

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
«МАИ»

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

Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
ДОЛГОВ ОЛЕГ СЕРГЕЕВИЧ

Москва - 2015

Оглавление

ОСНОВНЫЕ СОКРАЩЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И ИНДЕКСЫ	4
ВВЕДЕНИЕ	7
Глава 1 ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА САМОЛЕТА АРКТИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ	25
1.1 Описание процесса формирования облика самолета арктического базирования и особенности полярной эксплуатации	25
1.2 Постановка задачи исследования	37
1.2.1 Вербальная постановка задачи	37
1.2.2 Математическая постановка задачи	39
1.2.3 Анализ ограничений, учитываемых в моделях	46
1.2.4 Определение целевой функции	60
1.3 Место и роль поставленной задачи исследования в рамках процесса проектирования самолетов арктического базирования	60
1.4 Выводы	66
Глава 2 МОДЕЛИ АГРЕГАТОВ САМОЛЕТА	67
2.1 Геометрические модели	70
2.1.1 Модели грузового и пассажирского оборудования	70
2.1.2 Модели служебно-бытовых помещений	74
2.1.3 Модель фюзеляжа	75
2.1.4 Модели специального и научного оборудования	76
2.2 Массовые модели	80
2.2.1 Модель массы фюзеляжа	81
2.2.2 Модель базирования в полярных условиях	81
2.3 Инерционные модели	82
2.3.1 Аналитические модели	83
2.3.2 Модели членения самолета на простейшие геометрические тела	85
2.4 Инфраструктурные модели	90
2.4.1 Модели потребной (минимальной) дальности полёта	90
2.4.2 Модели потребной (минимальной) транспортной операции	90
2.4.3 Модели потребной (минимальной) толщины льда для выявления максимальной допустимой посадочной массы	91
2.4.4 Модели ледяных полей и айсбергов, используемых в качестве взлетно-посадочных полос	92
2.5 Выводы	95
Глава 3 МЕТОДИКА ПРОДОЛЬНОЙ И ПОПЕРЕЧНОЙ КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА АРКТИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ	96
3.1 Прямая и обратная задача компоновки фюзеляжа	96
3.2 Метод контрольных точек	100
3.3 Стратегия поперечной компоновки грузовой палубы	102
3.4 Матрично-топологический метод синтеза продольной компоновки грузовой палубы	104
3.4.1 Формирование обобщенной траектории полета	107

3.4.2 Стратегия продольной компоновки грузовой палубы	110
3.5 Анализ процесса проектирования самолета арктического базирования	112
3.6 Выводы	114
Глава 4 ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО СИНТЕЗА МОМЕНТНО-ИНЕРЦИОННОЙ КОМПОНОВКИ	115
4.1 Анализ основных требований, предъявляемых к современным САПР	117
4.2 Программный комплекс синтеза моментно-инерционного облика самолета	120
4.3 Параметры, варьируемые в подсистеме, и выходные данные моментно- инерционного анализа	126
4.4 Выводы	129
Глава 5 ПРОЕКТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ.....	130
5.1 Постановка задачи, учитываемые факторы и допущения, принятые в рамках исследования	130
5.2 Анализ альтернативных вариантов моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки	133
5.3 Анализ влияния моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки на массу фюзеляжа	138
5.3 Проектные исследования влияния инфраструктурно-климатических условий эксплуатации на ЛТХ самолета арктического базирования ...	141
5.4 Перспективные направления синтеза моментно-инерционного облика самолетов	144
5.5 Анализ влияния применения моментно-инерционной модели на летно-технические показатели самолёта	147
5.6 Выводы	149
ВЫВОДЫ	151
Список литературы	155
Приложение 1.....	167
Приложение 2.....	179

ОСНОВНЫЕ СОКРАЩЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И ИНДЕКСЫ

Сокращения:

ААНИИ	- Арктический и Антарктический научно-исследовательский институт;
АЗРФ	- Арктическая зона Российской Федерации;
АРМ	- автоматизированное рабочее место;
БД	- база данных;
БПЛА	- беспилотный летательный аппарат;
ВПП	- взлётно-посадочная полоса;
ВПХ	- взлётно-посадочные характеристики;
ВСУ	- вспомогательная силовая установка;
ВТС	- военно-транспортный самолет;
ВО	- вертикальное оперение;
ГО	- горизонтальное оперение;
ДЗЗ	- дистанционное зондирование Земли;
ЛА	- летательный аппарат;
МИ	- моменты инерции;
ОСН (О)	- основной;
КБ	- конструкторское бюро;
ИКО	- инфраструктурно-климатические ограничения;
ЛТХ	- лётно-технические характеристики;
САБ	- самолет арктического базирования;
САПР	- система автоматизированного проектирования;
СГМ	- система геометрического моделирования;
СМП	- Северный морской путь;
СЛО	- Северный Ледовитый океан;
СП	- Северный полюс;
СУ	- силовая установка;
ФОС	- формирование облика самолета.

Обозначения:

- I_x - осевой момент инерции относительно оси X;
- I^i - переносной момент инерции;
- I_x^- - плоскостные моменты инерции относительно плоскости YZ;
- I_p - полярный момент инерции;
- i_x - радиус инерции;
- I^c - собственный момент инерции;
- I_{xy} - центробежные моменты инерции относительно осей XY;
- I_{oz} - плоскостной момент инерции вдоль оси OX;
- D - диаметр, м;
- L - длина, м;
- NM - морская миля, nm;
- m - масса, кг;
- S - площадь, м²;
- V - объём, м³;
- M - число Маха.

Индексы:

- вн - внутренний;
- в.ц.м - виртуальный центр масс;
- доп - допустимый;
- кр - крыло;
- н.ч - носовая часть;
- об - оборудование;
- ом - омываемый;
- п.с - пустой снаряженный;
- пас - пассажир;
- р.ч - регулярная часть;

сн - снаряжение;
с.у - силовая установка;
хв.ч - хвостовая часть;
ц.м - центр масс;
ц.н - целевая нагрузка;
max - максимальный;
min - минимальный.

ВВЕДЕНИЕ

Рост активности полярных регионов РФ зависит от наличия в авиапарке отечественной авиационной техники специализированных самолетов [1] 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 [82]. В этих регионах, как нигде актуальны вопросы увеличения объёма пассажирских и грузовых перевозок [3,94], повышения экономичности и надёжности эксплуатации в условиях жёстких инфраструктурно–климатических ограничений (ИКО) [18-22,43,47,55,86,98,102].

Решение задачи бесперебойного авиационного сообщения и транспортной доступности районов Крайнего Севера и Дальнего Востока [43,82] является компромиссом лётно-технических и эксплуатационных характеристик летательного аппарата.

Сегодня выполнение транспортной задачи в Арктическом регионе обеспечивается с помощью устаревшего парка самолетов [43], а также путем разработки новых перспективных самолетов, предназначенных для полярной эксплуатации (рис.В.1).

Опыт развития отечественной авиации в 1940-1980 годах показывает непосредственную связь между уровнем развития авиационной техники и авиатранспортной сети [2] в труднодоступных и отдалённых регионах и степенью развития и освоения полярных регионов Крайнего Севера и Дальнего Востока, являющихся АЗРФ (рис.В.2).

Позиционирование на мировой политической арене арктических территорий [86] как исключительной экономической зоны Российской Федерации [63] требует развития региональной транспортной сети [82], в том числе грузовых и пассажирских авиаперевозок [94].

В августе 2014 года Президент Российской Федерации Владимир Путин заявил [48]: «Россия должна больше внимания уделить укреплению позиций в Арктике, поскольку этот регион представляет сосредоточение интересов страны во многих сферах. Арктика является важнейшим и очень перспективным регионом России, а помимо сырья, он ещё и исключительно удобен для развития транспортной инфраструктуры».

В утверждённой 20 февраля 2013 года Президентом РФ «Стратегии развития Арктической зоны Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности на период до 2020 года» [94], 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 [90].

В целях модернизации и развития инфраструктуры арктической транспортной системы, обеспечивающей сохранение Северного морского пути, как единой национальной транспортной магистрали РФ согласно п.12 [94] предусматривается:

- 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 [43,56], а также обусловленных изменением ИКО.

Наблюдаемое в настоящее время изменения 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 транспортной операции.

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. Это обусловило изменение требований к транспортным операциям в Арктике [43,56], что, в свою очередь, приводит к изменению облика транспортной авиации [51,56].

Использование ледовой авиаразведки и технологий дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) [56] позволило составить детальные ледовые карты дрейфа морского льда в Арктике. Данные технологии позволяют наглядно изучить динамику образования ледяного покрова [18-20], позволяют выработать проектные рекомендации для перспективной авиационной техники, предназначенной для эксплуатации в Арктике [56], с учётом ИКО, изменяющейся толщины и площади ледяного покрова.

Толщина льда и площадь ледяного покрова являются [18-20] основными инфраструктурными ограничениями (рис.В.4) самолетов арктического базирования (САБ) [43,56], так как остальные требования к полётам при экстремальных (отрицательных) температурах, (например требования, по обледенению или навигации) могут быть удовлетворены за счет применения дополнительного авиационного и радионавигационного оборудования [100].

Толщина льда и площадь ледяного покрова [18-20] являются динамически изменяемыми величинами, и анализ изменения ледовой обстановки в Арктике с 1950 года позволяет сделать прогноз об уменьшении или практически полном таянии ледовой шапки российского сектора Арктики к 2090 году.

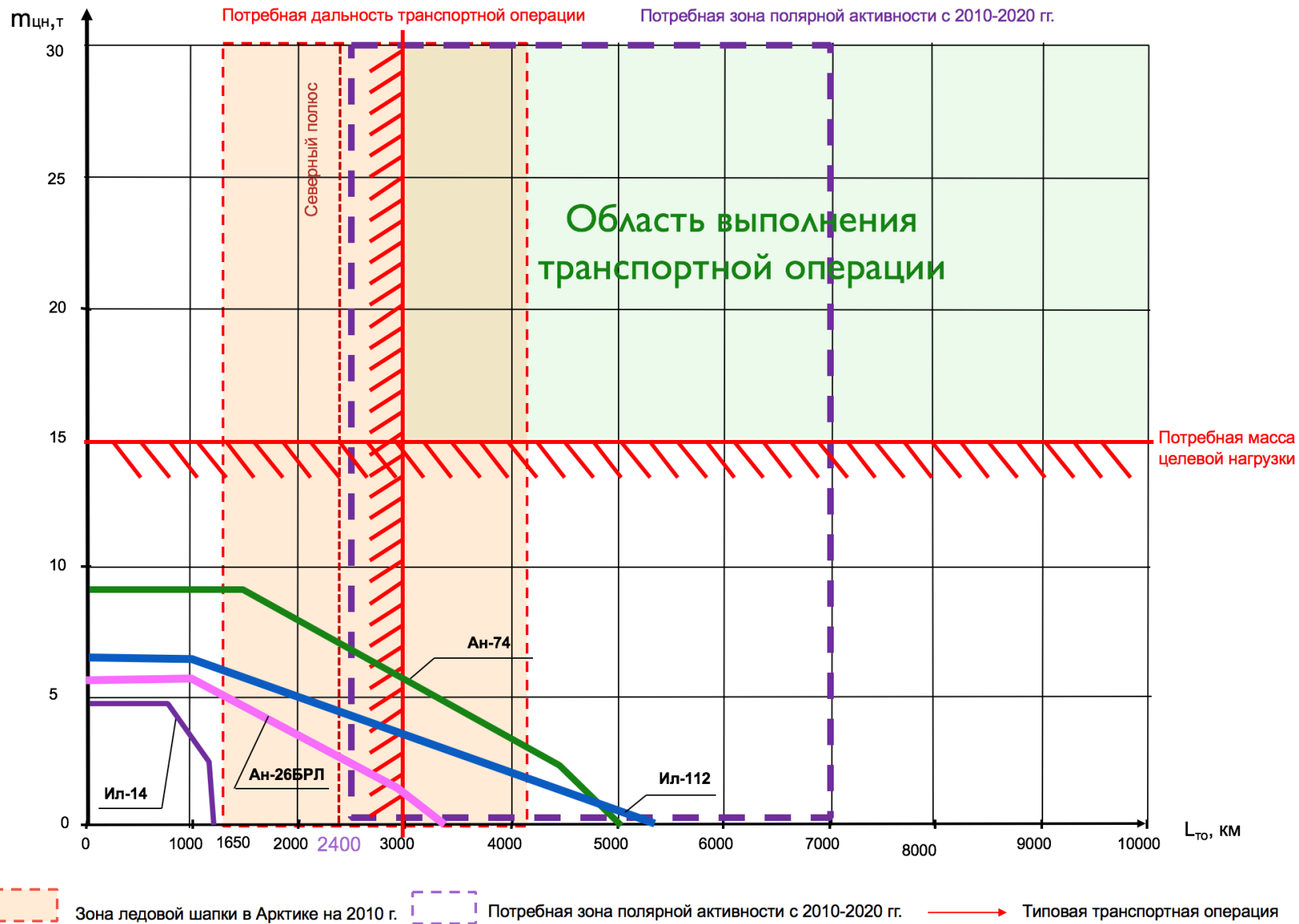


Рис. В.1 - Эксплуатация самолетов в Арктической зоне Российской Федерации

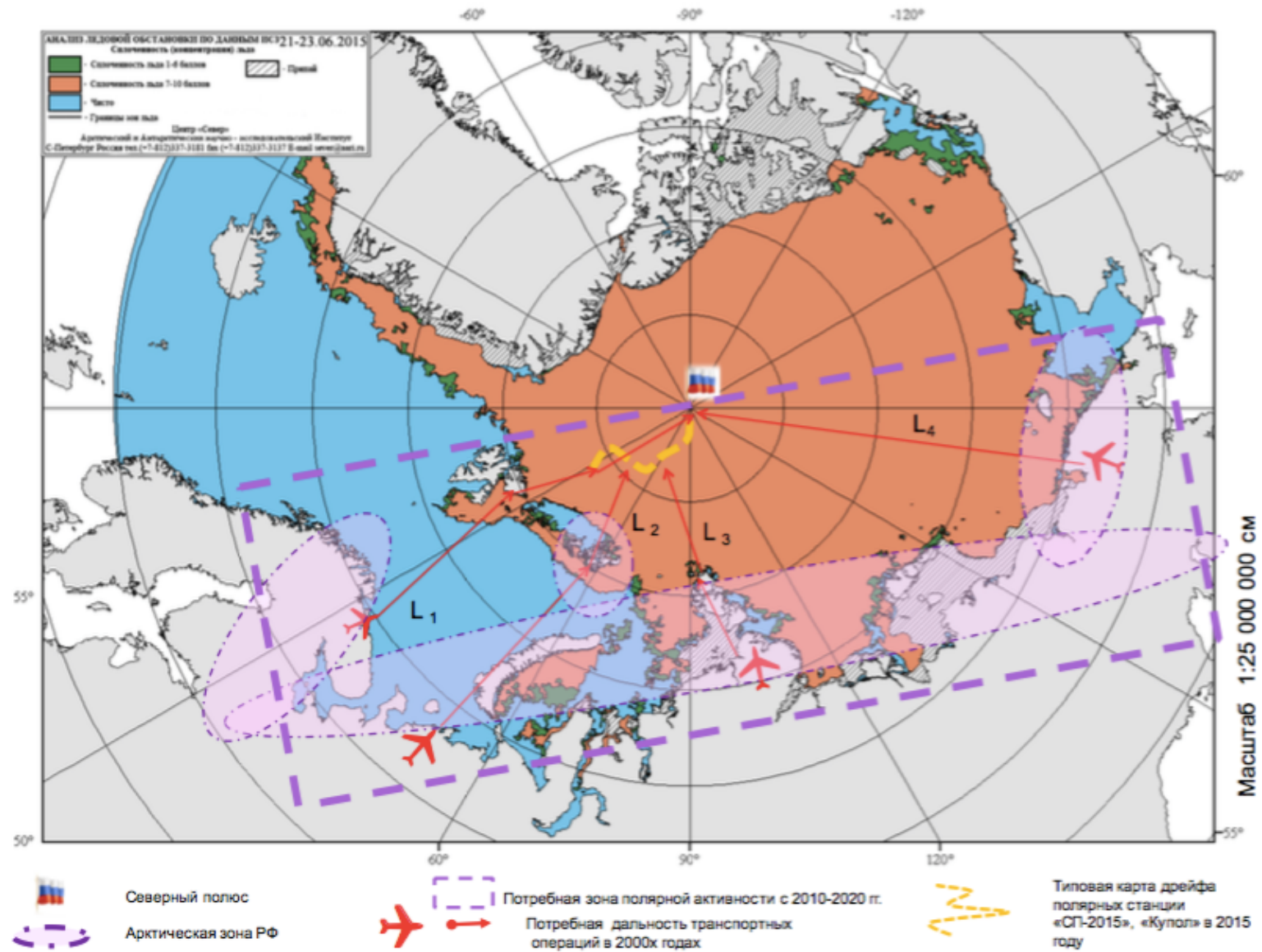


Рис.В.2 - Арктическая зона на территории России (Источник: Центр «Север» ААНИИ) (Россия)

