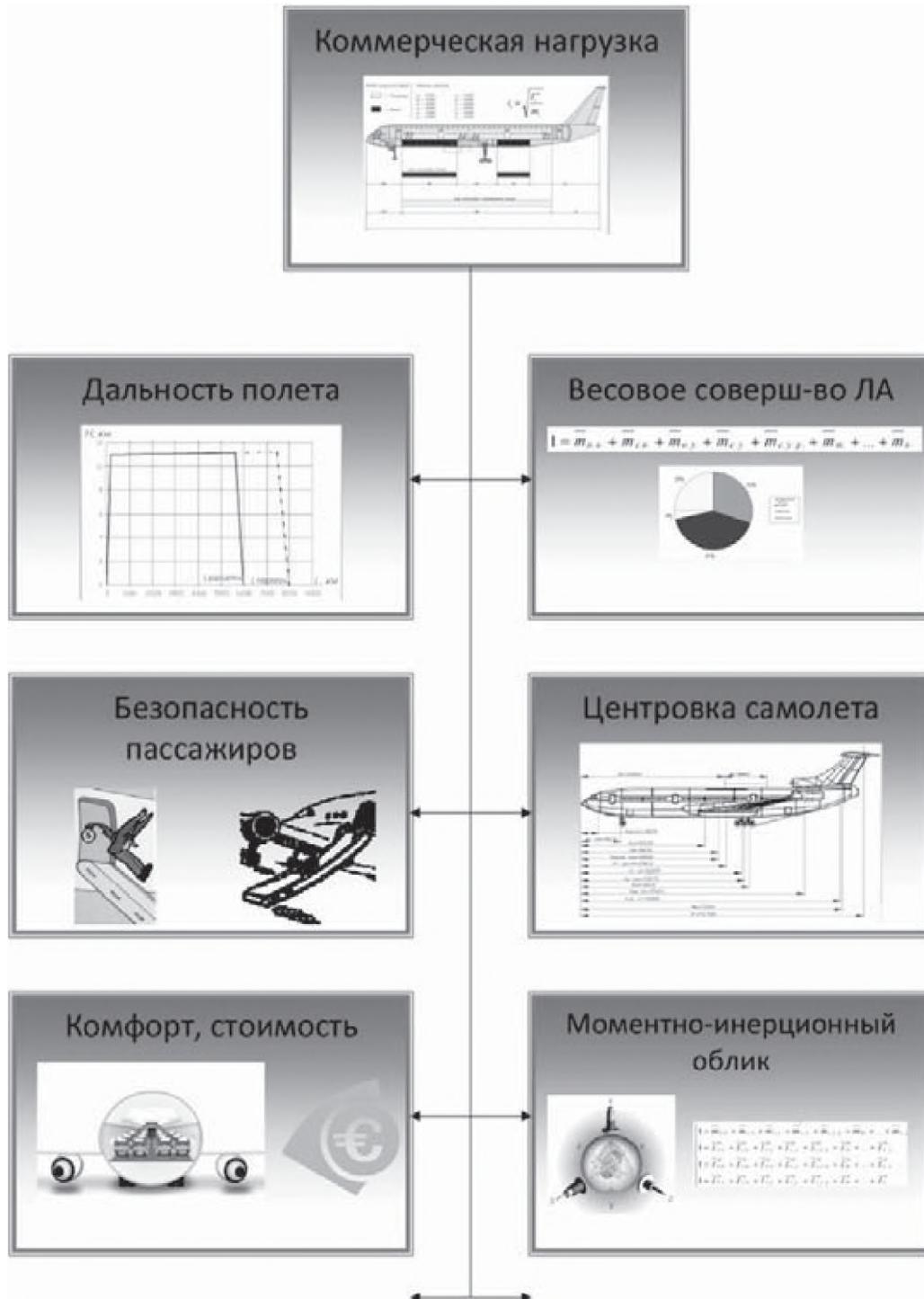


Рис. 5.2. Влияние параметров компоновки коммерческой нагрузки на облик самолета

Большая размерность вектора параметров приводит к сложности решения оптимизационных задач. Поэтому при проведении традиционных проектных работ исследования ограничиваются выявлением влияния частных компоновочных параметров, для этого используют обобщенные безразмерные параметры, которые объединяют в себе несколько переменных. Анализ показывает, что одним из наиболее важных интегральных параметров компоновки является относительный радиус инерции:

$$\bar{i}_j = \sqrt{\frac{\bar{I}_j^{ox}}{m_j}} . \quad (5.1)$$

Параметры компоновки топлива (рис. 5.3) и силовой установки ( $\bar{i}_T; \bar{i}_{c.y}$ ) в значительной мере определяют эффективность компоновки, их суммарный вклад может превышать 50% от общего момента инерции самолета относительно оси  $OX$ , а для некоторых компоновочных схем аналогичные показатели относительно осей  $OZ$  и  $OY$  могут достигать 40 и 55% соответственно. В работах [15, 16, 41] показано, что от типа и компоновки силовой установки однозначно зависит и эффективность самолета в целом.

Все рассматриваемые параметры являются обобщенными, безразмерными и независимыми.

При проведении научно-исследовательских работ рассмотрены альтернативные стратегии формирования облика канала управления, отражающие номенклатуру элементов и матрицу схемных признаков системы управления, влияющих на изменение эффективности работы системы управления при возникновении отказов функционирования на альтернативных режимах работы.

Полученная информация после расчета характеристик массы топливных баков [35, 36, 59] и их снаряжения, моментов инерции и положения центра масс каждого топливного бака и всей системы в целом позволяет проверить выполнение требований к потребной массе топлива и разбежке центровки при выработке топлива  $\bar{X}_T$ . Если требования удовлетворены, можно перейти к компоновке оборудования, если нет — то необходим отказ от каких-либо баков или же отлив топлива из критичного бака до удовлетворения требований.

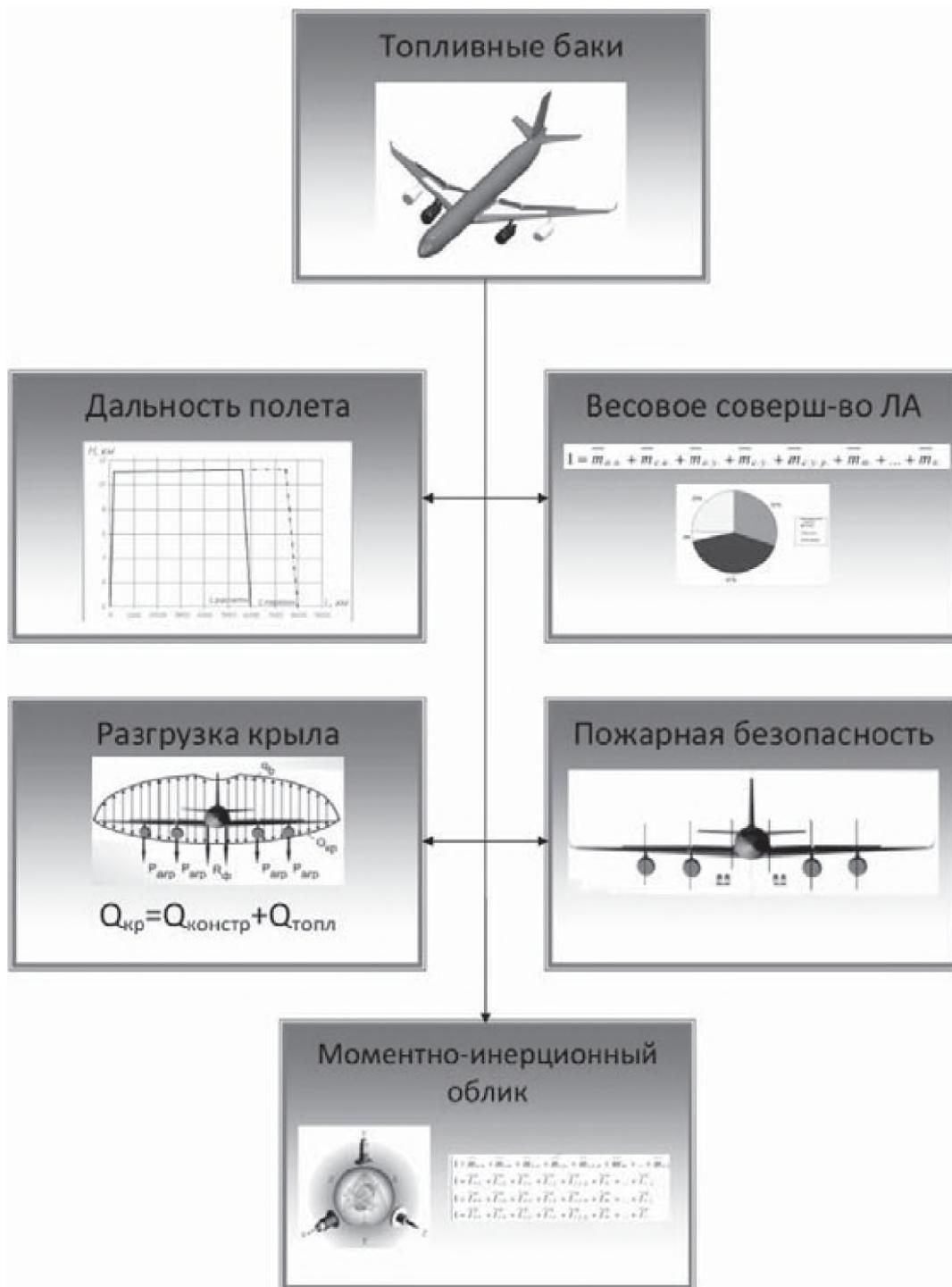


Рис. 5.3. Влияние параметров компоновки топливных баков на облик самолета

В работе в качестве одного из параметров рассматривается относительная масса топлива  $\bar{m}_T$ . Взлетная масса топлива и двигателей зависит от ряда параметров, однозначно определенных в ТЗ и характеризующих целевое назначение самолета, а также параметров, характеризующих летную операцию самолета. Однако в зависимости от компоновочных параметров выработка в процессе по-

лета топлива непосредственно сказывается на моментах инерции самолета, что может приводить к изменению степени управляемости.

Кроме того, необходимо учитывать, что топливо, являясь жидкостью, накладывает дополнительные ограничения на проведение моментно-инерционной компоновки. Собственный момент инерции топлива может меняться в значительных пределах практически от 0 до значений, сопоставимых со значением момента инерции твердого тела, и это в первую очередь зависит от формы и внутренней структуры топливных баков. С другой стороны, большие запасы топлива, характерные для ДМС БП, расположенные на значительном удалении от центра массы, как правило, в крыле, приводят к значительному изменению моментно-инерционных характеристик в течение полета. Это делает актуальными работы, направленные на внедрение нетрадиционных схем самолетов («летающее крыло» и др.), обеспечивающих расположение основных запасов топлива вблизи центра масс.

В процессе проведения исследования дополнительно принимаются следующие допущения:

- основные объемы топлива располагаются в крыле;
- для независимого анализа функционирования системы управления отказы в смежных системах не рассматриваются. Это допущение подкрепляется рядом мероприятий, направленных на снижение взаимного влияния систем;
- компоновочное пространство для рулевых поверхностей в крыле ограничено размахом крыла и расположением взлетно-посадочной механизации;
- при анализе допустимых компоновочных зон для отдельных агрегатов считаем, что относительная масса агрегата не зависит от относительного радиуса инерции агрегата. Данное допущение рассматривается в пределах малых конечных приращений.

### *Компоновка агрегатов планера*

На третьем этапе проводится компоновка агрегатов планера. К этому моменту основные элементы уже размещены, поэтому можно приступить к компоновке фюзеляжа и увязке его с крылом и оперением.

## Компоновка фюзеляжа

Как известно, фюзеляж по длине условно разбит на четыре участка (см. рис. 4.4): 1 — носовая часть фюзеляжа, характеризуемая длиной  $L_1^*$ ; 2 — часть регулярной зоны фюзеляжа перед ВЦМ, характеризуемая длиной  $L_2^*$ ; 3 — часть регулярной зоны фюзеляжа после ВЦМ, характеризуемая длиной  $L_3^*$ ; 4 — хвостовая часть фюзеляжа, характеризуемая длиной  $L_4^*$ .

Длина 1-го участка обусловлена компоновкой носового и кабинажного отсеков оборудования, ниши носовой стойки шасси, РЛС и кабины летчика (параметр  $B$ ); длины 2-го и 3-го участков зависят от типа, массы целевой нагрузки и компоновки внутреннего отсека фюзеляжа, предназначенного для целевой нагрузки и ниш уборки основных стоек шасси (параметр  $B$ ), а их соотношение зависит от центровки самолета и от параметра  $A$ ; длина 4-го участка обусловлена обеспечением заданного плеча для оперения и центровкой самолета, а следовательно, влияет на параметр  $B$ .

Основным фактором, влияющим на габариты дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости, являются инфраструктурные ограничения. По условию поставленной задачи, длина фюзеляжа должна быть меньше допустимой длины с точки зрения эксплуатирующих организаций:

$$L_{\Phi} = L_1^* + L_2^* + L_3^* + L_4^*, \quad (5.2)$$

где  $L_1^*$ ,  $L_2^*$ ,  $L_3^*$ ,  $L_4^*$  — длины соответствующих участков самолета.

Варьируемой является длина 2-й и 3-й частей фюзеляжа, компоновка которых и определяет моментно-инерционный облик относительно оси  $OZ$ . 4-я часть функционально зависит от 2-й и 3-й и согласуется с параметрами оперения.

Согласно статистике центр масс современных магистральных самолетов может изменяться в широких пределах в зависимости от параметров устойчивости, компоновки силовой установки и т.д. В дальнейшем будем считать:

$$0,25L_{\Phi} \leq L_1 + L_2 \leq 0,5L_{\Phi}; \quad (5.3)$$

$$L_1 < L_2 \leq L_3;$$

$$L_1 + L_2 \leq L_3 + L_4.$$

Для современных магистральных самолетов характерны компоновки, при которых более 75—80% объема фюзеляжа занимают грузопассажирские отсеки, что во многом определяет его размеры, а также аэродинамические, весовые и моментно-инерционные показатели. В свою очередь, компоновка палуб однозначно определяет формы грузопассажирских отсеков (площадь миделева сечения, длину).

Так, исходя из условий комфорта пассажиров, удобства их обслуживания и безопасности для пассажирской палубы необходимо выполнение ряда условий по рациональному размещению заданного числа мест для пассажиров с расположением служебно-бытовых помещений (вестибюли, аварийные выходы, гардеробы, кухни и т.д.). Для грузовой палубы также необходимо удобство эксплуатации и рациональное размещение грузовых дверей и погрузочной механизации.

Это приводит к большому количеству альтернативных вариантов компоновки, а сам процесс компоновки становится многоитерационным, но строго формализуемым, что в большинстве случаев дает возможность построить четкий алгоритм и систему решающих правил компоновки грузовых и пассажирских палуб самолёта.

В классическом случае для магистральных самолетов решается прямая задача компоновки, цель которой — разместить на пассажирских палубах заданных размеров пассажиров, служебно-бытовые помещения и аварийные выходы, обеспечив при этом высокую плотность компоновки и удобство обслуживания пассажиров, а также необходимые условия аварийного покидания. Геометрические характеристики фюзеляжа (площадь сечения, длина фюзеляжа, удлинение и т.д.), как правило, конструктор-компоновщик получает в виде ограничений из ТЗ, отдела общих видов и аэродинамики. В большинстве случаев прямую задачу решают методом итераций с последовательным приближением. Предварительно производят компоновку центров обслуживания пассажиров и служебно-бытовых помещений в соответствии с планируемым количеством пассажиров. Затем в соответствии с имеющимся поперечным сечением размещают максимальное возможное число пассажиров в ряд, в соответствии с нормами по безопасности эргономики, гигиены и т.д. Далее на основании длины пассажирской палу-

бы и количества пассажиров в поперечном ряду для данного класса находят фактическое число пассажиров и определяют количество аварийных выходов.

Данный подход наиболее актуален при решении задач компоновки модификаций самолетов с увеличением длины или при переоборудовании воздушного судна с продленным ресурсом для выполнения грузовых транспортных задач.

Однако для перспективных большегрузных дальнемагистральных самолетов и магистральных самолетов водного базирования необходимость наиболее рационально использовать доступное инфраструктурное пространство неизбежно приводит к увеличению плотности компоновки и постепенному отходу от традиционных схем в облике самолета (все чаще находят применение широкофюзеляжные самолеты, а в перспективе — плавный переход к “летающему крылу”), что выводит на первые позиции перед проектировщиком целый ряд задач, в числе которых согласование моментно-инерционных характеристик. Решать эти задачи на этапе проектирования наиболее рационально с использованием обратной задачи компоновки, при этом компоновщику надо удовлетворить всем требованиям ТЗ, т.е. разместить заданное количество пассажиров и грузов, не нарушив при этом основные требования по прочности, аэродинамике, моментно-инерционному облику, инфраструктуре аэропортов, безопасности и эргономике пассажирских мест и т.д.

На предварительном этапе определяется количество палуб, распределение мест по палубам и количество мест в поперечном сечении на каждой палубе, а также состав и номенклатура используемого грузового оборудования. На основании предполагаемой поперечной компоновки палуб определяется схема поперечного сечения, которая, в конечном счете, определяет конструктивно-силовую схему фюзеляжа самолёта.

На основе предварительного распределения пассажирских мест по палубам определяется необходимое число аварийных выходов в соответствии с авиационными нормами. После компоновки центров обслуживания пассажиров и служебно-бытовых помещений конструктор получает длину палуб самолёта в первом приближении. Далее на основе параметров регулярной зоны формируются носовая и хвостовая часть фюзеляжа.

Решение как прямой, так и обратной задачи компоновки фюзеляжа является многоитерационным процессом, в результате которого должны быть удовлетворены все требования ТЗ при соблюдении матрицы ограничений.

### *Компоновка крыла и оперения*

Моментно-инерционная компоновка крыла имеет ряд особенностей, связанных с размещением топливных баков и силовой установки.

Перед компоновкой крыла и оперения проводится синтез плановой проекции крыла для определения средней аэродинамической хорды (САХ) крыла, величина которой учитывается при компоновке ряда агрегатов (целевой нагрузки, топлива и т.д.). Привязка крыла к ВЦМ проводится с учетом САХ крыла. Ниже будут приведены замечания и допущения, отражающие специфику ДМС БП и пожарных гидросамолетов, которые учтены при интеграции расчетных моделей в общий процесс компоновки и при выборе схемных вариантов.

Наибольшее влияние на расположение крыла по высоте фюзеляжа оказывает назначение самолета — для дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости использование схемы с верхним расположением крыла в большинстве случаев недопустимо из-за неизбежных длительных полетов над водой и связанной с этим необходимостью обеспечить безопасность аварийной посадки на воду. С другой стороны, для пожарных самолетов водного базирования верхнеплан с расположенными над ним силовыми установками является на текущий момент единственно приемлемым схемным решением в классе магистральных гидросамолетов.

Таким образом, условия базирования оказывают влияние и на схемные решения в облике самолета, и на габариты самолета исходя из инфраструктурных ограничений. Увеличение стандартных габаритов современных большегрузных магистральных самолетов, диктуемое аэродинамикой, приводит к необходимости применения складывающихся крыльев, если размах крыла превышает допустимые инфраструктурные ограничения с точки зрения предполагаемого класса аэродромов базирования. Помимо весовых затрат, связанных с организацией подвижного соединения, герметизацией коммуникаций в месте разъема и т.д., это обстоятельство затрудняет использование объемов отклоняемой части крыла для размещения топлива и размещения поверхностей управления.

Перечисленные особенности крыльев требуют отдельных глубоких исследований. В данной работе они приняты в виде ограничений на компоновку и учтены в алгоритме синтеза самолета.

Завершается компоновка планера конструктивно-силовой компоновкой. Конструктивно-силовые схемы крыла и оперения, узлы навески агрегатов СУ и шасси однозначно определяют положение основных силовых элементов.

Далее рассмотрим особенности моментно-инерционной компоновки дальнемагистральных самолетов.

Система требований и ограничений (см. табл. 5.2) диктует необходимость формирования специального подхода к моментно-инерционной компоновке самолетов (СВВП, ДМС БП, пожарные гидросамолеты) исходя из специфики этих самолетов, поскольку традиционный подход к компоновке приводит к многоитерационности, а нередко — к расходимости процесса и, следовательно, к значительным временным и материальным затратам.

Для отыскания допустимого вектора проектных компоновочных параметров  $X$  в первом приближении необходимо решение системы следующих уравнений увязки облика самолета:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_j \bar{m}_j(x) - 1 = 0; \\ \sum_{xyz} \sum_j \bar{I}_j(x) - 1 = 0; \\ \sum_j m_j(x)g - \sum_i (P_0^{XTZ})_i = 0, \end{array} \right. \quad (5.4)$$

где в перечисленном порядке приведены уравнения, обеспечивающие:

- условие массового баланса;
- условие моментно-инерционных балансов по всем осям;
- условие балансировки.

Полученная система уравнений представляет собой систему трех нелинейных уравнений относительно параметров увязки облика самолета, в качестве которых выступают радиус-векторы точек привязки агрегатов. Решение такой системы традиционными методами представляется затруднительным, так как число агрегатов, координаты привязки которых необходимо найти, составляет уже на  $i+1$ -м уровне  $k > 103$ .

Решение приведенной выше системы уравнений требует применения совокупности процедур, которые легли в основу предложенного формально-эвристического метода формирования моментно-инерционного облика самолета.

Для решения уравнений возможно применение искусственного приема, который заключается в проведении компоновки относительно виртуального центра масс самолета. Снятие неопределенности относительно положения ЦМ самолета упрощает компоновку агрегатов, имеющих ограничения на их размещение по отношению к ЦМ. К числу таких агрегатов относятся шасси, крыло, топливные баки и т.д.

### **5.1. Описание процесса формирования облика ДМС БП и особенности моментно-инерционной компоновки**

Процесс проектирования дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости имеет специфический характер, в первую очередь это связано с ростом линейных размеров, которые вызывают увеличение массы и моментов инерции. Рост моментов инерции, в свою очередь, приводит к необходимости повысить эффективность системы управления в соответствии с требованиями управляемости и стабилизировать моменты инерции на допустимом уровне.

Под моментно-инерционным обликом в данной работе понимается определение значений основных конструктивных параметров, которые однозначно определяют форму, размеры и инерционные характеристики самолёта, соответствующие этапу предварительного проектирования.

На рис. 5.4 приведена структура проектных процедур формирования облика для дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости.

На этапе предварительного проектирования необходимо, во-первых, корректно согласовать требования внешнего и, возможно, внутреннего проектирования. Удовлетворение требований внешнего проектирования всегда является результатом компромиссного решения частных задач проектирования, а во-вторых, определить содержание задач, решаемых на каждом уровне, и выявить связи между ними.

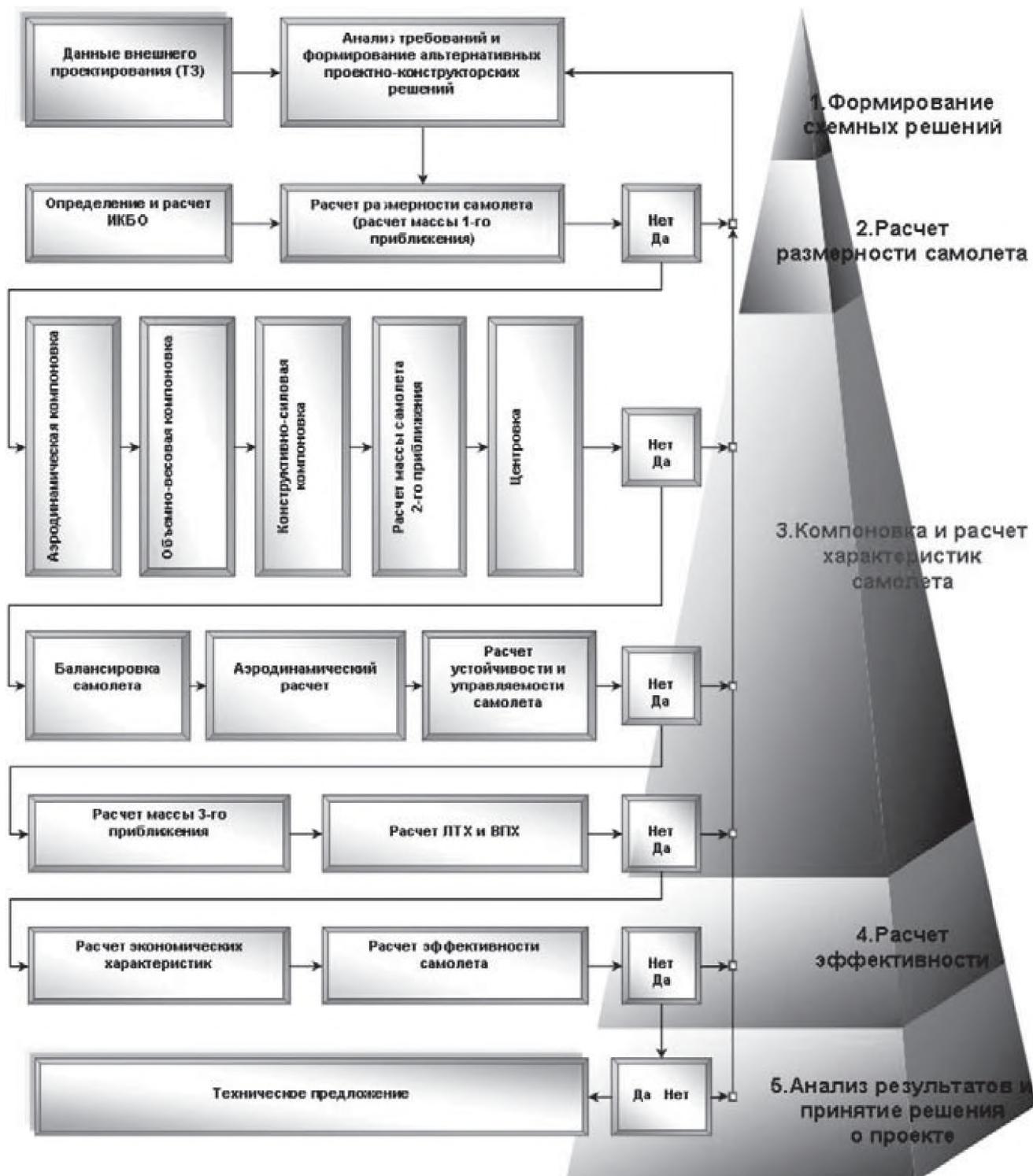


Рис. 5.4. Схема алгоритма формирования облика ДСМ БП

На первом уровне требования, заложенные в техническое задание в общем виде, переводятся в схемные решения. Например, ограничение по потребным моментам может быть преодолено за счет применения альтернативных структурно-компоновочных вариантов самолета.

На втором уровне проводится определение основных параметров размерности самолета: тяговооружённости, удельной нагрузки на крыло и т.д. Исходя из выбранной концепции определяют состав и варианты коммерческой нагрузки, а также требования по её размещению. В зависимости от заданной массы коммерческой нагрузки, оборудования и снаряжения определяются расчётным путём в первом приближении массовые характеристики самолёта. Это — первый этап весового проектирования самолёта, он характеризуется определением массы самолёта, выявлением групп элементов, масса которых известна, а также контролем над соотношением масс отдельных агрегатов и систем самолёта по уравнению массового баланса самолёта:

$$1 = \bar{m}_{\text{пл}} + \bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{об}} + \bar{m}_{\text{т}} + \bar{m}_{\text{ц.н}} + \dots + \bar{m}_{\text{сн}}, \quad (5.5)$$

где  $\bar{m}_{\text{пл}} = f(L_{\text{ф}}; L_{\text{кр}})$  — относительная масса планера;

$\bar{m}_{\text{с.у}} = f(L_{\text{с.у}}; D_{\text{в}})$  — относительная масса СУ;

$\bar{m}_{\text{об}}$  — относительная масса оборудования;

$\bar{m}_{\text{т}} = f(V_{\text{т}}; c_0; c_{\text{к}}; S_{\text{т}})$  — относительная масса топлива;

$\bar{m}_{\text{ц.н}} = f(V_{\text{ф}}; L_{\text{ф}}) = f(\text{ТЗ})$  — относительная масса целевой нагрузки;

$\bar{m}_{\text{сн}}$  — относительная масса снаряжения.

Данное выражение демонстрирует зависимость основных составляющих уравнения весового баланса от параметров агрегатов и систем самолёта.

Третий уровень начинается с формирования компоновочной схемы самолёта, которое состоит в осуществлении взаимной пространственной увязки основных компонуемых элементов самолёта. Компоновка происходит на базе выбранной схемы, определяющей основные параметры. В процессе компоновки определяются внешние и внутренние формы, компонуются полезная нагрузка, оборудование, снаряжение, размещаются агрегаты СУ и т.д.

Этот этап заканчивается расчётом собственных и переносных моментов инерции и массы самолёта во втором приближении, центровкой самолёта и уточнением основных проектных параметров:

$$\left\{ \begin{array}{l} m_0 = \sum_j m_j; \\ I_{00X} = \sum_j I_{j0X\text{соб}} \sum_j I_{j0X\text{пер}}; \\ I_{00Z} = \sum_j I_{j0Z\text{соб}} \sum_j I_{j0Z\text{пер}}; \\ I_{00Y} = \sum_j I_{j0Y\text{соб}} \sum_j I_{j0Y\text{пер}}. \end{array} \right. \quad (5.6)$$

Оценка компоновки проводится по частным критериям эффективности самолёта, что позволяет исключить из рассмотрения заведомо неэффективные варианты. Большинство частных критериев являются взаимосвязанными, что не позволяет их использовать при оценке проектов, т.к. необходимость введения весовых коэффициентов приводит к субъективности оценок.

Далее проводится расчёт характеристик самолета. По результатам компоновки уже известны основные размеры, формы и массо-инерционные характеристики. Данной информации достаточно для определения: балансировочных характеристик, аэродинамических характеристик, характеристик устойчивости и управляемости.

Исходя из полученных величин принимается решение о ходе дальнейшего проектирования.

Заканчиваются работы на этом уровне расчетом характеристик функционирования самолета, они представляют самолет как сформированный объект: масса третьего приближения, лётно-технические, взлётно-посадочные характеристики.

На четвертом уровне проводится расчет характеристик эффективности функционирования самолета, к ним относятся: экономические характеристики, характеристики целевой эффективности самолёта.

Пятый уровень является заключительным для данного этапа. В случае удовлетворения всех требований внешнего проектирования и отсутствия противоречий на этапах внутреннего проектирования процесс формирования облика самолёта заканчивается техническим предложением на самолёт, т.е. выпуском чертежей общего вида, компоновки, трёхмерной каркасно-кинематической модели, а также выдачей характеристик самолёта и результатов по частным критериям эффективности всех уровней.

В совокупности специфика требований 1,2 и 3-го уровня позволяет разделить задачу анализа моментно-инерционного облика на составляющие и произвести независимые исследования в рамках формирования моментно-инерционного облика самолета.

### *5.1.1. Особенности моментно-инерционной компоновки относительно оси ОХ*

Моменты инерции самолета во многом зависят от схемных решений в облике самолета. На рис. 5.5 показано влияние альтернативных структурно-компоновочных вариантов самолета на собственные моменты инерции ОХ.

На основе принятых схемных решений в зависимости от заданной массы целевой нагрузки, оборудования и снаряжения формируется компоновочная схема самолёта, т.е. осуществляется взаимная пространственная увязка основных компонуемых элементов самолёта и определение моментов инерции самолета. Следующий этап характеризуется действиями, направленными на выявление групп элементов, для которых известны масса и зоны компоновки, а также контролем над соотношением моментов инерции отдельных агрегатов и систем самолета, в совокупности это позволяет сформировать уравнение существования самолета в моментах инерции. 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. Рост эффективности в рамках существующего уровня научно-технического развития приводит к увеличению массы системы управления и ее момента инерции; в свою очередь, повышаются 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.

