

На правах рукописи

КУПРИКОВ  
НИКИТА МИХАЙЛОВИЧ

**СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ  
ВЛИЯНИЯ МОМЕНТНО-ИНЕРЦИОННОГО  
ФАКТОРА НА ОБЛИК САМОЛЕТА  
АРКТИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ**

Специальность 05.07.02.

«Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов»

*Автореферат диссертации  
на соискание ученой степени кандидата технических наук*

Москва  
2015

Работа выполнена на кафедре №101 «Проектирование самолетов» в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете).

- Научный руководитель: Долгов Олег Сергеевич - доктор технических наук, доцент, профессор кафедры №101 «Проектирование самолетов» Московского авиационного института (национального исследовательского университета)
- Официальные оппоненты: Пухов Андрей Александрович - доктор технических наук, директор проекта Акционерное общество «Камов» (АО «Камов») Аведьян Артем Богосович - кандидат технических наук, руководитель департамента Общества с ограниченной ответственностью «ДжиИ Хелскэа» (ООО «ДжиИ Хелскэа»)
- Ведущее предприятие: Открытое акционерное общество «Авиационный комплекс им. С.В.Ильюшина»

Защита состоится «29» декабря 2015г. в 10:00 часов на заседании диссертационного совета Д212.125.10 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) по адресу:

125993, Россия, г.Москва, Волоколамское шоссе, д.4, главный административный корпус, зал заседания ученого совета.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования Московского авиационного института (национального исследовательского университета) и на сайте: <http://mai.ru/events/defence>.

Автореферат разослан «    » \_\_\_\_\_ 2015г.

Ученый секретарь  
диссертационного Совета Д212.125.10  
кандидат технических наук, доцент

Денискина А.Р.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность проблемы.** Развитие Арктической зоны Российской Федерации, требует обеспечения эксплуатации авиационной техники и развития авиатранспортной сети в труднодоступных и отдалённых регионах для организации оперативной работы дрейфующих ледовых экспедиций «Северный полюс» и поисковых партий. Согласно утверждённой 20 февраля 2013 года Президентом РФ «Стратегия развития Арктической зоны Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности на период до 2020 года» - в сфере науки и технологий 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 (АЗРФ) (п.4).

Одним из направлений организации и поддержки транспортной мобильности является создание перспективных самолетов арктического базирования (САБ). Однако, создание таких самолетов требует решения специфических задач:

- удовлетворение требованиям экологичности и экономичности;
- учёт инфраструктурно-климатических ограничений (ИКО) в местах предполагаемого базирования самолета в регионах АЗРФ;
- формирование облика самолёта в условиях удовлетворения требованиям полярной эксплуатации и накладываемых инфраструктурно-климатических условий арктического базирования при ограничении величины плоскостных моментов инерции  $I_{yOZ}$ .
- удовлетворение требованиям безопасности 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 научно-методического обеспечения, отвечающего современным условиям полярной эксплуатации и арктической инфраструктуры.

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 минимизации моментно-инерционного облика размещения полезной нагрузки.

Анализ научной литературы показывает, что отдельные аспекты специфических проблем проектирования и эксплуатации региональных самолетов, которые эксплуатируются в условиях Арктики, рассмотрены в работах С.М.Егера, А.Н.Арепьева, Г.В.Новожилова, О.К.Антонова, И.Н.Колпакчиева, В.И.Козловского, В.Л.Колесникова, Н.К.Лисейцева, В.В.Мальчевского, В.М.Шейнина и ряда других отечественных и зарубежных авторов, учёных ЦАГИ и других авиационных НИИ.

Работы В.М.Шейнина и В.И.Козловского посвящены особенностям весового и моментноинерционного проектирования магистральных самолетов. Работы В.Л.Колесникова посвящены вопросу выбора альтернативных вариантов поперечного сечения фюзеляжа самолета большой пассажироместимости. В работах В.В.Мальчевского рассматривают вопросы использования матрично-топологического метода синтеза схемы и компоновки самолета.

В названных выше работах представлена «прямая» задача проектирования, в которой 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 САБ.

Можно сделать вывод о том, что при формировании облика САБ необходимо уделять внимание тензору трансформации инфраструктурно-климатических ограничений и условиям эксплуатации, так как именно они являются определяющими при формировании облика самолета.

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» ИКО полярной эксплуатации.

В диссертационной работе рассматривается разработка научно-методического обеспечения для самолета арктического базирования в целях выполнения ледовой авиаразведки и совершения регулярных транспортных операций по взлёту и посадке на доступные дрейфующие ледяные поля и доставке грузов и пассажиров, в том числе в интересах дрейфующих научных станций «Северный полюс» в условиях ИКО.

**Целью работы** является создание научно-методического обеспечения по формированию облика самолета в условиях инфраструктурно-климатических ограничений арктического базирования.

Разработка научно-методического обеспечения позволит повысить качество проектно-конструкторских работ по созданию самолетов арктического базирования, снизить финансовые затраты и сократить время на этапе предварительного проектирования за счёт средств компьютерного моделирования.

Достижение поставленной цели выполняется на основе решения следующих задач:

- разработки научно-методического обеспечения по формированию облика самолёта в условиях ИКО арктического базирования при минимизации плоскостного момента инерции относительно  $I_{y_{0z}}$  (вдоль оси OX);
- анализа условий базирования и эксплуатации в полярных регионах;
- разработки моделей базирования и совершения транспортной операции в полярных условиях;
- выявления алгоритма формирования облика самолёта с учётом ИКО 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 самолёта арктического базирования.

### **Методика исследования**

Предметом исследования является формирование облика самолета для базирования в условиях высокоширотности Арктического региона. Системный подход, применимый к проектированию, является базовой точкой декомпозиции задач формирования алгоритмов и моделей. На основе формально-эвристических процедур проведено моделирование для поиска рациональных конструктивно-компоновочных решений. Математически задача отыскания рациональных значений параметров поставлена как задача многокритериальной дискретной оптимизации.

**Научная новизна** диссертации заключается в создании научно-методического обеспечения, состоящего из методик, алгоритмов и подпрограмм, позволяющих проводить формирование облика самолета арктического базирования для освоения полярных регионов на ранних стадиях проектирования.

В данной диссертационной работе выявлены специфические задачи по ФОС в условиях ИКО арктического базирования при стабилизации плоскостных моментов инерции относительно  $I_{y_{0z}}$  (вдоль оси OX). По результатам анализа разработаны модели агрегатов и использован метод расчёта моментов инерции самолета в первом приближении.

Выявлены закономерности между параметрами фюзеляжа САБ в альтернативных вариантах компоновки целевой нагрузки и моментно-инерционными характеристиками самолета, а также определены области существования компоновочных решений целевой нагрузки и зоны применения альтернативных подходов к формированию облика САБ.

### **Практическая ценность диссертационной работы**

Разработанные методы и модели использованы в созданной при участии автора подсистеме формирования облика САБ с учётом ИКО, являющейся современным «инструментом» проектировщика-исследователя для выработки проектных рекомендаций по созданию самолетов, предназначенных для полярной эксплуатации.

Результаты работы могут быть использованы в НИИ и ОКБ авиационной промышленности при разработке комплексных систем автоматизированного проектирования и при подготовке специалистов по проектированию самолетов в авиационных учебных заведениях.

**Достоверность** полученных результатов обеспечивается тестированием программного комплекса при расчете реальных самолетов и сопоставлении их с фактическими данными. Отклонение характеристик физических и математических моделей не превышает  $\pm 7\%$ .

### **Внедрение результатов**

Разработанные методики и модели, алгоритмы и программы, вошедшие в подсистему, внедрены в АО «НИИ парашютостроения» и ПАО «Туполев», что подтверждается советующими актами о внедрении.

**Структура и объем диссертационной работы.** Диссертационная работа состоит из введения, пяти разделов, выводов по работе, списка литературы (113 наименований работ отечественных и зарубежных авторов) и приложения. Общий объем диссертации – 180 страница, включая 21 таблицу и 51 рисунок.

**Апробация работы.** Основные результаты работы были доложены и обсуждены на ряде научно-технических конференций и в организациях.