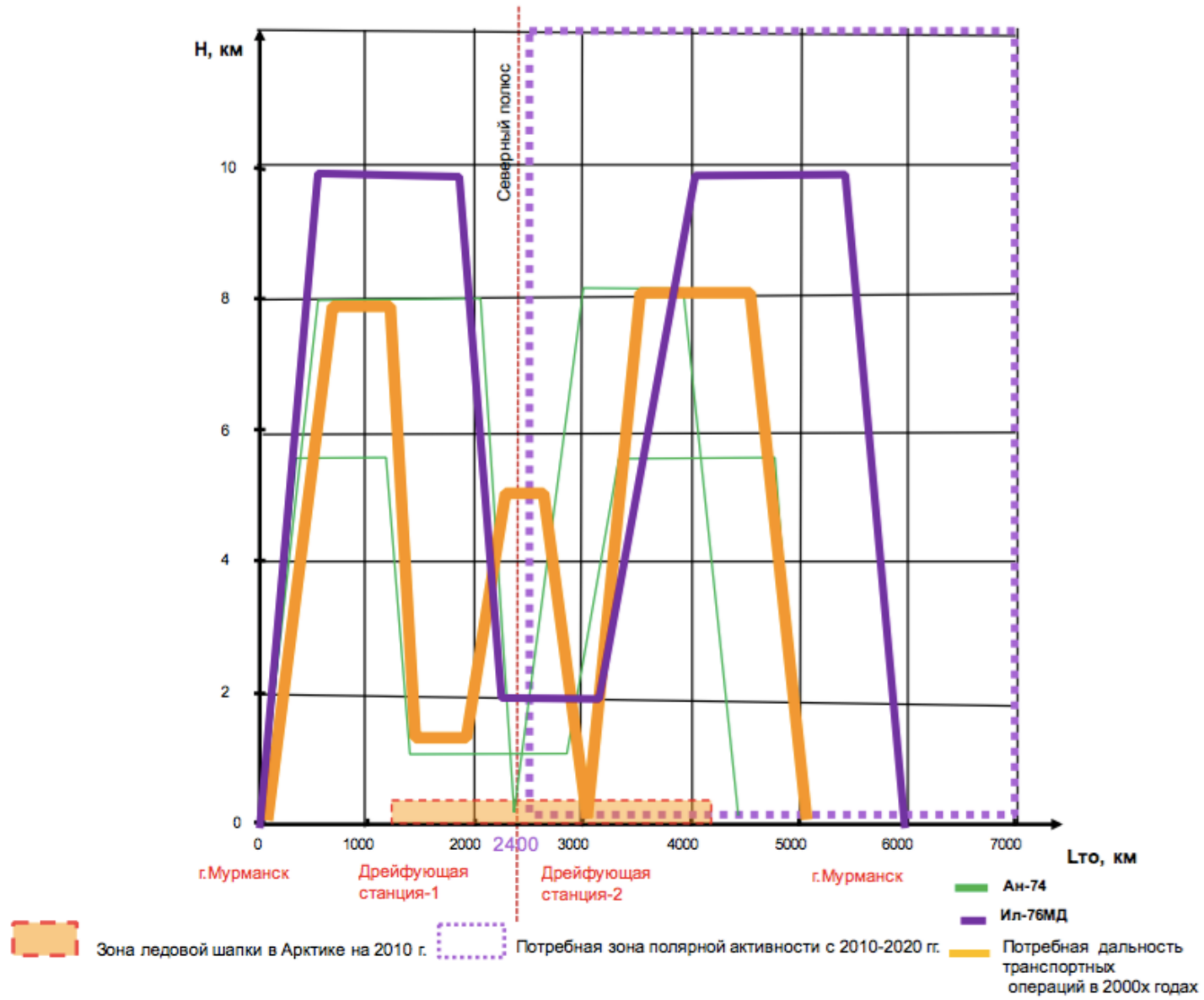

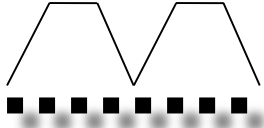
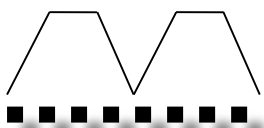
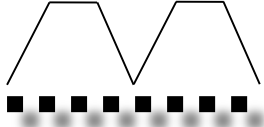


Рис.В.3 - Профили полета при выполнении современных транспортных операций в Арктике

Таблица В.1 - Типы транспортных операций в Арктике

Тип операции	Тип ВС	Полезная нагрузка, кг		Потребная дальность транспортной операции, км	Профиль полета
		Оборудование ледовой разведки			
Ледовая разведка до 1990г.	Ан-14	Оборудование ледовой разведки	720	650	
	Ил-14		4000	1250	
	Ан-26БРЛ		5500	3200	
	Ан-32		2800	3200	
Первоначальная высадка дрейфующей станции «Северный полюс» до 1988	Ан-14		720	650	
	Ил-14 (на лыжах)		4000	1250	
Обеспечение и логистика дрейфующей станции «Северный полюс»	Ан-14		720	750	
	Ил-14		4000	1250	
	Ан-26БРЛ		5500	3200	
	Ан-32		2800	3200	
	Ан-74		10000	3200	
Снятие дрейфующей станции «Северный полюс» до 1988г.	Ан-14		720	750	
	Ил-14		4000	1250	
	Ан-74		4150	4400	
			10000	1650	

Сопровождение грузовых караванов вдоль СМП	Ан-26БРЛ	Оборудова ние ледовой разведки	2600	1100	
	Ан-32		2800	3200	
	Ан-74		4150	4400	
			10000	1650	
	Ми-8*		-	-	
В период 1988-2003 гг. ААНИИ не организовывал дрейфующие станции «Северный полюс»					
Десантирование группы для первоначальной высадка дрейфующей станции «Северный полюс» с 2003г.	Ан-74		5000	1100	
			10000	5000	
	Ил-76МД		40000	4500	
Первоначальная высадка дрейфующей станции «Северный полюс» с 2003г.	Ан-74		4150	4400	
			10000	1650	
Обеспечение и логистика дрейфующей станции «Северный полюс» с 2003г.*	Ан-74		4150	4400	
			10000	1650	
	Ил-76МД		40000	4500	
	Ми-8*		-	-	
Снятие дрейфующей станции «Северный полюс» с 2003г.	Ан-74Т		4150	4400	
			10000	1650	

* - Ми-8, Морские суда – указаны для справки, не учитывается в таблице.

XXXX – Лётно-технические характеристики воздушного судна не удовлетворяют потребной дальности арктической транспортной операции.

XXXX – Лётно-технические характеристики воздушного судна удовлетворяют потребной дальности арктической транспортной операции.

XXXX – Лётно-технические характеристики воздушного судна соответствуют потребной дальности арктической транспортной операции.

СРЕДНЕМЕСЯЧНАЯ ПЛОЩАДЬ РАСПРОСТРАНЕНИЯ МОРСКОГО ЛЬДА В АРКТИКЕ
(Измерения Октябре, в период 1979 – 2014 гг.)

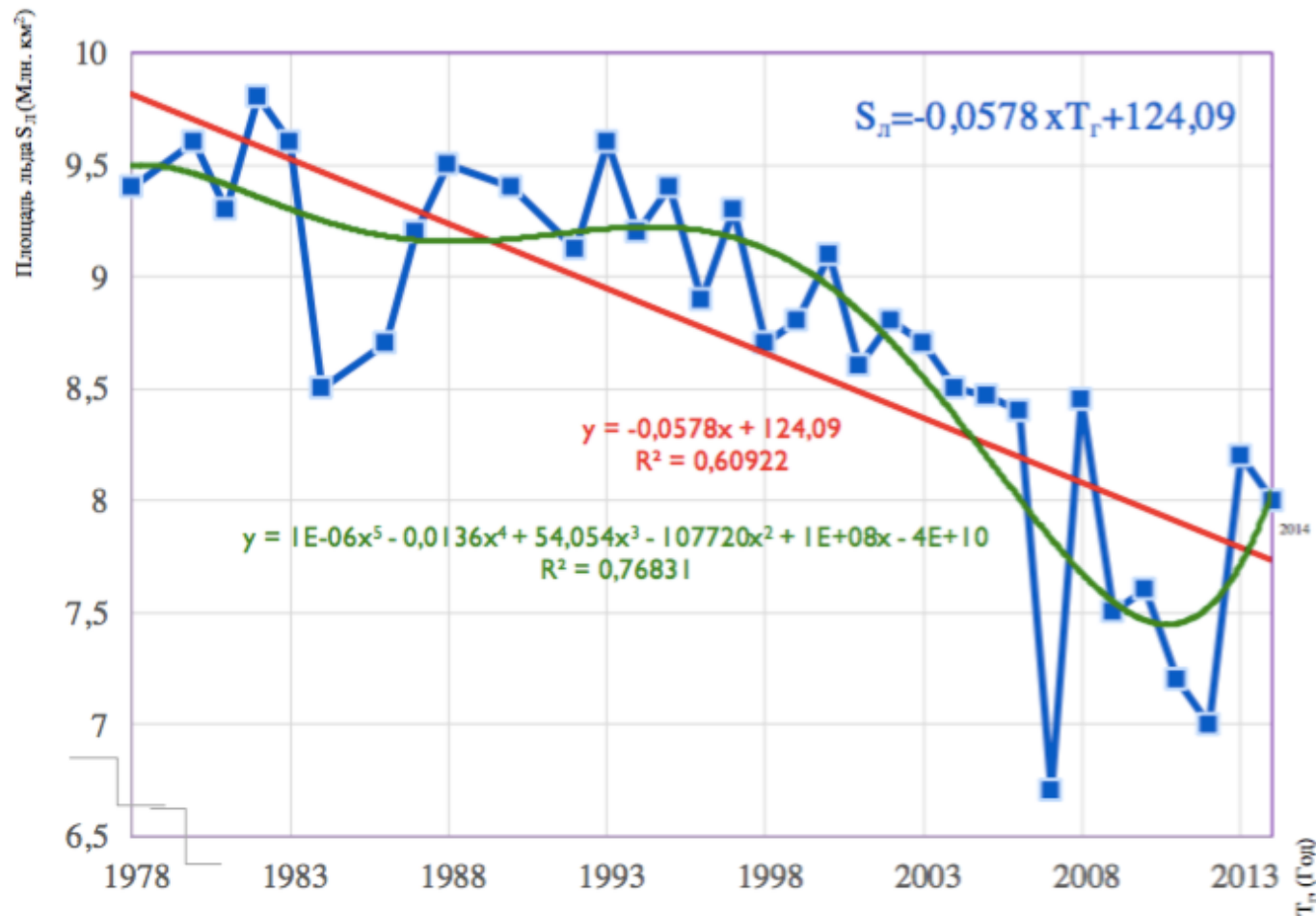


Рис.В.4 – Среднемесячная площадь распространения морского льда в Арктике
(Источник: Национальный центр анализа снежной и ледовой информации (NSIDC),(США)

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 появления «ледовых островов» (айсбергов) [87].

Опыт и наработки Арктического и Антарктического НИИ легли в основу научно-методического обеспечения, на основании которого, было разработано Руководство по производству ледовой авиаразведки [87]. Тенденция сокращения толщины льда и площади ледяного покрова [18-20] приводит к необходимости изменения требований полярной эксплуатации, обозначенных в разделе 9.1.1 Руководства по производству ледовой авиаразведки [87].

Эксплуатация различных видов транспортных средств в Арктике (рис.В.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 требует решения ряда научно-технических задач:

- удовлетворение требованиям экологичности [22,102] и экономичности [43];
- учёт ИКО в местах предполагаемого базирования [87] самолета в регионах АЗРФ;
- удовлетворение требованиям организации перевозок пассажиров и груза в экстремальных погодных условиях [11,43,100];
- осуществление укороченного взлёта и посадки с неподготовленных взлётно-посадочных полос [80];
- обеспечение ремонтпригодности в полевых условиях Арктики [23].

Многообразие задач [43,56], стоящих перед проектными организациями при создании САБ, приводит к необходимости разработки научно-методического обеспечения, отвечающего современным условиям полярной эксплуатации и арктической инфраструктуры.

В связи с эксплуатацией в сложных метеорологических условиях [43] к авиационной технике предъявляются повышенные требования по дублированию и надёжности в области навигации, радиосвязи, систем управления, аварийного спасения [68].

Анализ известных проектно-конструкторских решений показал, что для создания успешного образца САБ необходимо решение задачи ФОС на основе выбора рациональных вариантов внутренней компоновки самолёта с точки зрения размещения полезной нагрузки и топлива [56].

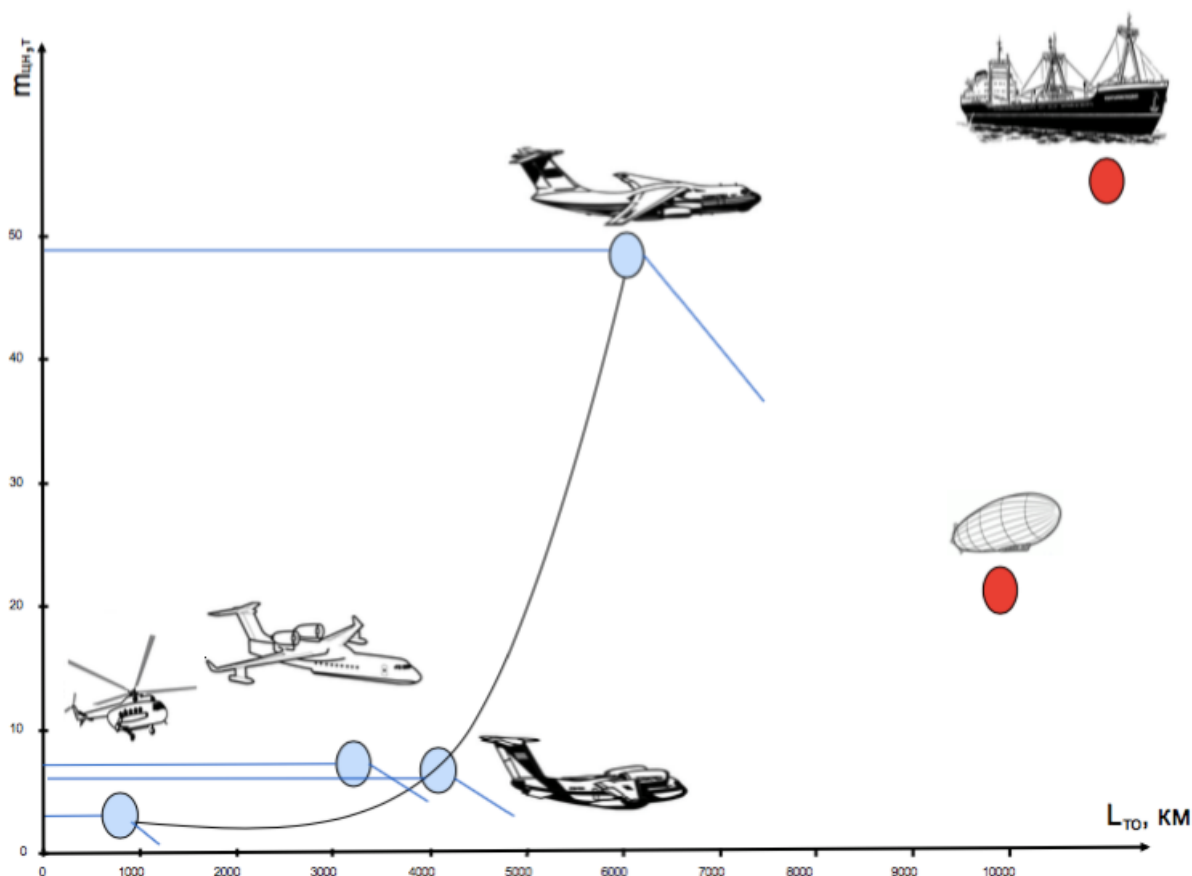


Рис.В.5 – Сравнительная характеристика различных видов транспорта, применяемых в АЗРФ для доставки грузов

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 [43].