$J_x$



Рис. 5.5. Влияние схемных решений на моментно-инерционную компоновку относительно оси  $Ox$

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  $OX$ :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial I_{ox}}{\partial m_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial I_j}{\partial m_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial(m_j i_j^2)}{\partial m_o} = \sum_{j=1}^n \left( i_j^2 \frac{\partial m_j}{\partial m_o} + m_j \frac{\partial i_j^2}{\partial m_o} \right); \\ \frac{\partial I_{ox}}{\partial i_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial I_j}{\partial i_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial(m_j i_j^2)}{\partial i_o} = \sum_{j=1}^n \left( i_j^2 \frac{\partial m_j}{\partial i_o} + m_j \frac{\partial i_j^2}{\partial i_o} \right), \end{array} \right. \quad (5.7)$$

где  $I_{ox}$  — собственный момент инерции самолета относительно оси  $OX$ ;  $m_o$  — взлетная масса самолета;  $i_o$  — радиус инерции самолета относительно оси  $OX$ ;  $m_j$  — масса  $j$ -го агрегата;  $i_j$  — радиус инерции  $j$ -го агрегата относительно оси  $OX$ .

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

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

При наличии ТЗ и сформированных геометрических параметров самолета можно считать, что приращение массы в зависимости от момента инерции самолета  $\frac{\partial i_j}{\partial i_o}$  характерно для агрегатов сис-

темы 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  $OX$  однозначно определено, поэтому

их приращение  $\frac{di_j}{di_o}$  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 зависит от массовых и компоновочных параметров двигателя и топлива.

Относительная масса силовой установки  $m_{c.y}$  и топлива  $m_T$  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  $OX$ , являются масса топлива в крыле и зоны компоновки топлива и двигателей (рис. 5.6). Следовательно, данные компоненты уравнения моментно-инерционного баланса можно рассматривать как параметры, определяющие моментно-инерционную компоновку самолета и, в конечном счете, облик системы управления.

Проведенный пространственный анализ (рис 5.6) моментно-инерционного облика самолета и показателей устойчивости и управляемости показал, что для самолетов классической схемы показатели моментов инерции относительно оси  $OX$  наименее чувствительны к вариантам загрузки и в основном зависят от компоновки двигателей и топливных баков.

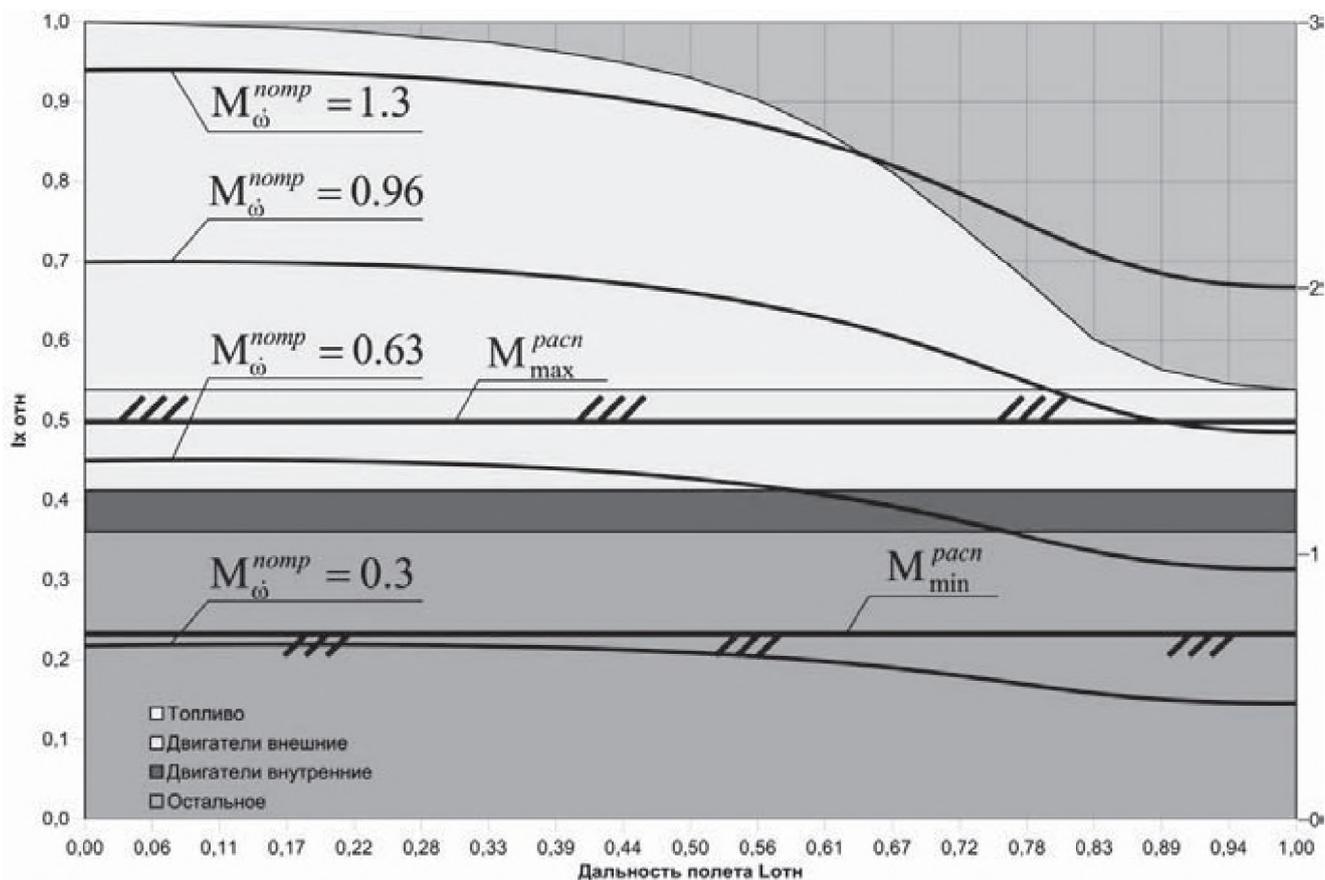


Рис. 5.6. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции относительно оси  $OX$  в течение полета за счет выработки топлива

В свою очередь, этот анализ позволил из всего процесса создания самолета, от зарождения идеи до запуска в серийное производство и эксплуатацию, выделить этапы компоновки силовой установки, топливных баков (рис. 5.7).

Компоновка силовой установки оказывает большое влияние на облик самолета; можно выделить влияние параметров компоновки на изменение аэродинамических характеристик самолета, собственных частот колебаний планера, массы конструкции, эффективного объема топливных баков, которые также зависят и от максимальной координаты расположения топливных баков в крыле и т.д.

В рамках этого этапа локализованы задачи согласования моментно-инерционной компоновки двигателей и топливных баков относительно оси  $OX$  с возможностями системы управления рулями в канале крена, при условии удовлетворения матрице требований и ограничений. Для самолетов рассматриваемого класса процесс компоновки носит специфический характер в силу особенностей ДМС БП.

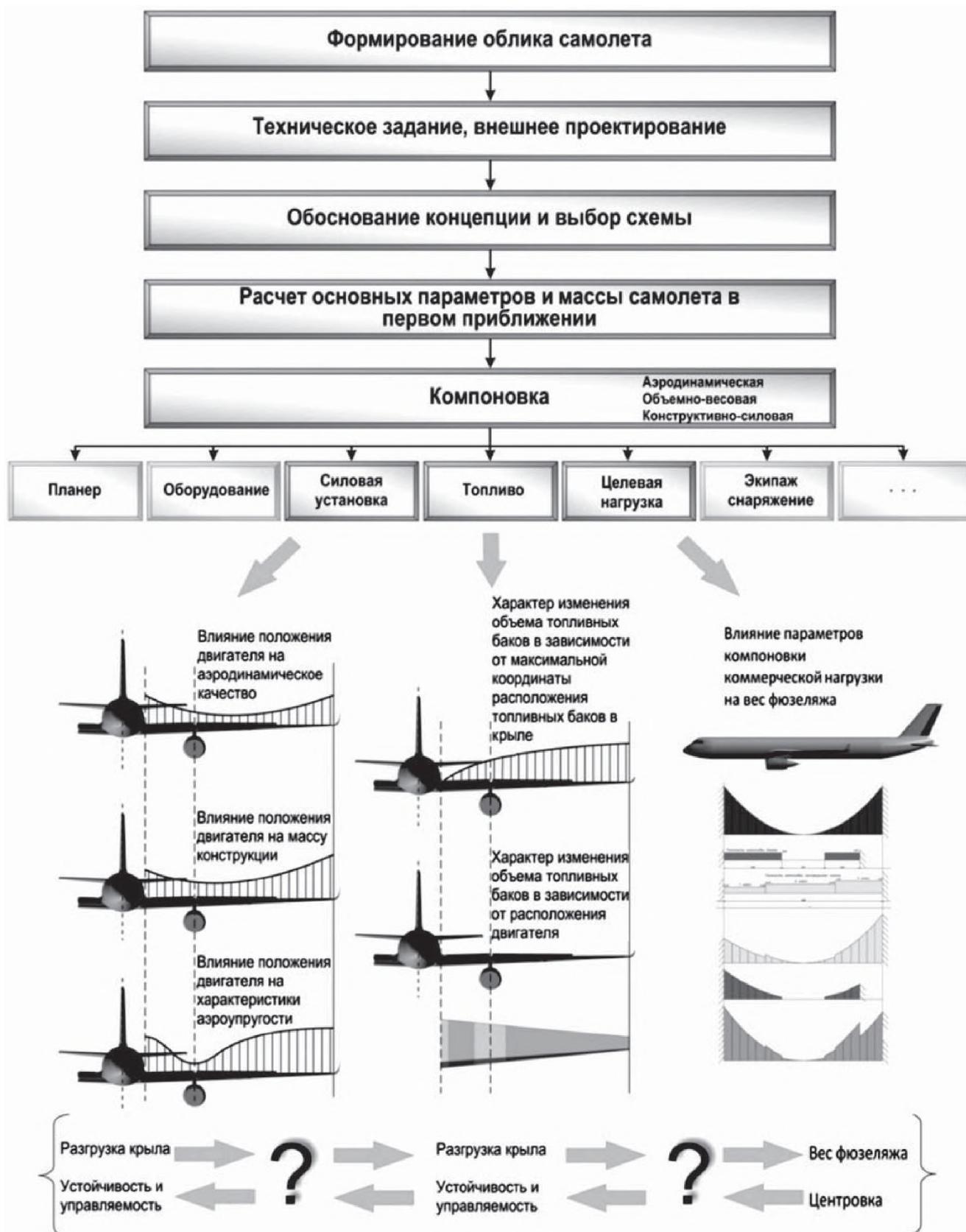


Рис. 5.7. Анализ влияния параметров компоновки силовой установки и топливных баков на облик самолета

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 пассажироемкости. Это связано с тем, что значительное изменение степени управляемости (рис. 5.6, 5.11, 5.13) 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. 5.8).

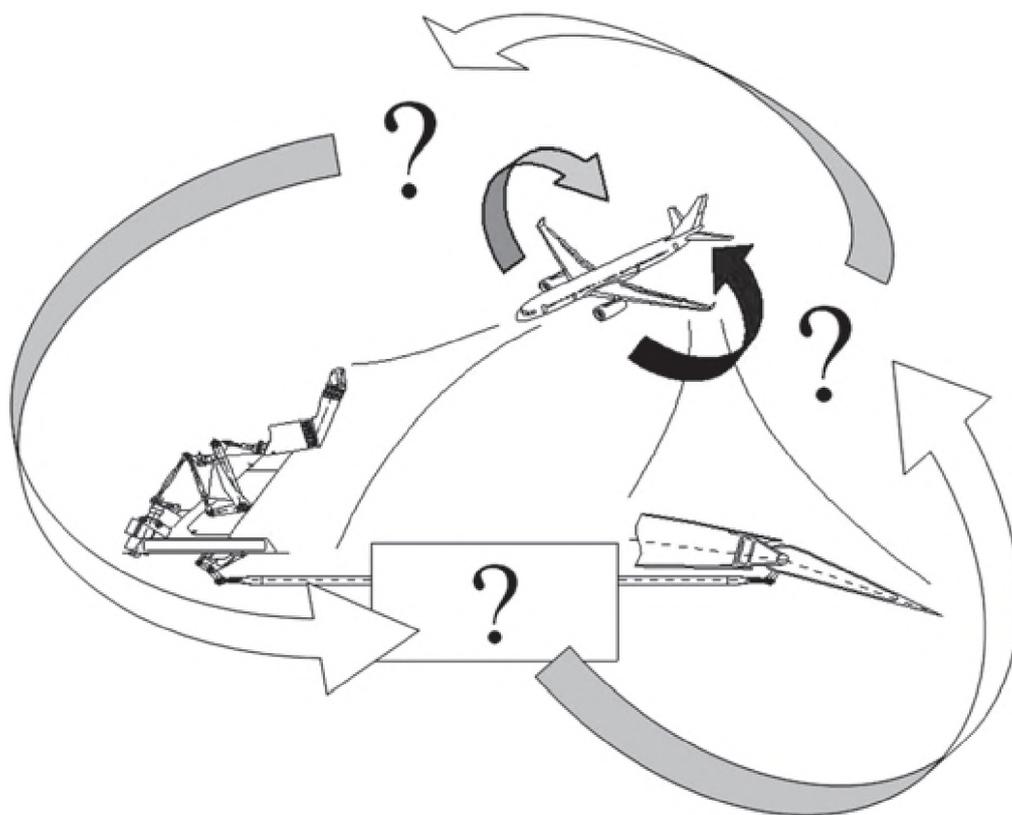


Рис. 5.8. Постановка задачи

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.

Как видно из описания подхода к формированию моментно-инерционного облика и особенностей дальнемагистрального самолета большой пассажировместимости, 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.

### ***5.1.2. 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. 5.9), поэтому в дальнейшем приращение геометрических параметров компоновки  $\frac{\partial i_j^2}{\partial m_o}$  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.

В рамках компоновки локализованы задачи согласования моментно-инерционной компоновки коммерческой нагрузки, двигателей и топливных баков относительно оси  $OZ$  с возможностями системы управления рулями (рис. 5.10) в канале тангажа, при условии удовлетворения 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. 5.9. Влияние схемных решений на моментно-инерционную компоновку относительно оси  $OZ$

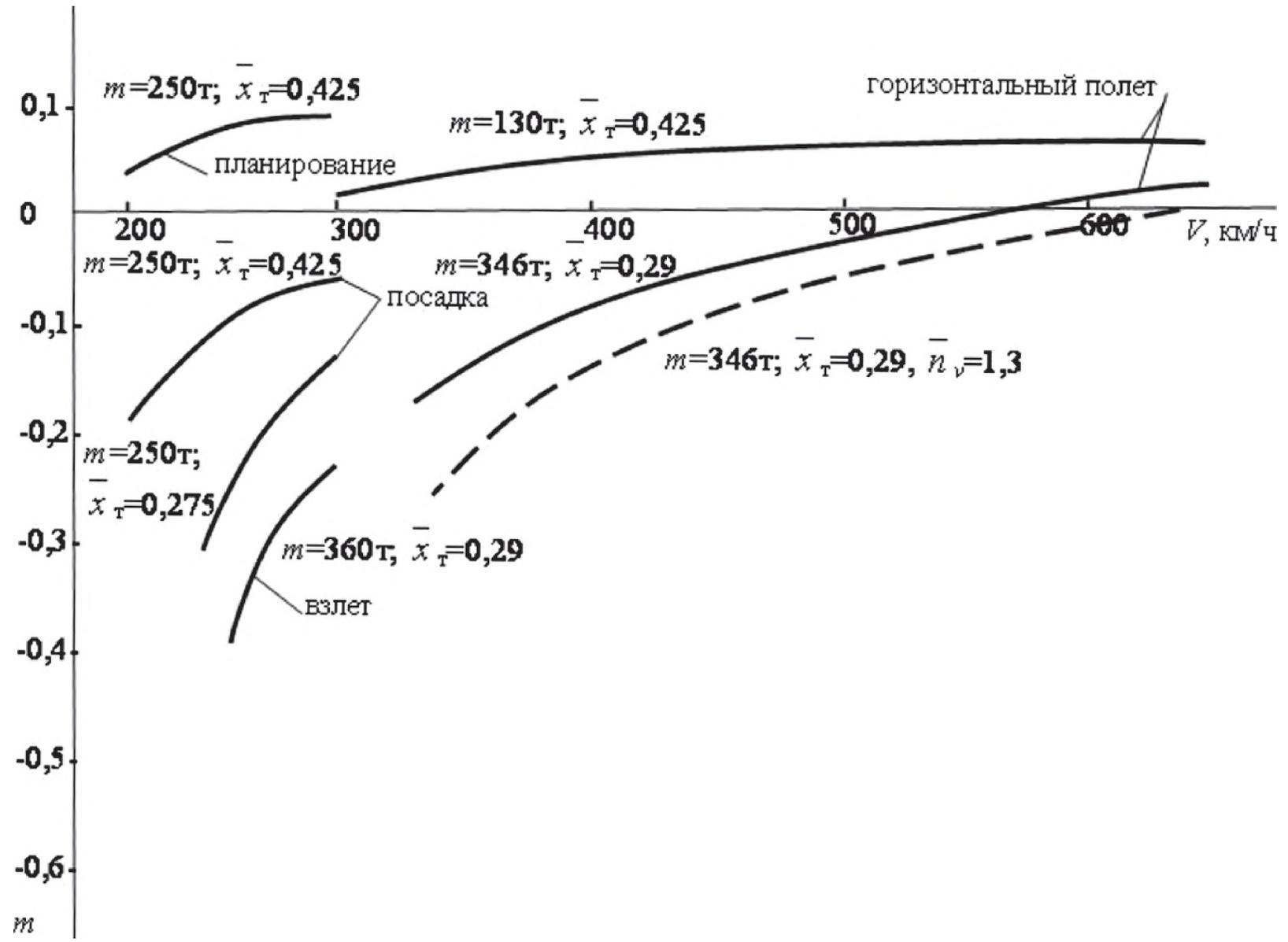


Рис. 5.10. Зависимость потребного для балансировки самолета коэффициента момента тангажа от скорости полета [3]

Более подробно рассмотрим те слагаемые уравнения, которые непосредственным образом влияют на моментно-инерционные характеристики самолета:

$$1 = \bar{I}_{\text{п.н}}^{OZ} + \bar{I}_{\text{сн}}^{OZ} + \bar{I}_{\text{об}}^{OZ} + \bar{I}_{\text{с.у}}^{OZ} + \bar{I}_{\text{с.у.р}}^{OZ} + \bar{I}_{\text{т}}^{OZ} + \dots + \bar{I}_{\text{к}}^{OZ}, \quad (5.8)$$

где  $\bar{I}_{\text{п.н}}^{OZ}$  — относительный момент инерции агрегатов самолета (полезной нагрузки) относительно соответствующих осей ( $OZ$ ); п.н — полезная нагрузка (коммерческая, пассажиры их багаж, груз и т.д.); сн — снаряжение и оборудование, которое обеспечивает определенные условия комфорта и размещения полезной нагрузки на борту; об — 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  $OZ$ :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial I_{oz}}{\partial m_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial I_j}{\partial m_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial(m_j i_j^2)}{\partial m_o} = \sum_{j=1}^n \left( i_j^2 \frac{\partial m_j}{\partial m_o} + m_j \frac{\partial i_j^2}{\partial m_o} \right); \\ \frac{\partial I_{oz}}{\partial i_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial I_i}{\partial i_o} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial(m_j i_j^2)}{\partial i_o} = \sum_{j=1}^n \left( i_j^2 \frac{\partial m_j}{\partial i_o} + m_j \frac{\partial i_j^2}{\partial i_o} \right), \end{array} \right. \quad (5.9)$$

где  $I_{oz}$  — собственный момент инерции самолета относительно оси  $OZ$ ;  $m_o$  — взлетная масса самолета;  $I_j$  — момент инерции  $j$ -го агрегата;  $i_o$  — 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  $\frac{\partial m_j}{\partial m_o}$  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  $\frac{\partial m_j}{\partial i_o^2}$  характерно для агрегатов системы управления и в отдельных случаях — для конструкции в зависимости от соотношения роста инерционных нагрузок и эффективности разгрузки.

Основной вклад в формирование моментно-инерционного облика относительно оси  $OZ$  вносит коммерческая нагрузка, которая обладает определенной свободой в перемещении на этапе компоновки и эксплуатации.

В результате проведенного анализа 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 пространственный анализ моментно-инерционного облика самолета и показателей устойчивости и управляемости выявил, что для самолетов классической схемы значения моментов инерции относительно оси  $OZ$  наименее чувствительны к расходу топлива в течение полета, а также 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, см. рис. 5.8.).

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. 5.11); также необходимо отметить влияние на моментно-

инерционную компоновку горизонтального и вертикального оперения. Данный анализ показывает, что наибольшее влияние на моментно-инерционные характеристики по оси  $OZ$  оказывают фюзеляж и коммерческая нагрузка.

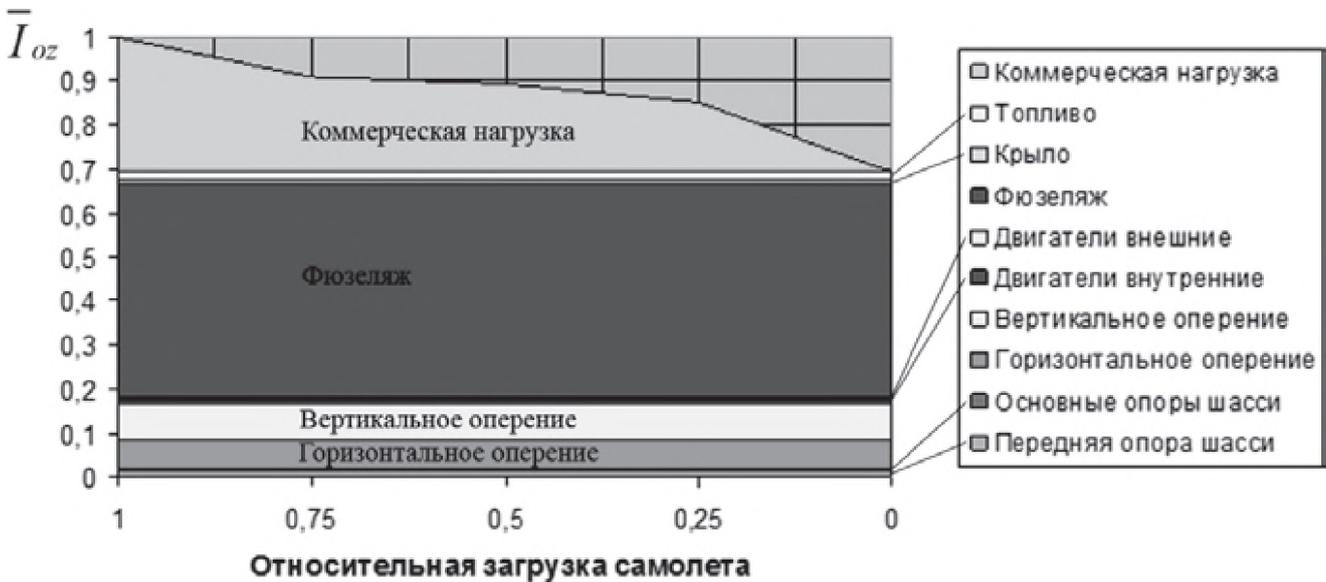


Рис. 5.11. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции относительно оси  $OZ$  в зависимости от массы коммерческой нагрузки (в случае предельно переднего размещения коммерческой нагрузки)

Изменение моментно-инерционной компоновки относительно оси  $OZ$  во время полета за счет выработки топлива может успешно компенсироваться балансировочным стабилизатором 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 моментно-инерционных показателей в течение полета и соотношения 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.

От компоновки зон расположения коммерческой нагрузки зависит не только компоновка, но и весь облик самолета; она влияет 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 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.

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, увеличение значений  $Jz$ .

### ***5.1.3. 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  $OZ$ . Среднестатистичес-

кий 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:

$$\begin{cases} 1 = \bar{m}_{\text{п.н}} + \bar{m}_{\text{сн}} + \bar{m}_{\text{об}} + \bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{с.у.р}} + \bar{m}_{\text{т}} + \dots + \bar{m}_{\text{к}}; \\ 1 = \bar{I}_{\text{п.н}}^{ox} + \bar{I}_{\text{сн}}^{ox} + \bar{I}_{\text{об}}^{ox} + \bar{I}_{\text{с.у}}^{ox} + \bar{I}_{\text{с.у.р}}^{ox} + \bar{I}_{\text{т}}^{ox} + \dots + \bar{I}_{\text{к}}^{ox}; \\ 1 = \bar{I}_{\text{п.н}}^{oz} + \bar{I}_{\text{сн}}^{oz} + \bar{I}_{\text{об}}^{oz} + \bar{I}_{\text{с.у}}^{oz} + \bar{I}_{\text{с.у.р}}^{oz} + \bar{I}_{\text{т}}^{oz} + \dots + \bar{I}_{\text{к}}^{oz}; \\ 1 = \bar{I}_{\text{п.н}}^{oy} + \bar{I}_{\text{сн}}^{oy} + \bar{I}_{\text{об}}^{oy} + \bar{I}_{\text{с.у}}^{oy} + \bar{I}_{\text{с.у.р}}^{oy} + \bar{I}_{\text{т}}^{oy} + \dots + \bar{I}_{\text{к}}^{oy}, \end{cases} \quad (5.10)$$

где  $\bar{m}_{\text{п.н}}$  — относительные массы агрегатов самолета (полезной нагрузки);  $\bar{I}_{\text{п.н}}^{ox}$  — относительный момент инерции агрегатов самолета (полезной нагрузки) относительно соответствующих осей ( $OX$ ); п.н — полезная нагрузка (коммерческая, пассажиры, их багаж, груз и т.д.); сн — снаряжение и оборудование, обеспечивающее определенные условия комфорта и размещения полезной нагрузки на борту; об — оборудование, которое обеспечивает эксплуатацию самолета в заданных условиях (пилотажно-навигационное, энергетическое 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 приступить к решению задачи формирования моментно-инерционного облика самолета.

## 5.2. Математические аспекты анализа моментно-инерционной компоновки и формирования облика системы управления

Анализ структуры процедур моментно-инерционной компоновки и формирования облика системы управления для дальнемагистрального самолета большой пассажироплощадности показывает, что отыскание вектора конструктивных параметров  $X^* \in X_{\text{доп}}$ , где  $X_{\text{доп}}$  — множество допустимых вариантов проекта, есть слож-

ная многокритериальная задача. В общем виде её можно представить так: определить вектор конструктивных параметров  $X^*$  (табл. 5.1), состоящий из элементов, которым соответствует минимальное значение целевой функции  $F(p;x;u)$ , связывающей параметры и характеристики проектов на множестве ограничений.

Таблица 5.1

**Матрица проектно-конструкторских решений**

		X1	X2	X3	X4
Тип агрегата		ЭДСУ	ЭДСУ + ГМСУ		ГМСУ
			ГМСУ аварийная	ГМСУ независимая	
X i,1	Штурвал	0,0062	0,05	0,05	0,063
X i,2	Цифровой вычислитель	0,02	0,01	0,01	0,005
X i,3	Аналоговый вычислитель	0,02	0,01	0,01	0,01
X i,4	ЭГРП	0,215	0,143	0,015	0,022
X i,5	РП	0	0,18	0,108	0,18
X i,6	ГЦ	0,056	0,056	0,056	0,056
X i,7	ЭГК	0,01	0,01	0,01	0,011
X i,8	Электропроводка	0,06	0,03	0,021	0,006
X i,9	Трос	0	0,12	0,09	0,156
X i,10	Ролики	0	0,03	0,029	0,039
X i,11	Тяги	0,006	0,03	0,024	0,041
X i,12	Качалки	0,0058	0,03	0,024	0,0308
X i,13	Кронштейны	0,008	0,04	0,034	0,038
X i,14	Диффер. механизм	0	0,02	0	0,023
X i,15	Регулятор натяжения троса	0	0,03	0,02	0,04

		X1	X2	X3	X4
Тип агрегата		ЭДСУ	ЭДСУ + ГМСУ		ГМСУ
			ГМСУ аварийная	ГМСУ не-зависимая	
X i,16	МР	0,004	0,01	0,026	0,007
X i,17	МЗ	0,01	0,015	0,0145	0,026
X i,18	МЭТ	0,011	0,02	0,02	0,023
X i,19	ЭП СТБ	0,03	0,03	0,03	0,03
X i,20	Пружинные тяги	0,016	0,039	0,036	0,033
X i,21	Датчики	0,001	0,001	0,001	0,0005
X i,22	Рулевые поверхности	0,17	0,17	0,213	0,17

Таким образом, математическая модель для выбора альтернативы построения системы задается соотношением:  $q_k = F_k(p;x;u)$ , где  $q_k$  — показатель свойств системы;  $k$  — номер показателя структурного уровня модели;  $x$  — вектор управляемых параметров системы — альтернатив построения системы, характеризуемых структурой системы, проектными параметрами ее компонентов, управляющими входными воздействиями;  $u$  — вектор неуправляемых параметров системы и внешней среды — ограничения, которые существенно влияют на свойство системы;  $p$  — фазовый вектор состояния системы;  $F_k$  — оператор модели, т.е. соотношения, с помощью которых рассчитывается показатель свойств системы. В общем случае, когда рассматривается не один, а несколько различных показателей, приведенное выражение для модели системы становится векторным, т.е. каждая альтернатива системы оценивается с помощью набора моделей, каждая из которых служит для расчета определенной компоненты вектора  $q_k$ .

Решение данной задачи как задачи математического моделирования не всегда приводит к успеху из-за значительной размер-

ности матрицы конструктивных параметров  $X^*$ , сложности множества  $X_{\text{доп}}$  и  $U$ , а также больших временных затрат на вычисление значений критерия  $F(p;x;u)$ .

С целью упрощения задачи используется традиционный подход, в соответствии с которым эффективность самолёта можно оценить по значениям некоторого набора частных критериев, определяющих концепцию самолёта.

В соответствии с данным подходом математическая постановка задачи в виде многокритериальной дискретной оптимизации имеет вид

$$X^* = \arg \min F(x,u), \quad (5.11)$$

где  $x \in X$  — матрица проектно-конструкторских решений;  $u \in U$  — область ограничений;

$$X = X \left( n_{\text{дв}}; \bar{m}_{\text{с.у}}; \bar{i}_{\text{с.у}}; \bar{m}_{\text{т}}; \bar{i}_{\text{т}}; \bar{m}_{\text{к.н}}; \bar{i}_{\text{к.н}}; C_{\text{с.у.р}}; P_{\text{с.у.р}} \right), \quad (5.12)$$

где  $X$  — матрица конструктивных параметров;  $F = F(\gamma; \bar{m}_{\text{кр}}; L)$  — матрица целевых функций;  $\bar{m}_{\text{кр}} = f(n_{\text{дв}}; \bar{m}_{\text{с.у}}; \bar{i}_{\text{с.у}}; \bar{m}_{\text{т}}; \bar{i}_{\text{т}})$  — относительная масса крыла;  $L = f(\bar{m}_{\text{кр}}(I_{\text{ох}}); \bar{m}_{\text{ф}}(I_{\text{оз}}); \bar{m}_{\text{об}}(I_{\text{ох,оу,оз}}); \text{const})$  — дальность полета самолета;  $\gamma = M_{\text{ОХ}}^{\text{расп}} / M_{\text{ОХ}}^{\text{потр}}$  — безразмерный показатель моментно-инерционного баланса самолета;  $U = U(x)$  — область ограничений, характеризующая текущий набор конструктивных решений;  $n_{\text{дв}}$  — количество двигателей;  $\bar{m}_{\text{с.у}}$  — относительная масса силовой установки;  $\bar{i}_{\text{с.у}}$  — относительный радиус инерции силовой установки;  $\bar{m}_{\text{т}}$  — относительная масса топлива;  $\bar{i}_{\text{т}}$  — относительный радиус инерции топлива;  $C_{\text{с.у.р}}$  — структура системы управления;  $P_{\text{с.у.р}}$  — параметры системы управления;  $M_{\text{ОХ}}^{\text{расп}}$  — располагаемые моменты на управление самолетом;  $M_{\text{ОХ}}^{\text{потр}}$  — потребные моменты для управления самолетом.