Год	Организация	Наименование конференции, семинара и т.д.
2011	МИЭМ	Международная школа-семинар научно-техническая студенческая конференция «Новые информационные технологии»
2012	МГИМО (У) МИД РФ	Конференция «Актуальные аспекты развития оборонно-промышленного комплекса и системы военно-технического сотрудничества России»
2012	СГАУ	Всероссийская молодёжная научно-техническая конференция «Космос-2012»
2012	МИЭМ	Международная школа-семинар научно-техническая студенческая конференция «Новые информационные технологии»
2012	ААНИИ	Научный доклад

2012	ГК «Ростех»	Международная научно–практическая конференции «Российские корпорации, вузы и научные организации: проблемы и перспективы сотрудничества в инновационной сфере»
2013	МИЭМ НИУ ВШЭ	Международная школа-семинар научно-техническая студенческая конференция «Новые информационные технологии»
2013	ААНИИ	Научный доклад
2014	МАИ (НИУ)	XIII Международная конференция «Авиация и космонавтика -2014»
2014	СпбГУ	X Большой географический фестиваль студентов и молодых ученых (научная конференция)
2015	МАИ (НИУ)	Молодежная научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике»
2015	СГАУ	XIII всероссийская научная конференция «Королевские чтения»
2015	ААНИИ	Научный доклад
2015	ВИАМ	Конференция «Материалы для технических устройств и конструкций, применяемых в Арктике»

Основные теоретические положения и некоторые результаты исследования опубликованы автором в научных статьях [1-7,10-11], а также содержатся в тезисах докладов на научно-технических конференциях всероссийского и международного значения [8-9].

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**В первой главе** проведен анализ процесса проектирования самолета арктического базирования (САБ) в высокоширотном арктическом регионе, который имеет специфический характер. Ограничения вносят корректировку в структуру и состав задач, решаемых в рамках формирования облика самолета (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. Проведём декомпозицию процедур ФОС.

В условиях ИКО при ФОС необходимо определить массы самолета, выявить группы элементов, масса которых известна, а так же контролем над соотношением масс отдельных агрегатов и систем самолета по уравнению весового баланса самолета:

$$1 = \bar{m}_{пл} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{ц.н.} + \bar{m}_{об} + \bar{m}_T + \bar{m}_{сн}(\bar{m}_{ав.об}; \bar{m}_{л.р.об}), \quad (1)$$

- где  $\bar{m}_{пл}$  - относительная масса планера;  
 $\bar{m}_{с.у}$  - относительная масса СУ;  
 $\bar{m}_{об}$  - относительная масса оборудования;  
 $\bar{m}_T$  - относительная масса топлива;
- $$\bar{m}_T = \bar{m}_T^{\text{перелет(туда)}} + \bar{m}_T^{\text{перелет(обратно)}} + \bar{m}_T^{\text{Стойночный.запас}} + \bar{m}_T^{\text{Нав.запас}}$$
- $$\bar{m}_{ц.н} = f(TЗ)$$
- относительная масса целевой нагрузки,
- 
- $$\bar{m}_{ц.н} = \bar{m}_{ц.н}^{\text{десантирования}} + \bar{m}_{ц.н}^{\text{разгрузки}} + \bar{m}_{ц.н}^{\text{платформ}};$$
- $\bar{m}_{сн}$
- относительная масса снаряжения для полярной эксплуатации,
- 
- $$\bar{m}_{сн} = \bar{m}_{ав.об} + \bar{m}_{л.р.об};$$
- $\bar{m}_{ав.об}$
- относительная масса аварийного оборудования для полярной эксплуатации;
- 
- $\bar{m}_{л.р.об}$
- относительная масса оборудования для проведения ледовой разведки, в том числе локаторы, эхолоты, БПЛА и др.

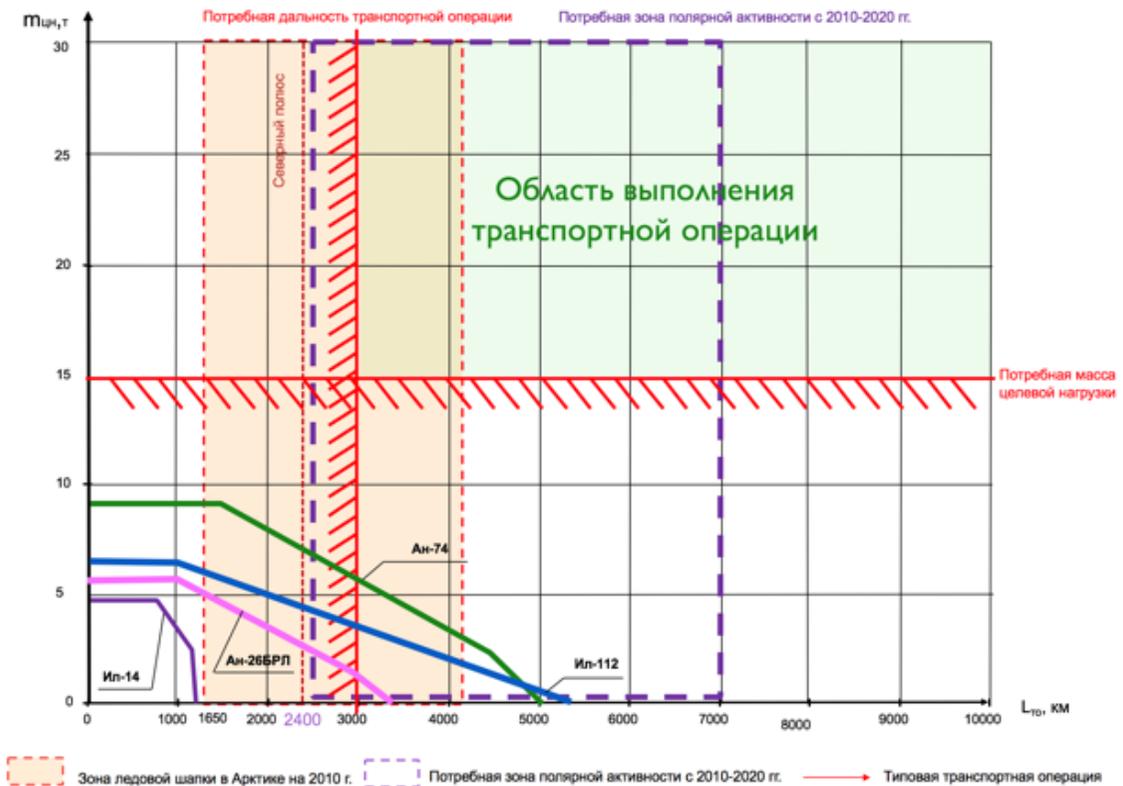


Рис.1. Эксплуатация самолетов в АЗРФ

При формировании компоновочной схемы САБ, заключающемся в осуществлении взаимной пространственной увязки основных компоновемых элементов самолета ( $\bar{m}_{ц.н.}$ ;  $\bar{m}_T$ ;  $\bar{m}_{сн}$ ), необходимо исходить от задач, для которых САБ разрабатывается.

Основная задача САБ – это выполнение инфраструктурных, научных и стратегических задач в Арктике, логистика и оперативная доставка с помощью САБ специфических грузов и топлива в районы работы дрейфующих полярных станций «Северный полюс» Арктического и Антарктического НИИ 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, перевозимых в ходе транспортных операций, присутствуют как специальные грузы и научное оборудование, так и нефтяные буры и строительная техника, предназначенные для перевозки грузов в навал, или закреплённых на контейнерах, или платформах.

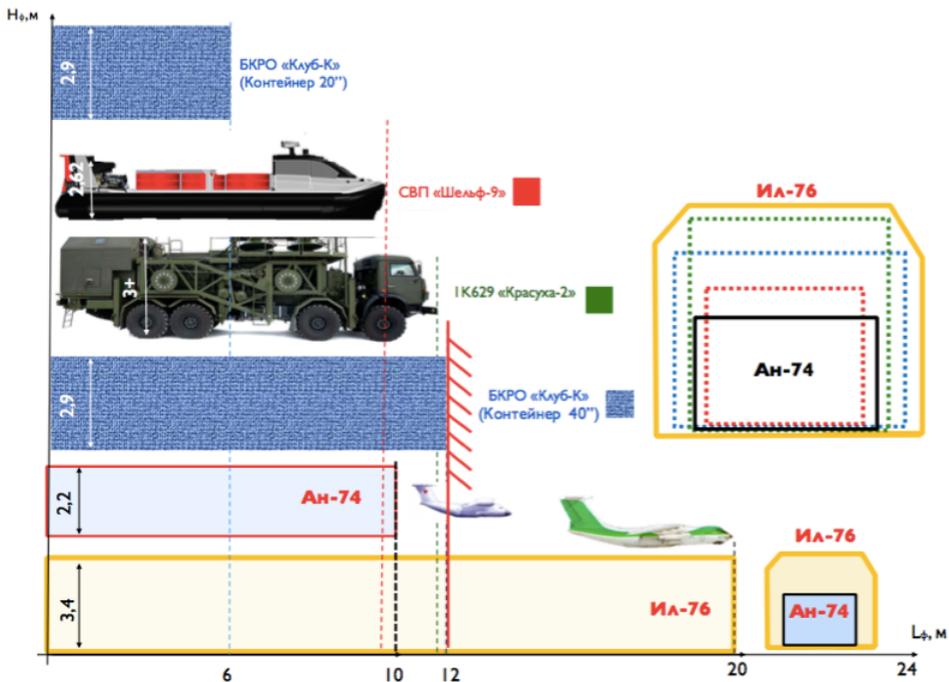


Рис.2. Номенклатура грузов и ограничений САБ

За счёт применения новых информационных технологий и современных материалов происходит снижение массовой доли конструкции и агрегатов самолета в структуре веса в пользу увеличения массы целевой нагрузки ( $\bar{m}_{ц.н}$ ) и массы топлива ( $\bar{m}_T$ ):