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 [4-10].

Предпосылкой для решения этой задачи является опыт разработки региональных самолетов и самолетов специального назначения [51,67,77-79], а также научно-методическая база.

Анализ научной литературы показывает, что отдельные аспекты специфических проблем проектирования и эксплуатации региональных самолетов, предназначенных для полярной эксплуатации, рассмотрены в работах С.М. Егера [43-45], А.Н.Арепьева [13-16], Г.В.Новожилова [77-79], О.К.Антонова [17], И.Н.Колпакчиева [67], В.И.Козловского [99], В.Л.Колесникова [69], Н.К.Лисейцева [23,70-71], В.В.Мальчевского [73], В.М.Шейнина [99] и ряда других отечественных и зарубежных авторов [4-10,12,46, 73,75,88,92-93,99-113], учёных ЦАГИ [96] и других авиационных НИИ [91].

Работы В.М.Шейнина и В.И.Козловского [99] посвящены особенностям весового проектирования и методам расчета моментов инерции магистральных самолетов.

В работах С.М.Егера [43-45] рассмотрены вопросы конструирования самолетов, описаны методики и приемы конструирования самолетов, представлены модели и требования по применению их при конструировании.

В работах О.К.Антонова [17] затронуты вопросы конструирования военно-транспортных и пассажирских самолетов. Особое внимание уделено

конструированию самолетов для перевозок специальных и негабаритных грузов в сложных метеоусловиях и в труднодоступные регионы.

И.Н.Колпакчиев рассматривает вопросы организации региональных авиаперевозок и конструирования самолетов короткого и укороченного взлёта и посадки. В [67] подробно рассмотрены ограничения и произведена оценка потребных технических возможностей самолетов короткого и укороченного взлёта и посадки для совершения эффективных транспортных операций.

В трудах Г.И.Глушкова [46] анализируются вопросы проектирования аэродромов и ВПП для разных типов самолетов. Подробно рассмотрены ограничения и особенности ВПП при выполнении транспортных операций, в том числе в труднодоступных заполярных регионах.

Работы В.Л.Колесникова [69] посвящены вопросу структурно-параметрического анализа альтернативных схем компоновки фюзеляжа самолета большой пассажироместимости; подробно рассмотрены ограничения и особенности продольной и поперечной компоновки фюзеляжа самолета.

В трудах Н.К.Лисейцева [70-71] рассмотрены вопросы развития теории и методов проектирования самолетов на базе новых информационных технологий.

Работы А.Б.Аведьяна [4-10] посвящены анализу влияния ограничений по шуму на местности на компоновку силовой установки, созданию специализированных прикладных программных комплексов для САПР.

В работах В.В.Мальчевский [73] рассматривает вопросы использования матрично-топологического метода синтеза схемы и компоновки самолета.

Работы Г.В. Новожилова [77-79] посвящены теории и практике проектирования дозвуковых пассажирских самолетов, особое внимание уделено обеспечению безопасности полётов.

Опыт научно-исследовательских и проектных работ и эксплуатации самолетов в полярных условиях [43] создает научную базу и подтверждает

актуальность решения задач формирования моментно-инерционного облика самолета с учетом удовлетворения «жестким» ИКО Арктики.

Существующие самолеты, сконструированные и произведённые 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 [18-20,43] и геополитическая обстановка [47,63,86]. Развитие авиационной техники (Ил-14, Ан-12 и Ан-74) в 1950-1980 годах происходило с учётом требований универсальности среднесрочной эксплуатации в Арктике.

Сегодня, в 2015 году воспользоваться научным заделом КБ «Антонова» (Украина) [50] не представляется возможным [95]. Работы по модернизации специального полярного самолета Ан-74Т в ГП «Антонова» остановлены, ввиду политической обстановки на Украине с 2013 года по настоящее время, производство и эксплуатация данных самолетов не представляется возможным.

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 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 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.

Практическая ценность диссертационной работы

Разработанные методы и модели использованы в созданной при участии автора подсистеме формирования облика САБ [76] с учётом инфраструктурно-климатических ограничений, 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 [76] 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».

Основные теоретические положения и некоторые результаты исследования опубликованы автором в научных статьях [30-35,43,55-56], а также содержатся в тезисах докладов [40-42, 58-62] и выступлениях на научно-технических конференциях.

Объем и структура 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.

Во введении анализируется состояние проблемы создания и эксплуатации самолетов, предназначенных для эксплуатации в Арктике на современном этапе научно-технического развития; сформулирована цель исследования; даётся общая характеристика диссертации.

В первой главе даются: описание вектора трансформации ИКО в условиях роста транспортной активности вдоль СМП и глобального потепления, структуры проектных процедур формирования облика региональных самолетов, обеспечения транспортной сети развивающихся регионов; анализ альтернативных компоновочных схем, составление обзора литературных источников по теме диссертации, изучение материалов по теме диссертации; составление обзора имеющихся работ, формирование цели работы и перечня задач, необходимых для достижения поставленной цели; сформулированы требования к формированию облика полярного самолета и произведена постановка задачи исследования.

Вторая глава посвящена разработке моделей агрегатов самолета для арктической эксплуатации.

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.

В четвертой главе рассмотрены алгоритмы моментно-инерционного анализа компоновки самолета при базировании в полярных условиях, разработаны подпрограммы и включены в систему автоматизированного ФОС.

В пятой главе проведены проектные исследования влияния инфраструктурно-климатических условий эксплуатации на ЛТХ самолета, рассмотрены факторы и допущения, принятые в рамках исследования. Проведен анализ альтернативных вариантов моментно-инерционной компоновки, влияния моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки на массу самолёта. Рассмотрены перспективные направления синтеза моментно-инерционного облика самолетов и влияния моментно-инерционной модели на летно-технические показатели самолета. В конце главы приводятся проектные рекомендации по формированию облика самолетов арктического базирования.

В приложении даны материалы по внедрению результатов работы, адекватности моделей, примеры распечаток таблиц с параметрами и характеристиками по проектам самолетов, рассмотренных в процессе исследования.

Глава 1 ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА САМОЛЕТА АРКТИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

1.1 Описание процесса формирования облика самолета арктического базирования и особенности полярной эксплуатации

Процесс проектирования самолета арктического базирования (САБ) в высокоширотном арктическом регионе имеет специфический характер. Ограничения по дальности полета ($L_{ТО}$) и потребной дальности ($R_{потреб}$), посадочной массе ($m_{пос}$) и массе целевой нагрузки ($m_{цн}$) САБ на ледяное поле ($h_{льда}$), климатические ограничения ($U_{погода}$; $U_{экология}$; $U_{эмиссия}$; $U_{климат}$) [87], накладываемые на схему самолета, ограничения по размерам взлетно-посадочной полосы ($L_{ВПП}$) и требования по производству первой ($U_{первой\ посадки}$) и последующих посадок, обеспечивающие высокоширотную эксплуатацию, 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.

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, необходимо определить содержание задач, решаемых на каждом уровне, и выявить связи между ними.

Проведём декомпозицию процедур ФОС. На рис.1.1 приведена структура проектных процедур формирования САБ.

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» [87], схемы верхнеплан [43] и верхнего расположения силовой установки [55], а также использования рампы [87] для «загрузки/разгрузки».

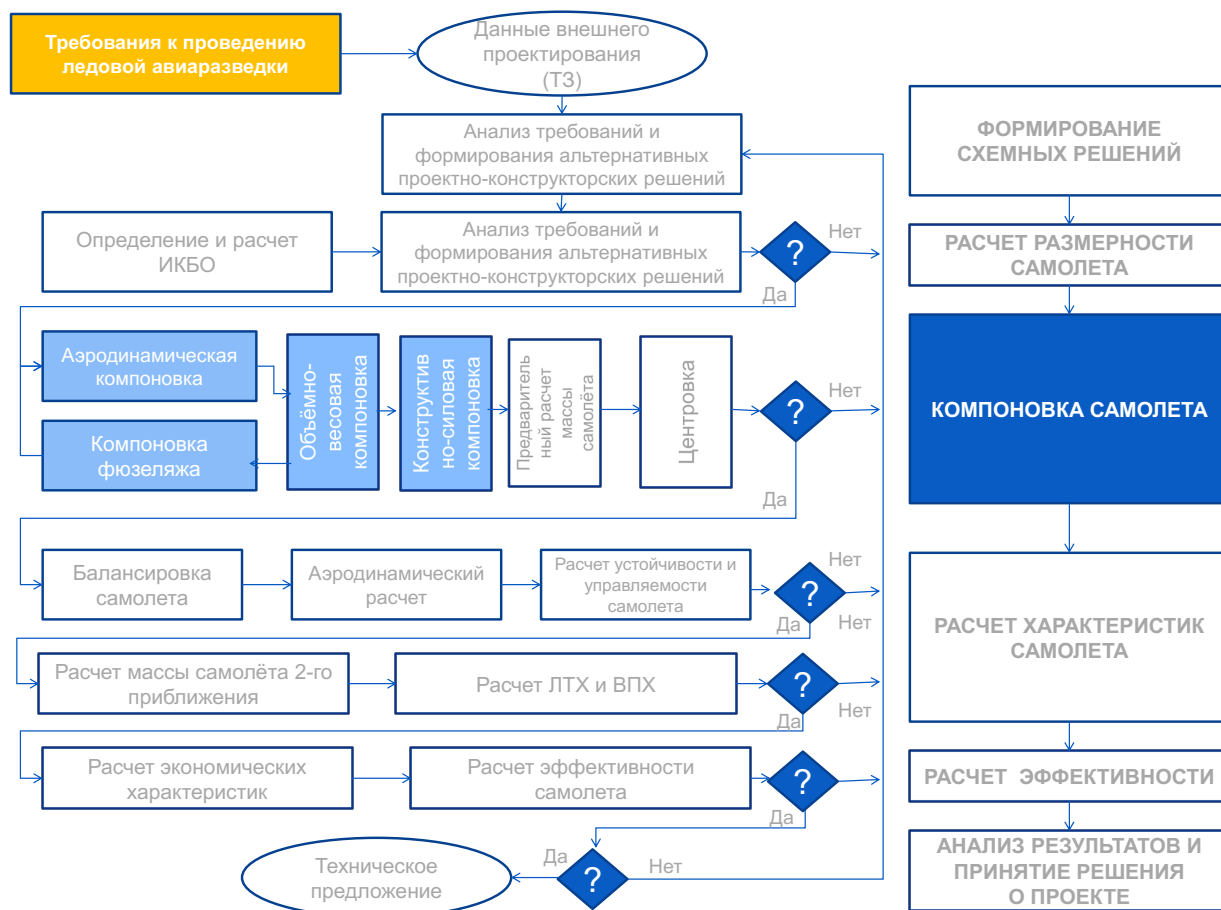


Рис.1.1 - Схема алгоритма формирования облика САБ

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 её размещению. В зависимости от заданной массы коммерческой нагрузки, оборудования и снаряжения определяются

расчётным путём в первом приближении массовые характеристики самолета. Это первый этап весового проектирования самолета. Он характеризуется определением массы самолета, выявлением групп элементов, масса которых известна, а так же контролем над соотношением масс отдельных агрегатов и систем самолета по уравнению весового баланса самолета [43]:

$$1 = \bar{m}_{\text{пл}} + \bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{ц.н.}} + \bar{m}_{\text{об}} + \bar{m}_{\text{Т}} + \bar{m}_{\text{сн}}(\bar{m}_{\text{ав.об}}; \bar{m}_{\text{л.р.об}}), \quad (1.1)$$

где $\bar{m}_{\text{пл}}$ - относительная масса планера;

$\bar{m}_{\text{с.у}}$ - относительная масса СУ;

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

$\bar{m}_{\text{Т}}$ - относительная масса топлива;

$$\bar{m}_{\text{Т}} = \bar{m}_{\text{Т}}^{\text{перелет(туда)}} + \bar{m}_{\text{Т}}^{\text{перелет(обратно)}} + \bar{m}_{\text{Т}}^{\text{Стояночный.запас}} + \bar{m}_{\text{Т}}^{\text{Нав.запас}}$$

$\bar{m}_{\text{ц.н.}} = f(\text{ТЗ})$ - относительная масса целевой нагрузки,

$$\bar{m}_{\text{ц.н.}} = \bar{m}_{\text{ц.н.}}^{\text{десантирования}} + \bar{m}_{\text{ц.н.}}^{\text{разгрузки}} + \bar{m}_{\text{ц.н.}}^{\text{платформ.}};$$

$\bar{m}_{\text{сн}}$ - относительная масса снаряжения для полярной эксплуатации,

$$\bar{m}_{\text{сн}} = \bar{m}_{\text{ав.об}} + \bar{m}_{\text{л.р.об}};$$

$\bar{m}_{\text{ав.об}}$ - относительная масса аварийного оборудования для полярной эксплуатации;

$\bar{m}_{\text{л.р.об}}$ - относительная масса оборудования для проведения ледовой разведки, в том числе локаторы, эхолоты, БПЛА и др.

В соответствии с вышеизложенным основные составляющие уравнения весового баланса зависят от геометрических характеристик агрегатов и систем самолета, что представлено в выражении (1.1).

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 ($\bar{m}_{ц.н.}; \bar{m}_T; \bar{m}_{сн}$), необходимо исходить от задач, для которых САБ разрабатывался.

Для выполнения научной и стратегических задач в Арктике необходима оперативная доставка с помощью САБ специфических грузов (рис.1.2) и топлива в районы работы дрейфующих ($L_{впт}; L_{льда}$) полярных станций «Северный полюс» ($L_{ТО}$), 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, перевозимых в ходе транспортных операций, указанных в таблице В.1, присутствуют как специальные грузы и научное оборудование, так и нефтяные буры и строительная техника, (см. раздел 3.2), предназначенные для перевозки грузов в навал или закреплённых на контейнерах или платформах.

В номенклатуре грузов (рис.1.2), потребных для перевозки САБ среди специальных грузов и научного оборудования, присутствуют как нефтяные буры и гидрографическое оборудование, строительная техника и транспортные машины (снегоходы, трактора, азросани), в том числе и нефтедобывающее оборудование.