Оценка вариантов осуществляется с помощью частных критериев эффективности самолета. Анализ этих показателей позволяет уже на ранних этапах формирования облика самолета отбросить заведомо неэффективные проекты и сосредоточиться на оптимизации проектов, обладающих лучшими частными критериями. При

этом часть требований можно удовлетворить, заложив их в методику компоновки.

На каждом этапе проектирования, наряду с частными критериями эффективности, как правило, можно выделить несколько критериев, носящих концептуальный характер, нерациональность которых приводит к однозначной нерациональности технического решения. Например, если момент инерции превысил 30%-ный рубеж, то можно однозначно утверждать, что такой вариант не рационален. Как правило, основные параметры выбираются на основании этих частных критериев. Их доминантный характер позволяет сконцентрироваться именно на их оптимизации, а остальные критерии рассматривать как поверочные.

При проведении исследований в качестве целевых функций рассматриваются:  $\bar{m}_{кр} = f(n_{дв}; \bar{m}_{с.у}; \bar{i}_{с.у}; \bar{m}_T; \bar{i}_T)$  — относительная масса

крыла;  $\bar{m}_{ф} = \bar{f}(\bar{m}_{кн})$  — относительная масса фюзеляжа;  $\gamma = \frac{M_{ОХ}^{расп}}{M_{ОХ}^{потр}}$  —

безразмерный показатель моментно-инерционного баланса самолета, где  $M_{ОХ}^{расп}$  — располагаемый момент самолета относительно продольной оси;  $M_{ОХ}^{потр}$  — потребный момент самолета относительно продольной оси.

Критерий  $\gamma = M_{ОХ}^{расп} / M_{ОХ}^{потр}$  равен отношению величин располагаемых и потребных моментов и определяет моментно-инерционный баланс самолета.

Выбор объясняется тем, что он, являясь частным критерием эффективности, наглядно отражает влияние объемно-весовой компоновки и эффективности использования выбранной стратегии формирования облика системы управления:

$$(\gamma \geq 1) \Rightarrow (M_{ОХ}^{расп} \geq M_{ОХ}^{потр}) \Rightarrow \left( \sum_i \frac{P^i(\delta^i)r_{ox}^i}{\dot{\omega}_{ox}} \geq \iiint_{xyz} t_{oz}^2 dm \right). \quad (5.13)$$

Использование моментно-инерционных показателей в качестве критериев оценки совершенства самолета не противоречит общепринятому подходу к оценке через весовые характеристики, поскольку каждый лишний килограмм массы агрегата приводит к увеличению инерционности всего самолета, что, в свою очередь,

вызывает увеличение инерционных нагрузок. Для параметров распределения массы вдоль оси *OZ* критичными могут оказаться вращательные эволюции самолета или посадка. Помимо роста нагрузок, происходит увеличение массы и энергопотребления системы управления.

Использование в качестве одного из критериев относительной массы крыла позволяет оценить весовое совершенство рассматриваемых альтернативных вариантов проекта.

Проведенные исследования показали, что номенклатура ограничений для различных систем управления практически эквивалентна. Однако в абсолютном значении ограничения не всегда бывают критичны. Анализ ограничений позволяет формализовать их в скалярном и в функциональном виде. В табл. 5.2 представлены требования и ограничения, систематизированные и классифицированные по нескольким признакам.

Таблица 5.2

**Матрица требований и ограничений**

№	Признак	1	2	3
1	Требования к СУР	Обеспечение управляемости $\dot{\omega} = 0,3 \div 1,0$ . Крен от $-30^\circ$ до $+30^\circ$ за 6—7 с	Обеспечение устойчивости	Обеспечение заданной надежности $<10^{-9}$
2	Энергосистемы	Мощность энергосистем $>600$ л.с.	Надежность энергосистем $<10^{-9}$	Стабильность характеристик энергосистем
3	Информационные системы	Точность данных, поступающих от информационных систем $<10^{-4}$	Своевременность данных, поступающих от информационных систем $<10-3$ с	Чистота данных, поступающих от информационных систем $<10-5$ с
4	Обслуживание и эксплуатационная технологичность	Ремонтопригодность	Осмотр и контроль	Ресурс

№	Признак	1	2	3
5	Моментно-инерционные характеристики	Масса агрегатов	Расположение агрегатов	Инерционные нагрузки
6	Проектные ограничения	Объемно-весовая компоновка	Аэродинамическая компоновка	Конструктивно-силовая компоновка

Согласно этим требованиям формируем множество требований и ограничений  $U = U(u_i)$ . Размерность множества  $i$  определяется заданием на проект. Те требования, которые носят вербальный характер, заменяются их математическим эквивалентом.

### 5.3. Учитываемые факторы, допущения и модели, принятые в рамках исследования

Под моментно-инерционным обликом в данной работе понимается определение значений основных конструктивных параметров, которые однозначно определяют форму, размеры и инерционные характеристики самолёта, соответствующие этапу предварительного проектирования.

Формально задача исследования поставлена следующим образом: выявить множество проектов, удовлетворяющих заданным ограничениям  $U$ , и определить чувствительность целевой функции к изменению конструктивных параметров компоновки, входящих в общий вектор конструктивных параметров  $X$ :

$$X = X \left( n_{\text{дв}}; \bar{m}_{\text{с.у}}; \bar{i}_{\text{с.у}}; \bar{m}_{\text{т}}; \bar{i}_{\text{т}}; \bar{m}_{\text{к.н}}; \bar{i}_{\text{к.н}}; C_{\text{с.у.р}}; P_{\text{с.у.р}} \right). \quad (5.14)$$

$U$  — матрица требований и ограничений, формализованных в следующем виде:

$U1$  — требования к СУР

$U2$  — энергосистемы

$U3$  — информационные системы

$U4$  — обслуживание и эксплуатационная технологичность

$U5$  — моментно-инерционные характеристики

$U6$  — проектные ограничения,

где по каждому требованию можно сформировать вектор ограничений, которые в совокупности и позволяют записать матрицу требований и ограничений.

Компоновочное пространство описывается системой неравенств вида  $f(x, y, z) \leq 0$ .

Если рассматривать вопрос в целом, то, с точки зрения объемно-весовой компоновки, оптимальной компоновкой будет обладать самолет, для которого внешний обвод получен в результате позиционирования всех агрегатов с соблюдением условий на внутреннюю компоновку. Согласно этому условию процесс компоновки должен быть критичен не только относительно трех осей координат и в трех плоскостях, но и относительно любого произвольного радиус-вектора точки привязки агрегатов и систем самолета, начинающегося из центра масс самолета [27]:

$$\vec{R} = \min \left\{ \left[ \vec{R}(\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}) \right] \right\}.$$

Характерной чертой компоновки при критичности моментно-инерционного облика является возможность определения пространственной увязки агрегатов (двигатели, топливные баки, целевая нагрузка), которые однозначно обуславливают моменты инерции самолета и их изменение в процессе эксплуатации и в течение полета уже в первой итерации. При этом задача компоновки сводится к расположению и взаимной увязке агрегатов в компоновочном пространстве, обусловленном моментно-инерционными ограничениями. Взаимная увязка агрегатов и систем сводится к проведению формально-эвристических процедур. Решая системы линейных уравнений компоновки вида  $f(x, y, z) = 0$ , получаем координаты искомых точек привязки агрегатов. Порядок решения уравнений компоновки определяется эвристическими моделями.

В результате компоновки определяются геометрические характеристики самолета в целом, характеристики внутреннего позиционирования каждого его агрегата и — как результат — моменты инерции (табл. 5.3).

## Соотношение относительных параметров моментов инерции

	Наименование агрегата						
	Крыло	Топливные баки	Фюзеляж	Целевая нагрузка	Двигатели	ВО	ГО
Отн. масса	0,1	0,422	0,12	0,244	0,078	0,01	0,007
$J_{\text{хотн}}$	0,303	0,365	0,017	0,021	0,26	0,008	0,004
$J_{\text{зотн}}$	0,008	0,018	0,487	0,308	0,01	0,088	0,06
$J_{\text{уотн}}$	0,143	0,184	0,274	0,177	0,13	0,045	0,036

Это обстоятельство является необходимым условием для расчета взлетной массы самолета во втором приближении и проведения центровки. Во втором приближении взлетная масса самолета определяется как сумма масс отдельных агрегатов и систем, массы которых посчитаны по эмпирическим зависимостям с учетом результатов компоновки:

$$(m_0)_{II} = \sum_i m, \quad (5.15)$$

т.е. только тогда, когда геометрический облик сформирован, появляется возможность определить размерность (например, взлетную массу) самолета.

В третьем приближении масса конструкции планера определяется по конечно-элементной модели с учетом спектров нагружения и информации о массово-инерционных характеристиках, полученных в предыдущих приближениях. При переходе от этапа к этапу происходит процесс усложнения моделей, увеличение числа входной информации, однако параллельно растет и точность расчетов.

Большая размерность вектора параметров приводит к сложности решения оптимизационных задач, поэтому в рамках данной

работы исследования ограничиваются выявлением влияния частных компоновочных параметров на облик системы управления. Для этого использованы обобщенные безразмерные параметры, которые объединяют в себе несколько переменных. Анализ показывает, что одним из наиболее важных параметров моментно-инерционной компоновки является относительный радиус инерции:

$$\bar{i}_j = \sqrt{\frac{I_j^{0x}}{m_j}} . \quad (5.16)$$

Параметры компоновки топлива, целевой нагрузки и силовой установки  $(\bar{i}_T; \bar{i}_{цн}; \bar{i}_{с.у})$  в значительной мере определяют эффективность моментно-инерционной компоновки.

В работе в качестве одного из параметров рассматривается относительная масса топлива  $\bar{m}_T$ . Взлетная масса топлива, целевой нагрузки и двигателей зависит от ряда параметров, однозначно определенных в ТЗ и характеризующих целевое назначение самолета, а также параметров, характеризующих летную операцию самолета. Однако, в зависимости от компоновочных параметров, размещение целевой нагрузки и выработка в процессе полета топлива непосредственным образом сказывается на моментах инерции самолета, что может приводить к изменению степени управляемости.

Все рассматриваемые параметры являются обобщенными, безразмерными и независимыми.

В качестве объекта исследования рассматривается дальнемагистральный самолет большой пассажироместимости, нормальной аэродинамической схемы. В отдельных случаях рассматриваются особенности моментно-инерционного облика магистральных гидросамолетов.

Исследования были проведены на множестве вариантов структурных и компоновочных решений (рис. 5.12, 5.13). При проведении научно-исследовательских работ рассмотрены альтернативные стратегии формирования облика каналов управления, отражающие номенклатуру элементов и матрицу схемных признаков системы управления, влияющих на изменение эффективности ра-

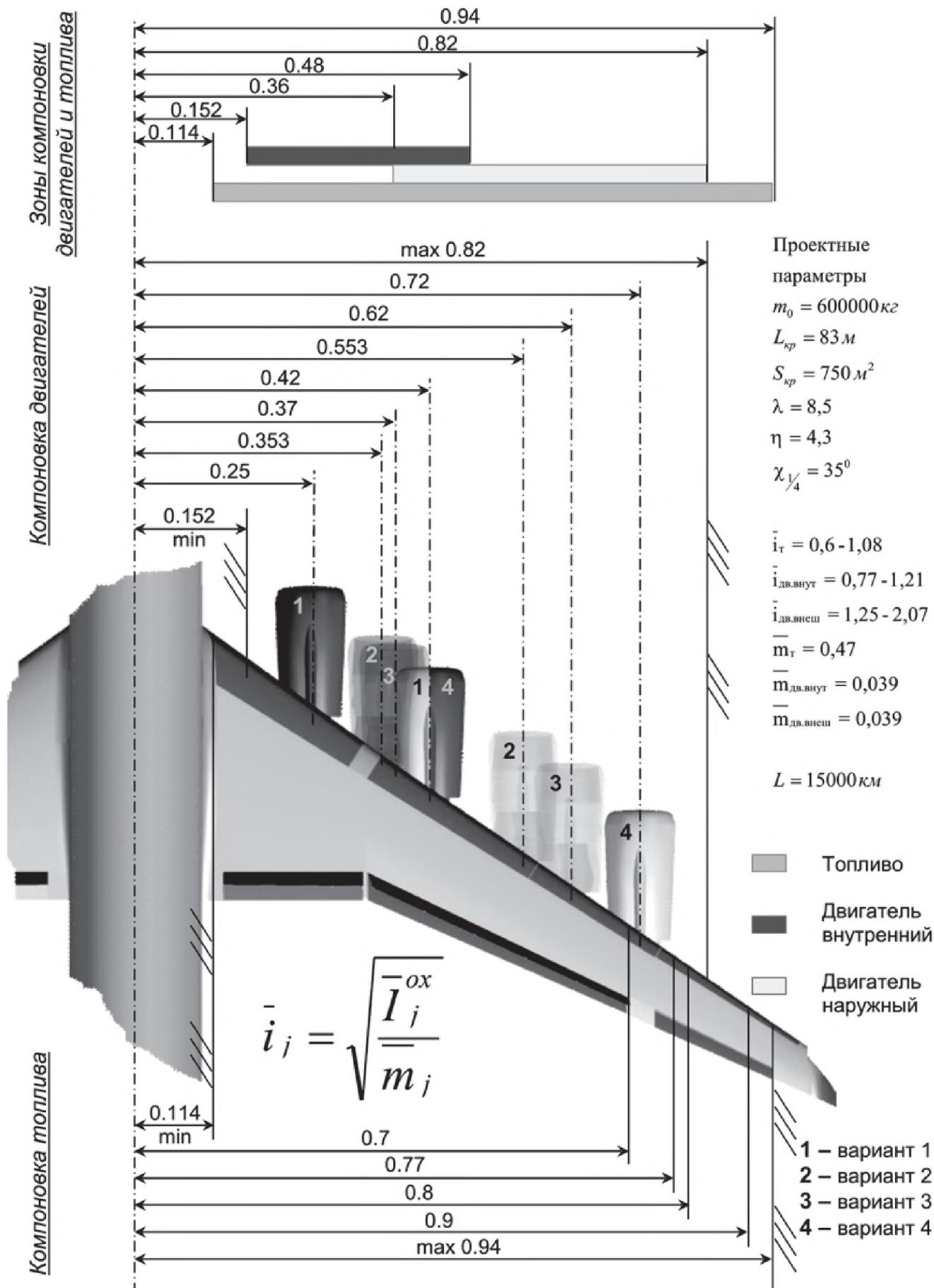


Рис. 5.12. Альтернативные варианты моментно-инерционной компоновки топлива и двигателей в крыле

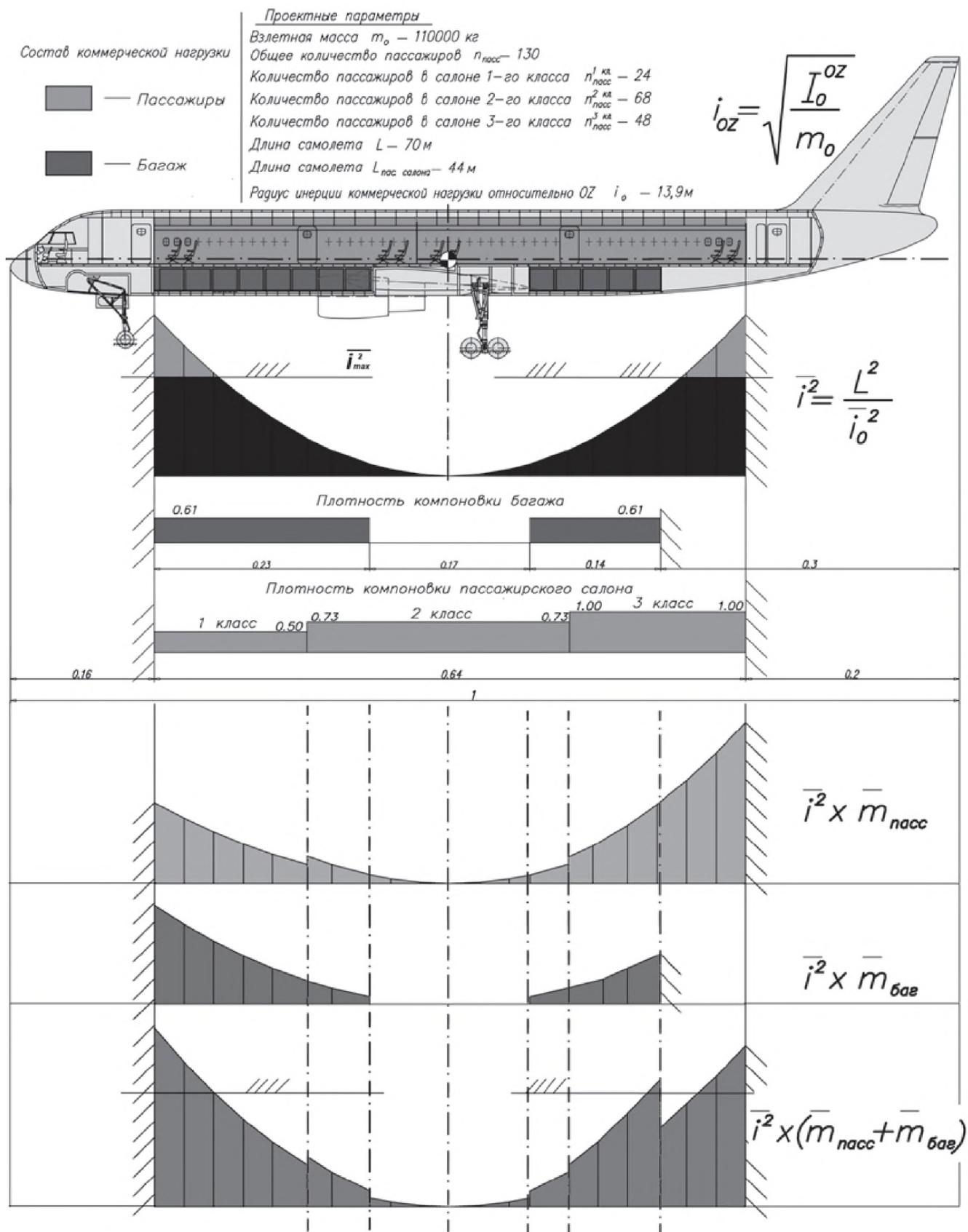


Рис. 5.13. Вариант моментно-инерционной компоновки коммерческой нагрузки в фюзеляже

боты системы управления при функционировании на альтернативных режимах.

В процессе проведения исследований были приняты следующие допущения:

- основные объемы топлива располагаются в крыле;
- для независимого анализа функционирования системы управления отказы в смежных системах не рассматриваются, это допущение подкрепляется рядом мероприятий, направленных на снижение взаимного влияния систем;
- компоновочное пространство для рулевых поверхностей в крыле ограничено размахом крыла и расположением взлетно-посадочной механизации;
- при анализе допустимых компоновочных зон для отдельных агрегатов считаем, что относительная масса агрегата не зависит от относительного радиуса инерции агрегата. Данное допущение рассматривается в пределах малых конечных приращений.

### *5.3.1. Геометрические модели*

В результате проведенного анализа номенклатуры поверхностей управления современных магистральных самолетов было выявлено, что одним из основных факторов, оказывающих влияние на эффективность системы управления, являются геометрические параметры поверхностей управления.

Это позволило сделать вывод о том, что корректное задание математических моделей поверхностей управления является одним из необходимых этапов для успешного решения поставленной задачи.

#### **Элероны:**

В связи с тем, что геометрические параметры элеронов, с одной стороны, во многом ограничены параметрами крыла и механизации, а с другой — на элероны возлагается управление на четко регламентированных взлетно-посадочных режимах, представляется возможным проследить непосредственную связь между основными параметрами самолета и площадью поверхностей управления:

$$\bar{f}_{\text{эл}} = 2,17 \frac{p_0 e^{m_0 6 \cdot 10^{-6}}}{m_0}, \quad (5.17)$$

где  $\bar{f}_{\text{эл}}$  — относительная площадь элеронов;  $p_0$  — удельная нагрузка на крыло;  $m_0$  — взлетная масса самолета.

Расчет производится из условия управления одной парой элеронов, роль внутренних элеронов отводится интерцепторам (рис. 5.14).



Рис. 5.14. Проверка адекватности геометрической модели элеронов

В случае необходимости использования внутренних элеронов общая площадь увеличивается примерно в 1,13 раз и распределяется в соответствии с особенностями конструкции и аэродинамики текущего проекта. При этом необходимо учитывать, что в большинстве случаев размах внутреннего элерона значительно, в два раза, меньше размаха внешнего элерона. В отечественной и мировой практике находят применение внутренние элероны нескольких типов, среди которых можно выделить собственно корневые элероны и внутренние секции сдвоенных внешних элеронов. Эти типы внутренних элеронов имеют значительные различия как в своем назначении, так и в особенностях эксплуатации, что необходимо учитывать при проведении комплексного анализа.

### Интерцепторы:

На современном этапе развития интерцепторы и другие альтернативные поверхности управления, такие, как элерон-закрылки, элевоны и другие, интенсивно используются для управления по крену, их функция носит в основном вспомогательный характер, однако степень использования и отводимая им роль во многом зависит от конкретного проекта. В связи с этим формализованные зависимости для интерцепторов имеют информационный характер:

$$\bar{f}_{\text{инт}} = p_0 \left( 0,0001 + \frac{2,108}{m_0} \right), \quad (5.18)$$

где  $\bar{f}_{\text{инт}}$  — относительная площадь интерцепторов;  $p_0$  — удельная нагрузка на крыло;  $m_0$  — взлетная масса самолета.

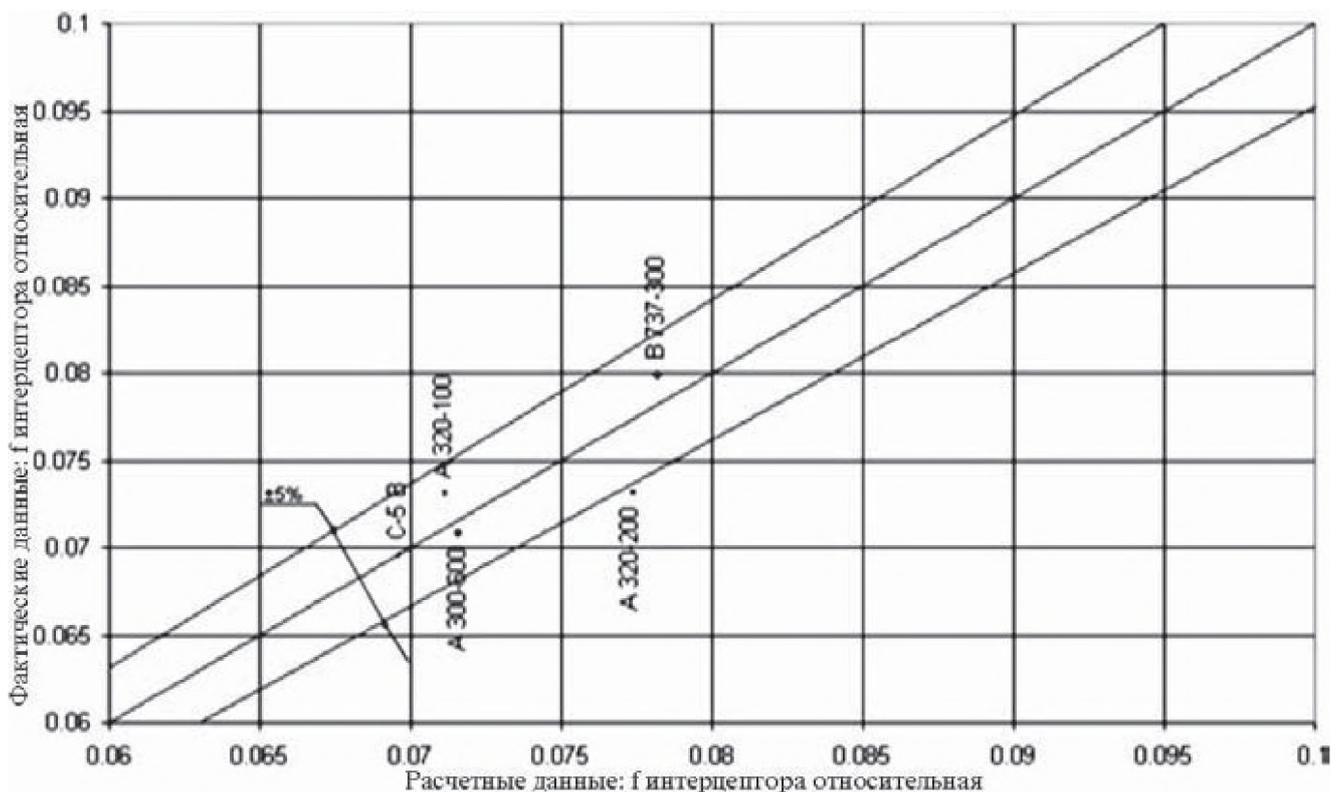


Рис. 5.15. Проверка адекватности геометрической модели интерцепторов

Проверка адекватности геометрической модели интерцепторов в сравнении с данными существующих проектов представлена на рис. 5.15.

### 5.3.2. Массовые модели

Выбор наиболее эффективного варианта из всех проектных решений, синтезируемых в процессе работы над заданием и обеспечивающих безусловное выполнение ТЗ, осуществляется проектировщиком с помощью критериев предпочтения.

В большинстве случаев массу можно рассматривать в качестве стабильного критерия, традиционно применяемого для оценки технического совершенства авиационной техники.

Обработка и анализ данных по существующим проектно-конструкторским решениям позволил выделить доминирующие параметры и сформировать статистические зависимости, отражающие связь между массой агрегатов и основными определяющими параметрами.

**Масса элеронов:**

$$\bar{m}_{\text{эл}} = \frac{0,69}{m_0} \left( 1 + 9,03 e^{m_0 6,018E-0,6} \left( \frac{1}{V_{\text{max}}} \right)^{1,468} \left( \frac{l_{\text{эл}}}{b_{\text{СГХэл}}} \right)^{0,933} \right), \quad (5.19)$$

где  $\frac{l_{\text{эл}}}{b_{\text{СГХэл}}} = 4,9 \div 9,3$  — размах элерона/среднегеометрическая хорда элерона;  $V_{\text{max}} = 96 \div 237$  [m/s] — максимальная скорость.

**Масса канала управления по крену:**

$$\bar{m}_{\text{су элеронами}} = 0,117 m_0^{-0,4}; \quad (5.20)$$

$$\bar{m}_{\text{су интерцепторами}} = 0,216 m_0^{-0,4}. \quad (5.21)$$

Полученные статистические зависимости являются достаточными для удовлетворения потребностей проектировщика на ранних этапах моментно-инерционной компоновки. Необходимо отметить, что, при сохранении общих показателей, соотношение отдельных компонентов может меняться в зависимости от типа и особенностей реализации системы управления.

**Масса крыла:**

Предлагаемая модель расчета приращения массы крыла основана на результатах анализа статистического материала и существ-

вующих моделей и методик [44, 59, 79, 81, 84] расчета относительной массы крыла:

$$\Delta \bar{m}_{\text{кр}} = \bar{m}_{\text{кр}}(k - 1), \quad (5.22)$$

где  $k = 0,85 - 0,18 \bar{I}_{\text{хкр.агр}}$  — коэффициент разгрузки;  $\Delta \bar{m}_{\text{кр}}$  — относительная масса крыла без учета разгрузки.

Основной отличительной особенностью этой модели является направленность на использование на ранних этапах проектирования и возможность непосредственного анализа влияния моментов инерции на массу крыла.

### ***5.3.3. Моментно-инерционные модели***

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

Поскольку нахождение центральных осевых моментов инерции необходимо для разработки динамически подобных моделей, то с целью упрощения моделей в рамках решаемой задачи расчеты ведутся относительно связанной с самолетом системы координат, где  $OX$  — строительная ось фюзеляжа. Получить приемлемую точность расчетов моментов инерции для самолетов нормальной аэродинамической схемы позволяет сравнительная простота форм самолета и наличие у него плоскости симметрии.

#### *Моментно-инерционные модели на основе расчетных коэффициентов распределения массы*

Проведенный анализ существующих методик и формул для определения моментов инерции самолетов показывает, что они либо совсем, либо частично не учитывают особенностей компоновки самолета.

Рассмотрев магистральные самолеты нормальной аэродинамической схемы, с учетом сложившихся диапазонов расположения агрегатов, имеющих наибольшее влияние на моменты инерции самолета: агрегатов конструкции планера, топлива, двигателей, целевой нагрузки, снаряжения — проведем расчет моментов инерции самолета в первом приближении по следующей формуле:

$$I_{x0} = \left( 0,331 \left( \frac{m_0}{m_{п.сн}} - 1 \right) + 0,453 \frac{m_{т.кр}}{m_{п.сн}} \bar{i}_T^2 + 0,64 \sum \frac{m_{с.у}}{m_{п.сн}} \bar{i}_{дв}^2 \right)^2 \frac{L^2 m_0}{12}, \quad (5.23)$$

где  $m_0$  — взлетная масса самолета;  $m_{п.сн}$  — масса пустого снаряженного самолета;  $m_{с.у}$  — масса двигателя;  $m_{т.кр}$  — масса топлива, расположенного в крыле;  $L$  — размах крыла;  $\bar{i}_T$  — относительный радиус инерции топлива в крыле;  $\bar{i}_{дв}$  — относительные радиусы инерции двигателей.

Проверка адекватности моментно-инерционной модели на основе расчетных коэффициентов распределения массы представлена на графике рис. 5.16. Из результатов проведенных исследований видно, что для разных законов распределения массы характерны различные диапазоны значений, что в итоге дает достаточно большой разброс моментов инерции. Это приводит к снижению точности вычислений. Однако на этапах предварительного проектирования, в условиях большой степени неизвестности, точность определения моментов инерции в пределах  $\pm 5\%$  позволяет принять решение. Это связано с тем, что альтернативные варианты моментно-инерционной компоновки могут отличаться от базового варианта в 1,5—2,0 раза.

#### **5.4. Анализ влияния компоновочных зон топлива и двигателей на изменение моментно-инерционных характеристик по дальности полета**

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

В ходе анализа, на основании геометрических параметров компоновки и распределения массы агрегатов, определялись относительные радиусы инерции отдельных агрегатов, которые в совокупности с показателями массы агрегатов позволили сформировать объемные гистограммы моментов инерции самолета и его агрегатов относительно отдельно взятых осей (рис. 5.17) и в пространстве относительно трех осей.