$$\sum \bar{m} = 1 = \bar{m}_{\text{пос}} \downarrow + \bar{m}_T \quad (2)$$

где  $\bar{m}_{\text{пос}} \downarrow = \bar{m}_{\text{п.с}} \downarrow + \bar{m}_{\text{ц.н}} \uparrow + \bar{m}_{T.\text{остаток}}$ .

Для выполнения габаритных требований по перевозке грузов ( $\bar{m}_{ц.н.}$ ) в выбранном самолете в районы работы ( $L_{TO}$ ) дрейфующих полярных станций «Северный полюс» представим в следующем виде:

$$\min \bar{m}_{п.с.} \rightarrow \bar{m}_T \uparrow \min \bar{m}_{п.с.} \downarrow \rightarrow \max \bar{m}_{ц.н.} \uparrow \rightarrow V_\phi \uparrow = f(S_{сеч}(r_\phi); L_\phi) \rightarrow L_\phi \leftarrow \min J_{ozy} = const. \quad (3)$$

Снижение массовой доли конструкции и агрегатов самолетов ( $\bar{m}_{п.с.}$ ) в структуре веса самолета необходимо в пользу увеличения массы топлива ( $\bar{m}_T$ ) и массы целевой нагрузки ( $\bar{m}_{ц.н.}$ ), которые, в свою очередь, ограничены размерами топливных баков и размерами фюзеляжа ( $V_\phi$ ).

При выборе воздушного судна (ВС) для транспортировки грузов в полярных районах необходимо принимать во внимание некоторые требования и ЛТХ смешанных полярных рейсов, в том числе техническую возможность перевозки в районы работы ( $L_{TO}$ ) дрейфующих полярных станций «Северный Полюс» потребной массы целевой нагрузки ( $\bar{m}_{ц.н.}$ ), и технические размеры грузовой кабины, потому что при  $m_{ц.н.} = const$  и  $V_\phi = const$  габариты грузов могут не удовлетворить по  $V_\phi \rightarrow (S_{сеч}(r_\phi); L_\phi)$  выбранному ВС.

Принимая во внимание инфраструктурные ограничения по базированию на ледовых ВПП и на континентальных аэродромах, необходимо учитывать размер фюзеляжа ( $L_\phi$ ). Размер фюзеляжа и плотность компоновки ( $\rho_k$ ) по оси OZ, в свою очередь требуют применения моментно-инерционного подхода к минимизации моментов инерции ( $I_{oz}$ ) при проектировании перспективных САБ.

Учет влияний моментно-инерционного фактора позволяет синтезировать облик САБ, отвечающего системе уравнений 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 и качества компоновки грузов, потерь на балансировке, моментно-инерционных характеристик центровки.

Исходя из (3) и выбранной схемы, определяются основные параметры и производится компоновка САБ. В процессе компоновки (1.4) определяются внешние и внутренние формы, расположение полезной нагрузки, оборудования, снаряжения, агрегатов СУ и т. д.

$$\begin{aligned} & \uparrow \bar{m}_{ц.н.} \rightarrow \uparrow \Delta \bar{J}_{oz} \\ & \left\{ \begin{array}{l} m_0 = \sum_j m_j \\ I_{00X} = \sum_j I_{j0X} \text{ соб} + \sum_j I_{j0X} \text{ пер} \\ I_{00Z} = \sum_j I_{j0Z} \text{ соб} + \sum_j I_{j0Z} \text{ пер} \\ I_{00Y} = \sum_j I_{j0Y} \text{ соб} + \sum_j I_{j0Y} \text{ пер} \end{array} \right. \quad (4) \end{aligned}$$

Важно отметить, что  $I_{00Z}$  можно формировать за счёт  $L_\phi$  и изменения площади поперечного сечения фюзеляжа ( $S_{сеч}$ ) при  $V_\phi = const$  и плотности компоновки в сечении за счет распределения целевой нагрузки ( $m_{ц.н.}$ ), вдоль длины фюзеляжа ( $L_\phi$ ) для доставки специального оборудования и грузов при помощи САБ, учитывая ИКО полярной эксплуатации (толщина льда и др.) на форму и требуемую площадь поперечного сечения фюзеляжа ( $S_{сеч}$ ) и габаритные размеры оборудования, кресла и контейнеры (поддоны). В соответствии с этим можно сделать вывод, что длина фюзеляжа и его радиус будет являться параметром характеристики объёмно-весовой и моментно-инерциальной компоновки фюзеляжа:

$$V_\phi = f(S_{сеч}; L_\phi) = f\left((r_\phi^2 \times \pi; L_\phi; m_{ц.н.})\right) \quad (5)$$

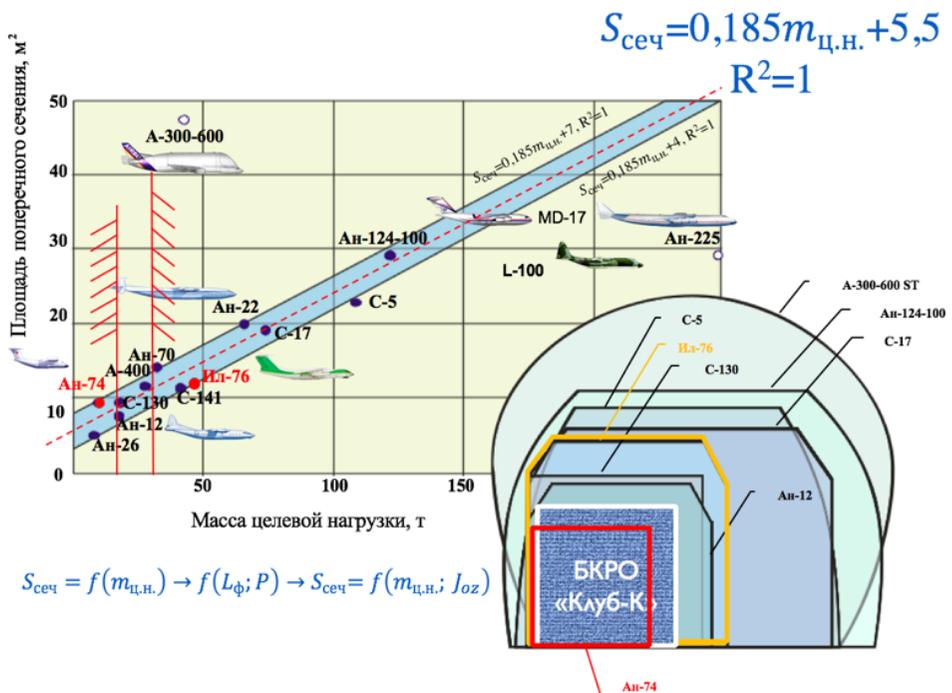


Рис.3. Размеры кабины и сечения фюзеляжей самолетов

Компонентами, влияющими на такие характеристики, как объём фюзеляжа ( $V_\phi$ ) и площадь омываемой поверхности ( $S_{OM}$ ), 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:

$$L_\phi = f(L_1(L_{рампы}) + L_2(V_{ц.н.}) + L_3(\bar{m}_{об}) + L_4(\bar{m}_{сн}(\bar{m}_{ав.об}; \bar{m}_{л.р.об})) \quad (6)$$

Можно сделать вывод о том, что характеристики уравнений (5) - (6) совместно с периметром поперечного сечения (P) являются параметрами для характеристик  $S_{\text{сеч}} = f(L_{\phi}; P)$  и  $V_{\phi} = f(S_{\text{сеч}}; L_{\phi})$ , что позволяет сформировать зависимости сечения фюзеляжа от массы целевой нагрузки  $S_{\text{сеч}} = f(m_{\text{ц.н}}; J_{\text{oz}})$ .