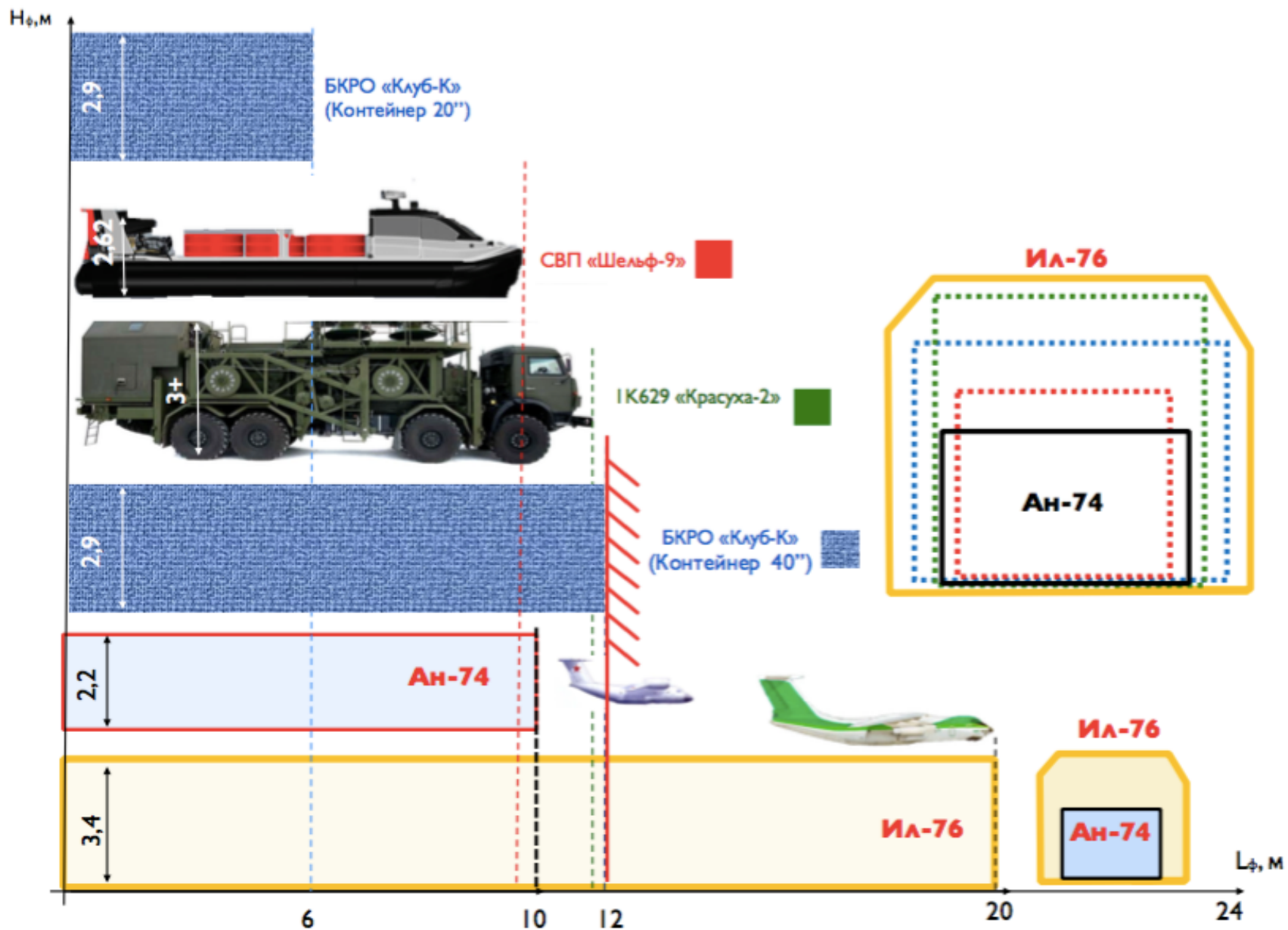


Рис.1.2 - Номенклатура грузов и ограничений САБ

При сохранении динамики таяния льдов в Арктике согласно рис.В.5, некоторые районы Северного Ледовитого океана и АЗРФ к 2050-2090 годам 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 ($h_{л} \rightarrow 0$, см.рис.П.4) будет возможно и применение гидроавиации (Бе-200).

За счёт применения новых информационных технологий [4-10,50] 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):

$$\sum \bar{m} = 1 = \bar{m}_{пос} \downarrow + \bar{m}_T \uparrow, \quad (1.2)$$

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

Выполнение габаритных требований для перевозки грузов ($\bar{m}_{ц.н}$) в выбранном самолета в районы работы ($L_{ТО}$) дрейфующих полярных станций «Северный полюс» представим в следующем виде:

$$\begin{aligned} \min \bar{m}_{п.с.} \rightarrow \bar{m}_T \uparrow \quad \min \bar{m}_{п.с.} \downarrow \rightarrow \max \bar{m}_{ц.н.} \uparrow \quad \rightarrow V_{\phi} \uparrow = f(S_{сеч}(r_{\phi}); L_{\phi}) \rightarrow L_{\phi} \quad (1.3) \\ \leftarrow \min J_{ozy} = const. \end{aligned}$$

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_{ϕ}).

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 ($\bar{m}_{ц.н.}$), и технические размеры грузовой кабины, потому что при $m_{ц.н.} = \text{const}$ и $V_{\phi} = \text{const}$ габариты грузов могут не удовлетворить по $V_{\phi} \rightarrow (S_{\text{сеч}}(r_{\phi}); L_{\phi})$ выбранному ВС.

Принимая во внимание инфраструктурные ограничения по базированию на ледовых ВПП [46,87] и на континентальных аэродромах [10,46,55], необходимо учитывать размер фюзеляжа (L_{ϕ}). Размер фюзеляжа и плотность компоновки (ρ_k) по оси OZ, в свою очередь требуют применения моментно-инерционного подхода [33] к минимизации моментов инерции (I_{OZ}).

Использование моментно-инерционного подхода позволяет синтезировать облик САБ, отвечающего системе уравнений (1.4) 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 балансировке, моментно-инерционных характеристик центровки.

Исходя из (1.2) 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.

$$\begin{aligned} & \uparrow \bar{m}_{\text{ц.н.}} \rightarrow \uparrow \Delta \bar{J}_{OZ} \\ & \left\{ \begin{array}{l} m_0 = \sum_j m_j \\ I_{00X} = \sum_j I_{j0X \text{ соб}} + \sum_j I_{j0X \text{ пер}} \\ I_{00Z} = \sum_j I_{j0Z \text{ соб}} + \sum_j I_{j0Z \text{ пер}} \\ I_{00Y} = \sum_j I_{j0Y \text{ соб}} + \sum_j I_{j0Y \text{ пер}} \end{array} \right. \quad (1.4) \end{aligned}$$

По итогам ФОС производится расчёт собственных и переносных моментов инерции и массы самолета во втором приближении, центровкой самолета и уточнение основных проектных параметров.

Важно отметить, что I_{00Z} можно формировать за счёт L_ϕ и изменения площади поперечного сечения фюзеляжа ($S_{\text{сеч}}$) при $V_\phi = \text{const}$ и плотности компоновки в сечении распределения целевой нагрузки ($m_{\text{ц.н.}}$), вдоль длины фюзеляжа (L_ϕ) для доставки специального оборудования и грузов при помощи САБ, учитывая ИКО полярной эксплуатации (толщина льда и др.) на форму и потребную площадь поперечного сечения фюзеляжа ($S_{\text{сеч}}$) 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:

$$S_{\text{сеч}} = f(S_{\text{сеч}}; L_\phi) = f((r_\phi^2 \times \pi; L_\phi; m_{\text{ц.н.}})). \quad (1.5)$$

Компонентами, влияющими на такие характеристики, как объём фюзеляжа (V_ϕ) 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:

$$L_{\phi} = f(L_1(L_{\text{рампы}}) + L_2(V_{\text{ц.н.}}) + L_3(\bar{m}_{\text{об}}) + L_4(\bar{m}_{\text{сн}}(\bar{m}_{\text{ав.об}}; \bar{m}_{\text{л.р.об}})) \quad (1.6)$$

Можно сделать вывод о том, что характеристики уравнений (1.5) - (1.6) совместно с периметром поперечного сечения P являются параметрами для характеристик V_{ϕ} и $S_{\text{сеч}}$:

$$S_{\text{сеч}} = f(L_{\phi}; P) \quad (1.7)$$

$$V_{\phi} = f(S_{\text{сеч}}; L_{\phi}) \quad (1.8)$$

Выражения (1.7) и (1.8) позволяют сформировать зависимости сечения фюзеляжа ($S_{\text{сеч}}$) от массы целевой нагрузки ($m_{\text{ц.н}}$) (1.9) представленные на Рис.1.3.

$$S_{\text{сеч}} = f(m_{\text{ц.н}}; J_{oz}) \quad (1.9)$$

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, компонуется 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 (см. рис.В.5), 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 ВТС 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_{TO}) (рис.1.3).
- 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 объёме, 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 Ox (ΔI_{Ox}) при выполнении серии транспортных задач в условиях Арктики.
- При проектировании перспективных образцов САБ необходимо принимать во внимание, что сопротивление фюзеляжа составляет 20-40% [43,108] сопротивления самолета при нулевой подъемной силе, в условиях сценариев полярной эксплуатации, в частности необходимость совершения взлёта с необорудованных взлётно-посадочных полос (ВПП) в экстремальных полярных условиях [80], что является важным фактором, влияющих на летно-технические характеристики 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, а именно массу третьего приближения, лётно-технические характеристики, взлётно-посадочные характеристики. Вышеуказанные параметры характеризуют САБ как сформированный объект.

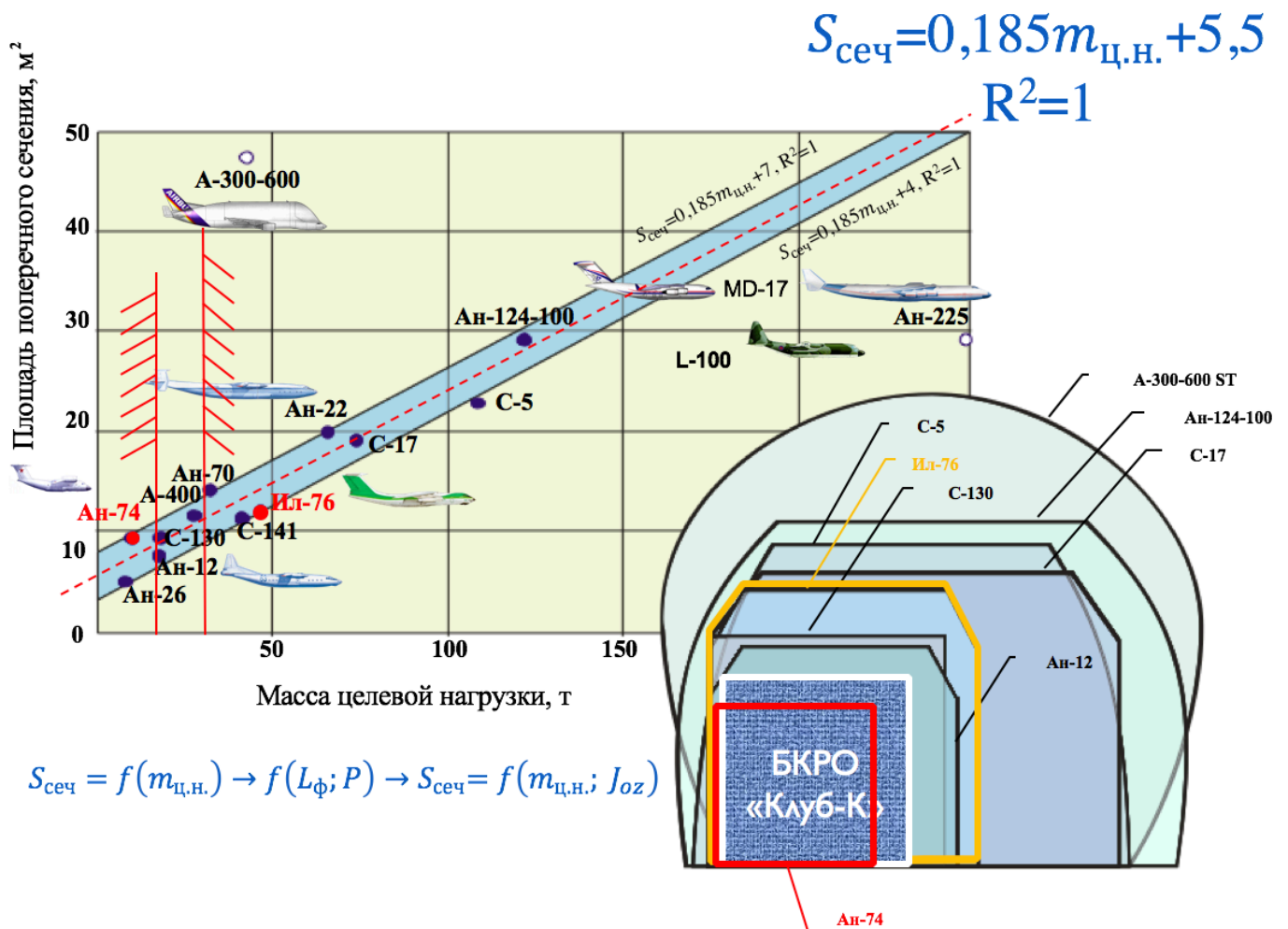


Рис.1.3 - Размеры кабины и сечения фюзеляжей самолетов

На шестом уровне проводится расчёт характеристик эффективности функционирования самолета [43]. 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 аэронавигационный 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 будет 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.

1.2 Постановка задачи исследования

1.2.1 Вербальная постановка задачи

Целью работы является создание научно-методического обеспечения по формированию облика самолета в условиях инфраструктурно - климатических ограничений арктического базирования при минимизации плоскостного момента инерции относительно J_{OZY} (вдоль оси OX).

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 инфраструктурно-климатических ограничений (ИКО).

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 инфраструктурно-климатических ограничений арктического базирования при минимизации плоскостного момента инерции относительно I_{OZY} (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 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 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 проведём 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_{OZY} (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 топлива и двигателей в крыле и моментно-инерционными характеристиками самолета, а также определены области существования компоновочных решений силовой установки, топлива и полезной нагрузки регионального самолета и зоны применения альтернативных подходов к формированию облика самолета арктического базирования.

1.2.2 Математическая постановка задачи

Анализ структуры процедур ФОС для САБ, проведённый в разделе 1.1, 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

$$\mathbf{X}^* = \text{Arg min } F(\mathbf{x}; \mathbf{u}) \quad (1.10)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{x} &\in X \\ \mathbf{u} &\in U \end{aligned}$$

где

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

$\bar{l}_{\text{кр}}$ – расположение крыла;

$n_{\text{дв}}$ – количество двигателей;

$\bar{l}_{\text{дв}}$ – расположение двигателей;

$m_{\text{ц.н}}$ – масса целевой нагрузки;

$\bar{l}_{\text{ц.н}}$ – расположение целевой нагрузки;

$\rho_{\text{к}}$ – осевая (плоскостная) плотность компоновки целевой нагрузки;

$I_{\text{ozу}}$ – плоскостной момент инерции вдоль оси ОХ.

В результате анализа ограничений и внешних факторов особенностей арктического базирования получено множество требований и ограничений САБ $U=U(u_i)$. Заданием на проект определяем вектор i , производим замену требований, обозначенных вербально, на математические модели. Разработанная методика поиска элементов вектора схемных решений удовлетворяющих множеству требований и ограничений $U=U(u_i)$.

Из множества требований и ограничений $U=U(u_i)$ каждому i -му определяется вектор проектно-конструкторских решений $[X_i]$, которые позволяют создать САБ, удовлетворяющий $U=U(u_i)$.

Формируем матрицу проектно-конструкторских решений $[X_{ij}]$ на основе векторов проектно-конструкторских решений $[X_i]$ и j – размерности максимального вектора проектно-конструкторских решений $[X_i]$. В первом приближении каждое x_{ij} выражено вербально и в скалярном виде. В ходе работ

с характеристическими выражениями можно составить прямоугольные матрицы. Рассмотрим матрицу масс $[m_{ij}]$, в каждой ячейке которой размещён массовый эквивалент x_{ij} . Каждое проектно-конструкторское решение x_{ij} , указано в $[X_{ij}]$ в вербальном виде. Установим правила работы с матрицами таким образом [27,28], что при наличии в матрице $[X_{ij}]$ однотипных, но одновременно удовлетворяющих различным требованиям решений, доминантным будем считать тот элемент матрицы, который поглощает второстепенный элемент.

Большое количество однотипных решений в матрице подтверждает рациональность выбранного проектно-конструкторского решения x_{ij} .

Аналогичную процедуру применим для анализа характеристических матриц различных параметров для выявления доминантных значений по разным характеристикам. Необходимо учесть, что вектор проектно-конструкторских решений $[X_i]$, имеющий меньшую размерность, но позволяющий удовлетворить целому ряду ограничений, по своим характеристикам (например, по относительной массе) уступает вектору с большей размерностью.

Каждое проектно-конструкторское решение x_{ij} , записанное ранее в матрицу проектно-конструкторских решений $[X_{ij}]$ в вербальном виде характеризуются зависимостями. При проектировании количество таких матриц и их характеристический состав определяется конструктором индивидуально.

В результате анализа мы получаем набор альтернативных векторов схемных решений. Отыскание нового решения – анализ преимуществ и недостатков старых решений и как следствие синтез на их базе нового решения, являющегося результатом решения поставленной задачи на новом техническом уровне.