Легко видеть, что градиентом приращения по относительной массе агрегата является квадрат его относительных радиусов инер-

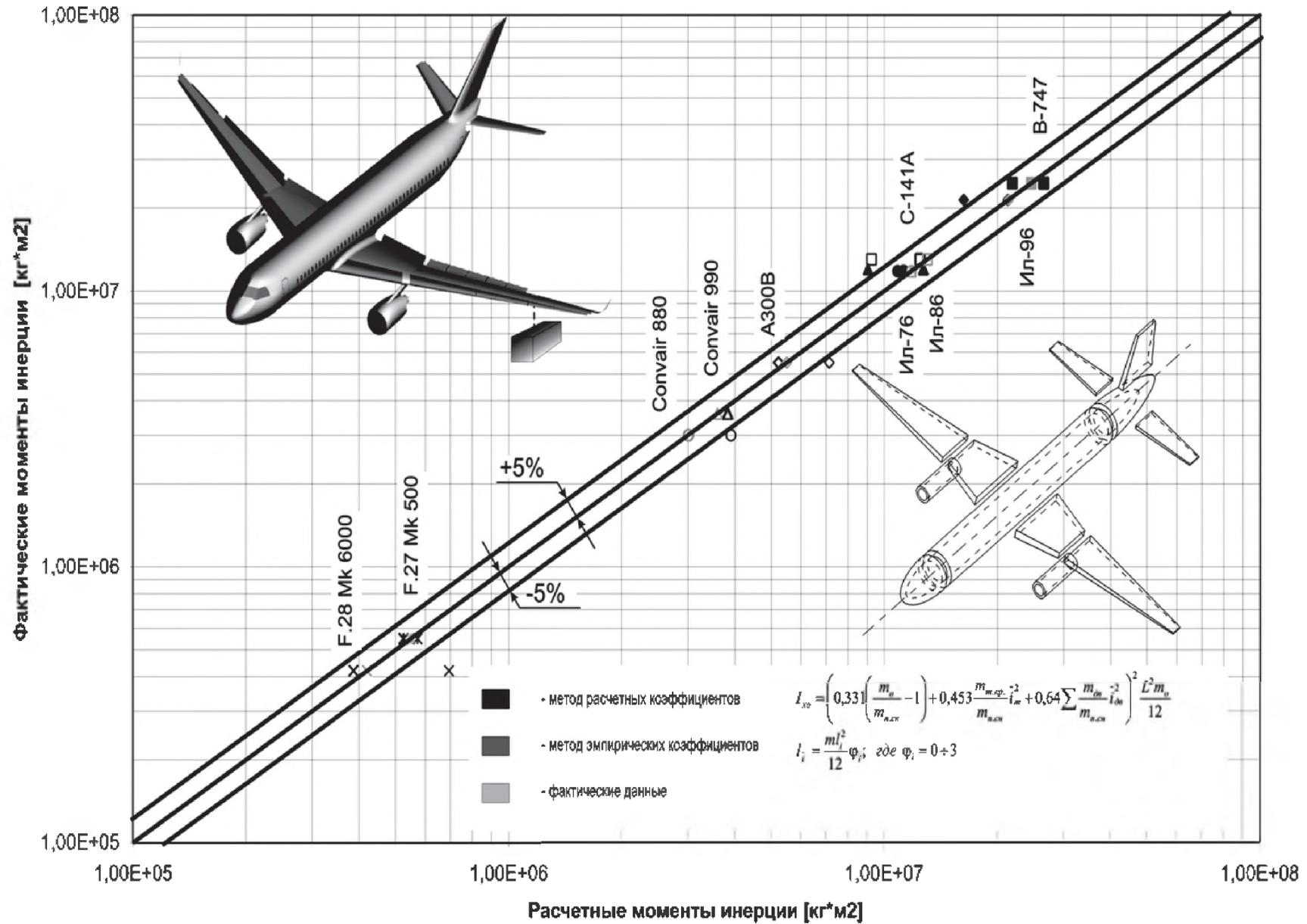


Рис. 5.16. Проверка адекватности инерционных моделей

$$\bar{I}_j^{ox} = \bar{i}_j^2 \cdot \bar{m}_j = 2\pi R^2 H = V (\text{объем цилиндра})$$

где:

$$\bar{m}_j (\text{масса агрегата}) = H (\text{высота цилиндра})$$

$$\bar{i}_j^2 (\text{радиус инерции агрегата}) = 2\pi R^2 (\text{радиус цилиндра})$$

$r_1$  и  $r_2$  — радиусы виртуальных зон компоновки

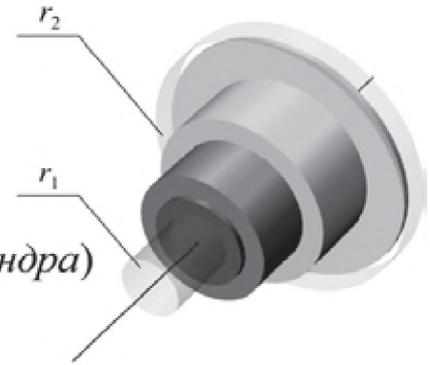


Рис. 5.17. Гистограмма относительных моментов инерции и основные зоны компоновки относительно оси  $OX$  самолета

ции, а градиентом приращения по относительному радиусу инерции — соответственно удвоенное произведение относительной массы на относительный радиус инерции:

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

(5.24)

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

В зависимости от градиента приращения момента инерции относительно оси  $OX$  по относительной массе агрегата можно выделить три характерные для дальнемагистральных самолетов зоны компоновки.

Первая зона с цилиндрической границей, описанной из ВЦМ относительным радиусом  $r_1 = 0,09—0,21$ , предпочтительна для компоновки агрегатов с удельной массой более  $700 \text{ кг/м}^3$ . Здесь желательно размещать агрегаты, которые меняют собственный момент инерции в течение полета. 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/м<sup>3</sup>.

В третьей зоне, которую составляет все компоновочное пространство за пределами внешних границ первых двух зон, размещаются агрегаты и отсеки с удельной массой менее 200 кг/м<sup>3</sup>. Компоновка агрегатов, меняющих свою массу в течение полета, в третьей зоне нежелательна. Оправданным является размещение в ней обтекателей РЛС, антенного оборудования и органов управления.

Сформированные выше положения легли в основу рассматриваемых далее проектных исследований.

Информация, полученная на основании проведенных исследований, позволяет сформировать компоновочное поле для размещения внутренних крыльевых топливных баков.

Доступное компоновочное пространство, описываемое системой неравенств вида

$$f(x, y, z) \leq 0, \quad (5.25)$$

по оси  $OZ$  ограничено с одной стороны законцовкой крыла; с другой стороны возможным ограничением может стать зона центроплана, если она занята фюзеляжем, и поэтому нежелательно располагать топливные баки в непосредственной близости от пассажирской гермокабины. По осям  $OX$  и  $OY$  основные ограничения на компоновочные зоны накладываются со стороны геометрических параметров крыла, которые выбираются из условий, не связанных с размещением топлива.

При выборе зон компоновки топливных баков необходимо учитывать, что при вращательных эволюциях самолета топливо не участвует в них полностью [59], так как не увлекается стенками топливного бака, а скользит относительно них. Данное обстоятельство приобретает особенную актуальность для топливных баков цилиндрической формы с гладкими стенками, характерных для фюзеляжа. При вращении относительно продольной оси такого бака собственный момент инерции топлива сравнительно мал. Для фюзеляжных топливных баков переносной момент инерции относительно

оси  $OX$  также незначителен, вследствие чего полный момент инерции тоже мал. Топливные баки, расположенные в крыле, имеют непропорциональную прямоугольную форму, небольшую строительную высоту и оребрение стенок в виде стрингеров и нервюр, в силу этого собственный момент инерции топлива в таком баке приближается к моменту инерции твердого тела. Следовательно, для топлива градиент приращения относительного момента инерции по относительному радиусу инерции будет иметь более крутую зависимость по отношению к аналогичной зависимости для двигателей:

$$\bar{I}_j^{ox} = \bar{I}_{j\text{соб}}^{ox} + \bar{I}_{j\text{перен}}^{ox}; \quad (5.26)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{I}_{\text{с.у}}^{ox}}{\partial \bar{i}_{\text{дв}}} &= \frac{\partial (\bar{m}_{\text{с.у}} \bar{I}_{\text{дв соб}}^2)}{\partial \bar{i}_{\text{дв}}} + \frac{\partial (\bar{m}_{\text{с.у}} \bar{I}_{\text{дв перен}}^2)}{\partial \bar{i}_{\text{дв}}} = \\ &= 2\bar{m}_{\text{с.у}} (\bar{I}_{\text{дв соб}} + \bar{I}_{\text{дв перен}}^2). \end{aligned} \quad (5.27)$$

На основании проведенного анализа можно сделать вывод, что зависимость приращения моментов инерции топливных баков от радиус-вектора от оси  $OX$  до центра масс топливного бака существенно отличается от аналогичной зависимости для двигателей, и ее можно записать в общем виде:

$$\begin{cases} r_j \downarrow \Rightarrow \frac{\partial \bar{I}_t^{ox}}{\partial \bar{i}_t} \rightarrow 2\bar{m}_t \bar{i}_{t\text{перен}}, \\ r_j \uparrow \Rightarrow \frac{\partial \bar{I}_t^{ox}}{\partial \bar{i}_t} \rightarrow 2\bar{m}_t (\bar{i}_{t\text{соб}} + \bar{i}_{t\text{перен}}). \end{cases} \quad (5.28)$$

Данная зависимость позволяет сформировать предпочтительные зоны компоновки топливных баков по градиентам приращений (max 0,5—0,7 от размаха крыла) в зависимости от моментно-инерционных показателей для обеспечения стабильности моментов инерции самолета в течение полета при выработке топлива.

Полученная информация после расчета характеристик массы топливных баков и их снаряжения, моментов инерции и положения центра масс каждого топливного бака и всей системы в целом позволяет проанализировать влияние моментно-инерционной компоновки на изменение относительного момента инерции самолета при выработке топлива.

На основе рассмотренной выше характеристической матрицы проанализируем различные варианты компоновочных схем самолётов, каждая из которых включает в себя необходимый набор агрегатов и удовлетворяет конкретным схемным признакам того или иного ЛА.

Для анализа возьмём несколько компоновочных схем самолетов, которые сформированы на основе теоретически возможных перспективных направлений развития авиационной техники. На рис. 5.18—5.21 представлены графики, определяющие изменение параметров моментно-инерционного облика относительно оси  $OX$  в течение полета для самолетов, обладающих различной моментно-инерционной компоновкой.

Необходимо отметить, что характер изменения моментов инерции также зависит от последовательности выработки топливных баков. Анализ существующих решений показывает, что для большинства самолетов общий алгоритм выработки топлива носит примерно одинаковый характер, рис. 5.19—5.21.

На примере рассмотренных вариантов видно, что момент инерции самолета относительно оси  $OX$  может меняться в 1,5—2,5 раза в процессе выработки топлива, что непосредственным образом отражается на степени управляемости самолетом.

Для каждого из рассмотренных альтернативных вариантов компоновки сформированы графоаналитические зависимости (рис. 5.22—5.25), отражающие область существования самолета и зависимость целевой функции управляемости от параметров текущего проектного решения по дальности полета.

В совокупности это позволило сформировать объемный график, который представлен на рис. 5.26, определяющий области реализуемых значений критерия  $\gamma$  для самолетов, смоделированных на основе параметризации характеристической матрицы, см. табл. 5.3. Данная зависимость формирует область существования самолета и позволяет оценить зависимость целевой функции управляемости одновременно от нескольких параметров: оставшейся массы топлива по дальности полета и параметров компоновки двигателей.

Следовательно, работы, направленные на получение рационального моментно-инерционного облика за счет компоновки топлива и двигателей, позволяют увеличить стабильность моментно-инерционных показателей в 1,3 при общем снижении моментов инерции в канале крена в 1,5 раза.

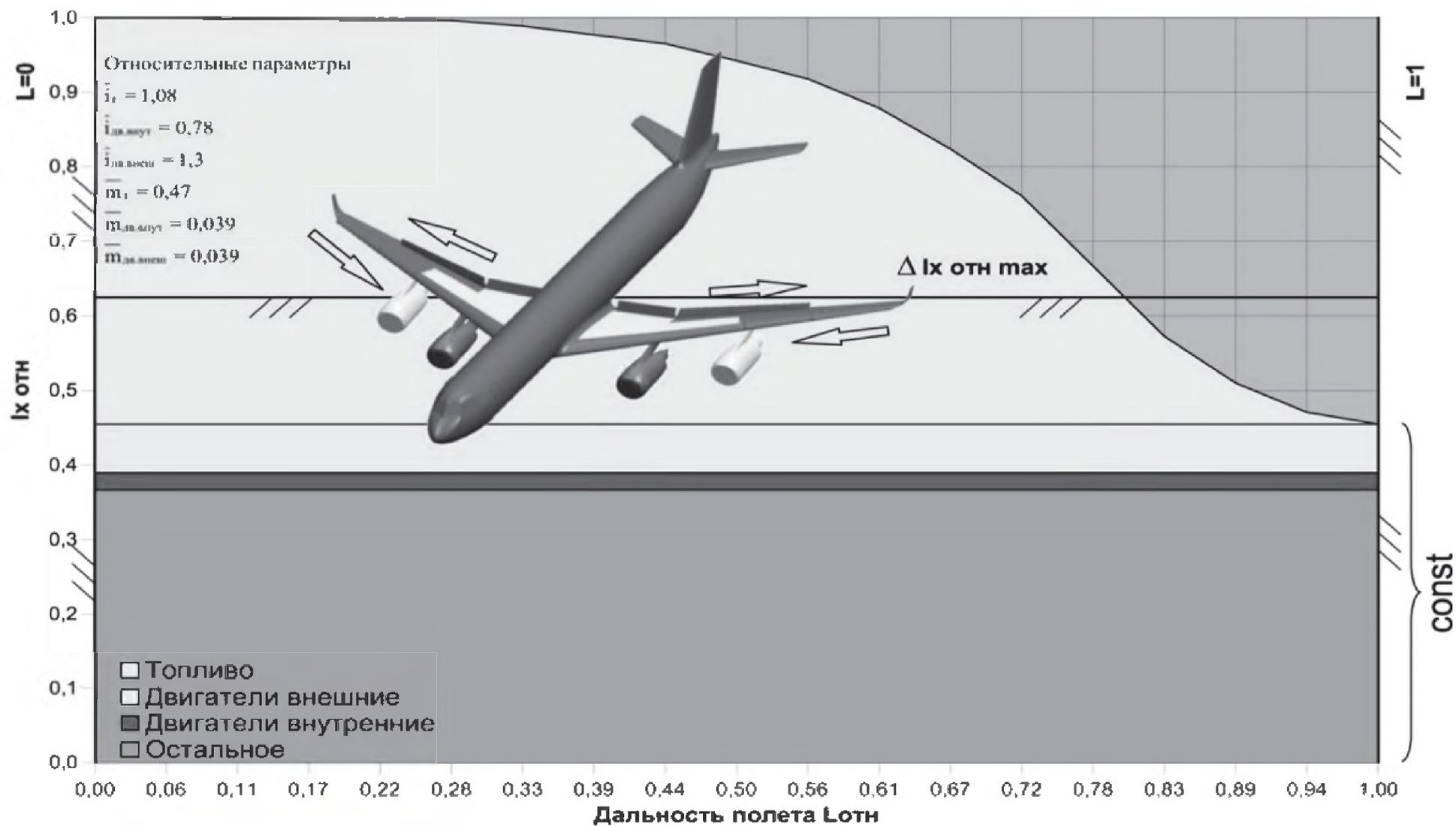


Рис. 5.18. Анализ влияния компоновки на стабильность моментно-инерционных показателей (вариант 1)

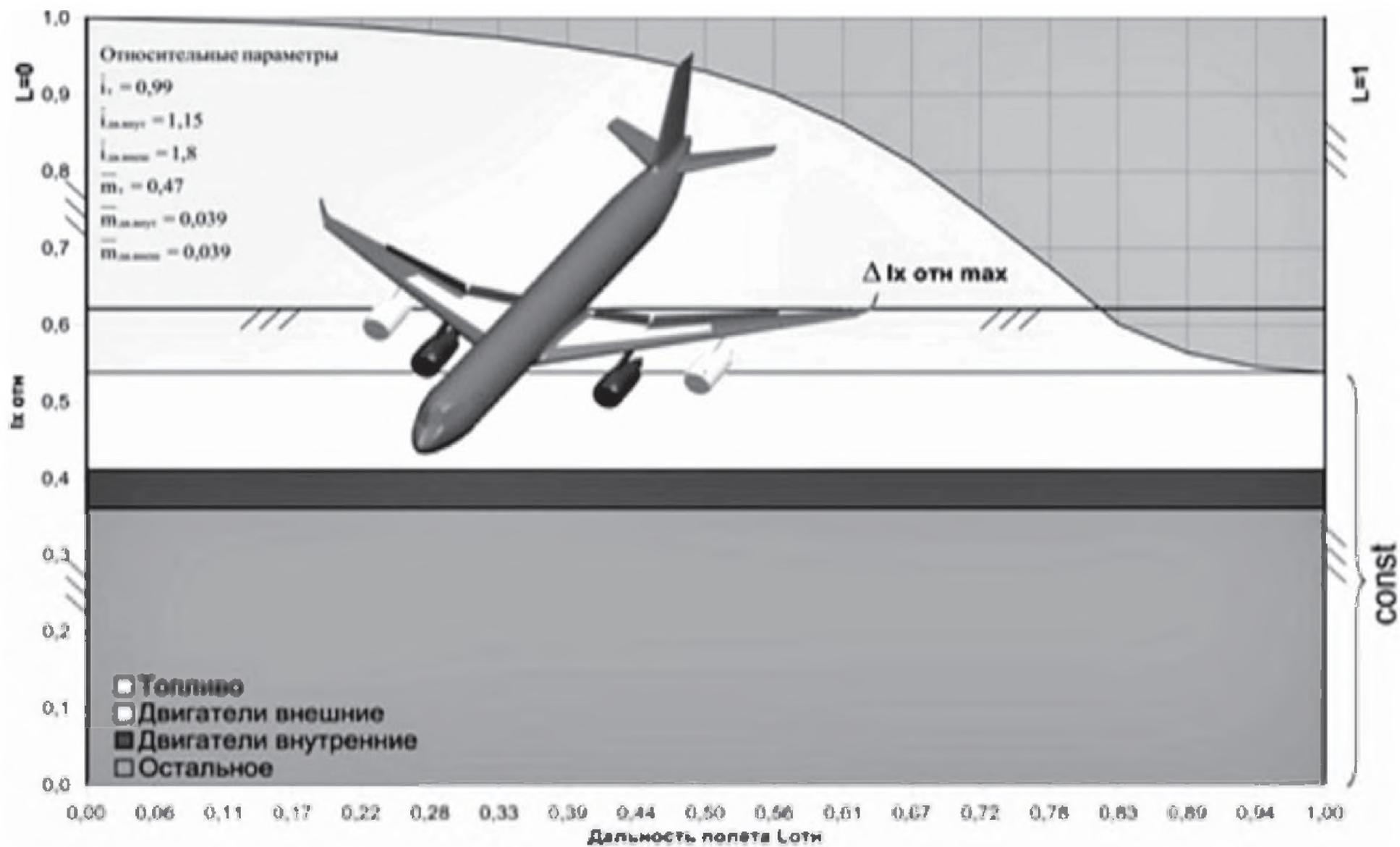


Рис. 5.19. Анализ влияния компоновки на стабильность моментно-инерционных показателей (вариант 2)

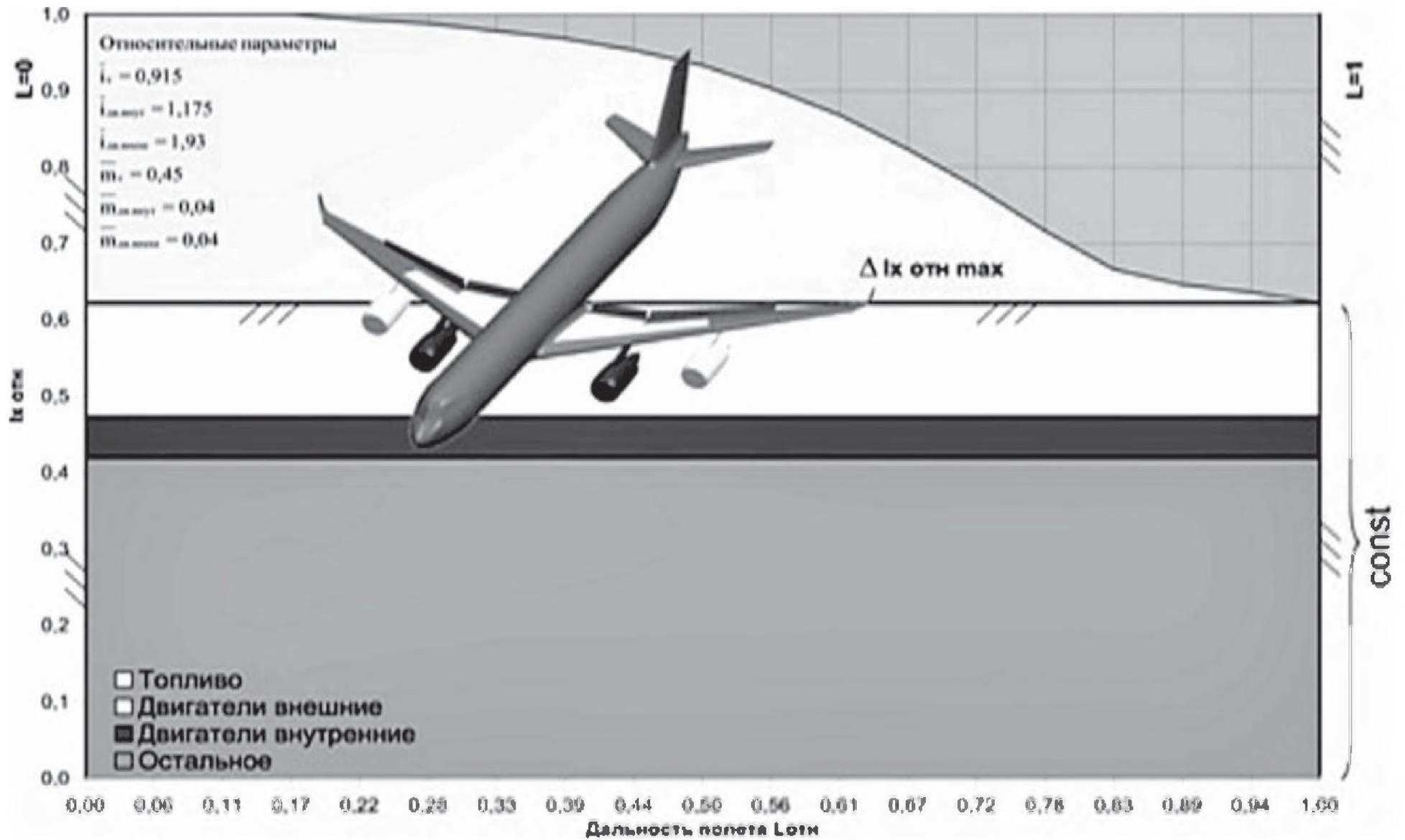


Рис. 5.20. Анализ влияния компоновки на стабильность моментно-инерционных показателей (вариант 3)

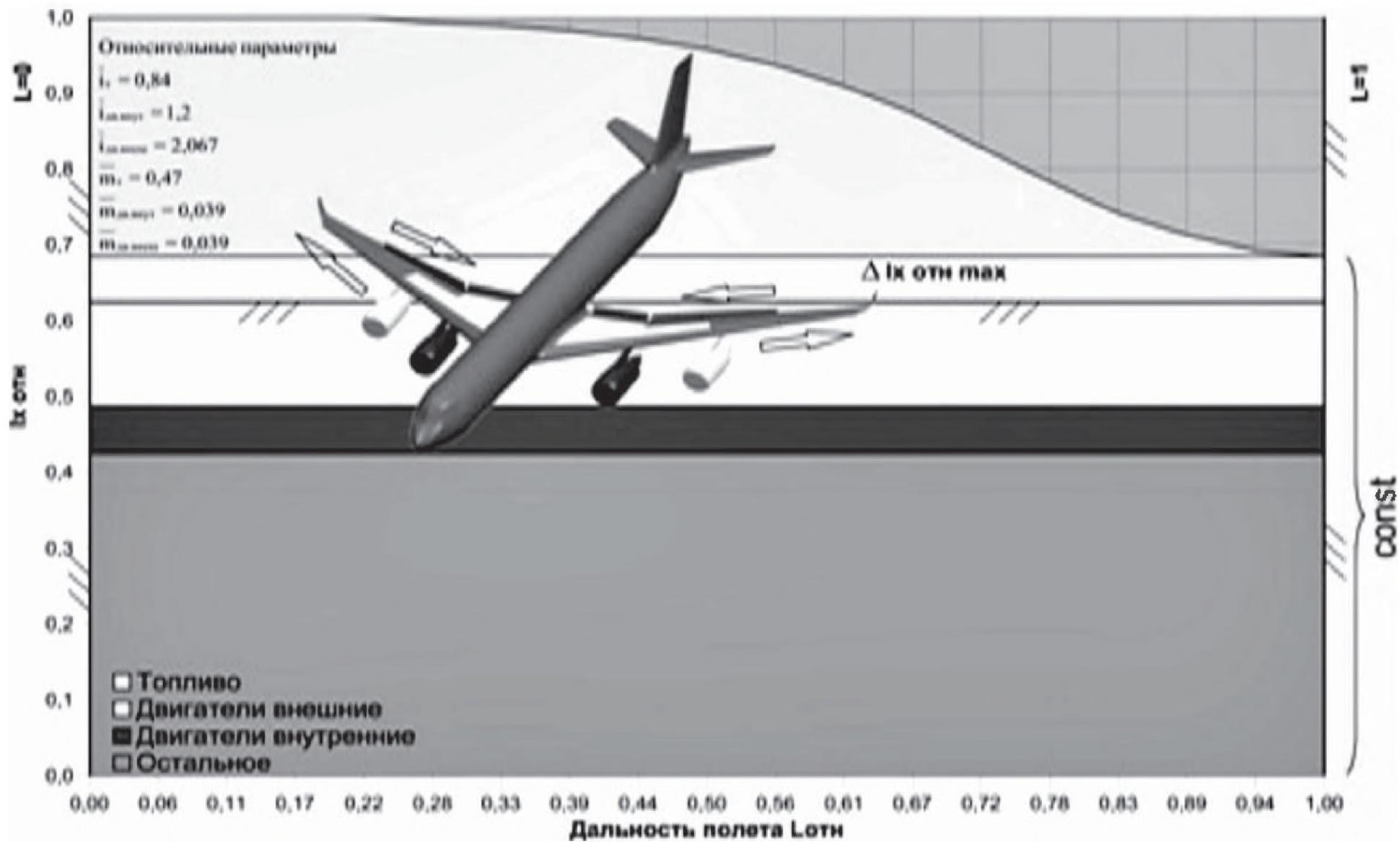


Рис.5.21. Анализ влияния компоновки на стабильность моментно-инерционных показателей (вариант 4)

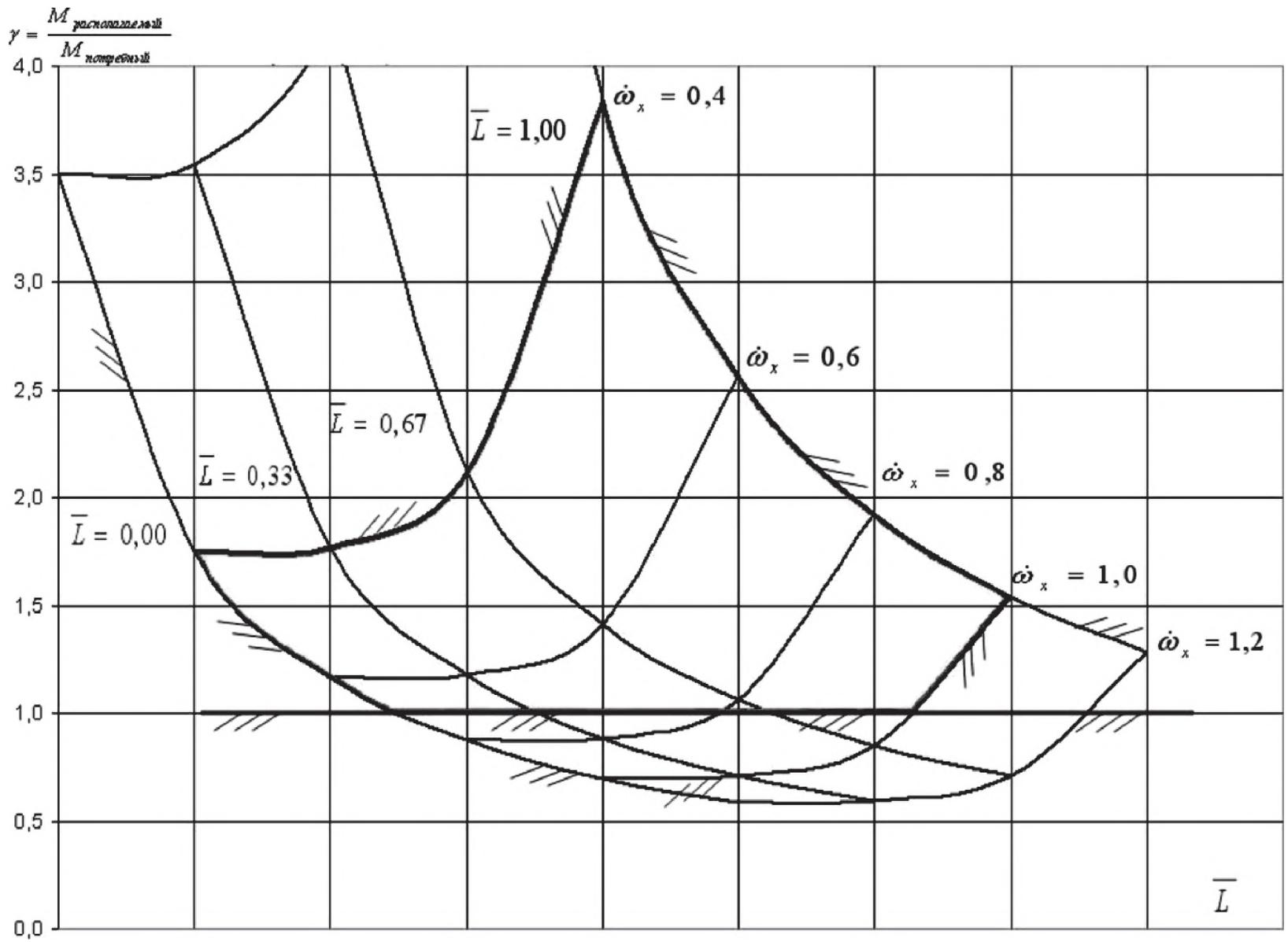


Рис. 5.22. Анализ влияния моментно-инерционной компоновки на безразмерный показатель управляемости самолета в течение полета

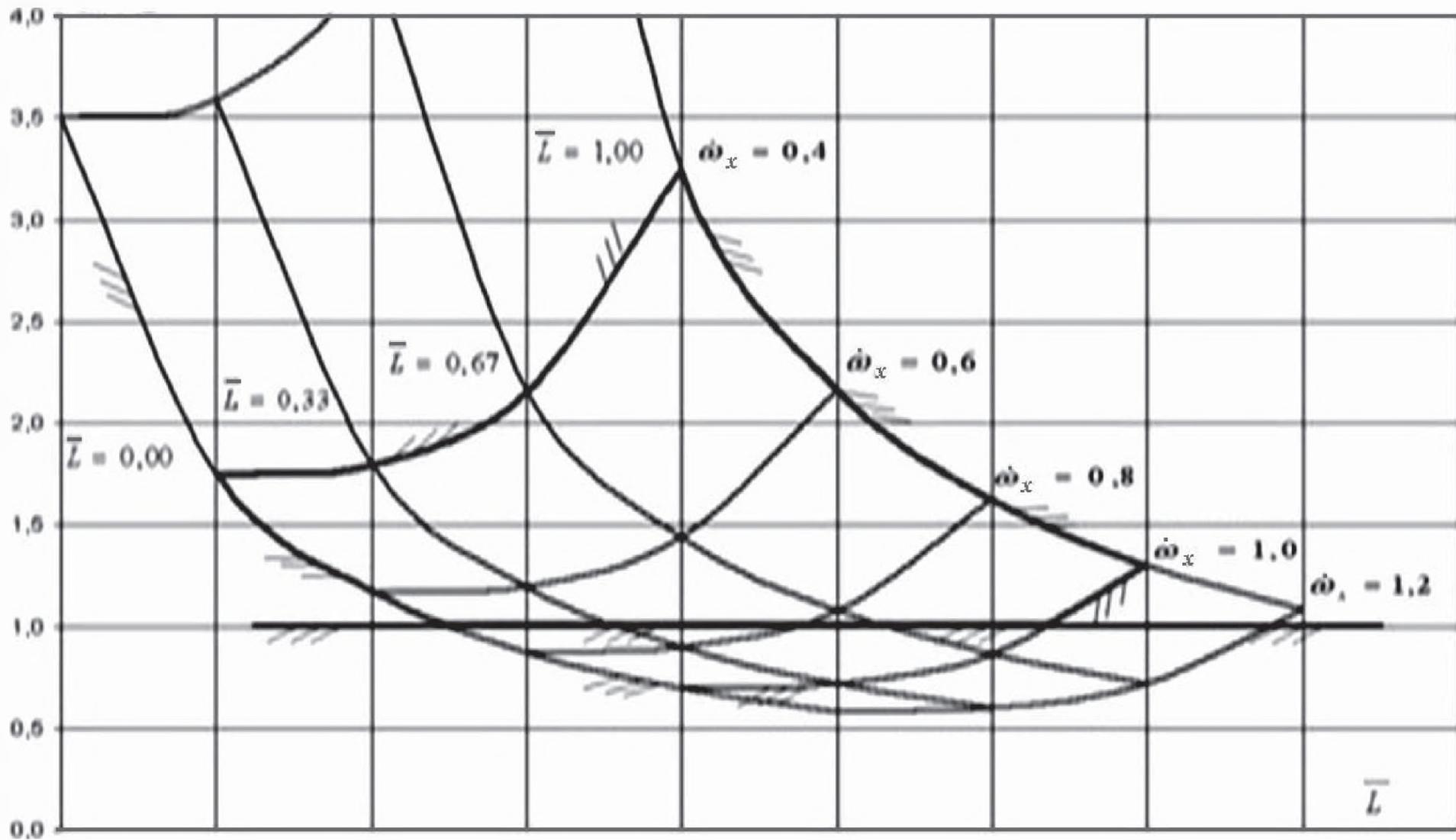


Рис. 5.23. Анализ влияния моментно-инерционной компоновки на безразмерный показатель управляемости самолета в течение полета