Анализ структуры процедур ФОС для САБ, показывает, что отыскание вектора конструктивных параметров  $X^* \in X_{\text{доп}}$ , где  $X_{\text{доп}}$  - множество допустимых вариантов проекта, есть сложная многокритериальная задача, которую в общем виде можно сформулировать так: определить вектор конструктивных параметров  $X^*$ , состоящий из элементов, которым соответствует минимальное значение целевой функции  $F(x;u)$ , связывающей параметры и характеристики проектов на множестве ограничений.

Решение данной задачи, как задачи математического моделирования, не всегда приводит к успеху из-за значительной размерности вектора конструктивных параметров  $X^*$ , сложности множества  $X_{\text{доп}}$  и  $U$ , а также большого времени, необходимого для вычисления значений критерия  $F(x;u)$ .

С целью упрощения задачи используется следующий подход: эффективность самолета оценивается по значениям некоторого набора частных критериев, определяющих концепцию самолета на множестве ограничений  $U$ . Исходя из данного подхода, математическая постановка задачи как задачи, многокритериальной дискретной оптимизации, имеет вид:

$$\mathbf{X}^* = \text{Arg min } F(\mathbf{x}; \mathbf{u}), \quad (7)$$
$$\mathbf{x} \in \mathbf{X} \quad \mathbf{u} \in \mathbf{U}$$

где

$X = X(\bar{l}_{\text{кр}}; n_{\text{дв}}; \bar{l}_{\text{дв}}; m_{\text{ц.н}}; \bar{l}_{\text{ц.н}}; \rho_{\text{к}}; I_{\text{Ozy}})$  – вектор конструктивных параметров,

где

$X_1(i_{\text{дв}})$  – расположение крыла ( $i_{\text{дв}}$ ) относительно фюзеляжа,

$X_2(\bar{l}_{\text{дв}})$  – расположение двигателей ( $\bar{l}_{\text{дв}}$ ) относительно фюзеляжа,

$X_3(\bar{l}_{\text{ц.н}})$  – расположение целевой нагрузки ( $\bar{l}_{\text{ц.н}}$ ) относительно фюзеляжа;

$X_4(\rho_{\text{к}})$  – распределение плотности компоновки целевой нагрузки ( $\rho_{\text{к}}$ ) относительно фюзеляжа;

$X_5(I_{\text{yOz}})$  – плоскостной момент инерции ( $I_{\text{yOz}}$ ) вдоль оси OX;

$X_6(n_{\text{дв}})$  – количество двигателей;

$X_7(m_{\text{ц.н}})$  – масса целевой нагрузки ( $m_{\text{ц.н}}$ ).

В табл.1 представлены требования и ограничения  $U=U(u)$  каждому  $i$ -му определяется вектор проектно-конструкторских решений  $[X_i]$ , которые позволяют создать САБ, удовлетворяющий  $U=U(u)$ .

Таблица 1. Реестр ограничений полярной эксплуатации

U	Описание	Ограничение
U <sub>1</sub>	L <sub>ТО</sub>	L <sub>ТО</sub> >4800 км
U <sub>2</sub>	R <sub>потрб</sub>	R <sub>потрб</sub> ≥ 2000 км
U <sub>3</sub>	U <sub>ВПП</sub>	L <sub>ВПП</sub> ≤ 1200 м, L <sub>льдины длина</sub> ≥ 1500 м, L <sub>льдины ширина</sub> ≥ 60 м
U <sub>4</sub>	m <sub>пос</sub> (h <sub>льда</sub> )	m <sub>пос</sub> (h <sub>льда</sub> ) ≤ 60т
U <sub>5</sub>	m <sub>цн</sub> (V <sub>ф</sub> )	15т ≤ m <sub>цн</sub> (V <sub>ф</sub> ) ≤ 30т
U <sub>6</sub>	h <sub>льда</sub>	1,5м ≤ h <sub>льда</sub> ≤ 3 м
U <sub>7</sub>	U <sub>погода</sub>	Согласно Руководства по проведению ледовой авиаразведки
U <sub>8</sub>	U <sub>экология</sub>	Согласно части 2 тома 2 приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО
U <sub>9</sub>	U <sub>эмиссия</sub>	Согласно части 34 «Охрана окружающей среды» Авиационных правил ИКАО
U <sub>10</sub>	U <sub>экипажа</sub>	U <sub>экипажа</sub> ≥ 4 человека
U <sub>11</sub>	U <sub>первой посадки</sub>	Наличие лыжного шасси
U <sub>12</sub>	U <sub>дв</sub> (n <sub>дв</sub> )	n <sub>дв</sub> ≥ 2, согласно АП-25
U <sub>13</sub>	U <sub>климат</sub>	Согласно части 2 тома 2 приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО
U <sub>14</sub>	U <sub>грузоперевозок</sub>	Согласно Руководства по проведению ледовой авиаразведки
U <sub>15</sub>	U <sub>десантирования</sub>	Согласно Руководства по проведению ледовой авиаразведки

Поставленные вербальная и математическая задачи исследования показали, что для успешного синтеза САБ необходимо разработать новый подход к формированию облика самолета исходя из жёстких граничных условий его эксплуатации и специфики транспортных операций, что во многом определяет его внутреннюю компоновку.

**Во второй главе** представлена разработка моделей агрегатов самолета для арктической эксплуатации, являющихся более адаптивными и позволяющие интерпретировать ограничения и требования необходимые для удовлетворения при создании перспективной авиационной техники и особенно САБ.

Разработаны инвариантные геометрические модели грузового, парашютно-десантного (Рис.4.2.), специального, бытового, аварийно-спасательного и научного оборудования, позволяющие формализовать процедуру компоновки целевого

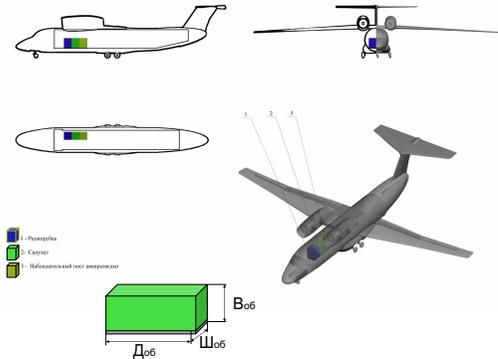


Рис.4.1. Модели служебно-бытовых помещений и научных постов

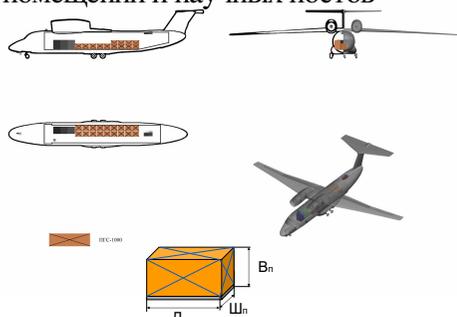


Рис.4.2. Модели парашютно-десантного оборудования

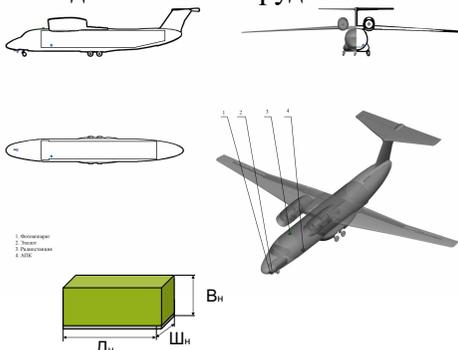


Рис.4.3. Модели научного оборудования

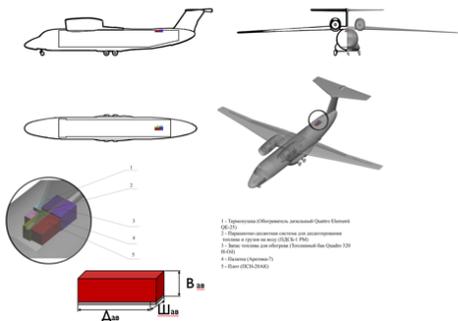


Рис.4.4. Модели аварийно-спасательного оборудования

оборудования (Рис.4.1) . К моделям служебно-бытовых помещений в данной работе относятся: кухни, туалеты, гардеробы. К моделям научного оборудования относятся наблюдательные приборы и научные установки (Рис.4.3), используемые для анализа и авиаразведки. К моделям специального оборудования для аварийно-спасательных работ (Рис.4.4) относятся спасательные плоты, экспедиционные палатки, а так же термические установки и обогревательные приборы, используемые для работы и обогрева внутреннего пространства САБ во время плановой стоянки на льду (до 72 часов) и входе аварийной стоянки во время непогоды ( $U_7$ ). К специальному оборудованию для инфраструктурной деятельности относятся суда на воздушной подушке, снегоболотоходы, станции радиоэлектронной борьбы, береговые ракетные комплексы перевозимые в грузовом отсеке САБ (рис.2).