На этапе синтеза нового схемного решения формируется характеристическая матрица альтернативных схемных решений для удовлетворения каждого i -го требования. Важно учесть, что характеристическая матрица для каждого решения состоит из двух типов столбцов.

$$\text{Техническое задание} \Rightarrow U = \begin{bmatrix} \mathbf{U}_1 \\ \mathbf{U}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{U}_3 \end{bmatrix} \Rightarrow X_{ij} = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & \dots & x_{1n} \\ x_{21} & x_{22} & \dots & x_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ x_{n1} & x_{n2} & \dots & x_{nn} \end{bmatrix} \quad (1.11)$$

Множество ограничений

Матрица альтернативных схемных решений



$$U_{L_{\text{то}}} = \begin{bmatrix} U_{L_{\text{то}}11} & U_{L_{\text{то}}12} & \dots \\ U_{L_{\text{то}}21} & \cdot & \vdots \\ \vdots & \cdot & \ddots \\ U_{L_{\text{то}}n1} & U_{L_{\text{то}}n2} & \dots \end{bmatrix} \dots U_{L_{\text{впп}}} = \begin{bmatrix} U_{L_{\text{впп}}11} & U_{L_{\text{впп}}12} & \dots \\ U_{L_{\text{впп}}21} & \cdot & \vdots \\ \vdots & \cdot & \ddots \\ U_{L_{\text{впп}}n1} & U_{L_{\text{впп}}n2} & \dots \end{bmatrix} \left[U_{L_{\text{впп}}} \right] U_{H_{\text{впп}}} \dots U_{H_{\text{льда}}} = \begin{bmatrix} U_{H_{\text{льда}}11} & U_{H_{\text{льда}}12} & \dots \\ U_{H_{\text{льда}}21} & \cdot & \vdots \\ \vdots & \cdot & \ddots \\ U_{H_{\text{льда}}n1} & U_{H_{\text{льда}}n2} & \dots \end{bmatrix} \left[U_{H_{\text{льда}}} \right] U_{H_{\text{льда}}} \dots$$

Характеристические матрицы

$$L_{\Phi} = \begin{bmatrix} L_{\Phi 11} & L_{\Phi 12} & \dots & L_{\Phi 1n} \\ L_{\Phi 21} & L_{\Phi 22} & \dots & L_{\Phi 2n} \\ \vdots & \cdot & \ddots & \vdots \\ L_{\Phi n1} & L_{\Phi n2} & \dots & L_{\Phi nn} \end{bmatrix} \dots S_{\Phi} = \begin{bmatrix} S_{\Phi 11} & S_{\Phi 12} & \dots & S_{\Phi 1n} \\ S_{\Phi 21} & S_{\Phi 22} & \dots & S_{\Phi 2n} \\ \vdots & \cdot & \ddots & \vdots \\ S_{\Phi n1} & S_{\Phi n2} & \dots & S_{\Phi nn} \end{bmatrix}$$



$$V_{ij} = \begin{bmatrix} v_{11} & v_{12} & \dots & v_{1n} \\ v_{21} & v_{22} & \dots & v_{2n} \\ \vdots & \cdot & \ddots & \vdots \\ v_{n1} & v_{n2} & \dots & v_{nn} \end{bmatrix} \dots m_{ij} = \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & \dots & m_{1n} \\ m_{21} & m_{22} & \dots & m_{2n} \\ \vdots & \cdot & \ddots & \vdots \\ m_{n1} & m_{n2} & \dots & m_{nn} \end{bmatrix} \left[m_{\text{цн}} \right] \left[m_{\text{т}} \right] \dots i_{ij} = \begin{bmatrix} i_{11} & i_{12} & \dots & i_{1n} \\ i_{21} & i_{22} & \dots & i_{2n} \\ \vdots & \cdot & \ddots & \vdots \\ i_{n1} & i_{n2} & \dots & i_{nn} \end{bmatrix}$$



$$J_{ij} = \begin{bmatrix} j_{11} & j_{12} & \dots & j_{1n} \\ j_{21} & j_{22} & \dots & j_{2n} \\ \vdots & \cdot & \ddots & \vdots \\ j_{n1} & j_{n2} & \dots & j_{nn} \end{bmatrix}$$



$$\begin{cases} \sum m = 1 \\ \sum J_x = 1 \\ \sum J_z = 1 \\ \sum J_y = 1 \end{cases}$$



$$x_{11} = \left[L_{\Phi 11}; S_{\Phi 11}; V_{11}; m_{11} \dots j_{11} \right]$$



$$X^* = \left[x_{1n} \cdot x_{2n} \cdot \dots \cdot x_{nn} \right]$$

Выбор схемных решений, удовлетворяющих ТЗ

В состав элементов первого столбца входят семантические выражения, характеризующие технические решения, в состав элементов второго типа столбцов - нормированные оценки этих качеств (например, в диапазоне от -1 до +1). Записи в строках носят парный характер. Нормированные оценки могут быть совокупной экспертной оценкой либо обработкой данных статистики по известным образцам авиационной техники.

При выполнении условий и ограничений становится возможным формирование обобщенной характеристической матрицы, соответствующей еще не существующему техническому решению. В итоге каждой строке (характеристике) в соответствие частное техническое решение, и совокупность их определяет то или иное схемное решение. Важно учесть, что данное решение является необходимым, но недостаточным условием синтеза нового технического решения. Используя характеристические матрицы, можно определить направление технического развития.

Запишем в обобщенном виде систему уравнений увязки облика самолета. В целях решения задачи проектирования самолета необходимо отыскание допустимого вектора проектных параметров X :

$$\left\{ \sum_j \bar{m}_j(x) - 1 = 0, \right. \quad (1.12)$$

где в перечисленном порядке приведены уравнения, обеспечивающие условия массового баланса.

Для перспективных САБ, наряду с необходимостью решения традиционного уравнения массового баланса, очень важно корректное решение 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:

$$1 = \sum_j \bar{m}_j, \quad (1.13)$$

где \bar{m}_j – относительная масса j -го элемента самолёта.

Выражение (1.13) демонстрирует зависимость основных составляющих уравнения массового баланса от параметров агрегатов и систем самолета.

Далее формируется схемное решение в облике самолета. На базе принятых схемных решений в зависимости от заданной массы целевой нагрузки, оборудования и снаряжения проводится формирование компоновочной схемы самолета, которая включает в себя взаимную пространственную увязку основных компонуемых элементов самолета и определение моментов инерции самолета:

$$\left\{ \begin{array}{l} I_{00X} = \iiint_{xyz} r_x^2 dm; \\ I_{00Z} = \iiint_{xyz} r_z^2 dm; \\ I_{00Y} = \iiint_{xyz} r_y^2 dm. \end{array} \right. \quad (1.14)$$

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

По частным критериям эффективности самолета производится оценка эффективности компоновки, исключаются заведомо неэффективные варианты. Многие из частных критериев являются взаимосвязанными, что не позволяет их использовать при оценке проектов. Важно учесть, что введение весовых коэффициентов приводит к субъективным оценкам.

Выявим группы элементов, для которых известна массы 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:

$$I_{OZ} = \sum_{j=1}^n I_{j \text{ соб}} + \sum_{j=1}^n I_{j \text{ пер}}, \quad (1.15)$$

где

I_{OZ} - момент инерции самолета относительно оси OZ;

$I_{j \text{ соб}}$ - собственный момент инерции j-го агрегата;

$I_{j \text{ пер}}$ - переносной момент инерции j-го агрегата;

или

$$I_{OZ} = I_{\text{п.н.}} + I_{\text{с.н}} + I_{\text{о.у}} + I_{\text{с.у}} + I_{\text{с.у.р}} + I_{\text{Т}} + \dots + I_{\text{К}}, \quad (1.16)$$

где I_{OZ} - момент инерции самолета относительно оси OX;

$I_{\text{п.н.}}$ - момент инерции полезной (коммерческой) нагрузки (пассажиров и багажа, грузов и т.д.);

$I_{\text{с.н}}$ - момент инерции снаряжения и оборудования, которое обеспечивает определенные условия комфорта и размещения полезной нагрузки на борту;

$I_{\text{о.у}}$ - момент инерции оборудования, которое обеспечивает эксплуатацию самолета в заданных условиях (пилотажно-навигационное оборудование, энергетическое оборудование и т. д.);

$I_{\text{с.у}}$ - момент инерции силовой установки;

$I_{\text{с.у.р}}$ - момент инерции системы управления рулями самолета;

$I_{\text{Т}}$ - момент инерции топлива на борту самолета;

$I_{\text{К}}$ - момент инерции конструкции самолета (фюзеляж, крыло, оперение, шасси).

Решение уравнения относительно \bar{I}_{OZ} в явном виде затруднительно, и эту операцию целесообразно выполнять с использованием уравнения моментно-инерционного баланса самолета в относительном виде [27,28]:

$$\bar{I}_{OZ} = \frac{\sum_{j=1}^n I_j}{I_{Ox}} = \frac{\sum_{j=1}^n m_j \cdot i_j^2}{m_0 \cdot i_0^2} = \sum_{j=1}^n \bar{m}_j \cdot i_j^{-2}. \quad (1.17)$$

Тогда уравнение существования в относительных моментах приобретает вид

$$I_{OZ} = \sum_{j=1}^n \bar{I}_j \text{ соб} + \sum_{j=1}^n \bar{I}_j \text{ пер} \quad (1.18)$$

В результате для САБ мы 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[27,28]:

$$\begin{cases} 1 = \sum_i \bar{m}_i; \\ 1 = \sum_j \bar{I}_j \text{ } 0X; \\ 1 = \sum_k \bar{I}_k \text{ } 0Z; \\ 1 = \sum_n \bar{I}_n \text{ } 0Y. \end{cases} \quad (1.19)$$

Решение системы уравнений (1.19) 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.

1.2.3 Анализ ограничений, учитываемых в моделях

$$U = U(L_{TO}; L_{\text{потрб}}; L_{\text{ВПП}}; m_{\text{пос}}; m_{\text{ц.н}}; h_{\text{льда}}; U_{\text{погода}}; U_{\text{экология}}; U_{\text{эмиссия}}; U_{\text{экипажа}}; U_{\text{первая посадка}}; U_{\text{дв}}; U_{\text{климат}}; U_{\text{грузоперевозок}}; U_{\text{десантирования}}) \quad (1.20)$$

- множество ограничений при эксплуатации в полярных условиях.

$$U = U(U_1; U_2; U_3; U_4; U_5; U_6; U_7; U_8; U_9; U_{10}; U_{11}; U_{12}; U_{13}; U_{14}; U_{15}), \quad (1.21)$$

где

$U_1 = L_{TO}$ - вероятностная максимальная дальность Транспортной операции в полярном регионе на маршруте «туда-обратно» (см. Рис.1.4):

$$L_{TO} = 2 L_{\Pi} = \sum_1^n L(m_T) = L_{1B} + L_{1Л} + L_{1B} + \dots + L_{nm} > 4800 \text{ км},$$

где

L_{Π} – дальность полета от Мурманск - Северный полюс, равная 2400 км;

L_{1B} – часть транспортной операции, совершаемой над отрезком «открытой воды»;

$L_{1Л}$ – часть транспортной операции, совершаемой над отрезком «дрейфующего льда».

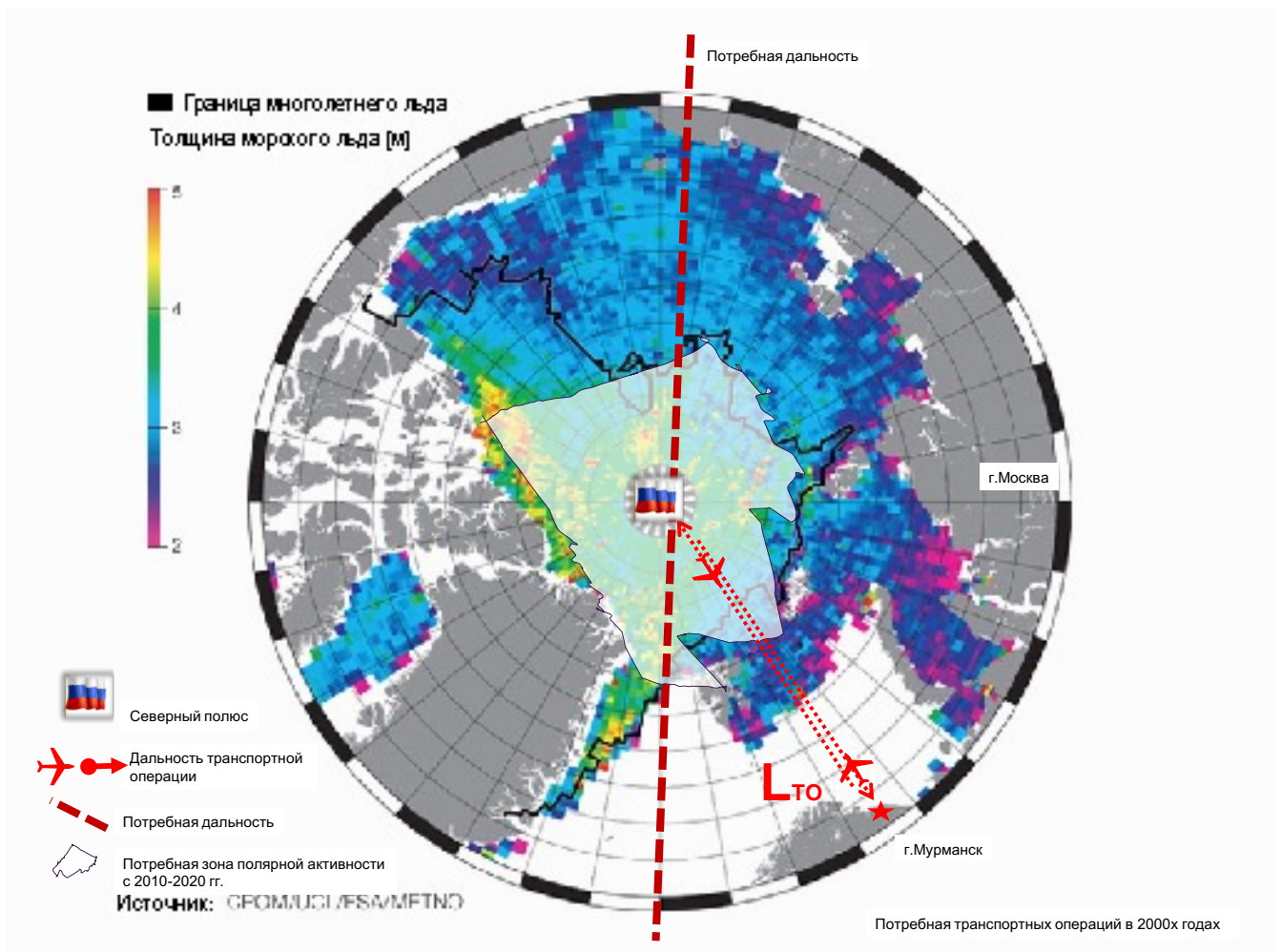


Рис.1.4 – Диаграмма толщины льда ($h_{\text{льда}}$) в Арктике
(Источник: СПОМ, период наблюдений: январь-февраль 2011г.)

$U_2 = R_{\text{потрб}}$ - потребная дальность транспортной операции в полярном регионе на маршруте Мурманск - Северный полюс - Мурманск при условии, что зона сплошного ледяного покрова, пригодного для посадки, начинается на расстоянии $R_{\text{потрб}} \geq 1600 \div 2000$ км (см. Рис.В.2).

$U_3 = U_{\text{ВПП}}$ - ограничение по характеристике ВПП согласно [87];

$U_{3.1} = L_{\text{ВПП}}$ - ограничение по длине ВПП ($L_{\text{ВПП}} \leq 1200$ м);

$U_{3.2}$ = ограничение по длине льдины $L_{\text{льдины длина}} \geq 1500$ м;

$U_{3.3}$ = ограничение по ширине льдины $L_{\text{льдины ширина}} \geq 60$ м.

$U_4 = m_{\text{пос}}(h_{\text{льда}})$ – ограничение по посадочной массе самолета,

где

$$h_{\text{льда}} \geq (1,5 \div 3) \text{ м};$$

$$m_{\text{пос}} (m_{\text{п.снар}} + m_{\text{цн}} + m_{\text{T}}) \leq m_{\text{мах доп.пос}}(h_{\text{льда}});$$

$m_{\text{мах доп.пос}}(h_{\text{льда}})$ – максимально допустимая масса самолета при посадке на льдину.

Сокращение толщины льда и площади ледового покрова (рис.1.4) приводит к увеличению потребной дальности полета. Согласно требованиям полярной эксплуатации, обозначенным в разделе 9.1.1. «Поиск дрейфующей льдины, пригодной для устройства взлетно-посадочной площадки и льдины, пригодной для организации дрейфующей станции «Северный полюс» [87]:

«Высадка участников дрейфа, завоз необходимого экспедиционного груза обычно осуществляется самолетами Ил-14 и Ан-12 с колесными шасси. Поэтому необходимо найти такую ледяную площадку, которая полностью удовлетворяла бы всем требованиям, т.е. имела длину не менее 1500м, ширину 60м и толщину льда минимум 1,5м. При этом рядом с ВПП должно находиться относительно ровное и толстое поле, где можно было бы разместить груз и обеспечить стоянку одновременно не менее двух самолетов, не мешая взлету или посадке других самолетов».