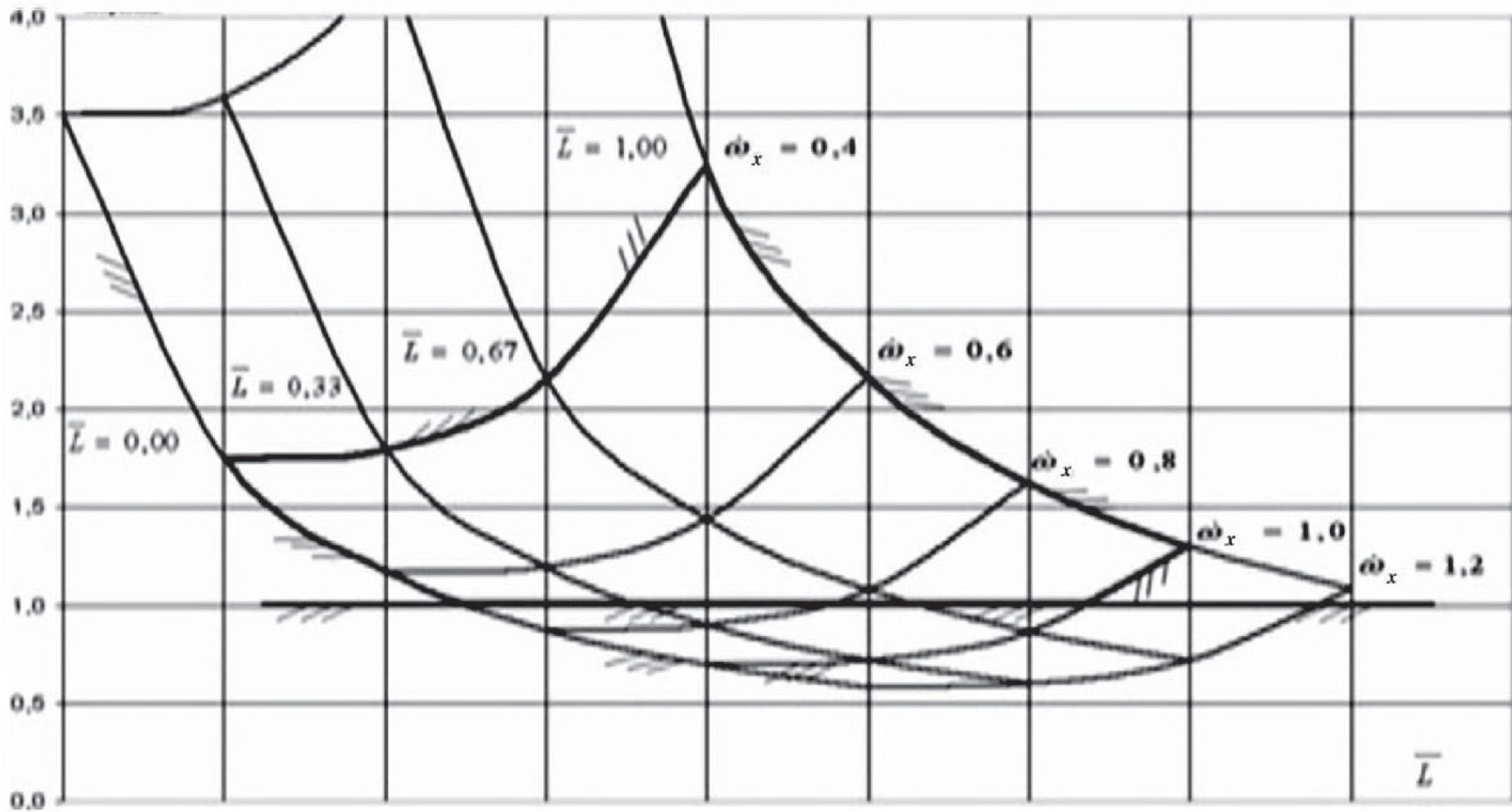


Рис. 5.24. Анализ влияния моментно-инерционной компоновки на безразмерный показатель управляемости самолета в течение полета

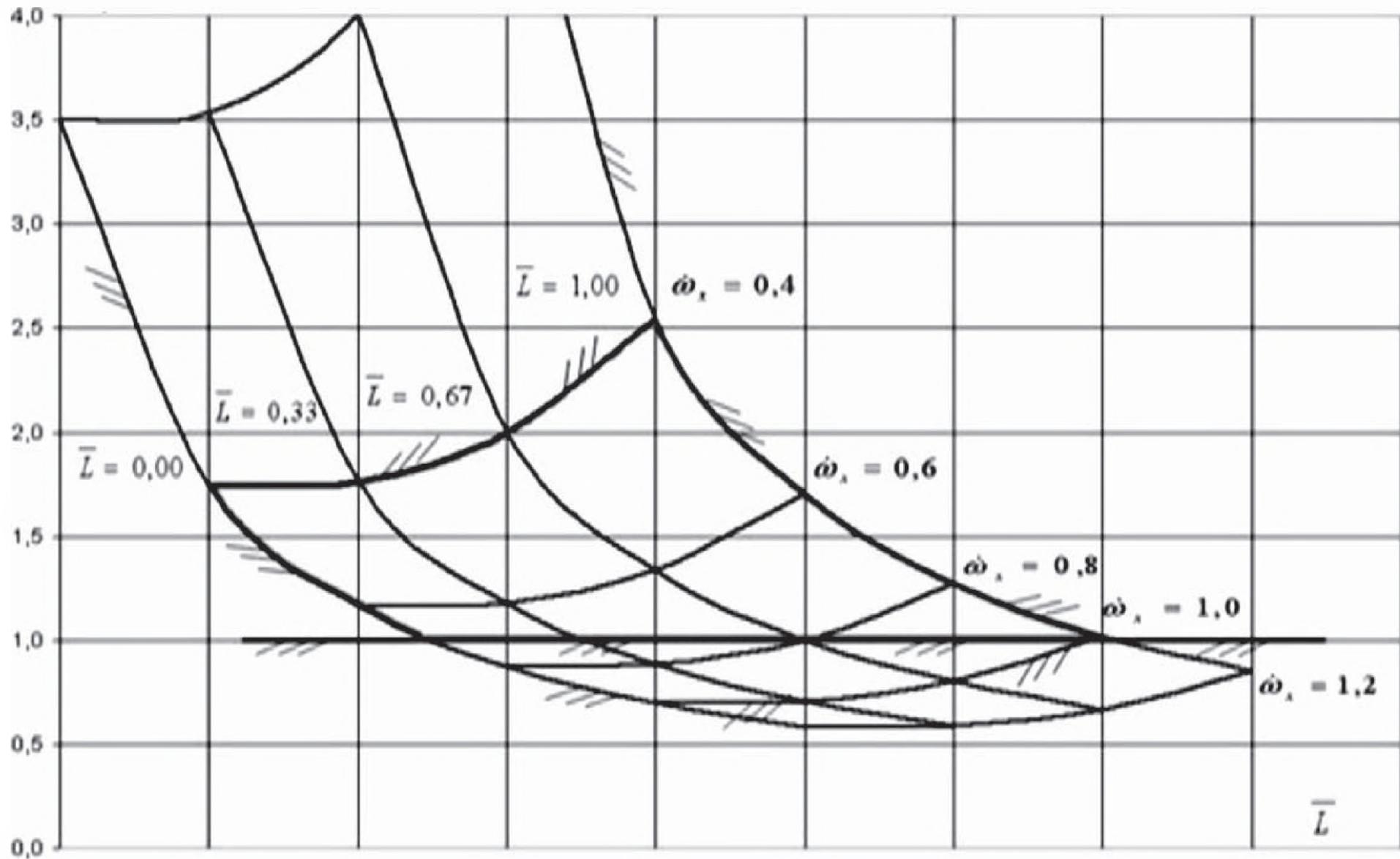


Рис. 5.25. Анализ влияния моментно-инерционной компоновки на безразмерный показатель управляемости самолета в течение полета

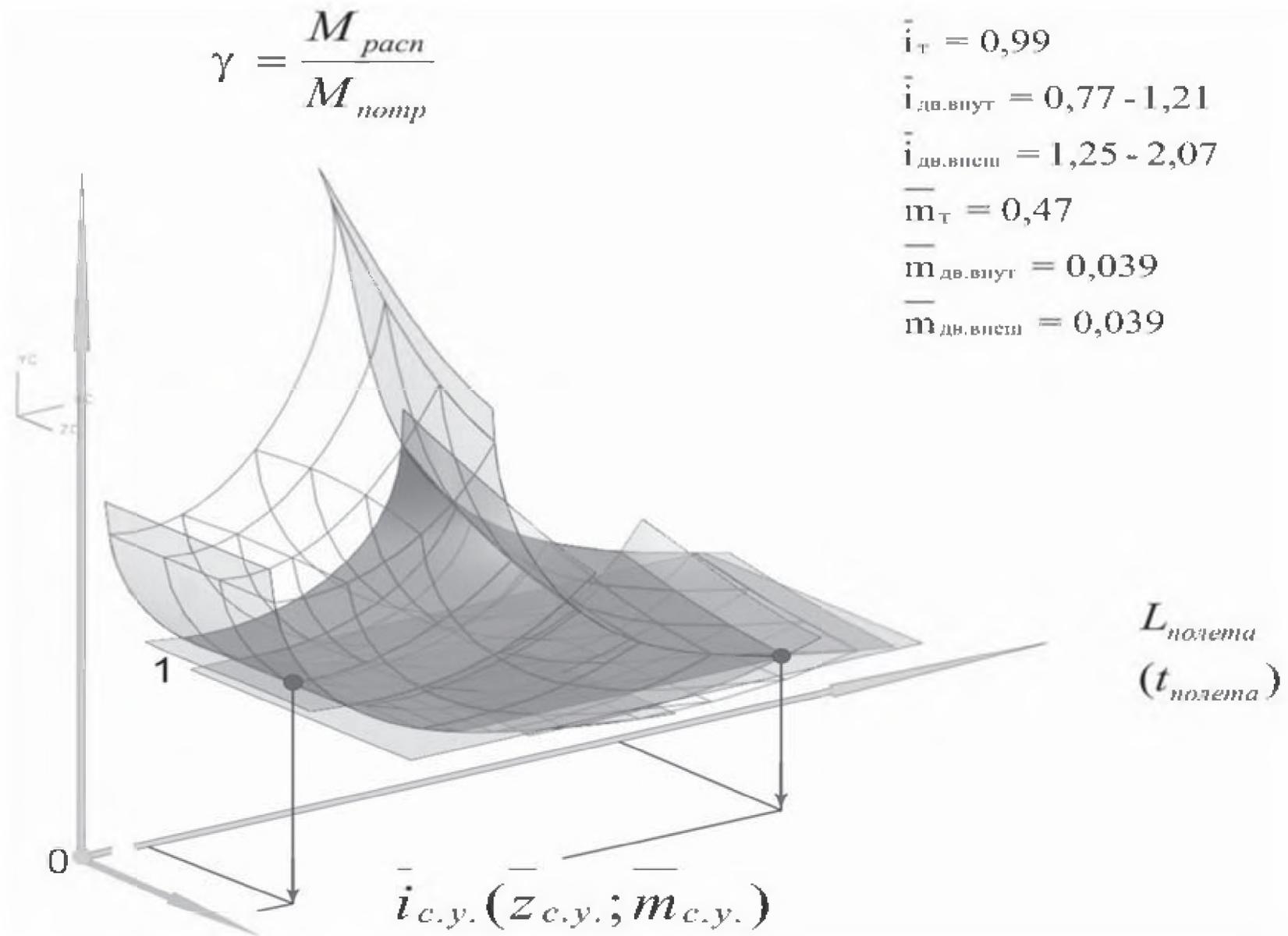


Рис. 5.26. Анализ влияния компоновочных зон двигателей на изменение моментно-инерционных характеристик в течение полета

Рассмотренные зависимости позволяют говорить о высоком приоритете компоновки топливных баков 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.

### **5.5. Анализ влияния моментно-инерционной компоновки на летно-технические характеристики ДМС БП**

В процессе анализа рассмотрены альтернативные варианты моментно-инерционной компоновки топлива и двигателей в крыле и их влияние на изменение массы крыла.

На рис. 5.27 приведен график зависимости изменения относительной массы крыла от параметров моментно-инерционной компоновки силовой установки в крыле. С увеличением относительного радиуса инерции силовой установки наблюдается уменьшение относительной массы крыла.

Графики, отражающие зависимость изменения относительной массы крыла от параметров моментно-инерционной компоновки топлива для альтернативных компоновочных вариантов силовой установки, представлены на рис. 5.28.

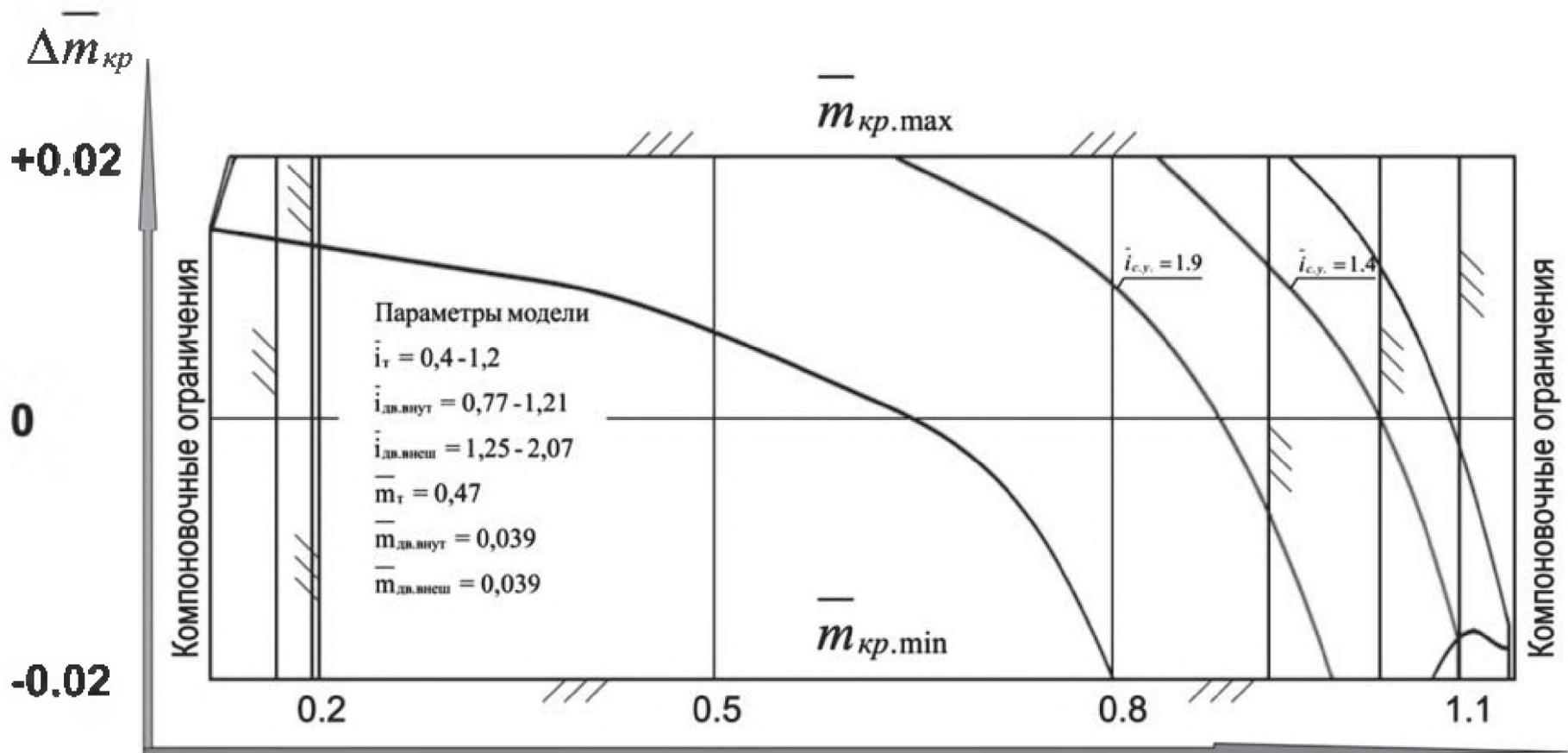
В совокупности эти графики позволили сформировать пространственную зависимость (рис. 5.29), отражающую связь между изменением относительной массы крыла и параметрами моментно-инерционной компоновки силовой установки и топливных баков.

Анализ этой зависимости, в свою очередь, позволил сформировать изопараметрическую зависимость параметров моментно-инерционной компоновки силовой установки от параметров моментно-инерционной компоновки топлива при фиксированном моменте инерции крыла (рис. 5.30):

$$\bar{i}_{c.y} = f(\bar{i}_T) \quad \text{при} \quad \bar{I}_{кр} = \text{const.} \quad (5.29)$$

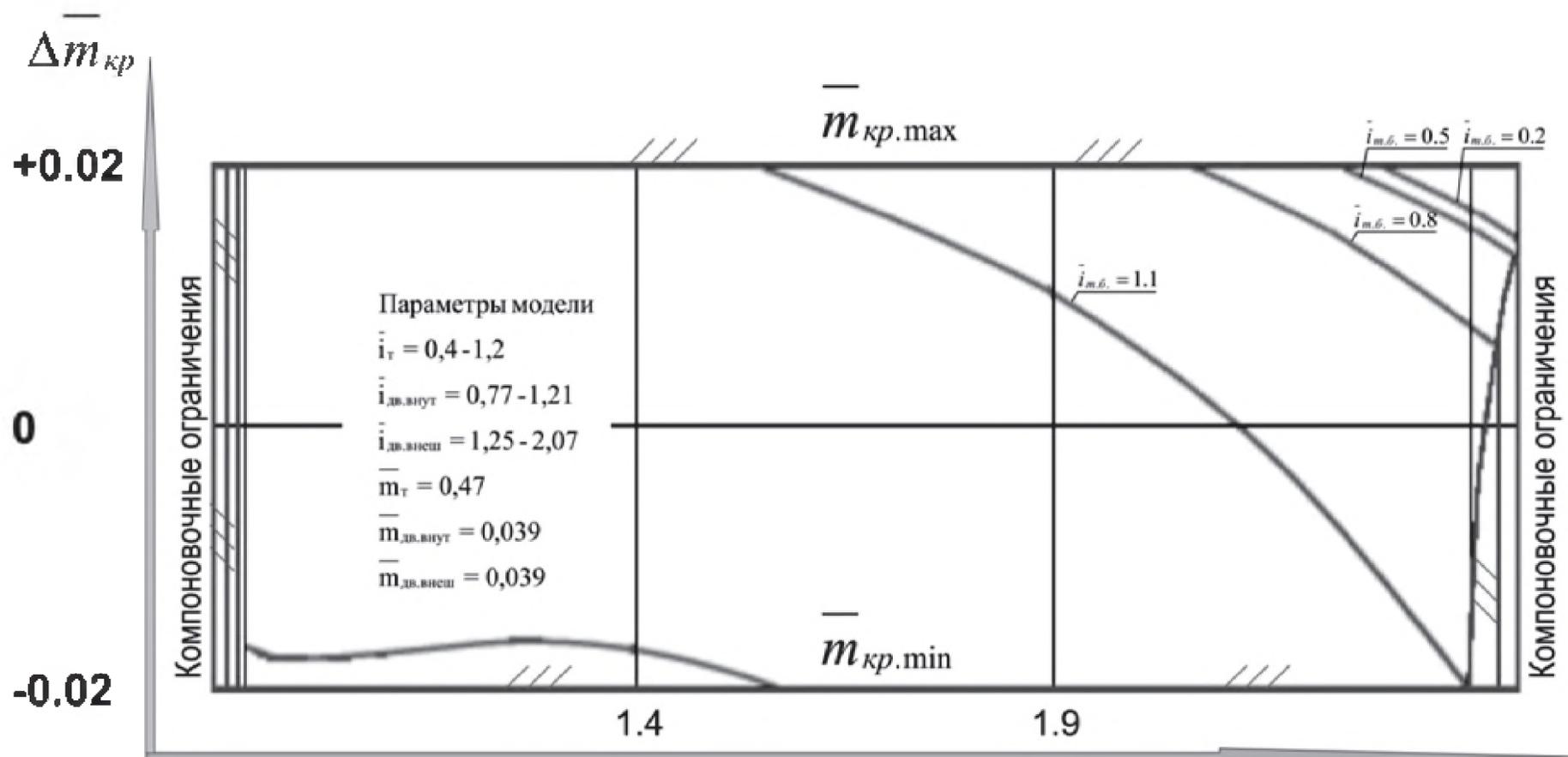
При фиксированном моменте инерции крыла возможна стабилизация изменения моментов инерции самолета с 55% до 40%.

При увеличении относительной массы топлива в крыле от 0,42 до 0,52 можно получить снижение массы крыла от 1 до 2%, в том



$$\bar{i}_{м.б.} = \frac{\bar{i}_{м.б.}}{\bar{i}_{с-та}}$$

Рис. 5.27. Зависимость изменения относительной массы крыла от параметров моментно-инерционной компоновки силовой установки в крыле



$$\dot{i}_{m.б.} = \frac{i_{m.б.}}{i_{с-та}}$$

Рис. 5.28. Зависимость изменения относительной массы крыла от параметров моментно-инерционной компоновки топливных баков в крыле

$$\overline{\Delta m}_{кр} = \overline{m}_{кр} \cdot (1 - k)$$

$$k = 0.85 - 0.18 \cdot \overline{I x}_{кр. агр.}$$

Параметры модели

$$\overline{i}_i = 0,4 - 1,2$$

$$\overline{i}_{дв.мунт} = 0,77 - 1,21$$

$$\overline{i}_{дв.в.мост} = 1,25 - 2,07$$

$$\overline{m}_r = 0,47$$

$$\overline{m}_{дв.мунт} = 0,039$$

$$\overline{m}_{дв.в.мост} = 0,039$$

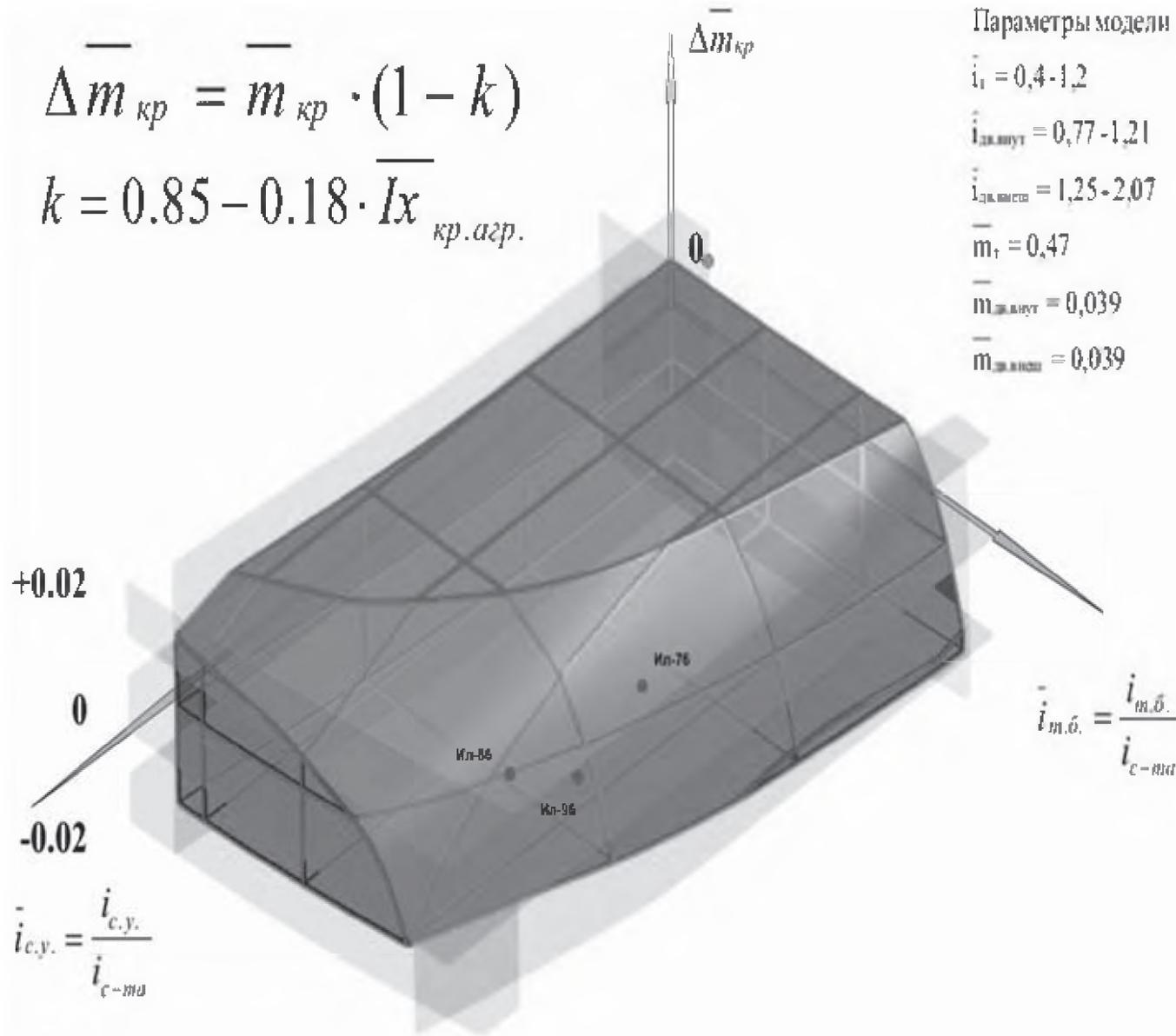


Рис. 5.29. Анализ влияния моментно-инерционной модели на массу крыла

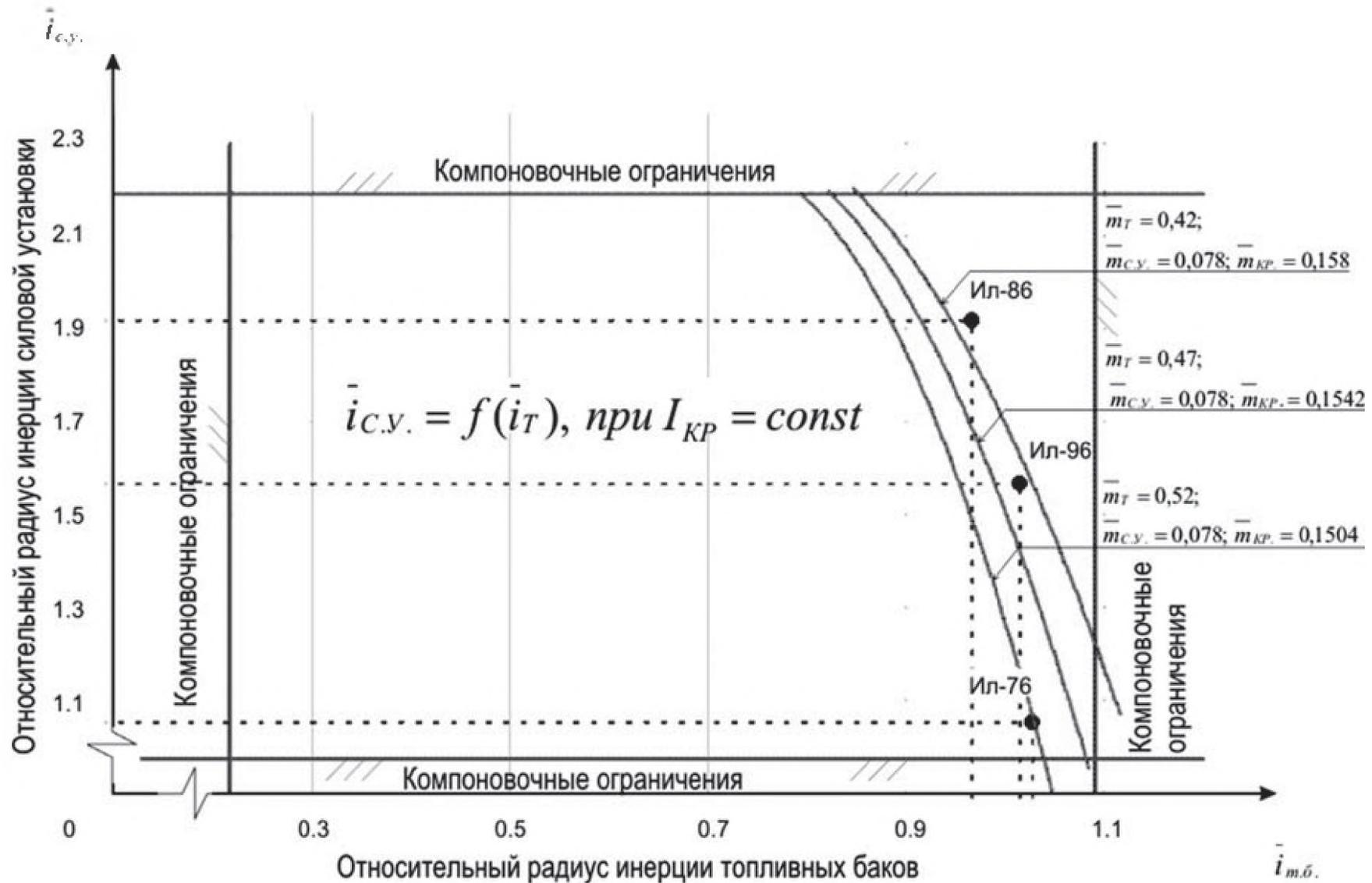


Рис. 5.30. Изопараметрическая зависимость параметров моментно-инерционной компоновки силовой установкой от параметров моментно-инерционной компоновки топлива при фиксированном моменте инерции крыла

числе и при некотором уменьшении радиусов инерции топливных баков и силовой установки.