Для решения задачи арктического базирования, взлёта и посадки САБ на ледовые аэродромы, организованные на дрейфующих льдинах, необходимо рассмотреть ограничения  $U_4$  и  $U_6$ . После анализа данных и разработки моделей получается представить задачу взлёта и посадки в виде объединенной модели толщины льда и посадочной массы.

По результатам анализа ограничений по максимальной посадочной массе САБ и зависимости от типа и толщины льда, распределенного по Северному ледовитому океану. Составлены графо - аналитические зависимости, представленные ниже. Для взлёта и посадки, в условиях базирования САБ на льду согласно можно рассчитать предельно-минимальную толщину морского льда по формуле:

$$h_{\text{льда}} = K_{t(U_{\text{климат}})} (20\sqrt{m_{\text{max доп.пос}}} - 0,25 m_{\text{max доп.пос}}), \quad (8)$$

где

$t(U_{\text{климат}})$  – экологические требования эксплуатации в приполярном регионе, согласно части 2 тома 2 приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации, влияющие на таяние льда ( $h_{\text{льда}}$ );

$m_{\text{max доп.пос}}$  – максимально допустимая посадочная масса самолёта [Т];

$h_{\text{льда}}$  - предельно-минимальная толщина льда [см].

$K$  - коэффициент, учитывающий период и возраст льда:

$K=1$  – для зимы;

$K=1,5$  – для лета (многолетний лёд);

$K=2$  – для зимы (однолетний лёд).

Для поиска альтернативных схемных решений были разработаны моментно-инерционные модели агрегатов самолета. Разработанные моментно-инерционные модели САБ позволяют моделировать облик самолета для применения в сложных высокоширотных условиях.

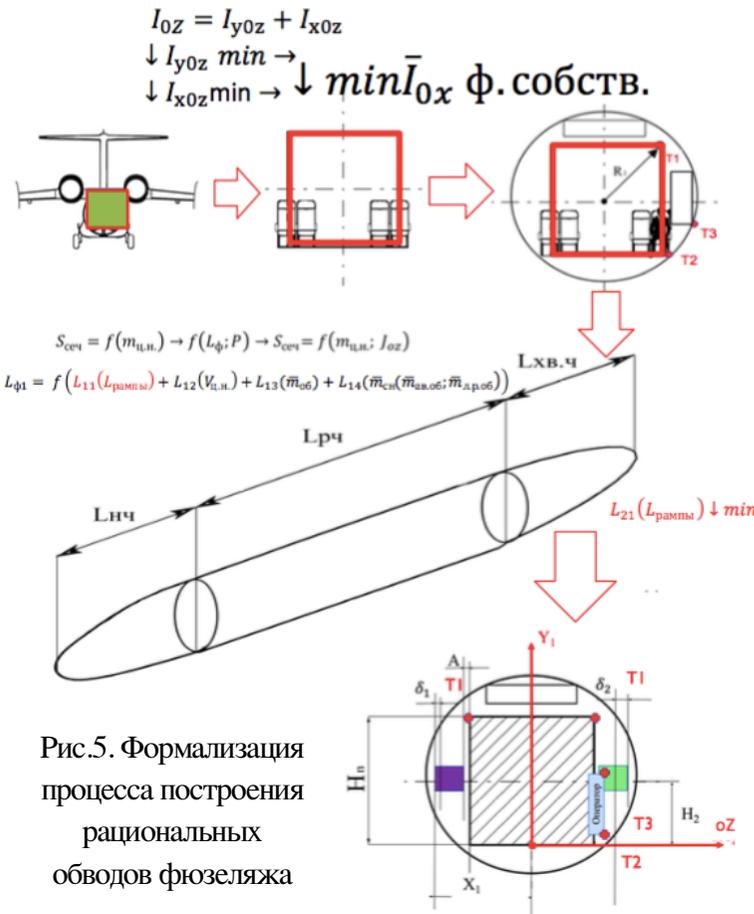


Рис.5. Формализация процесса построения рациональных обводов фюзеляжа

В третьей главе проведен синтез проектных методов формирования моментно-инерционного облика самолета, как инструмента проведения проектных исследований по формированию облика САБ с учётом вектора трансформации ИКО.

Разработаны процедуры компоновки палуб самолета арктического базирования. При рассмотрении обратной задачи компоновки конструктору необходимо провести процесс проектирования в соответствии с жесткими инфраструктурно-климатическими требованиями по эксплуатации САБ, изложенными в ТЗ, т. е. разместить заданное

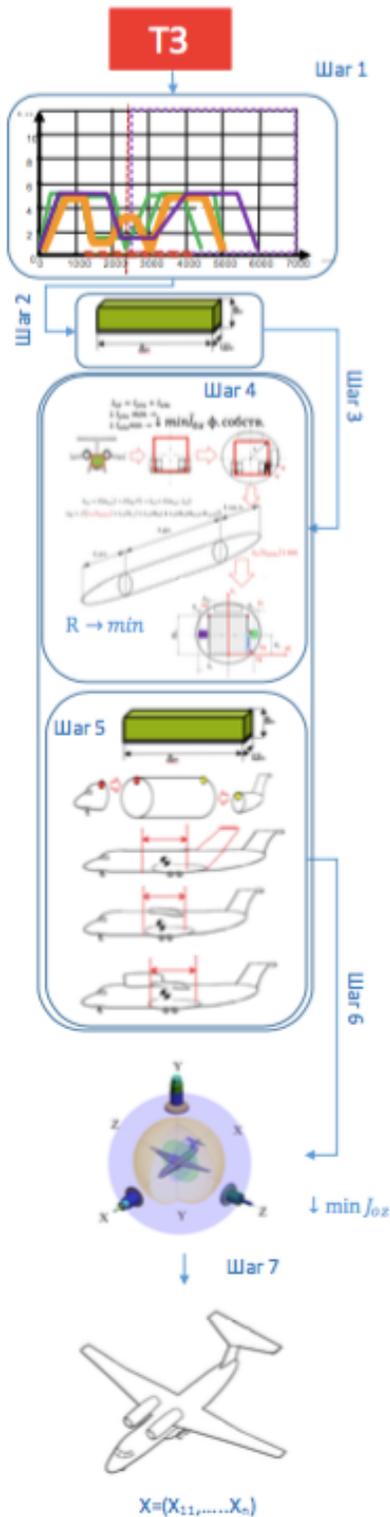


Рис.6. Схема алгоритма формирования облика САБ

оборудование, грузы и пассажиров, не нарушив при этом основные требования (рекомендации) по прочности, инфраструктуре существующих аэропортов, безопасности пассажиров, комфорту и т.д.

При формировании облика САБ (Рис.6.) появляется множество специфических ограничений (U), в том числе ИКО. Использование метода контрольных точек, дает возможность учесть требования, в том числе ИКО, предъявляемые к САБ, и наглядно представить их при поиске оптимального поперечного сечения.

При продольной компоновке грузовых палуб САБ следует применить матрично-топологический метод синтеза с оптимизацией по моментно-инерционному облику, который позволяет произвести последовательный анализ ЛТХ и ТТХ для удовлетворения ИКО и требованиям полярной эксплуатации. В этом случае мы получаем возможность максимально удовлетворить требованиям плотности компоновки целевой нагрузки ( $\rho_k$ ) и максимально эффективно разместить наблюдательные посты, научное и специальное оборудование, а также подготовить САБ для перевозки инфраструктурных грузов.

Разработаны и формализованы процедуры моментно-инерционного анализа для минимизации плоскостного момента инерции относительно  $I_{YOZ}$  (вдоль оси OX) и автоматизации процесса моментно-инерционного анализа необходима разработка специализированного программного обеспечения.

В четвертой главе рассмотренные алгоритмы моментно-инерционного анализа компоновки самолета при базировании в полярных условиях, разработаны подпрограммы и включены в систему автоматизированного ФОС, позволяющие производить оценку и синтез моментно-инерционного облика САБ на ранних этапах проектирования.

Рациональный выбор облика моментно-инерционной компоновки САБ, минимизирующий плоскостной момент инерции вдоль оси OX и

удовлетворяющей ИКО, является процедурным и математически описанным оптимальным конструкторским решением формирования облика полярного самолета.