$U_5 = m_{\text{цн}}(V_{\phi})$ – ограничение по массе целевой нагрузки самолета, где $V_{\phi} = \text{const}$.

$U_6 = h_{\text{льда}}$ – ограничение по толщине льда [87], где $h_{\text{льда}} \geq (1,5 \div 3)$ м.

$U_7 = U_{\text{погода}}$ – метеорологические требования эксплуатации в приполярном регионе согласно Руководству[87]:

$U_{7.1} > 300$ м- высота облачности должна составлять не менее 300 м;

$U_{7.2} > 7^{\circ}$ - положение Солнца над горизонтом не ниже 7° ;

$U_{7.3} > 7^{\circ}$ - горизонтальная видимость не менее 6-10 км;

$U_{7.4} > 5$ баллов - облачность не менее 5 баллов.

$U_8 = U_{\text{экология}}$ – экологические требования эксплуатации в приполярном регионе, согласно части 2 тома 2 приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО [66].

$U_9 = U_{\text{эмиссия}}$ – экологические требования эксплуатации в приполярном регионе, согласно части 34 «Охрана окружающей среды» Авиационных правил ИКАО [2].

$U_{10} = U_{\text{экипажа}}$ – количество человек в составе летного экипажа - не менее 4 (капитан, второй пилот, борт-механик, штурман) согласно [87].

$U_{11} = U_{\text{первой посадки}}$ – первичную посадку на подготовленные ледяные ВПП производят вертолеты или самолеты только с лыжными шасси согласно [87].

$U_{12} = U_{\text{дв}}$ – рекомендуемое количество двигателей для полярной эксплуатации $n_{\text{дв}} \geq 2$ согласно АП-25 [1].

$U_{13} = U_{\text{климат}}$ – экологические требования эксплуатации в приполярном регионе согласно части 2 тома 2 приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО [86].

Таблица 1.1 - Основные данные о климатических условиях

Тип климата	U _{13.1}	U _{13.2}		U _{13.3}
	Условия	Температура, °С		Относительная влажность, %
		max	min	
<i>Морской</i>	<i>Влажная соленая пыль</i>	+50	-40	100
<i>Арктический</i>	<i>Низкая температура, ледяная пыль</i>	-25	до - 75	-
<i>Высоко широтные районы</i>	<i>Низкая температура, низкое давление, конденсация водяных паров</i>	-	до - 90	-

$U_{14} = U_{\text{грузоперевозок}}$ – требования по потребным (минимальным) размерам грузов и специального оборудования перевозимого (рис.1.5) САБ [43, 87].

$U_{15} = U_{\text{десантирования}}$ – требования для десантирования грузов и специального оборудования, перевозимого САБ в ходе эксплуатации в приполярном регионе [43, 87].

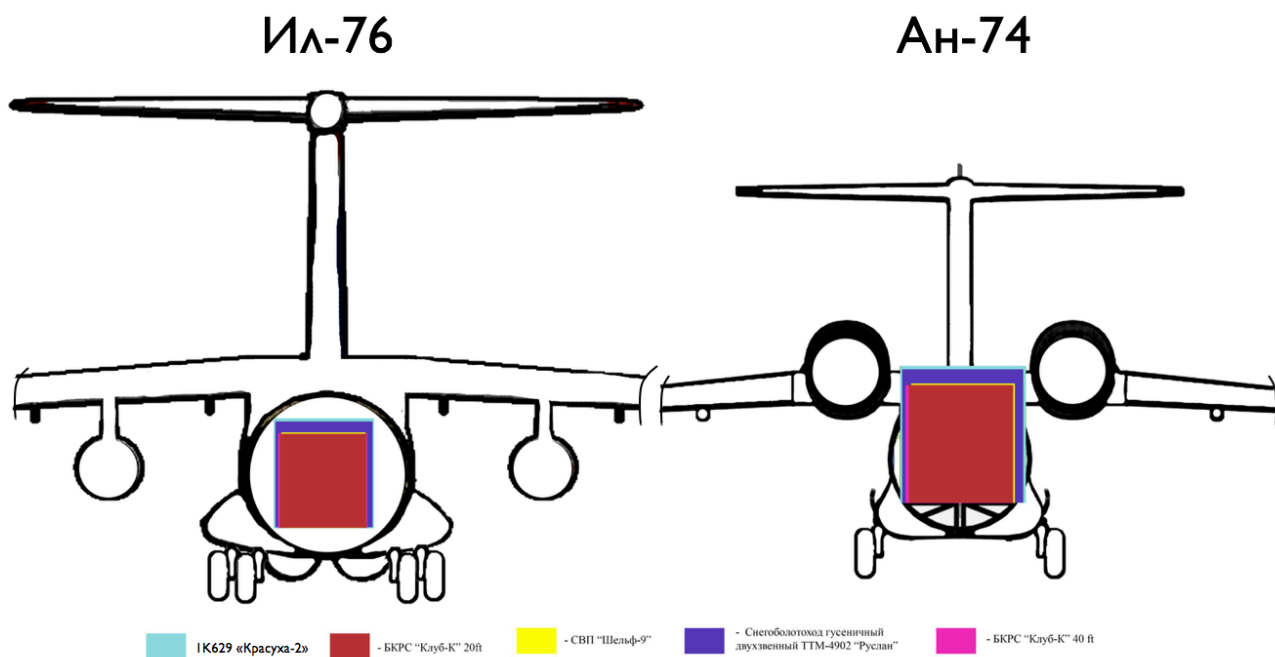


Рис.1.5 - Потребная размерность грузового отсека
для грузоперевозок в Арктическом регионе

В табл.1.2 представлены ограничения и требования, на основании которых можно составить модели существования региональных самолетов на полярной эксплуатации для организации дрейфующей станции «Северный полюс» согласно главе 9 [87], требований части 2 тома 2 приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО [66] и части 34 «Охрана окружающей среды» Авиационных правил ИКАО [2].

Таблица 1.2 - Сводная таблица ограничений и требований, предъявляемых к САБ

Тип операции	Тип ВС	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
		L _{то} , км	L _{побр} , км	L _{вп} , м	m _{пос} , кг	m _ш , кг	h _{льда} , м	U _{погода}	U _{экология}	U _{эмиссия}	U _{экипаж}	U _{первая посадка}	U _{дв}	U _{климат}	U _{грузоперевозки}	U _{десантирования}
Ледовая разведка до 1990г.	Ан-14	650	320	570	-	720	>1,5	Согласно [87]: высота облачности должна составлять не менее 300 м, положение Солнца над горизонтом не ниже 7°, а горизонтальная видимость не менее 6-10 км, облачность не менее 5 баллов	Согласно [66]	Согласно [2]	4	-	2	Согласно [87]	-	-
	Ил-14	1250	1250	720		4000										
	Ан-26 БРЛ	3200	1800	1200		5500										
	Ан-32	2350	1800	1200		4375										
																Десантирование грузов не производится
																2П-224, ПА-2, ПА-5

Первоначальная высадка дрейфующей станции «Северный полюс» до 1990г.	Ан-14	650	320	570	3000	720	>1,5	Согласно [87]: высота облачности должна составлять не менее 300 м, положение Солнца над горизонтом не ниже 7°, а горизонтальная видимость не менее 6-10 км, облачность не менее 5 баллов	Согласно [66]	Согласно [2]	4	Лыжное шасси	2	Согласно [87]	-	Десантирование грузов не производится	
	Ил-14	1250	650	720	16600	4000									-		
Обеспечение и логистика дрейфующей станции «Северный полюс»	Ан-14	650	320	570	3000	720	>1,5	Согласно [87]: высота облачности должна составлять не менее 300 м, положение Солнца над горизонтом не ниже 7°, а горизонтальная видимость не менее 6-10 км, облачность не менее 5 баллов	Согласно [66]	Согласно [2]	4	-	2	Согласно [87]	-	Десантирование грузов не производится	
	Ил-14	1250	650	720	16600	4000									-		
	Ан-26 БРЛ	3200	1800	1200	18500	5500									-		
	Ан-32	1150 ÷ 2350	1800	1200	21000	6700 ÷ 4375									-		2П-224, ПА-2, ПА-5
	Ан-74	1650	2500	1200	25000	10000									4400		PLA, PLB
4150																	

Снятие дрейфующей станции «Северный полюс» до 1990г.	Ан-14	650	320	570	3000	720	1÷1,5	Согласно [87]: высота облачности должна составлять не менее 300 м, положение Солнца над горизонтом не ниже 7°, а горизонтальная видимость не менее 6-10 км, облачность не менее 5 баллов	Согласно [66]	Согласно [2]	4	-	2	Согласно [87]	-	-	-	Десантирование грузов не производится		
	Ил-14	1250	650	720	16600	4000													10000	PLA, PLB
	Ан-74	1650	2500	1200	25000	4400													4000	
		4150																		
	Ми-8/17*	580	300	10	10500	4000													5500 т	
	НЭС «Академик Грешников» ААНИИ*	15 000 nm	-	-	0															

Сопровождение грузовых караванов вдоль СМП	Ан-26 БРЛ	3200	1800	1200	-	5500	-	Согласно [87]: высота облачности должна составлять не менее 300 м, положение Солнца над горизонтом не ниже 7°, а горизонтальная видимость не менее 6-10 км, облачность не менее 5 баллов	Согласно [66]	Согласно [2]	4	-	2	Согласно [87]	-	Десантирование грузов не производится										
	Ан-32	1150	1800	1200		6700									-	2П-224, ПА-2, ПА-5										
		2300				4375																				
	Ан-74	1650	2500	1200		10000										ПА-2, ПА-5, П-7, ПГС-500										
		4150				4400																				
	Ми-8/17*	580	300	10		4000										Десантирование грузов не производится										
	В период 1988-2003 гг. ААНИИ не организовывал дрейфующие станции «Северный полюс»																									

Десантирование группы для первоначальной высадка и дрейфующей станции «Северный полюс» с 2003г.	Ил-76МД	8400	4200	1800	-	20000	-	Согласно [87]: высота облачности должна составлять не менее 300 м, положение Солнца над горизонтом не ниже 7°, а горизонтальная видимость не менее 6-10 км, облачность не менее 5 баллов	Согласно [66]	Согласно [2]	4	-	2	Согласно [87]	LD-6, LD-7	П-7, ПГС-500, ПГС-1000 ПА-2, ПА-5, П-7, ПГС-500
	Ан-74	1650	2500	1200		10000									PLA, PLB	

Первоначальная высадка дрейфующей станции «Северный полюс» с 2003г.	АН-74	1650	2500	1200	25000	10000	3	Согласно [87]: высота облачности должна составлять не менее 300 м, положение Солнца над горизонтом не ниже 7°, а горизонтальная видимость не менее 6-10 км, облачность не менее 5 баллов	Согласно [66]	Согласно [2]	4	-	2	Согласно [87]	PLA, PLB	ПА-2, ПА-5, П-7, ПГС-500
		4150				4400										

Обеспечение и логистика дрейфующей станции «Северный полюс» с 2003г.	Ан-74	1650	2500	1200	25000	10000	≥3	Согласно [87]: высота облачности должна составлять не менее 300 м, положение Солнца над горизонтом не ниже 7°, а горизонтальная видимость не менее 6-10 км, облачность не менее 5 баллов	Согласно [66]	Согласно [2]	4	-	2	Согласно [87]	PLA, PLB	ПА-2, ПА-5, П-7, ПГС-500
		4150				4400									LD-6, LD-7	П-7, ПГС-500, ПГС-1000
	Ил-76МД	8400	4200	1800	-	20000									Десантирование грузов не производится	
	Ми-8/17*	580	300	10	10500	4000										

Снятие дрейфующей станции «Северный полюс» с 2003г.	Ан-74	1650	2500	1200	25000	10000	≥3	Согласно [87]: высота облачности должна составлять не менее 300 м, положение Солнца над горизонтом не ниже 7°, а горизонтальная видимость не менее 6-10 км, облачность не менее 5 баллов	Согласно [66]	Согласно [2]	4	-	2	Согласно [87]	PLA, PLB	ПА-2, ПА-5, П-7, ПГС-500
		4150				4400										

*– для справки, не учитывается в таблице 1.2

1.2.4 Определение целевой функции

Для определения характеристик САБ составим вектор целевых функций:
 $F = f(\bar{m}_{\text{п.снар}})$ – вектор целевой функции,

где

$\bar{m}_{\text{п.снар}}$ - относительная масса пустого снаряженного самолёта,

$$m_0 = f(\bar{m}_{\text{пос}})$$

$$m_{\text{пос}} = m_{\text{п.снар}} + m_{\text{ц.н}} + m_{\text{Т}},$$

$$1 = \bar{m}_{\text{п.снар}} + \bar{m}_{\text{ц.н}} + \bar{m}_{\text{Т}},$$

где:

$$\bar{m}_{\text{ц.н}} = \text{const.}$$

$$\bar{m}_{\text{Т}} = f(\bar{m}_{\text{п.снар}}).$$

$$\bar{m}_{\text{п.снар}} = f(m_{\text{кр}}; m_{\text{ф}}),$$

где

$$\bar{m}_{\text{кр}} = f(\bar{m}_{\text{дв}}; \bar{l}_{\text{дв}}; \bar{m}_{\text{Т}}; \bar{l}_{\text{Т}}) - \text{относительная масса крыла;}$$

$$\bar{m}_{\text{ф}} = f(\bar{m}_{\text{ц.н}}; \bar{l}_{\text{ц.н}}) - \text{относительная масса фюзеляжа.}$$

Реализация поставленной задачи требует разработки моделей.

1.3 Место и роль поставленной задачи исследования в рамках процесса проектирования самолетов арктического базирования

На данный момент вопросы взаимной увязки агрегатов и узлов при внутренней компоновке фюзеляжа имеют достаточно высокий уровень исследования и проработки проблем, однако непосредственное использование при формировании облика САБ существующих моделей [43] в большинстве случаев оказывается неприменимым в силу рассмотренных ранее транспортных и инфраструктурно-климатических ограничений.

Рассмотрим процесс проектирования фюзеляжа [43], состоящий из

следующих этапов:

- 1 Определение места рабочих моделей фюзеляжа в общей структуре проектирования самолета.
- 2 Определение ключевых параметров модели фюзеляжа, влияющих на характеристики фюзеляжа.
- 3 Определение модели формы поперечного сечения фюзеляжа.
- 4 Определение модели форм носовой и хвостовой частей фюзеляжа.
- 5 Выбор параметров модели фюзеляжа при проектировании многоместных пассажирских самолетов.

Из рис.1.5 следует, что доминирующим условием разработки САБ является рациональная компоновка с точки зрения оптимального размещения в нём научного и грузового оборудования, при необходимости - пассажиров, что, в свою очередь, требует разработки соответствующих моделей, методик, алгоритмов, программ и самостоятельной системы по формированию облика фюзеляжа САБ исходя из его компоновки.

Непременными [81] компонентами решения любой сложной технической задачи являются: оперативные элементы, методика и статическая система. В процессе решения задачи формирования облика САБ названные компоненты могут быть интерпретированы следующим образом [81]:

- оперативные элементы – модели агрегатов и систем, входящих в состав самолёта, обеспечивающие выполнение им заданной задачи (пассажирские кресла, грузовое оборудование, туалеты, кухни и т.п.);
- методика– система правил, позволяющая построить из набора существующих моделей работоспособный вариант системы компоновки самолета и оптимизировать его по заданным критериям;
- статическая система – особым образом формализованное пространство, позволяющее размещать, координировать и перемещать в нём

функциональные элементы с возможностью последующего оперативного анализа полученного моментно-инерционного облика.