Таким образом, запас топлива может быть ограничен, с одной стороны, ростом относительной массы конструкции, а с другой — моментно-инерционной компоновкой. Это позволяет сформировать зависимость дальности полета от параметров моментно-инерционной компоновки самолета (рис. 5.31):

$$L = 3,45 \frac{KV_{\text{крейс}}}{c_p} \times \ln \frac{1}{\overline{m}_{\text{кр}}(\overline{I}_{\text{окр.агр}}) + \overline{m}_{\text{ф}} + \overline{m}_{\text{оп}}(\overline{z}_{\text{дв}}) + \overline{m}_{\text{ш}} + \overline{m}_{\text{с.у}} + \overline{m}_{\text{об.упр}}(\overline{I}_{\text{охо}}) + \overline{m}_{\text{ц.н}} + \overline{m}_{\text{сл}}} .$$

(5.30)

Проведенный анализ показывает, что в сравнении с реализованными проектами данные, полученные как оптимумы на графиках областей допустимых значений, улучшают летно-технические характеристики на 7,5% за счет снижения и стабилизации моментно-инерционного облика в течение полета.

## Выводы

Выявленная зависимость изменения дальности полета от взлетной массы при оптимальных значениях моментов инерции отражает изменение степени влияния моментно-инерционных параметров на облик и летно-технические характеристики самолета при увеличении типоразмера самолетов. Эти исследования подтверждают актуальность работ, направленных на оптимизацию моментно-инерционного облика для ДМС БП.

Отечественный и зарубежный опыт проектирования магистральных самолетов показывает, что с увеличением относительного радиуса инерции топлива в крыле происходит общее снижение массы крыла за счет разгрузки, а при увеличении относительного радиуса инерции коммерческой нагрузки происходит увеличение массы фюзеляжа. Таким образом, в допустимых диапазонах моменты инерции относительно разных осей имеют различное влияние на облик самолета, например приращение массы конструкции

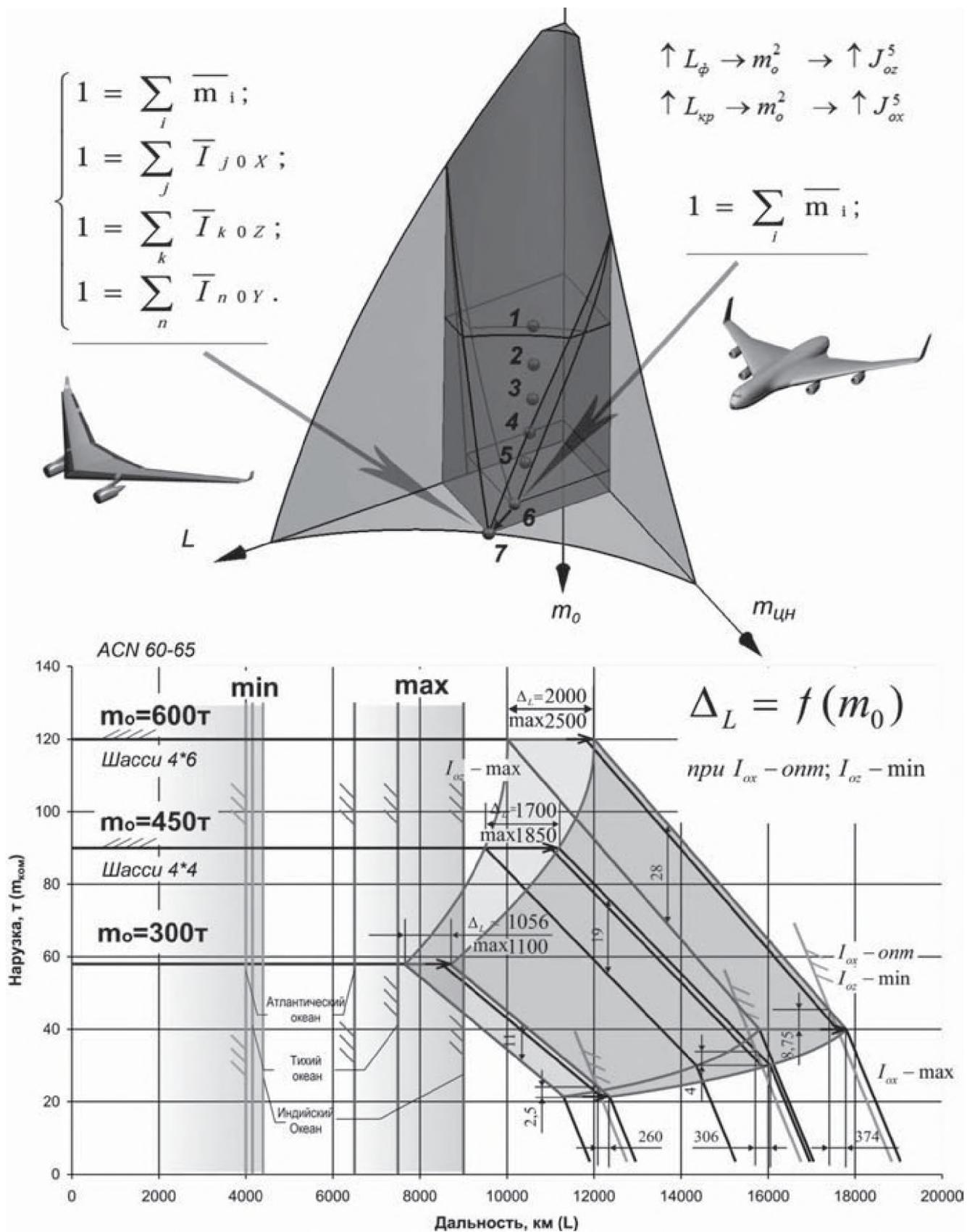


Рис. 5.31. Зависимость дальности полета от параметров моментно-инерционной компоновки самолета

самолета непосредственно зависит как от  $I_{ox}$ , так и от  $I_{oz}$ . Эти зависимости описываются производными:

$$\frac{\partial m_k}{\partial I_{ox}} \leq 0; \quad \frac{\partial m_k}{\partial I_{oz}} \geq 0. \quad (5.31)$$

При этом с увеличением размерности самолета наблюдается увеличение влияния инерционной составляющей.

В целом можно проследить эволюционное изменение в соотношении относительных радиусов инерции, что позволяет сформировать параметрический ряд, отражающий эволюционное развитие самолетов, в крайних значениях которого находятся, с одной стороны, магистральные узкофюзеляжные самолеты первых поколений, с другой — перспективные самолеты нетрадиционных вариантов компоновки — «летающее крыло».

## *Глава 6.*

### **ВЛИЯНИЕ ТРЕБОВАНИЙ АРКТИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ НА КОМПОНОВКУ САМОЛЕТА ДЛЯ ПОЛЯРНОЙ АВИАЦИИ**

---

---

Освоение и развитие полярных регионов РФ зависит от наличия в авиапарке отечественной авиационной техники специализированных самолетов для полярной эксплуатации. Географическое расположение Российской Федерации выделяет ярко выраженную региональную обособленность Арктической зоны Российской Федерации (АЗРФ). В России более 40% территорий являются труднодоступными и удалёнными регионами Заполярья — Арктики, что требует использования авиационной техники (самолетов и вертолётов) для обеспечения бесперебойного авиационного сообщения и транспортной доступности АЗРФ. В этих регионах как нигде актуальны вопросы увеличения объёма пассажирских и грузовых перевозок, повышения экономичности и надёжности эксплуатации в условиях жёстких инфраструктурно-климатических ограничений (ИКО).

Решение задачи бесперебойного авиационного сообщения и транспортной доступности районов Крайнего Севера и Дальнего Востока является компромиссом лётно-технических и эксплуатационных характеристик летательного аппарата. Сегодня выполнение транспортной задачи в Арктическом регионе обеспечивается с помощью устаревшего парка самолетов, а также путем разработки новых перспективных самолетов, предназначенных для полярной эксплуатации (рис. 6.1). Опыт развития отечественной авиации в 1940—1980 годах показывает непосредственную связь между уровнем развития авиационной техники и авиатранспортной сети в труднодоступных и отдалённых регионах и степенью развития и освоения полярных регионов Крайнего Севера и Дальнего Востока, являющихся АЗРФ (рис. 6.2).

Позиционирование на мировой политической арене арктических территорий как исключительной экономической зоны Россий-

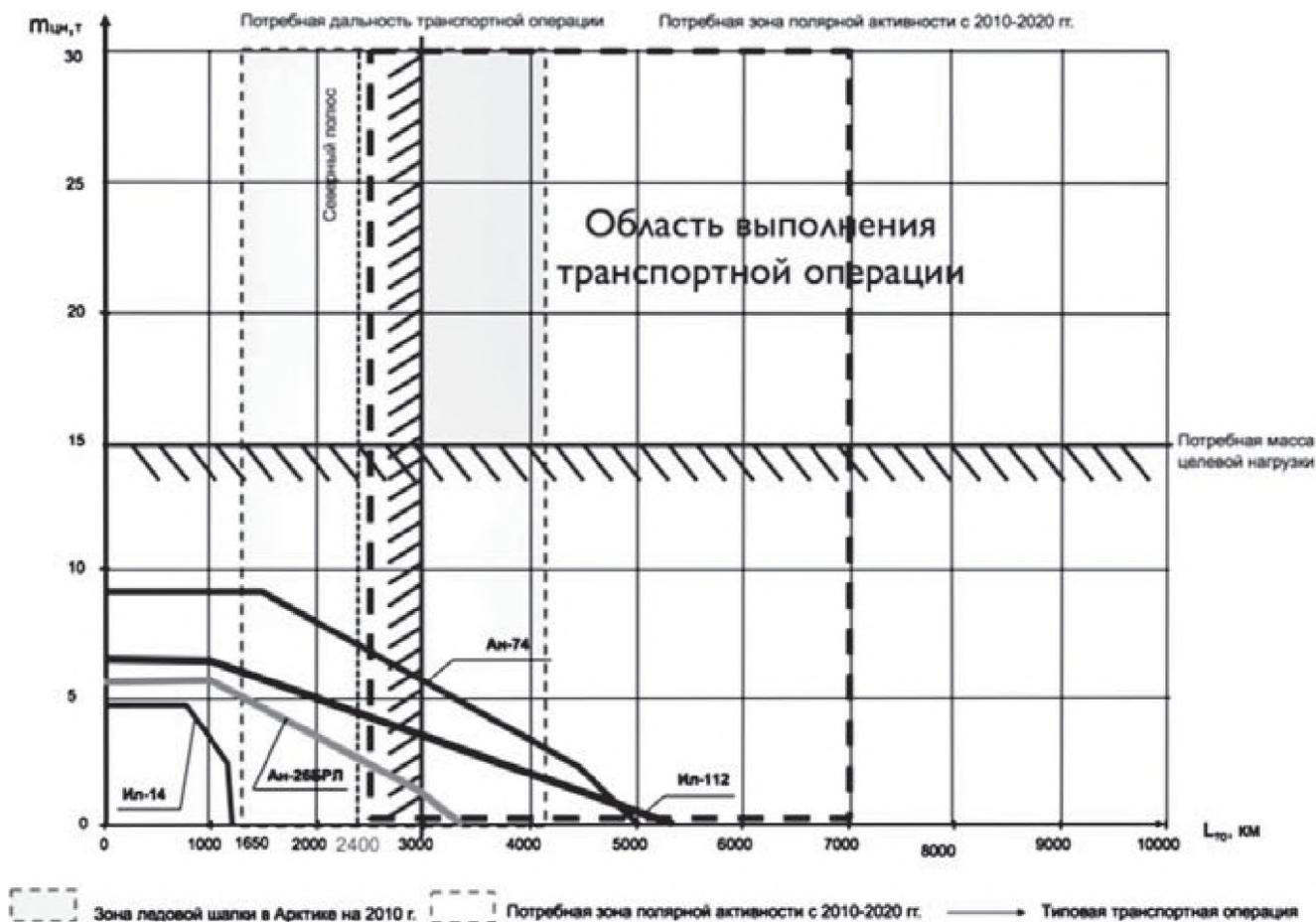


Рис. 6.1. Эксплуатация самолетов в Арктической зоне Российской Федерации

ской Федерации [5] требует развития региональной транспортной сети, в том числе грузовых и пассажирских авиаперевозок. В утверждённой 20 февраля 2013 года Президентом РФ “Стратегии развития Арктической зоны Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности на период до 2020 года” отмечается дефицит самолетов и технологических возможностей по изучению, освоению и использованию арктических пространств и ресурсов, недостаточная готовность к переходу на инновационный путь развития Арктической зоны Российской Федерации (п. 4). В связи с этим важно отметить, что создание новых российских самолетов Ил-112 для эксплуатации в Арктике находится под контролем Военно-промышленной комиссии РФ.

В целях модернизации и развития инфраструктуры арктической транспортной системы, обеспечивающей сохранение Северного морского пути (СМП) как единой национальной транспортной магистрали РФ, согласно п. 12 предусматривается:

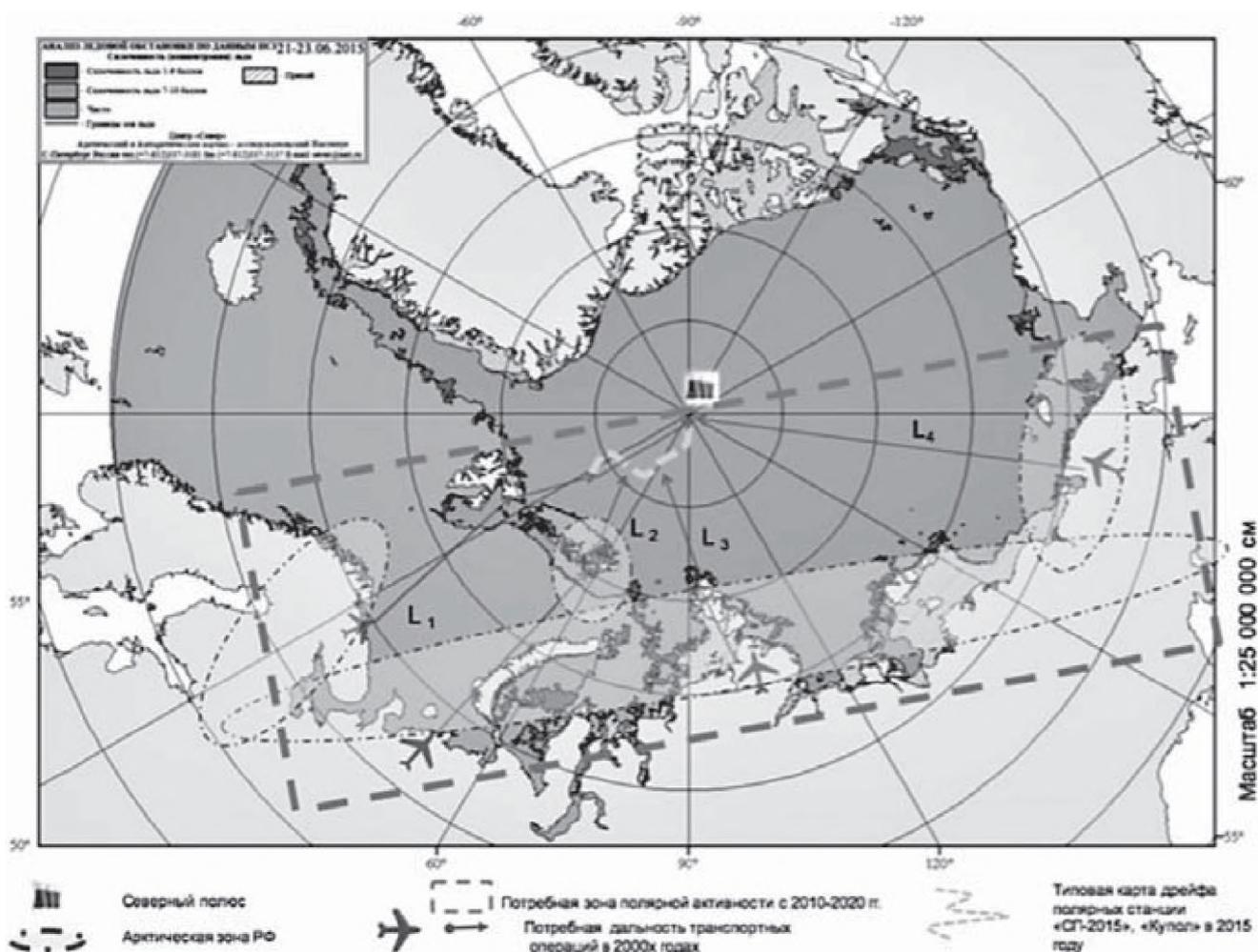


Рис. 6.2. Арктическая зона на территории России (Источник: Центр “Север” ААНИИ) (Россия)

- совершенствование транспортной инфраструктуры в регионах освоения арктического континентального шельфа в целях диверсификации основных маршрутов поставки российских углеводородов на мировые рынки;
- формирование современных транспортно-логистических узлов обеспечения магистральных и международных перевозок на базе аэропортов федерального значения и региональных аэропортов малой интенсивности полётов;
- создание и развитие системы комплексной безопасности арктического судоходства, управления транспортными потоками в районах интенсивного движения судов, включая навигационно-гидрографическое, гидрометеорологическое, ледокольное и иные виды обеспечения, создание комплексных аварийно-спасательных центров;

- развитие эффективной системы авиационного обслуживания арктических районов, включая реконструкцию и модернизацию аэропортовой сети вдоль трассы СМП;
- развитие малой авиации с целью удовлетворения потребностей в воздушных перевозках и обеспечения их доступности в Арктической зоне Российской Федерации.

Развитие присутствия РФ в Арктике оправдано ресурсами, логистикой и стратегическими возможностями, которые открывает для экономики АЗРФ. Таким образом, разрабатываемая система обслуживания инфраструктуры СМП и арктических архипелагов (Шпицберген, Земля Франца-Иосифа, Северная Земля, Новосибирские острова) требует, в свою очередь, решения ряда стратегических задач, связанных с труднодоступностью регионов АЗРФ, а также обусловленных изменением ИКО.

Наблюдаемое изменение климата арктических архипелагов и ледовых условий на трассе СМП происходит в результате ускоренного глобального потепления и изменения климата Арктики, что существенным образом сказывается на виде и характере транспортных операций (рис. 6.3).

Климат в Арктике и компоненты природной среды архипелагов чутко реагируют на климатические изменения различных временных масштабов. Наиболее ярким индикатором прошлых и текущих изменений является температурный режим приземного слоя воздуха, циркуляция атмосферы и состояние ледяного покрова. Необходимое изменение требований к транспортным операциям в Арктике, в свою очередь, приводит к изменению облика транспортной авиации.

С помощью ледовой авиаразведки и спутниковых технологий дистанционного зондирования Земли составлены детальные ледовые карты дрейфа морского льда в Арктике. Данные технологии позволяют наглядно изучить динамику образования ледяного покрова, выработать проектные рекомендации для перспективной авиационной техники, предназначенной для эксплуатации в Арктике, с учётом ИКО, изменяющейся толщины и площади ледяного покрова.

Толщина льда и площадь ледяного покрова являются основными инфраструктурными ограничениями (рис. 6.4) самолетов арктического базирования (САБ) [7], так как остальные требования к полётам при экстремальных (отрицательных) температурах (например, требования по обледенению или навигации) могут

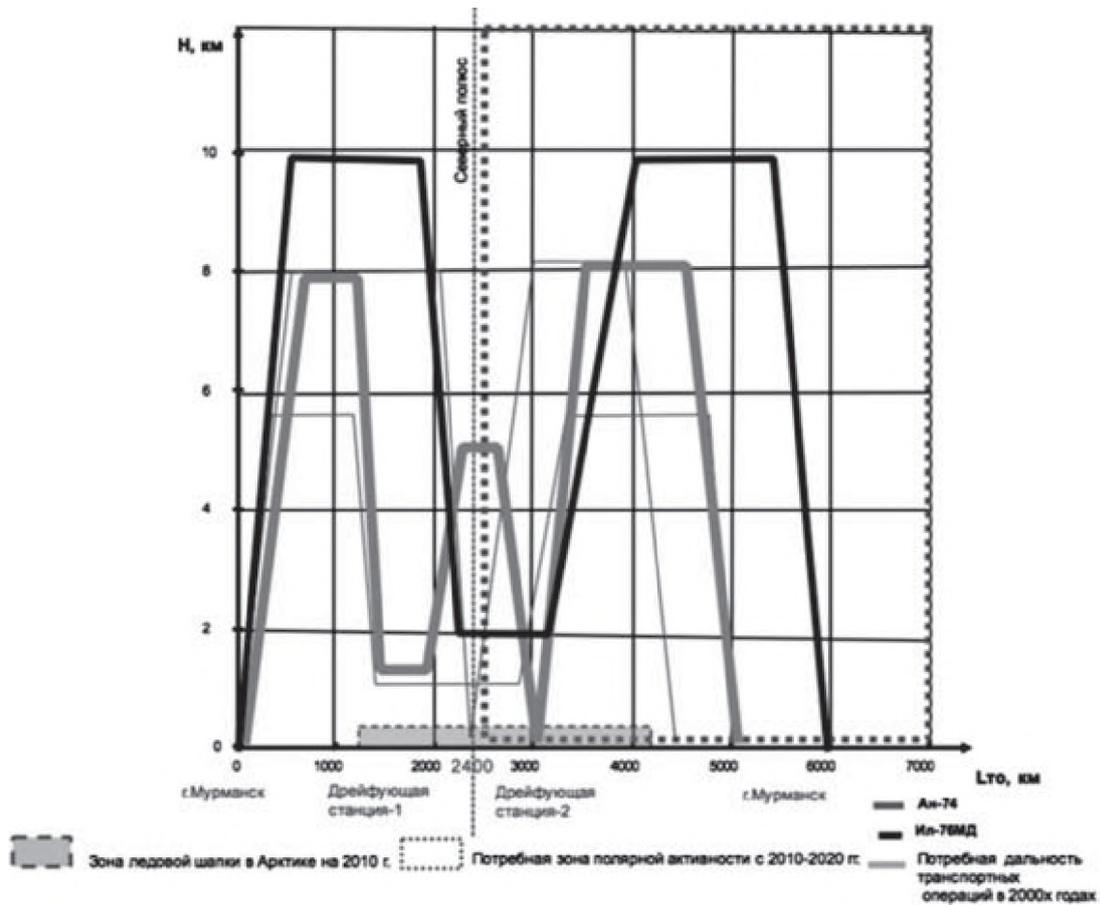


Рис. 6.3. Профили полета при выполнении современных транспортных операций в Арктике



Рис. 6.4. Среднемесячная площадь распространения морского льда в Арктике

быть удовлетворены за счет применения дополнительного авиационного и радионавигационного оборудования.

Толщина льда и площадь ледяного покрова являются динамически изменяемыми величинами, и по результатам анализа изменения ледовой обстановки в Арктике с 1950 года сделан прогноз об уменьшении или практически полном таянии ледовой шапки российского сектора Арктики к 2090 году. Эти процессы связаны с тем, что вдоль СМП (северо-западный проход) морские и океанические течения приводят к дрейфу льда от Баренцева моря до Берингова пролива, в то время как в районе северо-западного прохода у берегов Гренландии, Канады и США льды образуют статичные ледовые поля или дрейфуют внутри ограниченной замкнутой зоны. Разность климатических зон является предпосылкой для образования “ледовых островов” (айсбергов).

Опыт и наработки российских ученых и полярников легли в основу научно-методического обеспечения, на основании которого в 80-х годах было разработано “Руководство по производству ледовой авиаразведки”. Тенденция сокращения толщины льда и площади ледяного покрова приводит к необходимости изменения требований полярной эксплуатации и формирования современной системы стандартов и требований, в том числе разработки национальных стандартов.

Эксплуатация различных видов транспортных средств в Арктике (рис. 6.5) зависит от инфраструктурно-климатических ограничений, требований по дальности перевозки и габаритно-массовых характеристик.

Создание новых самолетов, предназначенных для освоения арктического региона в условиях ИКО, на основании проведенных исследований связано с решением ряда научно-технических задач:

- удовлетворение ТТХ и экономичности;
- учёт ИКО в местах предполагаемого базирования самолета в регионах АЗРФ;
- удовлетворение требованиям организации перевозок пассажиров и груза в экстремальных погодных условиях;
- осуществление укороченного взлёта и посадки с неподготовленных взлётно-посадочных полос;
- обеспечение ремонтпригодности в полевых условиях Арктики.

Многообразие задач, стоящих перед проектными организациями при создании САБ, приводит к необходимости разработки на-

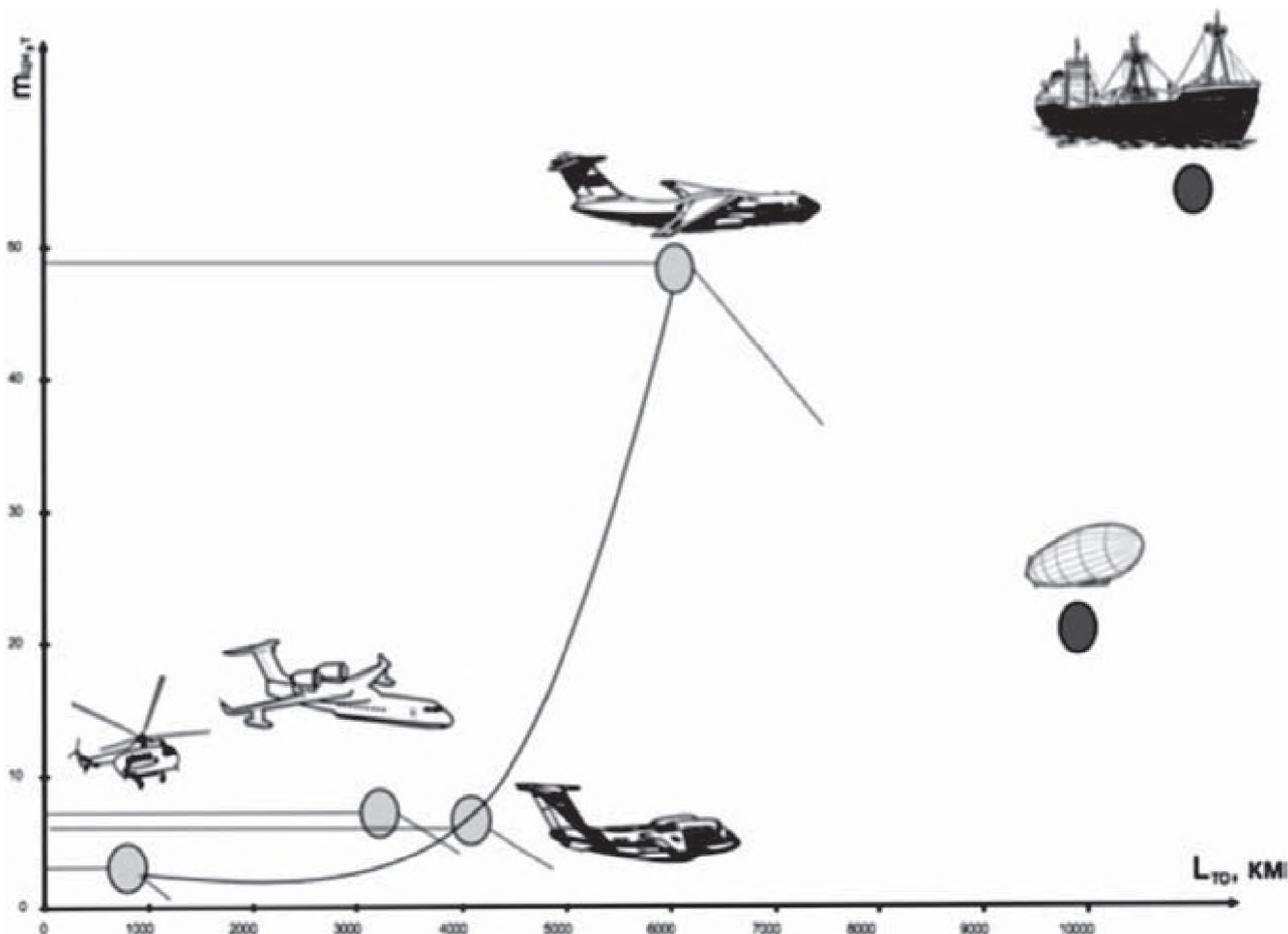


Рис. 6.5. Сравнительная характеристика различных видов транспортных средств, применяемых в АЗРФ для доставки грузов

учно-методического обеспечения, отвечающего современным условиям полярной эксплуатации и арктической инфраструктуры. В связи с эксплуатацией в сложных метеорологических условиях к авиационной технике предъявляются повышенные требования по дублированию и надёжности в области навигации, радиосвязи, систем управления, аварийного спасения. Анализ известных проектно-конструкторских решений показал, что для создания успешного образца САБ необходимо решение задачи формирования облика самолета (ФОС) на основе выбора рациональных вариантов внутренней компоновки самолёта с точки зрения размещения полезной нагрузки и топлива.

Расположение резервных запасов топлива и массы целевой нагрузки влияет на систему управления и приводит к значительному изменению моментно-инерционного облика как в течение полёта, так и при выполнении цикла транспортных задач. Это подтверждает актуальность задачи разработки научно-методического обеспечения для проведения комплексных исследований по

выявлению рациональных конструктивно-компоновочных решений на базе математического моделирования с использованием ЭВМ и средств машинной графики. Предпосылкой для решения этой задачи является опыт разработки региональных самолетов и самолетов специального назначения, а также научно-методическая база.

Существующие самолеты, сконструированные и произведенные в период 1950—1980 годов, уже не могут эффективно выполнять арктические транспортные операции. Научно-методическое обеспечение, разработанное в период 1950—1970 годов, устарело, изменились граничные условия эксплуатации в регионе и геополитическая обстановка. Развитие авиационной техники (Ил-14, Ан-12 и Ан-74) в 1950—1980 годах происходило с учётом требований универсальности среднесрочной эксплуатации в Арктике.

Влияние ИКО и моментно-инерционных ограничений рассматривается как проверочное ограничение результатов формирования облика самолета. Это обстоятельство приводит к большому числу итераций, а при отсутствии времени и средств на поиск рациональных схемно-параметрических решений — к выбору нерационального, но по формальным признакам удовлетворительного облика самолета.

Современный опыт научно-исследовательских и проектных работ и эксплуатации самолетов в Арктике создаёт научную базу и подтверждает актуальность решения задач формирования моментно-инерционного облика самолета с учётом удовлетворения жестких инфраструктурно-климатических ограничений полярной эксплуатации.

Можно сделать вывод, что при формировании облика САБ необходимо уделять внимание тензору трансформации ИКО и условиям эксплуатации, так как именно они являются определяющими при формировании облика самолета.

Разработанное научно-методическое обеспечение включает методики, программы моментно-инерционного анализа и алгоритмы структурно-параметрического анализа самолетов арктического базирования с учетом выбора рациональной моментно-инерционной компоновки, что позволяет обеспечить выполнение требований технического задания к САБ и вносит существенный вклад в решение важной народно-хозяйственной задачи по освоению полярных регионов Российской Федерации и повышению качества, со-

кращению стоимости и сроков проектирования перспективных САБ .

Процесс проектирования САБ в высокоширотном арктическом регионе имеет специфический характер. Ограничения по дальности полета и потребной дальности ( $R_{\text{потреб}}$ ), посадочной массе и массе целевой нагрузки САБ на ледяное поле, климатические ограничения ( $U_{\text{погода}}$ ;  $U_{\text{экология}}$ ;  $U_{\text{эмиссия}}$ ), накладываемые на схему самолета, ограничения по размерам взлетно-посадочной полосы и требования по производству первой  $U_{\text{первой}}$  и последующих посадок, обеспечивающие высокоширотную эксплуатацию, вносят коррективы в структуру и состав задач, решаемых в рамках ФОС.

Под ФОС в данной работе понимается определение значений основных конструктивных параметров, которые однозначно определяют форму, размеры, характеристики самолета, соответствующие этапу предварительного проектирования и обеспечивающие эксплуатацию в Арктике.

В начале проектирования необходимо: во-первых, корректно согласовать требования внешнего и внутреннего проектирования (удовлетворение требований внешнего проектирования всегда является результатом компромиссного решения частных задач проектирования); во-вторых, определить содержание задач, решаемых на каждом уровне, и выявить связи между ними.

Проведём декомпозицию процедур ФОС. Структура проектных процедур формирования САБ представлена на рис. 6.6.