Особенности моделей самолета арктического базирования вносят определенные коррективы в ранее применяемую методику автоматизированного проектирования, что определяет рекомендации и требования к процессу автоматизированного проектирования САБ.

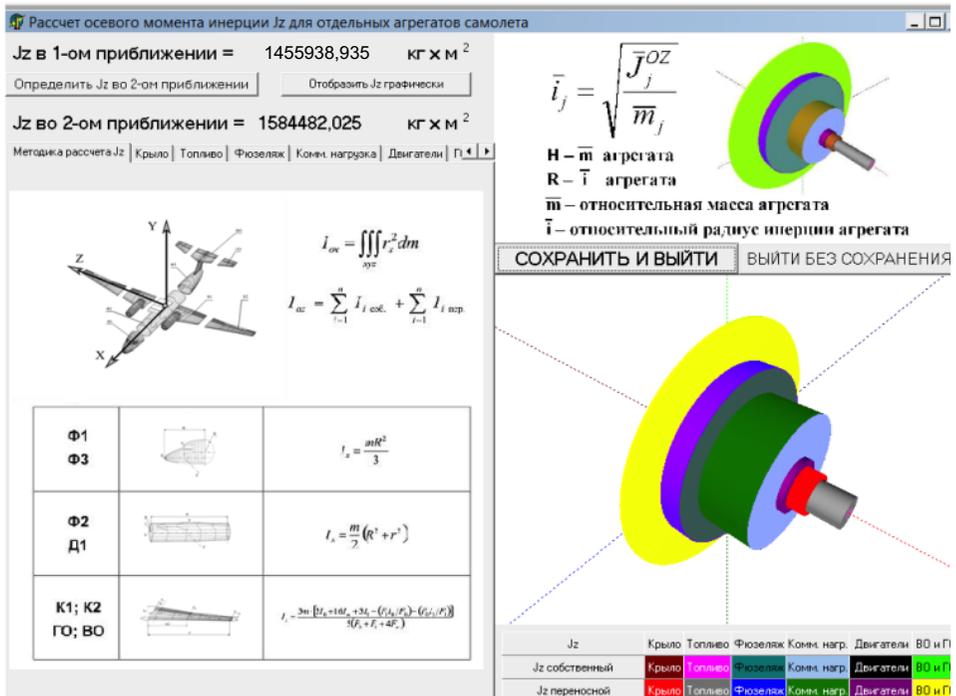


Рис.7. Главное окно программного комплекса МИФ

Для решения задачи данной диссертационной работы разработан программный комплекс «Моментно-инерционный фактор» (МИФ), государственный регистрационный номер №2011610197 от 11.01.2011г., позволяющий проводить эффективный синтез компоновки САБ на основе анализа характеристик моментно-инерционного облика самолета. Данный комплекс МИФ был использован для проверки адекватности разработанных инерционных моделей. Достоверность моделей составляет  $\pm 7\%$ .

Метод многоитерационного уточнения позволяет учесть специфику задачи, максимально приблизить алгоритм к решению поставленной задачи путем итерационной ориентации каждой подпрограммы и последовательно актуализировать все слои, соответствующие разным уровням абстракции алгоритма формирования моментно-инерционного облика САБ.

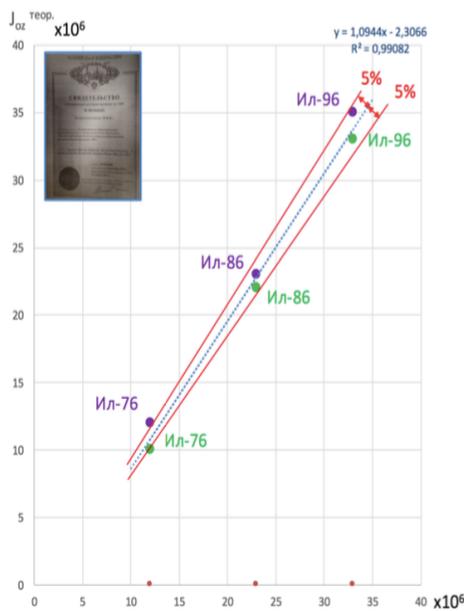


Рис.8. Проверка адекватности инерционных моделей

Далее предлагается второй, поагрегатный, этап расчета осевых моментов инерции самолета. После определения моментно-инерционных характеристик агрегатов ЛА точность результатов повышается до 7%. Существенная разница между значениями моментов инерции, полученными на первом и втором этапе, говорит об отклонении параметров моментно-инерционной компоновки от традиционных или об ошибках в позиционировании агрегатов.

В процессе создания программного комплекса МИФ:

- произведен анализ геометрической компоновки зон расположения двигателей, топлива и коммерческой нагрузки;
- разработан итерационный ряд методик определения моментов инерции всего самолета и отдельных агрегатов с диапазонами точности 20%, 10%, 7%;
- сформирован набор алгоритмов для определения моментно-инерционных характеристик самолетов на базе разработанного итерационного ряда соответствующих методик.

Разработаны алгоритмы и методики формирования моментно-инерционного облика перспективных типов ЛА с использованием минимального количества входных данных для условий формирования компоновки САБ в жестких инфраструктурно - климатических условиях.

Отечественный и зарубежный опыт проектирования самолетов показывает, что увеличение относительного радиуса инерции коммерческой нагрузки приводит к

Ввиду дискретности вычислительного алгоритма упрощен контроль за процессом и появилась возможность модифицировать процесс выполнения численного эксперимента в зависимости от условий решаемой задачи программный комплекс «Моментно-инерционный фактор» разделен на отдельные элементарные модули.

Конструктору предлагается вариант компоновки в виде определения моментно-инерционного облика (рис.7) на основе расчета осевых моментов инерции самолета по эмпирическим формулам, учитывающим массовые и габаритные характеристики данного типа самолетов (взлетный вес, вес конструкции, топлива, размах крыла и длина фюзеляжа). Этот вид расчета позволяет определить моментно-инерционные характеристики выбранного типа самолета с точностью до 20%.

увеличению взлетной массы, при этом с увеличением размерности самолета наблюдается нелинейный рост влияния инерционной составляющей.

Такой подход приводит к значительному изменению моментов инерции самолета, и уменьшению данного эффекта, за счет использования рациональной моментно-инерционной компоновки.

Применение моделей и алгоритмов, использованных при разработке системы автоматизации синтеза моментно-инерционного облика в программном комплексе МИФ, позволит качественно повысить точность определения моментно-инерционных характеристик перспективных самолетов уже на этапе предварительного проектирования, что обеспечит сокращение затрат на разработку самолетов и исключит необходимость внесения изменений на заключительных этапах.

**В пятой главе** проведены проектные исследования влияния инфраструктурно-климатических условий эксплуатации на ЛТХ самолета, рассмотрены факторы и допущения, принятые в рамках исследования. 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 года.

Снижение массы пустого снаряженного САБ для перевозки специальных и научных грузов для поддержки инфраструктурной деятельности в Арктике обусловлено увеличением массы целевой нагрузки и необходимостью увеличения дальности полета за счет:

- применения альтернативных конструкторских подходов для снижения массы пустого снаряженного самолёта и фюзеляжа путем использования двухбалочной схемы и рациональной моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки обеспечивают более сбалансированный эллипсоид инерции;
- 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.

Рассмотрены альтернативные варианты моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки и научного оборудования (постов) в фюзеляже и их влияние на изменение массы фюзеляжа. В совокупности эти данные позволили провести анализ взаимного влияния относительной массы фюзеляжа и параметров моментно-инерционной компоновки зон расположения целевой нагрузки и научного оборудования (постов).