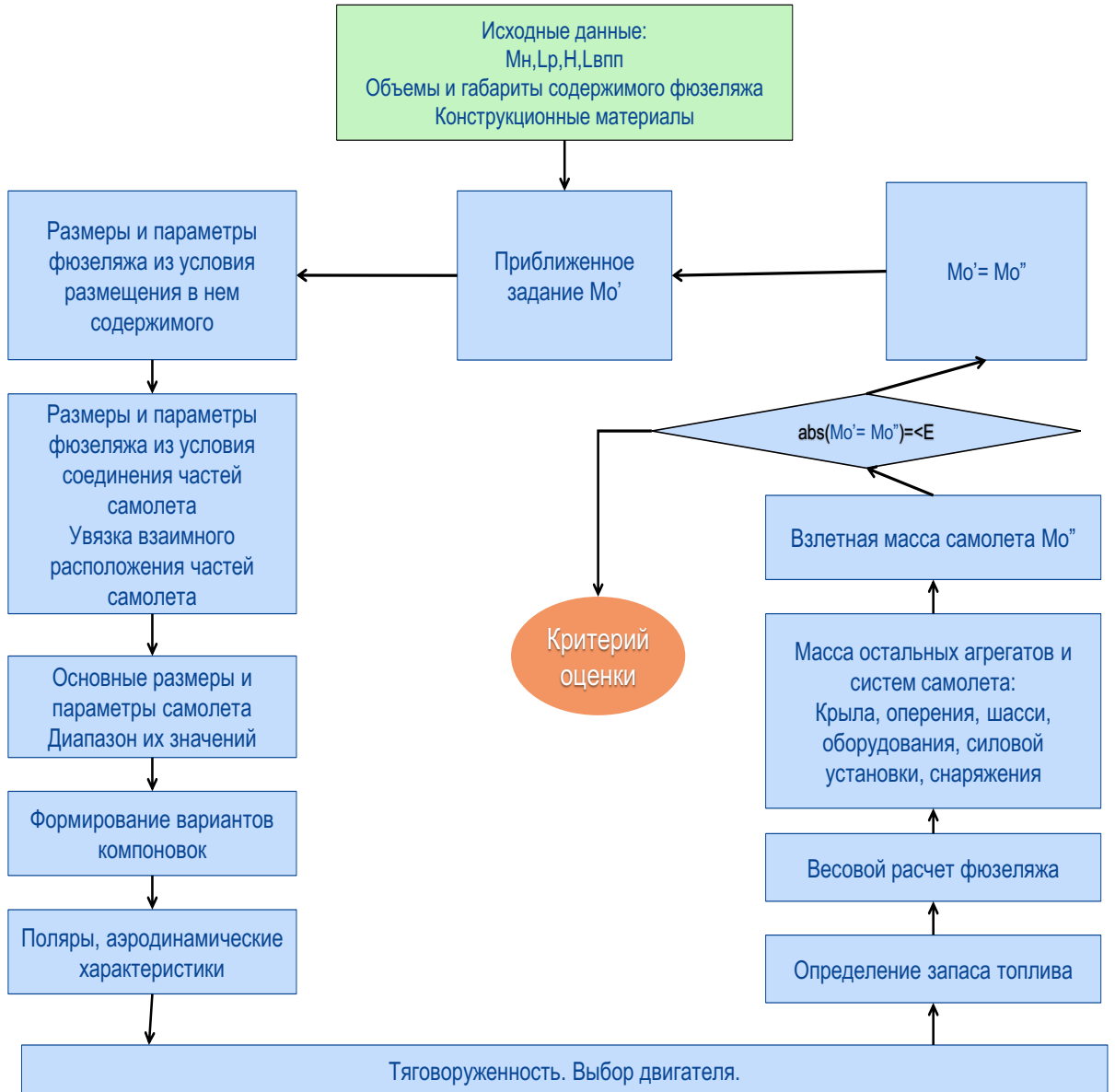


Рис.1.6 - Схема параметрического расчёта фюзеляжа

Как объект проектирования САБ представляет собой большую и сложную техническую систему, обладающую развитой иерархической структурой (рис. 1.6).

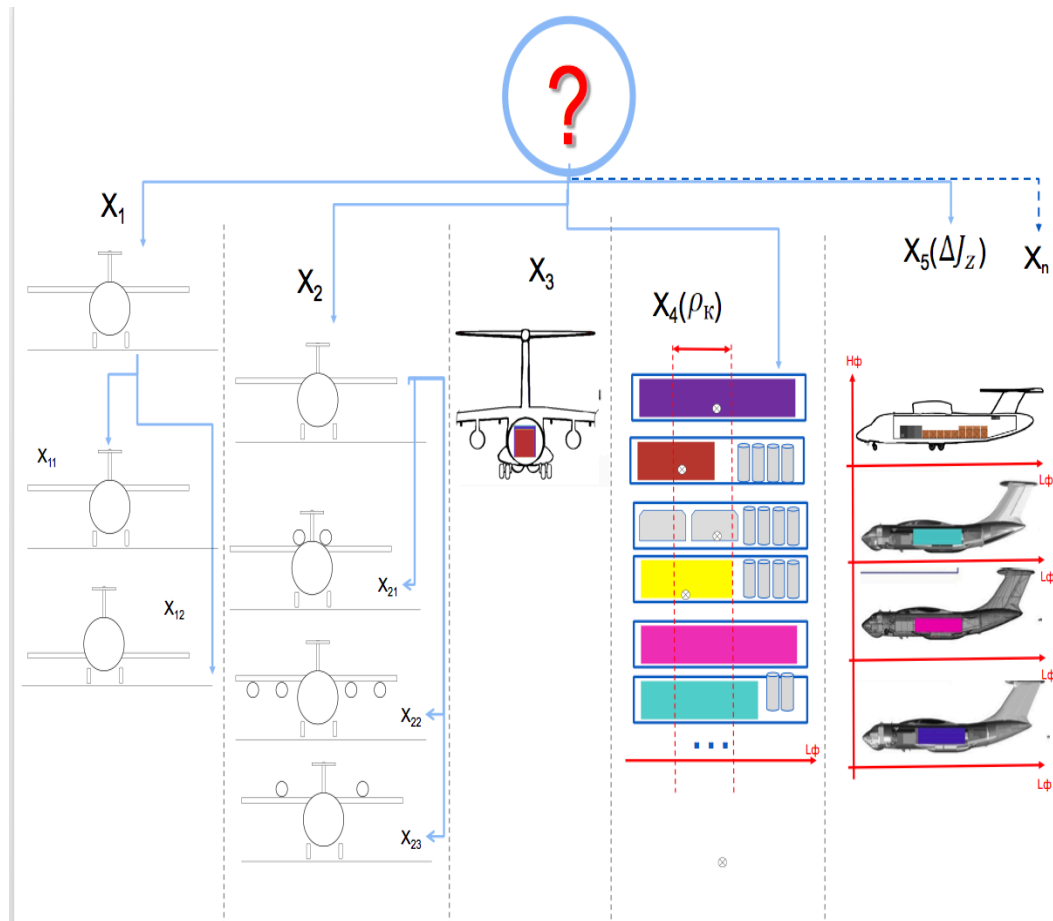


Рис. 1.7 - Эскизы компоновки самолета арктического базирования САБ

В соответствии с системным подходом, в основе которого лежит моментно-инерционный анализ, при решении задач определённого иерархического уровня приходится разрабатывать модели всей иерархии системы. Графическая модель структуры САБ (рис.1.7), нашла в себе обобщение следующих параметров, определяющих его облик САБ:

- $X_1(\bar{l}_{кр})$ – расположение крыла ($\bar{l}_{кр}$) относительно фюзеляжа,

где

X_{11} - над крылом;

X_{12} - под крылом.

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

где

X_{21} – на вертикальной оперении;

X_{22} - под крылом;

X_{23} – над крылом.

- $X_3 (\bar{l}_{ц.н})$ – расположение целевой нагрузки ($\bar{l}_{ц.н}$) относительно фюзеляжа;
- $X_4 (\rho_k)$ – распределение плотности компоновки целевой нагрузки (ρ_k) относительно фюзеляжа;
- $X_5 (I_{Ozy})$ – плоскостной момент инерции (I_{Ozy}) вдоль оси OX;
- $X_6 (n_{дв})$ – количество двигателей;
- $X_7 (m_{ц.н})$ – масса целевой нагрузки ($m_{ц.н}$).

Для определения параметров и характеристик необходимо разработать модель каждого элемента, при этом в модели верхних уровней включены модели нижних уровней. На каждом иерархическом уровне модели согласно рис.1.8 представляют собой связи (выраженные уравнениями), описывающие зависимости между параметрами и характеристиками. В данной работе принято, что уровню i -го соответствует модель самолета.

На первом уровне рассматриваются системы и крупные агрегаты, а на втором уровне - элементы, из которых эти системы и агрегаты состоят. Каждый элемент характеризует несколько моделей. Будем рассматривать только те модели, которые необходимы для этапа компоновки фюзеляжа в рамках формирования облика самолета. Во-первых, это математические модели расчёта геометрических, массовых и моментно-инерционных характеристик компонуемых элементов, во-вторых - математические модели процедур компоновки и центровки самолета. Кратко рассмотрим перечень требований и особенности моделей.

Геометрическая модель является основной. Эта модель описывает отношения между параметрами самолета и его агрегатов, характеристиками их форм и размеров. Она определяет обводы, площади, объёмы, поперечные сечения отдельных агрегатов и самолета в целом. Данные этой модели являются входной информацией для весовых, моментно-инерционных расчётов и компоновки самолета.

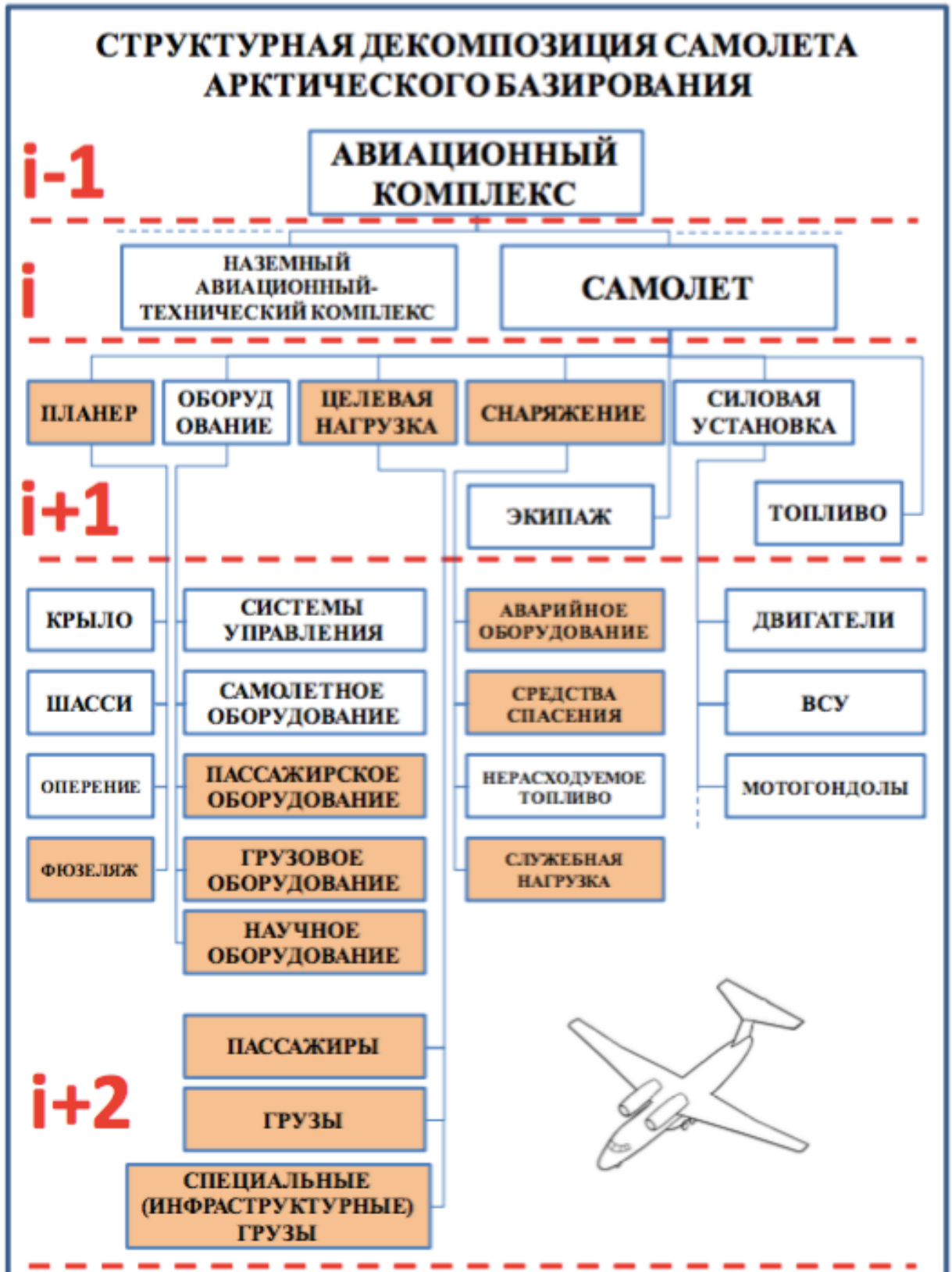


Рис.1.8 – Иерархическая структура САБ

1.4 Выводы

- 1 Проведённая декомпозиция задач проектирования регионального самолёта, предназначенного для эксплуатации в полярных регионах, позволяет выявлять специфику массово-инерционных моделей при проектировании самолетов данного типа.
- 2 При формировании облика САБ задача внутренней компоновки фюзеляжа выделяется в отдельную задачу, а решения, принятые в её рамках, во многом определяют эффективность эксплуатации САБ.
- 3 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. Математическая задача поставлена как задача многокритериальной дискретной оптимизации.
- 4 Реализация поставленной задачи требует разработки моделей грузового и пассажирского оборудования, специального и научного оборудования, массовых и инерционных моделей, инфраструктурных моделей.

Глава 2 МОДЕЛИ АГРЕГАТОВ САМОЛЕТА

Для решения задачи диссертационной работы необходимо представить исследование в виде моделей, являющихся более адаптивными и позволяющие интерпретировать ограничения и требования необходимые для удовлетворения при создании перспективной авиационной техники и особенно САБ.

Применение моделей позволяет выявить закономерности и характеристики проектируемых объектов. При моделировании можно определить наиболее важные характеристики проектируемого объекта в рамках цели исследования. Однако противоречивая постановка цели или задач исследования может привести к невозможности применения одной и той же модели.

Для решения задач данной диссертационной работы применяется наиболее универсальный приём математическое моделирование. В основе математического моделирования лежит система математических соотношений, соответствующих рассматриваемым физическим процессом. За счёт предварительного математического моделирования в ходе решения данной системы можно получить ответ о характеристиках объекта, без реализации натурной (физической) модели.

Для решения такой задачи необходимо рассмотреть: оперативные элементы, стратегию и статическую систему.

В ходе решения задачи компоновки САБ вышеуказанные компоненты можно представить в следующем виде [53]:

- функциональные элементы (крыло, топливо, силовая установка и др.), потребные для выполнения задач, предъявляемых для САБ;
- система правил, позволяющая сформировать из функциональных элементов, компоновки самолета и оптимизировать его по некоторому критерию;

- статическая система–набор функциональных элементов, формализованных в некотором компоновочном пространстве.

При внедрении моментно-инерционной компоновки самолета возникает задача отображения функциональных элементов, компоновочного пространства и процедур компоновки [27].

Проведённый анализ показывает, что САБ обладают дополнительными ограничениями со стороны моментно-инерционных показателей, что требует совершенствования процесса проектирования и исключает возможность применения классических подходов. В результате нетрадиционного подхода необходимо провести разработки новых моделей, методик, алгоритмов для корректного формирования моментно-инерционного облика самолета.

САБ является результатом проектирования, полученным в ходе удовлетворения системе требований и правил, и может быть представлен как сложная структурированная техническая система. Применяя принципы системного подхода при решении задач определённого иерархического уровня, не будем разрабатывать модели всей иерархии системы (рис.1.8). Для достижения результата достаточно рассмотреть системы на два порядка ниже или выше.

На каждом иерархическом уровне модель представляет собой связи, при этом в моделях верхних уровней включены модели нижних уровней. представленные в виде уравнений, описывающих зависимости между параметрами и характеристиками. Рассмотрим системы и крупные агрегаты.

Примем, что уровню « $i=1$ » соответствует модель самолета. На уровне « $i+1$ » рассматриваются системы и крупные агрегаты, а на уровне « $i+2$ » - те элементы, из которых эти системы и агрегаты состоят. Каждый элемент характеризуют несколько моделей.

Рассмотрим только те модели, которые необходимы для успешного решения задачи моментно-инерционной компоновки на начальных этапах

проектирования: математические модели расчёта геометрических, массовых и моментно-инерционных характеристик компонуемых элементов и структурно-параметрические модели фюзеляжа самолета.