На *первом уровне* требования, заложенные в ТЗ в общем виде, переводятся в схемные решения. Для САБ необходимо применение ряда технологических особенностей, в том числе использования комбинированного шасси “лыжа-колесо”, схемы верхнего расположения силовой установки, ramпы для “загрузки/разгрузки”.

На *втором уровне* проводится определение основных параметров размерности САБ: тяговооружённости, удельной нагрузки на крыло и т.д. На основании выбранной концепции определяются: интегральный комплекс бортового оборудования, состав и варианты коммерческой нагрузки, снаряжения, а также требования по их размещению.

В зависимости от заданной массы коммерческой нагрузки, оборудования и снаряжения определяются расчётным путём в первом приближении массовые характеристики самолета.

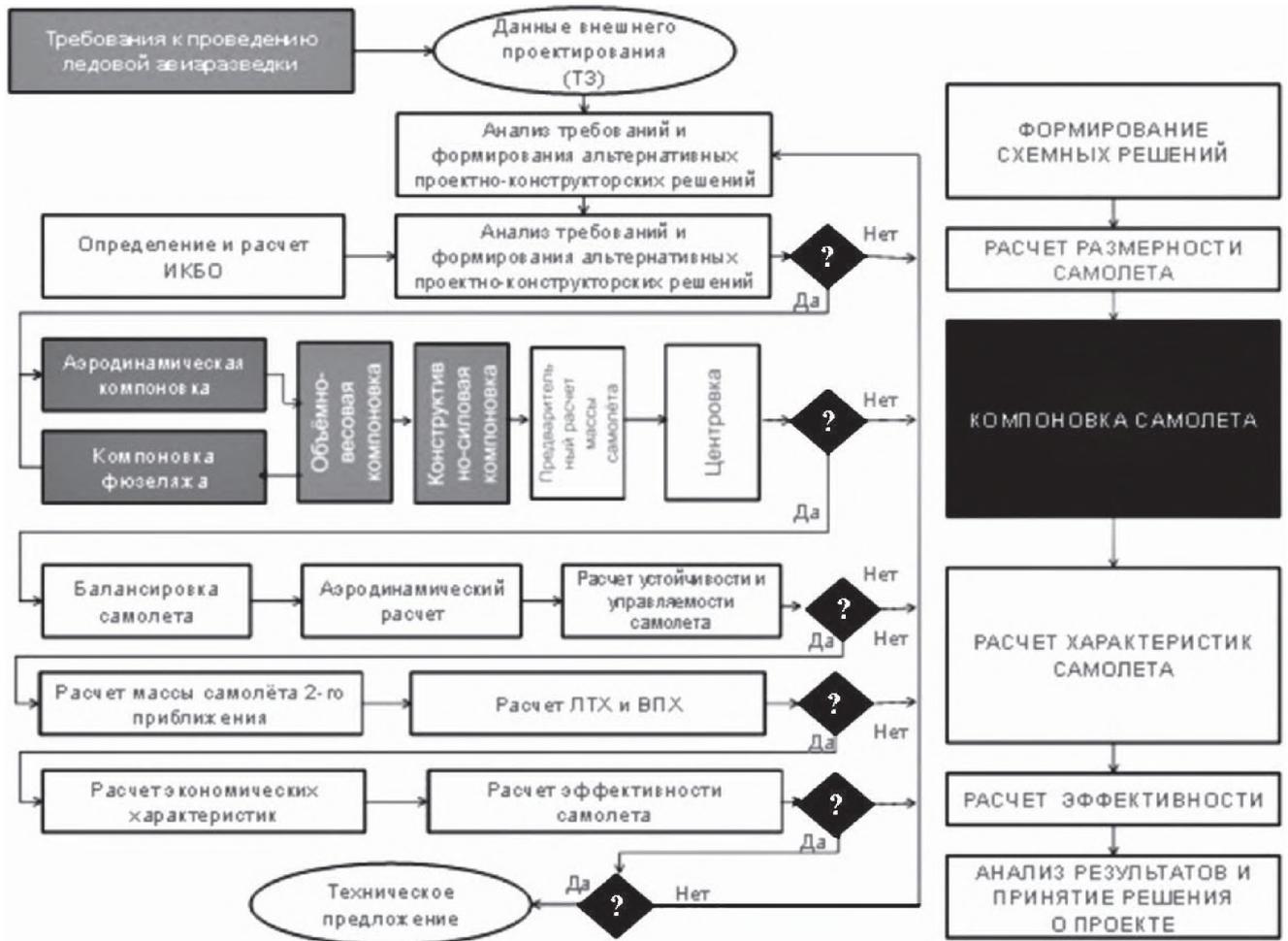


Рис. 6.6. Схема алгоритма формирования облика САБ

Это — первый этап весового проектирования самолета, он характеризуется определением массы самолета, выявлением групп элементов, масса которых известна, а также контролем над соотношением масс отдельных агрегатов и систем самолета по уравнению весового баланса самолета:

$$1 = \bar{m}_{\text{пл}} + \bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{ц.н}} + \bar{m}_{\text{об}} + \bar{m}_{\text{т}} + \bar{m}_{\text{сн}}(\bar{m}_{\text{ав.об}}), \quad (6.1)$$

где  $\bar{m}_{\text{пл}}$  — относительная масса планера;  $\bar{m}_{\text{с.у}}$  — относительная масса СУ;  $\bar{m}_{\text{об}}$  — относительная масса оборудования;  $\bar{m}_{\text{ц.н}}$  — масса целевой нагрузки,

$$\bar{m}_{\text{ц.н}} = \bar{m}_{\text{ц.н}}^{\text{десантирования}} + \bar{m}_{\text{ц.н}}^{\text{разгрузки}} + \bar{m}_{\text{ц.н}}^{\text{платформы}};$$

$\bar{m}_{\text{т}}$  — относительная масса топлива,

$$\bar{m}_{\text{т}} = \bar{m}_{\text{т}}^{\text{перелет(туда)}} + \bar{m}_{\text{т}}^{\text{перелет(обратно)}} + \bar{m}_{\text{т}}^{\text{стояночный запас}} + \bar{m}_{\text{т}}^{\text{нав. запас}};$$

$\overline{m}_{\text{сн}}$  — относительная масса снаряжения для полярной эксплуатации;  $\overline{m}_{\text{ав.об}}$  — относительная масса аварийного оборудования для полярной эксплуатации.

В соответствии с вышеизложенным основные составляющие уравнения весового баланса зависят от геометрических характеристик агрегатов и систем самолета, что представлено в выражении (6.1). Рассмотрим подробнее те слагаемые уравнения весового баланса, которые непосредственным образом влияют на геометрические характеристики компоновки САБ.

При формировании компоновочной схемы САБ, заключающемся в осуществлении взаимной пространственной увязки основных компонуемых элементов самолета, необходимо исходить от задач, для которых САБ разрабатывался.

Для выполнения научной и стратегических задач в Арктике необходима оперативная доставка с помощью САБ специфических грузов (см. рис. 6.2) и топлива в районы работы дрейфующих ( $L_{\text{впп}}$ ;  $L_{\text{льда}}$ ) полярных станций “Северный полюс” ( $L_{\text{ТО}}$ ), в зоны базирования оперативных отрядов Арктического военного округа Вооружённых Сил РФ и Пограничных войск ФСБ России, МЧС России, зоны ледовой проводки караванов судов по СМП.

В номенклатуре грузов (рис. 6.7), потребных для перевозки САБ, среди специальных грузов и научного оборудования присутствуют нефтяные буры, гидрографическое оборудование, строительная техника и транспортные машины (снегоходы, трактора, аэросани), в том числе и нефтедобывающее оборудование.

К 2050—2090 гг. при сохранении динамики таяния льдов в Арктике некоторые районы Северного Ледовитого океана и АЗРФ станут судоходными как для дизель-электрических ледоколов (ДЭЛ “Илья Муромец”), так и для судов на воздушной подушке (типа СВП “Шельф-9”), базирующихся на островных и дрейфующих льдинах или доставленных в район с помощью военно-транспортной авиации для выполнения научных исследований или специальных заданий.

К 2090 году в районах максимального таяния льдов будет возможно и применение гидроавиации (Бе-200).

За счёт применения новых информационных технологий и современных материалов происходит снижение массовой доли кон-

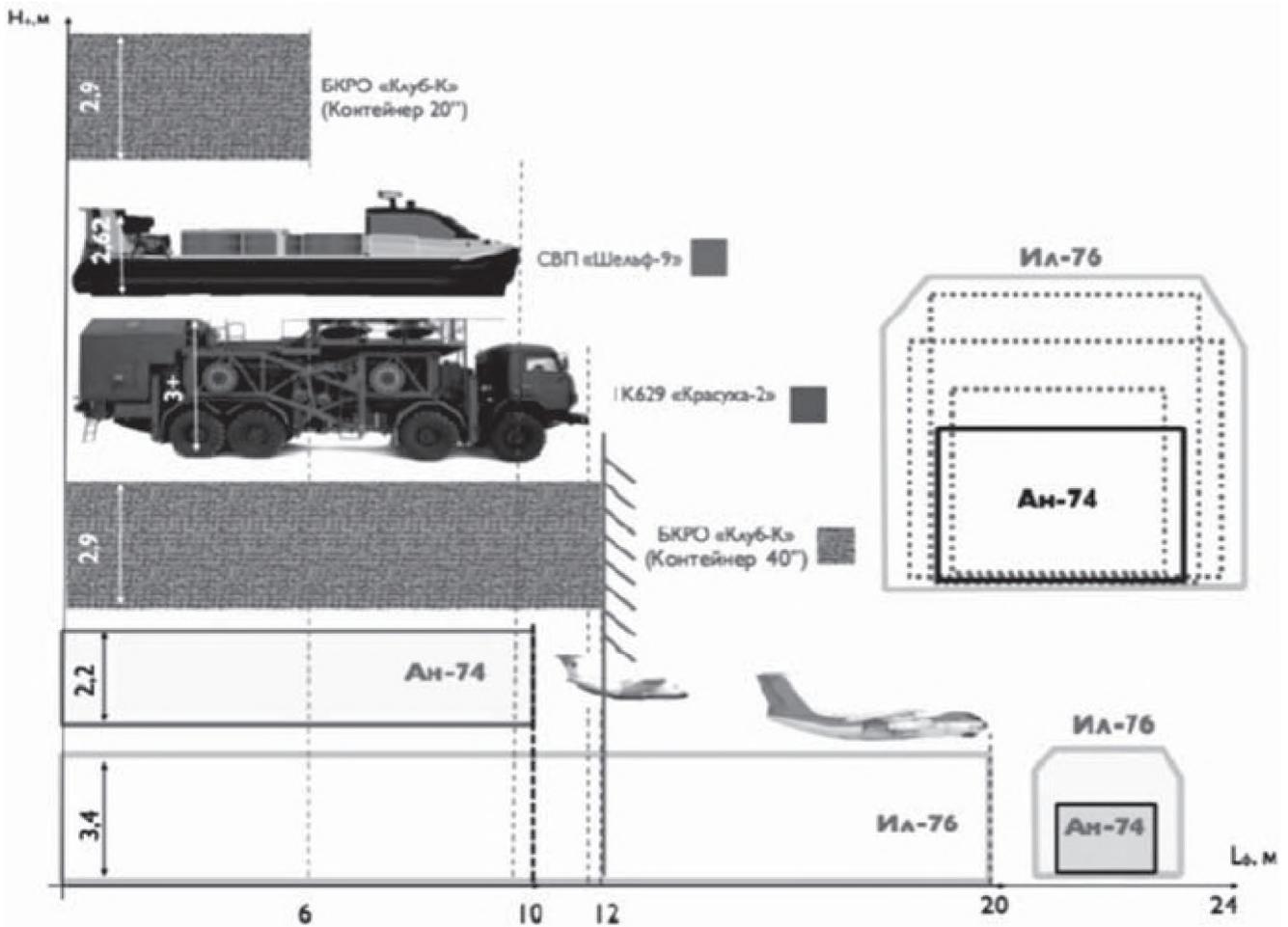


Рис. 6.7. Номенклатура грузов и ограничений САБ

струкции и агрегатов самолета в структуре веса в пользу увеличения массы целевой нагрузки и массы топлива:

$$\sum \bar{m} = 1 = \bar{m}_{\text{пос}}, \quad (6.2)$$

где

$$\bar{m}_{\text{пос}} \downarrow = \bar{m}_{\text{п.с}} \downarrow + \bar{m}_{\text{ц.н}} \uparrow + \bar{m}_{\text{т}}.$$

Выполнение габаритных требований для перевозки грузов в выбранном самолете в районы работы ( $L_{\text{ТО}}$ ) дрейфующих полярных станций “Северный полюс” представим в следующем виде:

$$\begin{aligned} \min \bar{m}_{\text{п.с}} \rightarrow \bar{m}_{\text{т}} \uparrow \quad \min \bar{m}_{\text{п.с}} \downarrow \rightarrow \bar{m}_{\text{ц.н}} \uparrow \rightarrow V_{\text{ф}} \uparrow = f(S_{\text{сеч}}(r_{\text{ф}}); L_{\text{ф}}) \leftarrow \\ \leftarrow \min J_{\text{озу}} = \text{const}. \end{aligned} \quad (6.3)$$

Габаритные требования, в свою очередь, ограничены размерами топливных баков и размерами фюзеляжа.

При выборе воздушного судна (ВС) для транспортировки грузов в полярных районах необходимо принимать во внимание некоторые ЛТХ смешанных полярных рейсов, в том числе техническую возможность перевозки в районы работы ( $L_{TO}$ ) дрейфующих полярных станций “Северный полюс” потребной массы целевой нагрузки и технические размеры грузовой кабины, потому что при  $m_{ц.н}$  и  $V_{\phi}$  габариты грузов могут не удовлетворить  $V_{\phi} = fS_{сеч}$  по выбранному ВС.

Принимая во внимание инфраструктурные ограничения по базированию на ледовых и на континентальных площадях, необходимо учитывать размер фюзеляжа. Размер фюзеляжа и плотность компоновки по оси  $OZ$ . В свою очередь, требуют применения моментно-инерционного подхода к минимизации моментов инерции.

Использование моментно-инерционного подхода позволяет синтезировать облик САБ, отвечающего системе уравнений (6.4) существования самолета в моментах инерции, на основании требований выбора рационально стабильного во времени эллипсоида инерции самолета при эксплуатации в сложных полярных метеоусловиях, за счёт повышения предсказуемости авиационной техники, повышения надёжности системы управления [12] и качества компоновки грузов, потерь на балансировку, моментно-инерционных характеристик центровки.

Исходя из (6.2) и выбранной схемы определяются основные параметры и производится компоновка САБ. В процессе компоновки (6.4) определяются внешние и внутренние формы, расположение полезной нагрузки, оборудования, снаряжения, агрегатов СУ и т.д.:

$$\begin{aligned} \uparrow \bar{m}_{ц.н} &\rightarrow \uparrow \Delta \bar{J}_{oz} \\ \left\{ \begin{aligned} m_0 &= \sum_j m_j, \\ I_{00X} &= \sum_j I_{j0Xcob} + \sum_j I_{j0Xпер}, \\ I_{00Z} &= \sum_j I_{j0Zcob} + \sum_j I_{j0Zпер}, \\ I_{00Y} &= \sum_j I_{j0YZcob} + \sum_j I_{j0Yпер}. \end{aligned} \right. \end{aligned} \quad (6.4)$$

По итогам ФОС производится расчёт собственных и переносных моментов инерции и массы самолета во втором приближении, центровка самолета и уточнение основных проектных параметров.

Важно отметить, что  $I_{00Z}$  можно формировать за счёт изменения площади поперечного сечения фюзеляжа и плотности компоновки в сечении распределения целевой нагрузки, вдоль длины фюзеляжа для доставки специального оборудования и грузов с помощью САБ, учитывая влияние ИКО полярной эксплуатации (толщина льда и др.) на форму и потребную площадь поперечного сечения фюзеляжа и габаритные размеры оборудования, кресла и контейнеры (поддоны). Таким образом, можно сделать вывод, что длина фюзеляжа и его радиус будут являться параметрами характеристики объёмно-весовой и моментно-инерциальной компоновки фюзеляжа:

$$S_{\text{сеч}} = f(r_{\text{ф}}^2 \pi). \quad (6.5)$$

Компонентами, влияющими на такие характеристики, как объём фюзеляжа  $V_{\text{ф}}$  и площадь омываемой поверхности  $S_{\text{ОМ}}$ , являются: коммерческая нагрузка, оборудование и снаряжение, аварийное оборудование и оборудование для проведения ледовой авиаразведки. Эти компоненты уравнения весового баланса следует рассматривать как параметры, определяющие длину фюзеляжа самолета:

$$L_{\text{ф}} = f(L_1(L_{\text{рампы}}) + L_2(V_{\text{ц.н}}) + L_3(\bar{m}_{\text{об}}) + L_4(\bar{m}_{\text{сн}}(\bar{m}_{\text{ав.об}})). \quad (6.6)$$

Можно сделать вывод, что характеристики уравнений (6.5), (6.6) совместно с периметром поперечного сечения  $P$  являются параметрами для характеристик  $V_{\text{ф}}$  и  $S_{\text{сеч}}$ :

$$S_{\text{сеч}} = f(L_{\text{ф}}; P); \quad (6.7)$$

$$V_{\text{ф}} = f(S_{\text{сеч}}; L_{\text{ф}}). \quad (6.8)$$

Выражения (6.7) и (6.8) позволяют сформировать зависимости сечения фюзеляжа от массы целевой нагрузки), представленные на рис. 6.3.

$$S_{\text{сеч}} = f(m_{\text{ц.н}}; J_{oz}). \quad (6.9)$$

На *третьем уровне* проводится формирование компоновочной схемы САБ, состоящее в осуществлении взаимной пространственной увязки основных компонуемых элементов самолета.

Компоновка происходит на базе выбранной схемы и вектора основных проектных параметров. Определяются внешние и внутренние формы, компонуются коммерческая нагрузка, оборудование, снаряжение, размещаются агрегаты СУ и т.д.

Процесс компоновки носит специфический характер в силу особенностей САБ. Рассмотрим эти особенности.

Отдалённость от материка пригодного для посадки ледяного массива увеличилась в два раза с 1968 года. Массовая эксплуатация Ил-14, Ан-12, Ан-26БРЛ, Ан-74 не представляется возможной, во-первых, из-за отсутствия и сокращения необходимого количества самолетов, а во-вторых, из-за повышения требований к ЛТХ (в частности, это необходимость увеличения потребной дальности полёта  $R_{\text{потреб}}$  и оптимизации (снижения) посадочной массы ввиду ограничений посадки на льдину).

Применение тяжелых военно-транспортных самолетов типа Ил-76 возможно только для ледовой разведки или десантирования персонала станций и специальных крупногабаритных грузов в районы работы дрейфующих полярных станций “Северный полюс” ( $L_{\text{ТО}}$ ).

Необходимость учета влияния географической зоны эксплуатации и полярной инфраструктуры формирует специфику приоритетов при проектировании САБ, в частности особую актуальность приобретают задачи формирования облика фюзеляжа. Оптимизация размещения груза и пассажиров в минимальном объеме, отвечающем требованиям, предъявляемым к САБ, позволит повысить качество всего самолета.

При проектировании фюзеляжа САБ одной из конструкторских задач является стабилизация разброса моментов инерции по оси ОХ при выполнении серии транспортных задач в условиях Арктики.

При проектировании перспективных образцов САБ необходимо учитывать, что сопротивление фюзеляжа составляет 20—40% сопротивления самолета при нулевой подъемной силе. Для сценариев полярной эксплуатации, в частности при необходимости взлёта с необорудованных ВПП, это важный фактор, влияющий на ЛТХ самолёта.

Заканчивается работа на третьем уровне расчётом массы и моментов инерции самолета во втором приближении, центровкой самолета и уточнением основных проектных параметров.

На *четвёртом уровне* проводится расчёт характеристик САБ. По результатам компоновки уже известны основные размеры, формы и массово-инерционные характеристики. В рамках нашего исследования определим для САБ постоянные (const) балансировочные характеристики, аэродинамические характеристики и характеристики устойчивости и управляемости.

Исходя из полученных величин принимаем решение о ходе дальнейшего проектирования САБ.

На *пятом уровне* проводится расчёт характеристик функционирования самолета. При анализе будем исследовать вариации следующих характеристик САБ: массу третьего приближения, лётно-технические характеристики, взлётно-посадочные характеристики. Вышеуказанные параметры характеризуют САБ как сформированный объект.

На *шестом уровне* проводится расчёт характеристик эффективности функционирования самолета. К их числу относятся экономические характеристики и характеристики целевой эффективности самолета. Результатом шестого этапа является диаграмма груз-дальность.

*Седьмой уровень* является заключительным при ФОС. В случае удовлетворения всех требований внешнего проектирования и отсутствия противоречий на этапах внутреннего проектирования процесс формирования облика самолета заканчивается техническим предложением на самолет, т.е. выпуском чертежей общего вида, компоновки, трёхмерной каркасно-кинематической модели, а также выдачей характеристик самолета и результатов по частным критериям всех уровней.

В качестве особенности процедуры ФОС этого типа можно выделить:

- жесткое влияние параметров габаритов целевой нагрузки на характеристики грузовой кабины самолета;
- максимальный потребный запас топлива. Определяется характером транспортной операции, предусматривающей промежуточную посадку в целевом пункте назначения, что приводит к необходимости иметь избыточный запас топлива для промежуточной посадки и взлета, а также двойной авиационный запас топлива;

- окончательные характеристики грузовой кабины. Определяются в результате решения системы массово-инерционных уравнений существования самолета при заданных параметрах целевой нагрузки и инфраструктурно-климатических ограничениях.

Выявление особенностей процедуры ФОС позволяет сделать заключение, что приоритеты и структура этапов компоновки этого типа самолетов существенно отличаются от компоновки САБ. Выбор компоновочной схемы поперечного сечения фюзеляжа и, как следствие, выбор формы обвода в поперечном сечении являются определяющими для САБ.

Таким образом, предложенный подход к ФОС является результатом проведённого автором анализа процесса проектирования САБ и модификации его с учётом особенностей полярной эксплуатации. На основании этого выбора будут определяться геометрия носовой, центральной и хвостовой части, а также их конструктивно-силовая схема, что в итоге окажет решающее воздействие на формирование облика САБ.

Определив состав задач и связи этапа компоновки с задачами, решаемыми на других уровнях, переходим к математической и вербальной постановке задачи исследования.

При создании сложных технических объектов, в том числе авиационной техники, применяются два метода проектирования — путем решения обратной и прямой задачи проектирования. Выбор метода проектирования в зависимости от решаемой задачи — прерогатива ведущего конструктора.

При анализе задачи поиска рациональных проектно-конструкторских решений для создания авиационной техники, предназначенной для полярной эксплуатации, определение уровня параметров и характеристик самолета можно представить в виде решения комплексной задачи:

- разработки научно-методического обеспечения по формированию облика самолёта в условиях ИКО арктического базирования при минимизации плоскостного момента инерции относительно  $I_{OZY}$  (вдоль оси  $OX$ )
- анализа условий базирования и эксплуатации в полярных регионах
- формирования моделей базирования и совершения транспортной операции в полярных условиях

- разработки алгоритма формирования облика самолёта с учётом инфраструктурно-климатических ограничений полярной эксплуатации
- разработки подпрограмм формирования облика самолёта и включения их в систему моментно-инерционного облика
- проведения проектных исследований по выявлению рациональных значений параметров и схем моментно-инерционной компоновки
- анализа полученных результатов и выработки проектных рекомендаций по моментно-инерционной компоновке САБ.

Формально задача исследования поставлена следующим образом: выявить множество проектов, удовлетворяющих заданным ограничениям  $U$ , и определить чувствительность целевой функции к изменению конструктивных параметров компоновки, входящих в общий вектор конструктивных параметров  $X$ :

$$U = U \left( L_{\text{ТО}}; R_{\text{потрб}}; L_{\text{ВПП}}; m_{\text{пос}}; m_{\text{ц.н}}; h_{\text{льда}}; U_{\text{погода}}; U_{\text{экология}}; U_{\text{эмиссия}}; U_{\text{экипажа}}; U_{\text{первая посадка}}; U_{\text{дв}}; U_{\text{климат}}; U_{\text{грузоперевозок}}; U_{\text{десантирования}} \right). \quad (6.10)$$

Представим множество ограничений полярной эксплуатации (6.10) в виде численно выраженного набора ограничений в табл. 6.1:

$$U = U \left( U_1; U_2; U_3; U_4; U_5; U_6; U_7; U_8; U_9; U_{10}; U_{11}; U_{12}; U_{13}; U_{14}; U_{15} \right).$$

Таблица 6.1

**Ограничения при эксплуатации в полярных условиях**

$U$	Описание	Ограничение
$U_1$	$L_{\text{ТО}}$	$L_{\text{ТО}} > 4$
$U_2$	$R_{\text{потрб}}$	$R_{\text{потрб}} = 1600 \div 2000$ км
$U_3$	$U_{\text{ВПП}}$	$L_{\text{ВПП}} \leq 1200$ м, $L_{\text{льдины длина}} \geq 1500$ м, $L_{\text{льдины ширина}} \geq 60$ м

$U$	Описание	Ограничение
$U4$	$m_{\text{пос}}(h_{\text{льда}})$	$m_{\text{пос}}(h_{\text{льда}}) \leq 60 \text{ т}$
$U5$	$m_{\text{ц.н}}(V_{\text{ф}})$	$15 \text{ т} \leq m_{\text{ц.н}}(V_{\text{ф}}) \leq 30 \text{ т}$
$U6$	$h_{\text{льда}}$	$1,5 \text{ м} \leq h_{\text{льда}} \leq 3 \text{ м}$
$U7$	$U_{\text{погода}}$	Согласно Руководству по проведению ледовой авиаразведки
$U8$	$U_{\text{экология}}$	Согласно части 2 тома 2 приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО
$U9$	$U_{\text{эмиссия}}$	Согласно части 34 “Охрана окружающей среды” Авиационных правил ИКАО
$U10$	$U_{\text{экипажа}}$	$U_{\text{экипажа}} \geq 4 \text{ человека}$
$U11$	$U_{\text{первой посадки}}$	Наличие лыжного шасси
$U12$	$U_{\text{дв}}(n_{\text{дв}})$	$n_{\text{дв}} \geq 2$ согласно АП-25
$U13$	$U_{\text{климат}}$	Согласно части 2 тома 2 приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО
$U14$	$U_{\text{грузоперевозок}}$	Согласно габаритным размерам грузов
$U15$	$U_{\text{десантирования}}$	Согласно габаритным размерам парашютных платформ

Компоновка целевой нагрузки и снаряжения в параметрическом виде определяет эффективность моментно-инерционной компоновки. В качестве одного из критериев рассматриваем относительную массу пустого снаряженного самолета. Масса целевой нагрузки установлена ТЗ и ограничениями (6.1), которые определяют назначение самолёта и тип транспортной операций.

Полярная эксплуатация и тип компоновки, расположение целевой нагрузки и топлива влияют на изменение моментов инер-

ции самолета, что требует изменения метода компоновки. В исследовании рассматривается САБ нормальной аэродинамической схемы.

Специфика отражается на схеме самолета, вносит корректировку в структуру и состав задач, решаемых в рамках ФОС. Анализ требований полярной эксплуатации показывает, что для создания САБ необходимо использовать одновременно различные методы для поперечной и продольной компоновки и как следствие — для моментно-инерционной компоновки.

Первоначально требования полярной эксплуатации и ИКО, заложенные в ТЗ (шаг 1) в общем виде, переводятся в схемные решения. Используем ОТП для задания исходных данных (шаг 2). Определяем основные параметры (шаг 3) размерности САБ: тяговооружённости, удельной нагрузки на крыло и т.д. (рис. 6.8).

Начинается процесс формирования облика самолета. Формируется поперечное сечение САБ с применением метода контрольных точек (шаг 4). Далее при формировании продольной компоновки на основании требований полярной эксплуатации применяется матрично-топологический метод (шаг 5). Результат анализа результатов матрично-топологического метода представлен в виде ФОС и позволяет решить обратную задачу удовлетворения ЛТХ с учётом требований полярной эксплуатации и ИКО в целях определения ТТХ САБ.

Затем — моментно-инерционный анализ (шаг 6) и перекомпоновка агрегатов минимизации плоскостного момента инерции относительно  $I_{ozy}$  (вдоль оси  $OX$ ). В результате последовательного выполнения (шаги 1—6) итерационного поиска оптимального конструкторского решения (шаг 7) происходит формирование облика САБ.

По результатам ранее проведенных работ по сбору и анализу снижения моментов инерции сформированы графоаналитические зависимости и изучена зависимость изменения посадочной массы в зависимости от допустимой толщины льда ( $h_{\text{льда}}$ ).

Анализируя модель изменений потребной посадочной массы в зависимости от допустимой толщины льда, можно сделать следующие выводы:

- Необходимость выполнения транспортной операции на  $R_{\text{потрб}} = 2000$  км приводит к изменению условий базирования. В частности, с уменьшением толщины льда с 3 м до 1,7 м происходит сокращение допустимой посадочной массы с 59 т до 37 т.

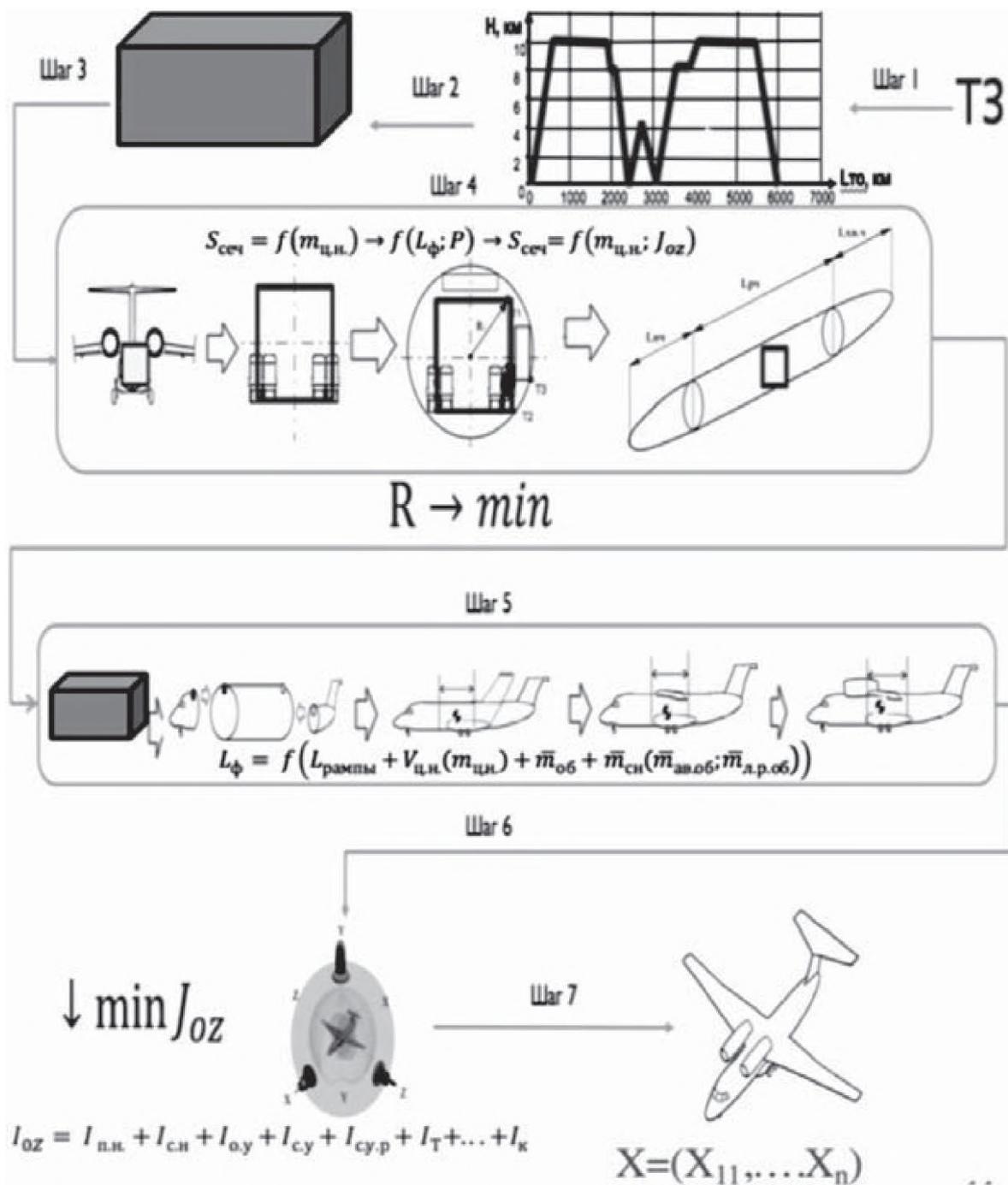


Рис. 6.8. Схема алгоритма формирования облика САБ с применением метода контрольных точек и матрично-топологического метода

– При толщине льда менее 1,7 м и полете на  $R_{\text{потрб}} = 2000$  км транспортную операцию может реализовать самолет с посадочной массой 37 т, нормальной аэродинамической схемы с лыжным шасси.