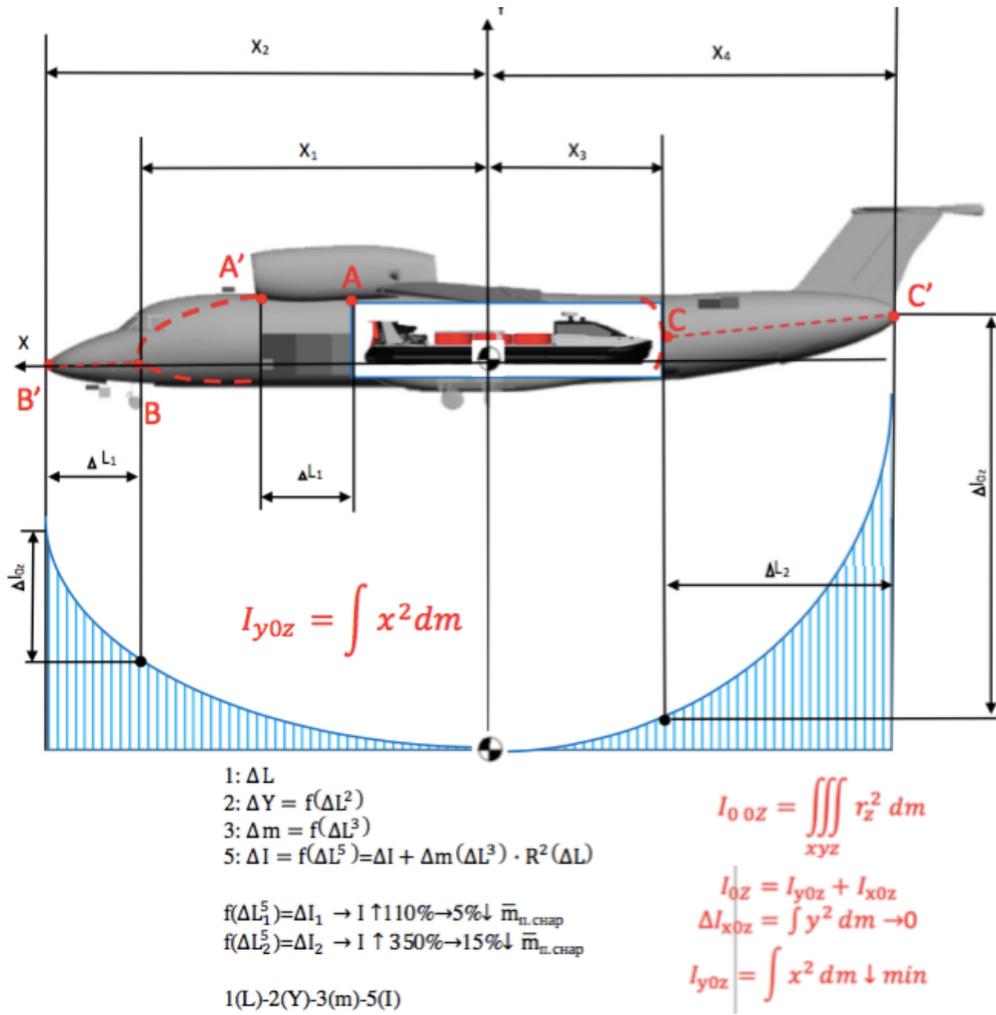


Рис.9. Анализ вариантов  $I_{Oz}$  моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки в фюзеляже для  $X_1$

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 ( $h_{льда}$ ). Результат анализа в виде модели изменений потребной (допустимой) посадочной массы в зависимости от допустимой толщины льда представлен на рис.10.

В ходе диссертационного исследования был проведен анализ влияния схемных решений на зависимость массы целевой нагрузки от дальности полета и толщины льда и представлен на рис.11.

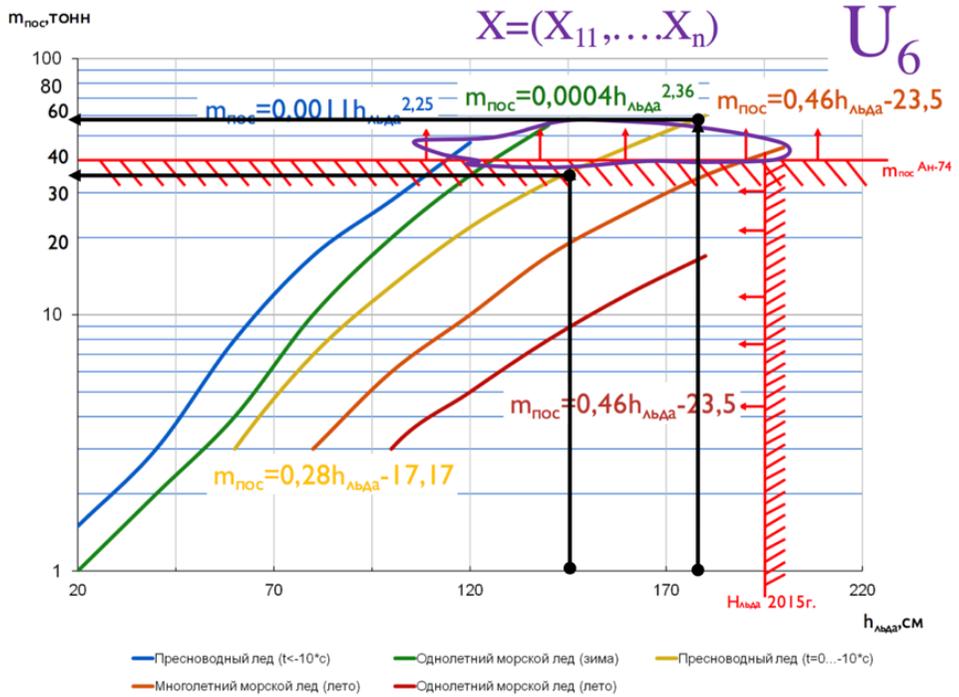


Рис.10. Модель изменений потребной (допустимой) посадочной массы в зависимости от  $h_{\text{льда}}$

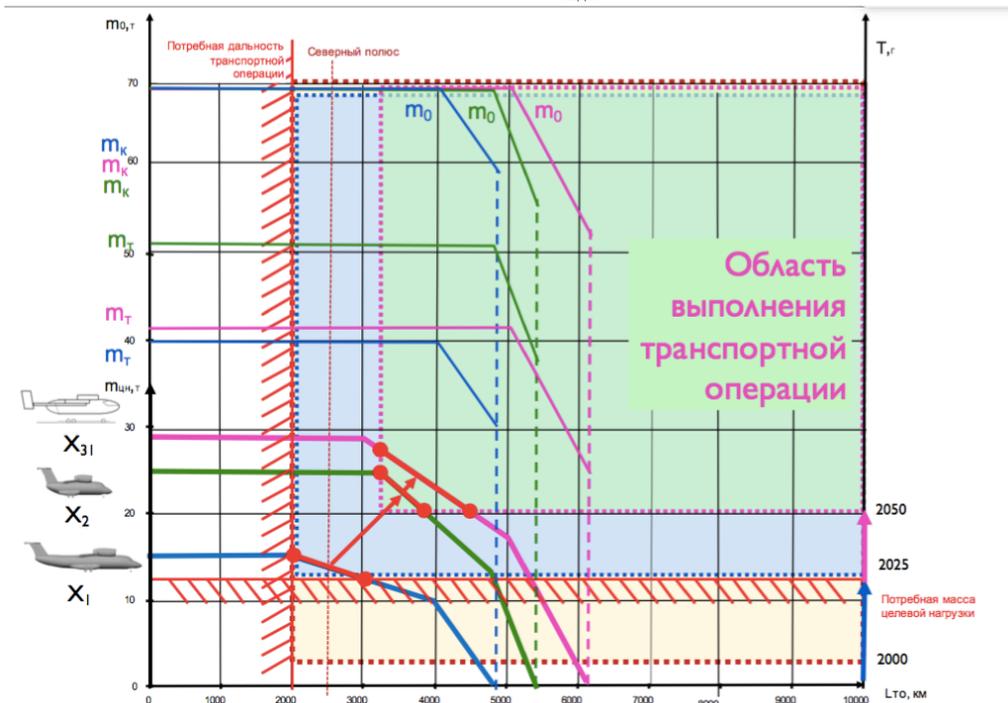


Рис.11. Анализ влияния применения моментно-инерционной модели на летно-технические характеристики самолёта

Анализ влияния применения моментно-инерционной модели на летно-технические характеристики самолёта, выраженный в виде ряда схемных решений, и представлен на Рис.12.