При толщине льда 1,7 м при полете на  $R_{\text{потрб}} = 2000$  км транспортная операция может быть реализована самолетом с посадоч-

ной массой 50 т, нормальной аэродинамической схемы с лыжным шасси.

Требование по перевозке целевой нагрузки от 15 т до 25 т приводит к необходимости снижения массы пустого снаряженного САБ для увеличения допустимой посадочной массы на дрейфующие ледовые поля (льдины) с 37 т до 59 т.

Снижение допустимой посадочной массы с 60 т до 40 т требует анализа вариантов моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки в фюзеляже для снижения массы пустого снаряженного САБ, выработки схемных решений в виде САБ без использования рампы или в виде двухбалочной схемы.

Снижение массы пустого снаряженного САБ для перевозки специальных и научных грузов для поддержки инфраструктурной деятельности в Арктике обусловлено увеличением массы целевой нагрузки, необходимостью увеличения дальности полета за счет:

- применения альтернативных конструкторских подходов для снижения массы пустого снаряженного самолёта и фюзеляжа путем использования двухбалочной схемы;
- разработки и производства новых двигателей, удовлетворяющих требованиям полярной эксплуатации по экономичности и эффективности;
- применения новых композиционных материалов для снижения массы пустого снаряженного самолёта, способных удовлетворить экстремальным климатическим условиям Арктики;
- рациональной моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки.

В ходе исследования был проведен анализ влияния схемных решений на зависимость массы целевой нагрузки от дальности полета, рис. 6.9. Анализ влияния применения моментно-инерционной модели на летно-технические показатели самолёта, выраженный в виде ряда схемных решений, представлен на рис. 6.10.

Поиск новых схемных решений ( $X_1$ ,  $X_2$ ,  $X_3$ ) обусловлен изменением ИКО, сокращением ледяного покрова и потребностью снижения массы пустого снаряженного САБ в период от 2025 до 2090 гг. и позволяет сделать ряд выводов:

- уменьшение допустимой посадочной массы с 59 т до 37 т требует анализа вариантов моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки в фюзеляже для снижения массы пустого снаряженного САБ ( $X_1$ ) и выработки схемных реше-

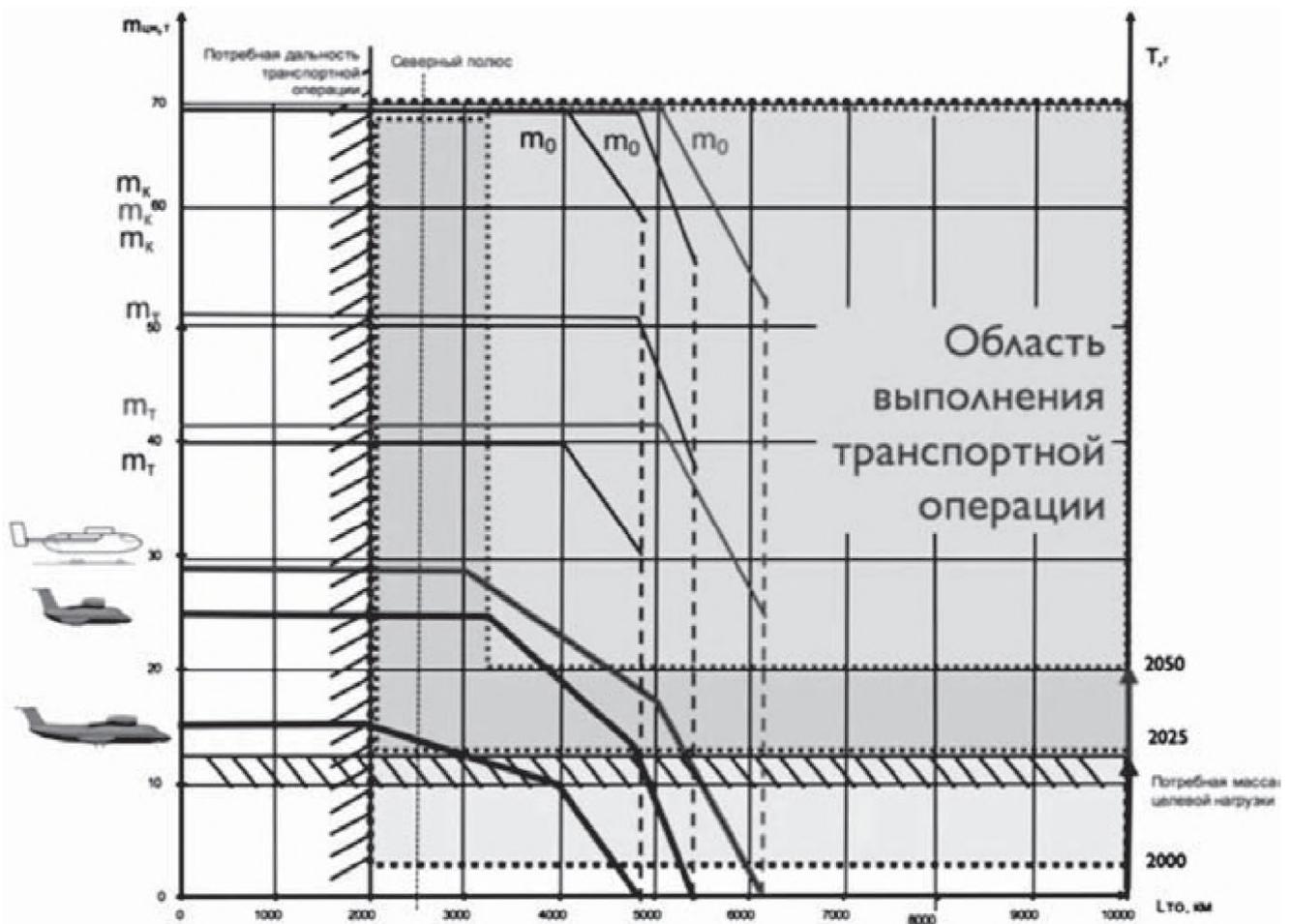


Рис. 6.9. Анализ влияния схемных решений на зависимость массы целевой нагрузки от дальности полета

ний в виде САБ без использования рампы ( $X_2$ ) или в виде двухбалочной схемы ( $X_3$ );

- сокращение площади ледяных полей в зоне базирования САБ ведет к увеличению дальности от  $R_{\text{потрб}} = 2000$  км до  $R_{\text{потрб}} = 2400$  км, от  $L_{\text{ТО}} > 4800$  км до  $L_{\text{ТО}} > 6000$  км;
- необходимость перевозки целевой нагрузки от 15 т до 25 т требует анализа вариантов моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки в фюзеляже для снижения массы пустого снаряженного САБ в целях удовлетворения допустимой посадочной массы на дрейфующие ледовые поля (льдины) от 37 т до 59 т.

Проанализированы полученные результаты и выработаны проектные рекомендаций к облику самолета арктического базирования.

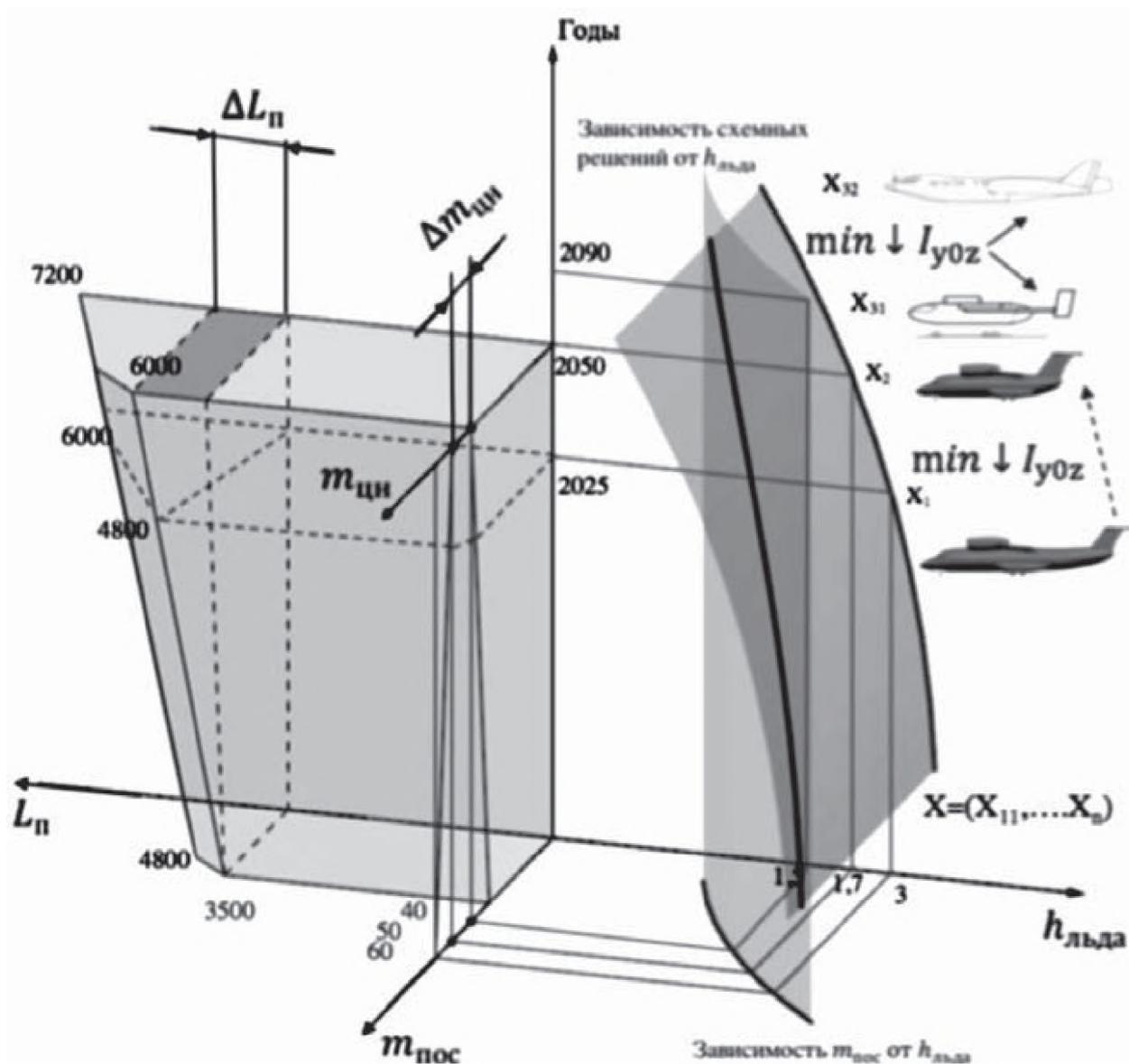


Рис. 6.10. Анализ влияния применения моментно-инерционной модели на ЛТХ самолёта

Первая посадка на неподготовленные дрейфующие ледовые поля (льдины) предъявляет к САБ требования по использованию нормальной аэродинамической схемы с лыжным шасси, взаимного расположения фюзеляжа и крыла по схеме верхнеплан, расположения двигателей на крыле.

Минимально допустимая толщина льда для посадки составляет 1,5 м при полете на  $R_{\text{потрб}} = 1600 \div 2000$  км. Транспортную операцию может реализовать самолет с посадочной массой 37 т, нормальной аэродинамической схемы, с лыжным шасси.

Определено, что при толщине льда 1,7 м при полете на  $R_{\text{потрб}} = 1600 \div 2000$  км транспортная операция может быть реали-

зована самолетом с посадочной массой от 37 т до 59 т, нормальной аэродинамической схемы, с лыжным шасси.

Необходимость выполнения транспортной операции на  $R_{\text{потрб}} = 1600 \div 2000$  км требует учета изменения толщины льда с 3 м до 1,7 м, что приводит к уменьшению допустимой посадочной массы с 59 т до 37 т.

Сокращение площади ледяных полей в зоне базирования САБ приведет к увеличению  $R_{\text{потрб}} = 2000$  км до 2400 км, а  $L_{\text{ТО}} > 4800$  км до  $L_{\text{ТО}} > 6000$  км.

Для типовых дистанций размещения целевой нагрузки выявлены рациональные диапазоны размещения грузов на расстоянии 0,2—0,4 от центра масс, обеспечивающие получение рационального моментно-инерционного облика самолёта, позволяющего снизить дифференциальное увеличение взлетной массы в результате уменьшения доли массы, расположенной в зоне больших переносных моментов инерции.

Необходимость перевозок целевой нагрузки от 15 т до 25 т требует анализа вариантов моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки в фюзеляже для снижения массы пустого снаряженного САБ с 59 т до 37 т в целях удовлетворения допустимой посадочной массы на дрейфующие ледовые поля (льдины).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

---

---

Развитие информационных технологий открыло новые возможности при решении задач компоновки самолетов. Компоновка самолетов всегда была актуальной, противоречивой и трудноразрешимой задачей. Как правило, сходимость результатов определялась либо гением конструктора, либо длительным итерационным процессом доводки. Выявленный в результате структурно-параметрического анализа моментно-инерционный фактор позволил предложить новый подход к формированию компоновки перспективных самолетов, заключающийся в решении так называемой “обратной” задачи проектирования. Сущностью решения “обратной” задачи явилось определение внешней конфигурации и размерности самолета в результате его внутреннего структурно-параметрического синтеза.

При формировании облика самолета задача компоновки была сведена к проведению процедур позиционирования в допустимом пространстве основных агрегатов и систем, составляющих самолет, и лишь потом — к формированию омываемой поверхности самолета, что позволило в 7—10 раз сократить число итераций и обеспечить выход проектных решений из мнимой зоны компоновочного поля.

Установлено, что такими особенностями, когда влияние моментно-инерционного фактора носит концептуальный характер, характеризуются сверхзвуковые маневренные самолеты, грузопассажирские региональные самолеты вертикального взлета и посадки, а также дальнемагистральные самолеты большой и сверхбольшой пассажировместимости.

Показанные примеры компоновочных процедур для самолетов, критичность моментно-инерционного фактора для которых относится к “жестким” ограничениям и носит концептуальный характер, являются частным случаем, но демонстрируют возможность

улучшения характеристик, а по некоторым — принципиальную возможность реализации проекта.

Настоящая книга — это обобщение известных данных и личных научно-методических разработок авторов монографии; ее создание связано с накоплением критической массы информации в сфере моментно-инерционной компоновки самолетов на примере тех типов самолетов, для которых критичность компоновочных работ по сути определяет возможность реализации проекта в целом.

Использование полученных результатов позволит сократить время, снизить стоимость и повысить качество проектно-конструкторских работ на этапе компоновки самолета, что благоприятно отразится на летных и эксплуатационно-экономических характеристиках самолета, а самое главное — повысит безопасность полетов.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

---

---

1. *Анцелиович Л.Л.* Надежность, безопасность и живучесть самолета. — М.: Машиностроение, 1985.
2. *Анцелиович Л.Л.* Матрицы возможных решений для автоматизации проектирования самолета с учетом эксплуатационных требований // Изв. вузов. Авиационная техника. 1988. № 2. С. 7—11.
3. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1995.
4. Аэродинамика летательных аппаратов / Под ред. Г.А. Колесникова. — М.: Машиностроение, 1993.
5. *Беляев В.В.* Пассажирские самолёты мира 97. — М.: АСПОЛ, Аргус, 1997.
6. *Бибиков С.Ю.* Методика формирования графика площадей как элемента компоновочного поля для сверхзвукового фронтового самолета // IV НПК молодых ученых и специалистов “Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности”. М.: ОАО “ОКБ Сухого”, 2007.
7. *Борис Ю.А. Бочаров В.Я.* Надежность систем управления самолетов и их структура. — М.: Машиностроение, 1978.
8. *Вальков К.И.* Основы геометрического моделирования. — Л.: ЛИСИ, 1986.

9. *Вермишев Ю.Х.* Методы автоматизированного поиска решений при проектировании сложных технических систем. — М.: Радио и связь, 1982.

10. *Вермишев Ю.Х.* Основы автоматизации проектирования. — М.: Радио и связь, 1988.

11. *Володин В.В., Лисейцев Н.К., Максимович В.З.* Особенности проектирования реактивных самолетов вертикального взлета и посадки. — М.: Машиностроение, 1985.

12. *Гаврилов В.Н.* Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1988.

13. *Гаврилов В.Н., Вахрушев А.Н.* Разработка базы данных для задач компонования летательных аппаратов // Тез. докл. III Всес. конф. “Автоматизация поискового конструирования и подготовка инженерных кадров”. Иваново, 1983. С. 189—190.

14. *Гониодский В.И., Склянский Ф.И., Шумилов И.С.* Привод рулевых поверхностей самолетов. — М.: Машиностроение, 1974. — 320 с.

15. *Долгов О.С.* Влияние геометрических параметров компоновки топливных баков и силовой установки на структуру и параметры системы управления в канале крена дальнемагистрального самолета большой пассажироплощадности // Прикладная геометрия, инженерная графика, компьютерный дизайн. 2005. № 1.

16. *Долгов О.С.* Влияние геометрических параметров компоновки топливных баков и двигателей на облик системы управления самолета в канале крена // Прикладная геометрия. 2005. № 7—15.

17. Долгов О.С. Влияние моментно-инерционной компоновки самолета на облик системы управления // Качество и жизнь. 2005. № 5.

18. Долженков Н.Н., Куприков М.Ю., Лисейцев Н.К., Максимович В.З. Особенности структуры формирования облика самолета короткого вертикального взлета и посадки на этапе внутреннего проектирования и автоматизация процесса компоновки // Техника воздушного флота, 1993, № 1. С. 24—34.

19. Еггер С.М., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов. — М.: Машиностроение, 1983.

20. Еггер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолетов. — М.: Машиностроение, 1986.

21. Кербер Л.П. Компоновка оборудования на самолетах. — М.: Машиностроение, 1976.

22. Керимов З.Г., Багиров С.А. Автоматизированное проектирование конструкций. — М.: Машиностроение, 1985.

23. Кестельман В.Н., Федоров А.В. Механизмы управления самолетом. — М.: Машиностроение, 1987.

24. Корн Г.В., Маркин Л.В. О возможностях математического обеспечения проектирования изделий машиностроения на базе рецепторных моделей // Материалы НТС "Автоматизация проектирования передач и редукторов". Ижевск, 1989. С. 23—24.

25. Куприков М.Ю. Структурно-параметрический синтез облика самолета на базе информационных технологий // Тез. докл. V международного симпозиума "Динамические и технологические про-

блемы механики конструкций и сплошных сред”. М.: Граффос, 1999. С. 68—69.

26. *Куприков М.Ю., Елин С.В.* Формализация процесса оценки и принятия решений на этапе синтеза схемы самолета // Тез. докл. II Всероссийской НТК молодых ученых. Жуковский, ЦАГИ, 1999. С. 14—15.

27. *Куприков М.Ю., Лисейцев Н.К., Максимович В.З.* Формально-эвристический метод компоновки маневренного самолета вертикального взлета и посадки // Изв. вузов. Авиационная техника. 1996. № 2. С. 100—103.

28. *Куприков М.Ю., Максимов С.В.* Влияние инфраструктурных ограничений на облик перспективного дальнемагистрального самолета / Изв. вузов. Авиационная техника, 1999. № 1. С. 52—55.

29. *Куценко Л.Н., Маркин Л.В.* Формы и формулы. — М.: Изд-во МАИ, 1994.

30. *Кюхеман Д.* Аэродинамическое проектирование самолетов. — М.: Машиностроение, 1983.

31. *Лебедев А.А., Аджимамудов Г.Г.* Основы синтеза систем летательных аппаратов. — М.: Изд-во МАИ, 1996.

32. *Максимович В.З., Орестов И.А., Куприков М.Ю.* Аналитическая компоновка комбинированной силовой установки реактивных самолетов вертикального взлета и посадки: Методическое пособие по курсовому и дипломному проектированию по специальности 0535. — М.: МАИ, 1987.

33. *Мальчевский В.В.* Автоматизация процесса компоновки самолета: Учебное пособие для ФПК. — М.: МАИ, 1987.

34. *Маркин Л.В.* Применение нормальных уравнений для решения компоновочных задач // Геометричне моделювання, інженерна та комп'ютерна графіка. Тези доповідей. — Харків, 1993. С. 36.

35. *Наджаров К.М.* Матричные формулы объемной аппроксимации // Кибернетика графики и прикладная геометрия поверхностей. Труды МАИ. № 191. Вып. 3. — М.: МАИ, 1969.

36. *Наджаров К.М., Бородин А.Я.* Применение ЭЦВМ при анализе топливной системы самолета // Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. — М.: Наука, 1976.

37. *Нильсон П.* Принципы искусственного интеллекта; Пер с англ. — М.: Радио и связь, 1985.

38. Онлайн-энциклопедия Wikipedia.org <http://en.wikipedia.org>

39. Официальный сайт Airbus S.A.S. <http://www.airbus.com/en/aircraftfamilies/>

40. Официальный сайт Boeing Commercial Airplanes <http://www.boeing.com/commercial/787family/>

41. Официальный сайт ОАО “Авиадвигатель” <http://www.avid.ru/>

42. Официальный сайт ОАО “Туполев” <http://www.tupolev.ru/Russian/>

43. *Перевезенцева А.В.* Объемная компоновка отсеков оборудования с использованием SolidWorks // САПР и графика. № 6. 2006. С. 18—23.

44. Проектирование самолетов / Под ред. С.М. Егера. — М.: Машиностроение, 1983.

45. *Пухов А.А.* Автоматизация проектирования дозвуковых грузо-пассажирских самолетов: Дисс. ... докт. техн. наук. — М., 2005.

46. *Рвачев В.Л.* Геометрические приложения алгебры логики. — Киев: Техника, 1967.

47. *Рвачев В.Л.* Теория R-функций и некоторые ее приложения. — Киев: Наукова думка, 1982.

48. *Рвачев В.Л.* Геометрические приложения алгебры логики. — Киев: Наукова думка, 1967.

49. *Рудис В.И.* Полуавтоматическое управление самолетом. — М.: Машиностроение, 1978.

50. Сайт AerospaceTechnology.com <http://www.aerospace-technology.com>

51. Сайт Century-of-flight.net <http://www.century-of-flight.net/Aviation%20history>

52. Сайт FlightLevel350.com <http://www.flightlevel350.com>

53. Сайт Globalsecurity.org <http://www.globalsecurity.org>

54. *Стоян Ю.Г., Яковлев С.В.* Математические модели и оптимизационные методы геометрического проектирования. — Киев: Наукова думка, 1986.

55. *Стоян Ю.Г., Гиль Н.И.* Методы и алгоритмы размещения плоских геометрических объектов. — Киев: Наукова думка, 1976.

56. *Торенбик Э.* Проектирование дозвуковых самолетов. — М.: Машиностроение, 1983.

57. *Хорафас Д., Легг С.* Конструкторские базы данных. — М.: Машиностроение, 1990.

58. *Шейнин В.М., Козловский В.И.* Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 1, 2. — М.: Машиностроение, 1977.

59. Электронный справочник (компакт-диск) “Двигатели 1944—2000. Авиационные, ракетные, морские, промышленные”. “АКС-Конверсалт”, 3-е издание, 2000.

60. A380 Flight Controls overview. Xavier Le tron, Presentation at Hamburg University of Applied Sciences 27th September 2007.

61. Aerodynamic data base of the Tu-204-120 airplane family. Technical report № 1496-204-120. J.S.C. “Tupolev”, 2002.

62. Aerodynamic Design of Airbus High-Lift Wings. Daniel Reckzeh, Bremen / Germany.

63. Aerospace Web Aircraft Museum <http://www.aerospaceweb.org/aircraft/>

64. *Flaig A., Hilbig R.* High-Lift Design for Large Civil Aircraft. In AGARD Conference Proceedings 515 “High-Lift System Aerodynamics”. Oct. 1992.

65. *Halfmann B., Debeller F.-J., Gielen H.* Takeoff Drag Prediction for AIRBUS A300-600 and A310 Compared with Flight Test Results. Journal of Aircraft, December 1988.

66. ICAO Engine Emissions Databank Issue 15-C, [http://www.caa.co.uk/docs/702/080407%20%20ICAO\\_Engine\\_Emissions\\_Databank-Issue\\_15-C.xls](http://www.caa.co.uk/docs/702/080407%20%20ICAO_Engine_Emissions_Databank-Issue_15-C.xls).

67. Jane's Aircraft, 1993—2003.

68. Jane's All The World's Aircraft 2004-2005. Paul Jackson (ed.).

69. *Jenkinson L. R., Simpkin P., Rhodes D.* Civil Jet Aircraft Design. Arnold, a member of the Hodder Headline Group. London, 1999.

70. *Kroo Ilan & Shevel Richard* - Aircraft Design, Synthesis and Analysis (<http://adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html>).

71. *Kuprikov M., Maximov S.* Selecting Rational Parameters For The Lift System Of A Subsonic Transport Plane, Ac Tch -96-24, Russian Sci-tech, № 1 1997 Science@Technology, New-York, USA, S.20.

72. *Kuprikov M., Maximov S.* Using Engine Thrust Excess To Control Aircraft Flight And Trimming, Ac Tch -96-23, Russian Sci-tech, № 1 1997 Science@Technology, New-York, USA, S.22.

73. *Lind N.* Optimization, cost benefit analysis, specification // Proc. 3<sup>rd</sup> Int. Conf. on Applications of Statistics in Soil and Structural Engineering (ICASP 3), Sydney. — Vol. 3, 1979. — p. 373—384.

74. *Mason W.H.* Some High Lift Aerodynamics. Configuration Aerodynamics Class. Presentation, 2007.

75. Nate Meiers's Jet-Engine.net — база данных по реактивным двигателям гражданских самолётов <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>

76. *Pepper R.S. and van Dam C.P.* Design Methodology for Multi-Element High-Lift Systems on Subsonic Civil Transport Aircraft. NASA CR-202365, 1996.

77. *Raymer Daniel P.* Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA, Inc. 370 L'Enfant Promenade, S.W., Washington, D.C. 1992.

78. *Roskam J.* Airplane Design. Part I: Preliminary Sizing of Airplanes. Kansas, USA. 1985.

79. *Roskam J., Edward Lan C.-T.* Airplane Aerodynamics and Performance. DAR Corporation, Kansas, USA, 1997.

80. *Roskam J.* Airplane Design, 1-8 Bahnd, 1980—1990, Kansas.

81. *Rudolph Peter K.C.* High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners. NASA CR-4746, 1996.

82. *Rudolph Peter K.C.* Mechanical Design of High Lift Systems for High Aspect Ratio Swept Wings. NASA CR-196709, 1998.

83. *Torenbeek E.* Synthesis of Subsonic Airplane Design. Delft Universitz Press; 1982.

84. А.с. МКИ В 64 С 29/04. Самолет вертикального взлета и посадки. М.Ю. Куприков SU 1821421 А1 (СНГ). Опубл. в бюл. № 22, 1993.8.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

---

---

ПРЕДИСЛОВИЕ . . . . .	3
ВВЕДЕНИЕ . . . . .	4
<i>Глава 1.</i>	
МОМЕНТНО-ИНЕРЦИОННОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ЗАКОНА “КВАДРАТА-КУБА” В АВИАСТРОЕНИИ . . . . .	6
<i>Глава 2.</i>	
ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ СИНТЕЗА КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА . . . . .	23
<i>Глава 3.</i>	
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛО- ГИЙ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ КОМПОНОВОЧНЫХ РАБОТ . . . . .	37
3.1. Физическая постановка задачи автоматизирован- ной компоновки . . . . .	37
3.2. Математическая постановка задачи автоматизиро- ванной компоновки . . . . .	47
3.3. Геометрические модели описания объектов компо- новки . . . . .	54

3.4. Основные геометрические модели размещения компоуемых объектов в пространстве . . . . .	61
3.5. Перспективные геометрические модели автоматизи- зированной компоновки . . . . .	66

*Глава 4.*

ОСОБЕННОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ОБЪЕМНО-ВЕСОВОЙ КОМПОНОВКИ ВЕРТИКАЛЬНО ВЗЛЕТАЮЩИХ САМО- ЛЕТОВ . . . . .	80
--	----

*Глава 5.*

МОМЕНТНО-ИНЕРЦИОННЫЙ ФАКТОР В ФОРМИРО- ВАНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМО- ЛЕТОВ . . . . .	114
--	-----

5.1. Описание процесса формирования облика ДМС БП и особенности моментно-инерционной компоновки . . . . .	126
---	-----

5.1.1. Особенности моментно-инерционной компонов- ки относительно оси $OX$ . . . . .	130
---	-----

5.1.2. Особенности моментно-инерционной компонов- ки относительно оси $OZ$ . . . . .	137
---	-----

5.1.3. Особенности моментно-инерционной компонов- ки относительно оси $OY$ . . . . .	143
---	-----

5.2. Математические аспекты анализа моментно-инер- ционной компоновки и формирования облика системы управления . . . . .	144
--	-----

5.3. Учитываемые факторы, допущения и модели, принятые в рамках исследования . . . . .	150
5.3.1. Геометрические модели . . . . .	156
5.3.2. Массовые модели . . . . .	159
5.3.3. Моментно-инерционные модели . . . . .	160
5.4. Анализ влияния компоновочных зон топлива и двигателей на изменение моментно-инерционных ха- рактеристик по дальности полета . . . . .	161
5.5. Анализ влияния моментно-инерционной компо- новки на летно-технические характеристики ДМС БП . . .	176
<b>ВЫВОДЫ . . . . .</b>	<b>181</b>
 <i>Глава 6.</i>	
<b>ВЛИЯНИЕ ТРЕБОВАНИЙ АРКТИЧЕСКОГО БАЗИРОВА- НИЯ НА КОМПОНОВКУ САМОЛЕТА ДЛЯ ПОЛЯРНОЙ АВИАЦИИ . . . . .</b>	<b>184</b>
<b>ЗАКЛЮЧЕНИЕ . . . . .</b>	<b>209</b>
<b>БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК . . . . .</b>	<b>211</b>

Научное издание

**Долгов Олег Сергеевич**  
**Куприков Михаил Юрьевич**  
**Куприков Никита Михайлович**  
**Маркин Леонид Владимирович**

**МОМЕНТНО-ИНЕРЦИОННАЯ КОМПОНОВКА САМОЛЕТОВ**

Редактор *М.С. Винниченко*  
Компьютерная верстка *Т.С. Евгеньевой*

Сдано в набор 16.09.2019. Подписано в печать 25.11.2019.  
Бумага писчая. Формат 60×84 1/16. Печать офсетная.  
Усл. печ. л. 13,02. Уч.-изд. л. 14,00. Тираж 500 экз.  
Заказ 1068/708.

Издательство МАИ  
(МАИ), Волоколамское ш., д. 4,  
Москва, А-80, ГСП-3 125993

Типография Издательства МАИ  
(МАИ), Волоколамское ш., д. 4,  
Москва, А-80, ГСП-3 125993