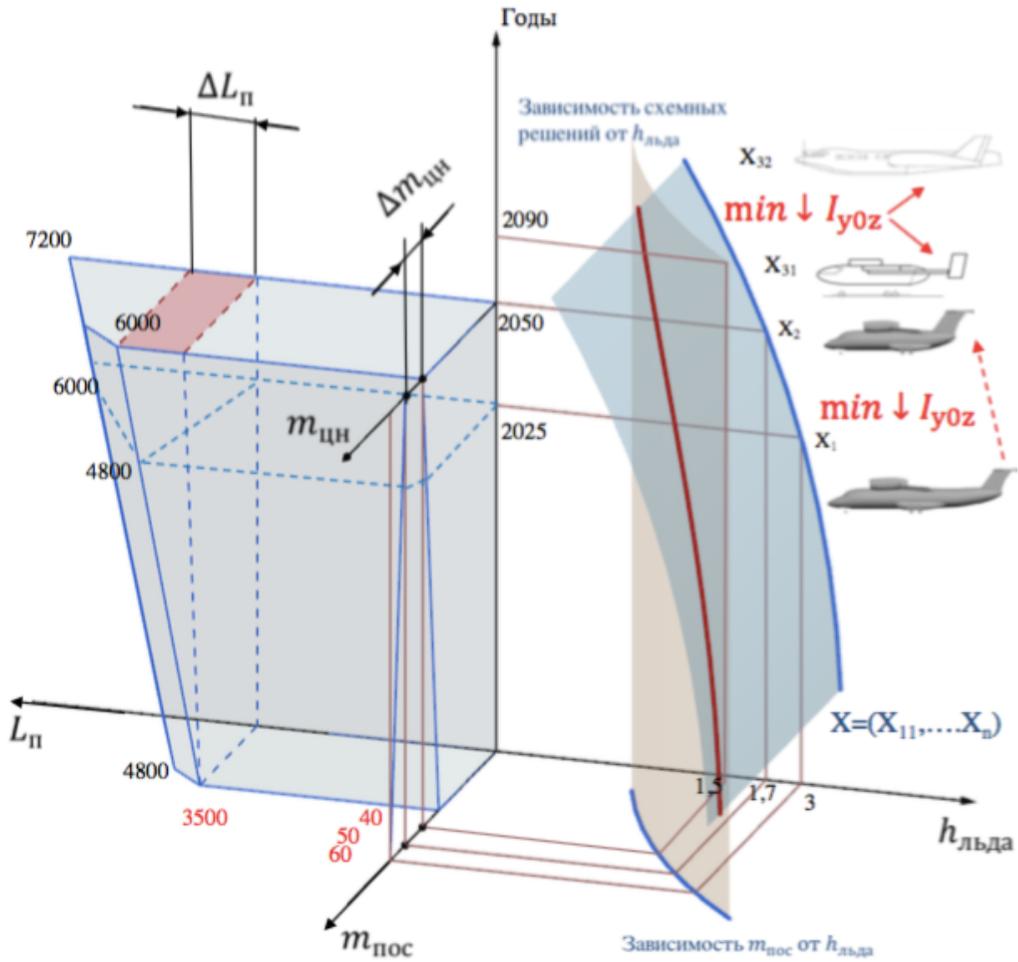


Рис.12. Анализ влияния применения моментно-инерционной модели на ЛТХ самолёта

### ВЫВОДЫ

Предложенный новый метод по формированию компоновочной схемы самолета в условиях инфраструктурно-климатических ограничений арктического базирования при минимизации плоскостного момента инерции относительно  $I_{yOz}$  (вдоль оси  $OX$ ) на основе решения «обратной» задачи проектирования посредством сочетания трех методов: моментно-инерционного анализа, матрично-топологического и метода контрольных точек положен в основу научно-методического обеспечения формирования облика САБ.

1. Выявленные математические зависимости посадочной массы от толщины льда позволили применить их для анализа летно-технических характеристик

самолета арктического базирования. Достоверность моделей составляет  $\pm 7\%$ . Определено, что при толщине льда 1,7м при полете на  $R_{\text{побр}}=1600\div 2000\text{км}$  транспортная операция может быть реализована самолетом с посадочной массой от 37т до 59т, нормальной аэродинамической схемы с лыжным шасси, с двумя двигателями, расположенными на крыле.

2. Выявленные рациональные траектории полета и типовые маршруты выполнения полярной транспортной операции позволили сформулировать требования к ЛТХ САБ. Определены основные этапы транспортной операции в Арктике. Необходимость выполнения транспортной операции на  $R_{\text{побр}}=1600\div 2000\text{км}$  требует учета изменения толщины льда с 3м до 1,7м, что приводит к уменьшению допустимой посадочной массы с 59т до 37т.

3. Разработанные процедуры компоновки палуб САБ на основе выбора рационального моментно-инерционного облика позволили адаптировать: метод контрольных точек для определения внешнего контура, матрично-топологический метод для продольной компоновки, формирование рационального моментно-инерционного облика.

4. На базе разработанных формально-эвристических моделей создана подсистема моментно-инерционного анализа. Программный комплекс «Моментно-инерционный фактор» зарегистрирован от 11.01.2011 года как программа для ЭВМ, присвоен Государственный регистрационный номер №2011610197.

5. Выявлены рациональные диапазоны размещения грузов на расстоянии 0,2-0,4 $\bar{l}$  от центра масс, обеспечивающие получение рационального моментно-инерционного облика самолёта, что позволило снизить дифференциальное увеличение взлетной массы в результате уменьшения доли массы, расположенной в зоне больших переносных моментов инерции.

6. Проведенный анализ результатов проектных исследований показал, что к 2050 году дальность полета возрастет до  $R_{\text{побр}}=2400\text{км}$  при снижении посадочной массы до 50т, это потребует дополнительных мероприятий по снижению массы пустого снаряжённого самолёта, за счет отказа от грузовой рампы.

Таким образом, в данной диссертационной работе разработано научно-методическое обеспечение, включающее методики, программы моментно-инерционного анализа и алгоритмы структурно-параметрического анализа самолетов арктического базирования с учетом выбора рациональной моментно-инерционной компоновки, которое вносит существенный вклад в решение важной народно-хозяйственной задачи по освоению Арктической зоны Российской Федерации, повышает качество, сокращает стоимость и сроки проектирования перспективных самолетов арктического базирования и способствует ускорению научно-технического прогресса.

**Основные положения диссертации опубликованы в работах:**

1. Долгов О.С., Куприков М.Ю., Куприков Н.М. «Особенности выявления моментно-инерционного облика перспективных самолётов, на ранних этапах проектирования»// Вестник Московского авиационного института.- №2 т. 17, М.: МАИ, 2010. С.
2. Долгов О.С., Куприков Н.М., Лякишев М.А. «Согласование облика системы управления и моментно-инерционных характеристик самолёта при изменении массы целевой нагрузки и выработке топлива»// Труды МАИ.- №41, М.: МАИ, 2010.
3. Долгов О.С., Куприков Н.М., Лякишев М.А. «Анализ особенностей моментно-инерционной компоновки перспективных типов гидросамолётов относительно оси ОХ»// Труды МАИ.-№42, М.: МАИ-2011.
4. Долгов О.С., Куприков Н.М., Лякишев М.А. «Анализ влияния изменения массы целевой нагрузки на моментно-инерционные характеристики самолёта относительно оси ОZ»// Труды МАИ.-№42, М.:МАИ, 2011.
5. Долгов О.С., Куприков Н.М. Лякишев М.А. «Разработка алгоритмов автоматизации формирования моментно-инерционного облика перспективных самолётов»// Труды МАИ- №44, М.: МАИ, 2011.
6. Долгов О.С., Куприков Н.М., Лякишев М.А. «Оценка зависимости моментно-инерционных характеристик от расположения топлива и коммерческой нагрузки»// Вестник КГТУ им. А.Н.Туполева.-№2, Казань: КГТУ-КАИ, 2011.
7. Долгов О.С., Куприков Н.М., Кутахов В.П. «Организационно-экономические механизмы управления развитием системы эксплуатации региональных самолётов в Арктическом регионе Российской Федерации»// Журнал Вестник Академии Военных Наук, М.: Вестник Академии военных наук №4, 2014. С.99-113.
8. Долгов О.С., Куприков Н.М. «Организационно-экономические аспекты условий эксплуатации региональных самолётов в арктическом регионе Российской Федерации»// Тезисы Московской молодёжной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике». М.: МАИ, 2015. С.190.
9. Долгов О.С., Куприков Н.М. «Анализ влияния параметров моментно-инерционной компоновки на лётно-технические характеристики перспективного транспортного самолёта для Арктического региона»// Тезисы Международной школы-семинара научно-технической студенческой конференции «Новые информационные технологии». М.: МИЭМ НИУ ВШЭ, 2013.
10. Куприков Н.М. «Учет требований эксплуатации в Арктике на облик летательного аппарата как основа повышения конкурентоспособности на мировом рынке»// Журнал Вестник Академии Военных Наук. М.: Вестник Академии военных наук №3, 2012. С.120-123.
11. Куприков Н.М., Журавский Д.М., Мальгин Д.В., Иванов Б.В., Павлов А.К., Рипецкий А.В., Салахов И.Р. «Перспективные космические аппаратно-программные комплексы для повышения конкурентоспособности крупных инфраструктурных проектов в Арктическом регионе и на Дальнем Востоке»// Вестник «КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева», Казань: КГТУ-КАИ №3, 2014.