Геометрические модели связывают параметры САБ и его агрегатов характеристиками их форм и размеров, определяют компоновочные объёмы и допустимые диапазоны компоновки. Данные этих моделей являются входной информацией для весовых, моментно-инерционных, прочностных расчётов, компоновки самолета, разработки технологических процессов и т.д.

Массовые модели обеспечивают расчёт массы отдельных элементов и самолета в целом на всех уровнях проектирования. В основу этих моделей положены связи между геометрией, нагрузками, особенностями конструктивно-силовой схемы оборудования, силовой установки, массой топлива и коммерческой нагрузки.

Геометрические и массовые характеристики самолета являются параметрами моментно-инерционных моделей. Повышению точности расчётов моментно-инерционных параметров способствует наличие у самолета плоскости симметрии и ограничений эксплуатации, влияющих на зоны компоновки отдельных систем и агрегатов.

Совокупность рассмотренных моделей позволяет синтезировать математические модели процедур формирования облика самолета. В связанной системе координат в виде трехмерного пространства представлена модель компоновочного пространства. На базе формальных и эвристических зависимостей функционирует модель компоновки, что с учетом требований к эксплуатации основных элементов самолёта обеспечивает взаимную пространственную их увязку.

Для оценки проектно-конструкторских решений стоит применять эффективностную модель, так как в ней прослеживаются отношения между параметрами отдельных агрегатов и самолета в целом и между частными и общими критериями эффективности, рассматриваемыми в работе.

При разработке новых и использовании известных моделей принято, что отклонение характеристик физических и математических моделей должно быть не более $\pm 5\%$.

В ходе исследования некоторые модели и подходы к их формированию могут быть использованы из аналогичных систем и из работ, посвященных другим типам летательных аппаратов. Анализ некоторых из них был приведён выше.

2.1 Геометрические модели

В результате проведённого анализа номенклатуры грузового и пассажирского оборудования современных военно-транспортных самолетов (ВТС) выполняющих высокоширотные транспортные операции в Арктике, было выявлено, что на формирование формы поперечного сечения фюзеляжа преобладающее воздействие оказывают геометрические параметры кресел и контейнеров, снаряжения, оборудования для ледовой авиаразведки.

2.1.1 Модели грузового и пассажирского оборудования

В Арктике САБ могут использоваться как для грузовых и пассажирских перевозок, так и для проведения ледовой разведки (за счёт размещения специального оборудования внутри грузового отсека вместо полезной нагрузки), обеспечения логистики и развёртывания эвакуации полярных научных станций (смешанное размещение пассажиров и грузов внутри фюзеляжа), сопровождения проводки вдоль СМП, что расширяет номенклатуру требуемых моделей. Это позволяет сделать вывод о том, что корректное задание математических моделей данного оборудования приведёт к точному формированию сечения фюзеляжа.

На сегодняшний день существует два способа размещения коммерческой нагрузки в грузовых отсеках САБ:

- груз размещается в навал;
- совместное заполнение грузовых отсеков, как на поддонах, так и навальным грузом.

Стоит итерационно сокращать габаритные размеры грузовой палубы, сокращать диаметра миделя, что приведёт к сложностям при проведении погрузочных работ.

На ВТС грузы перевозятся на поддонах (контейнерах) совместно с грузом, размещённым в навал. Как правило, грузы на поддонах размещаются в регулярной зоне фюзеляжа, а груз в навал размещается в хвостовой части фюзеляжа вблизи рампы (Ан-74/124, Ил-76 и др.). Размещая грузы, таким образом, эксплуатанты самолетов стремятся сократить промежутки между вылетами за счёт более быстрой «загрузки/разгрузки».

В случае когда нет возможности совершить посадку на дрейфующую ледяную площадку (льдину) ввиду неподготовленности ВПП или её отсутствия, экипажи ледовой авиаразведки с самолетов производят десантирование грузов и персонала, для подготовки ледовой ВПП. Так, с начала 2000-х годов на льды в Арктике не осуществляются взлет и посадка самолетов Ил-76 ($m_{\text{пос}} > 161\text{т}$), для которой необходимо $h_{\text{льда}} = 3 \div 5$ м, производится десантирование групп и оборудования для развертки станции.

Во время полёта в полярных районах для САБ необходимо наличие рампы для ускоренной десантирования грузов и десантных групп, а также «погрузки/загрузки». Необходимость использования поддонов обусловлена тем, что в ходе выполнения транспортных операций возможно только десантирование грузов на одно,-многокупольных парашютно-грузовых системах П-7, ПГС-500, ПГС-1000 [11].

В военно-транспортных самолетах палуба самолета совмещает в себе пассажирскую и грузовую палубу, на которой контейнеры располагаются симметрично относительно оси симметрии самолета.

Габаритные размеры грузового люка Ан-74 ($Ш=2,26$ м, $В=2,15$ м) и

размеры грузового отсека Ан-74 (Д=10 м, Ш=2,15 м, В=2,1м) [91] не позволяют использовать различные варианты универсальных контейнеров (Unit Load Device (ULD)), но возможно осуществление перевозки в навал или на парашютно-грузовых системах П-7, ПГС-500, ПГС-1000.

Существование при проектировании наблюдается тенденция к ограничению типов используемого грузового оборудования позволила выявить и математически записать наиболее часто используемое грузовое оборудование в виде массива данных:

$$U_{14} \leq U_{15} \leq \| T_{об} \quad B_{п} \quad Ш_{п} \quad Д_{п} \quad M_{ц,н} \quad M_{п} \quad S_{осн.п} \quad H_{дес} \quad V_{с.дес} \quad V_{в} \quad T_{ам} \| \quad (2.1)$$

Наиболее часто применяемые типы пассажирского и грузового оборудования показаны на рис.2.1 и приведены в табл. 2.1:

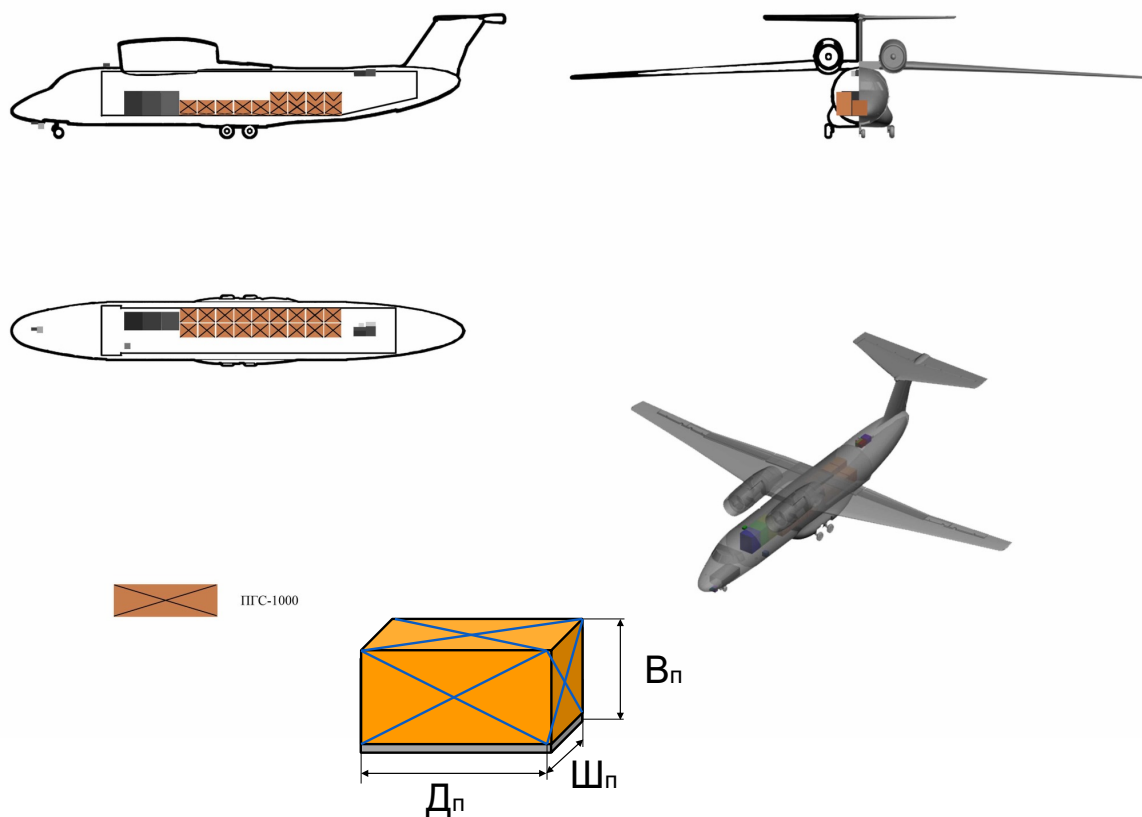


Рис.2.1 - Геометрические модели парашютно-грузовых систем

Таблица 2.1 - Реестр грузового оборудования,
десантируемого на парашютно- грузовых системах

		П-7	ПГС-500А	ПГС-500Р	ПГС-1000
$T_{об}$	- тип грузового оборудования (контейнер либо поддон)	Парашютно-грузовая платформа	Парашютно-грузовая платформа	Парашютно-грузовая платформа для десантирования на воду	Парашютно-грузовая платформа
$B_{п}$	- высота груза [см]	252	80	80	120
$Ш_{п}$	- ширина груза [см]	220	1176	1176	1400
$Д_{п}$	- длина груза [см]	6500	1400	1400	1256
$M_{ц.н}$	- масса [кг]	3750÷8500	380÷500	330÷500	до 1000
$M_{п}$	- максимальная масса брутто [кг]	1100±30	92	92	100
$S_{осн.п}$	- площадь основного парашюта [м ²]	350	55	55	50x2
$H_{дес}$	- высота десантирования [м]	500÷1500	500÷8000	500÷8000	300÷7000
$V_{с.дес}$	- скорость самолета в момент десантирования [км/ч]	260÷400	до 400	до 400	до 400
$V_{в}$	- скорость ветра в месте приземления [м/с]	10÷12	10÷12	10÷12	10÷12
$T_{ам}$	- тип амортизации	-	Бумажная сотовая	Бумажная сотовая	Воздушная

2.1.2 Модели служебно-бытовых помещений

К служебно-бытовым помещениям в данной работе относятся: кухни, туалеты, гардеробы (рис.2.2, табл.2.2). Математически каждое служебно-бытовое помещение можно записать в виде массива данных:

$$U_{14} \geq \| \| T_{\text{пом}} \quad V_{\text{об}} \quad Ш_{\text{об}} \quad Д_{\text{об}} \| \| . \quad (2.2)$$

Таблица 2.2 - Реестр служебно-бытовых помещений

		Радиорубка	Санузел	Наблюдательный пост авиаразведки
$T_{\text{пом}}$	- тип служебно-бытового помещения	Радиорубка	Санузел	Наблюдательный пост
$V_{\text{об}}$	- высота [см]	200	200	200
$Ш_{\text{об}}$	- ширина [см]	150	150	150
$Д_{\text{об}}$	- длина [см]	150	150	150

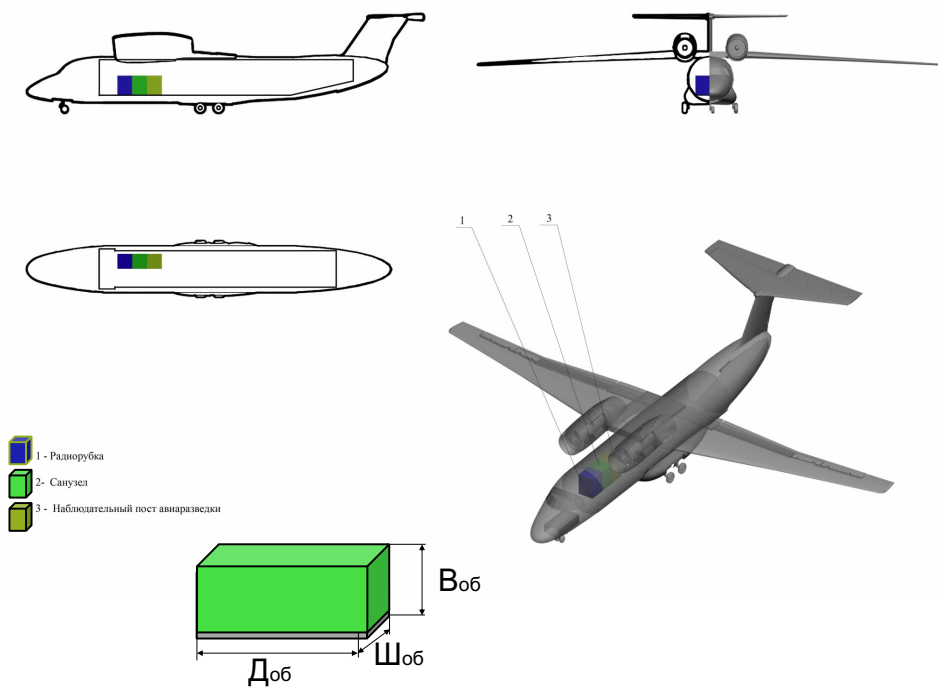


Рис.2.2 - Геометрические модели служебно-бытовых помещений

В процессе компоновки служебного оборудования конструктор старается максимально унифицировать его, уменьшить количество используемых типоразмеров. При различных компоновочных схемах салона САБ это приведёт к снижению временных и материальных затрат на перекомпоновку.

После определения основных типоразмеров служебно-бытового оборудования конструктор заказывает их в специализированных фирмах производителях либо разрабатывает сам.

2.1.3 Модель фюзеляжа

Учитывая инфраструктурно-климатические ограничения, накладываемые на САБ, рассмотрим применение сечения фюзеляжа в виде окружности, как наиболее оправданную форму при расчёте на основной вид нагрузок фюзеляжа - избыточное давление в гермокабине (рис.2.3).

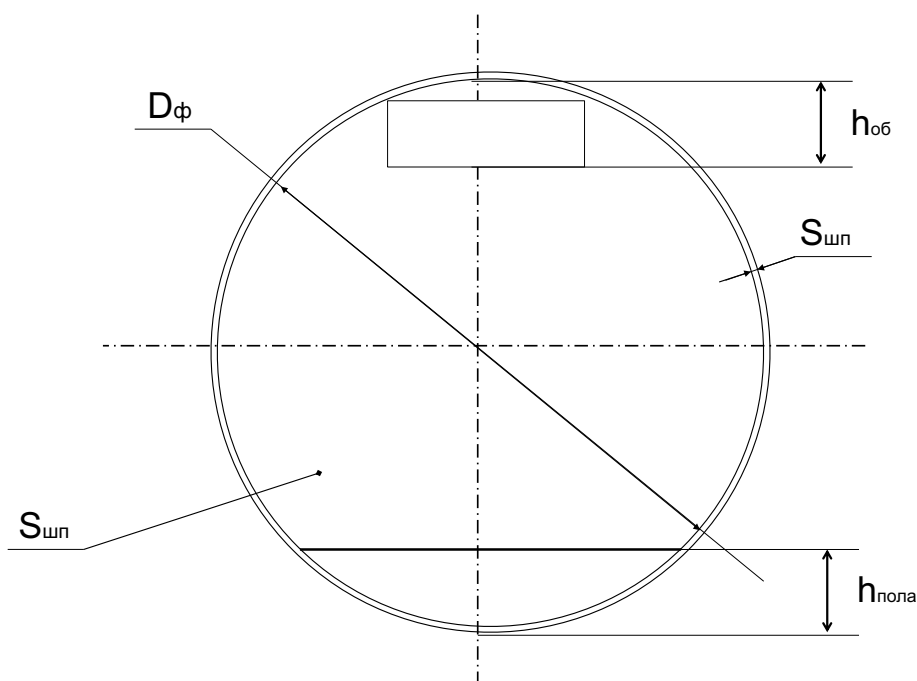


Рис. 2.3 - Геометрическая модель круглого поперечного сечения фюзеляжа

Математически круглое поперечное сечение фюзеляжа с учётом ограничений можно записать в виде массива данных:

$$U_{14} \geq \| D_M ; S_{\text{сеч}} ; S_{\text{шп}} \|, \quad (2.3)$$

D_M – диаметр миделя;

$S_{\text{сеч}}$ – площадь сечения;

$S_{\text{шп}}$ – площадь шпангоута.

2.1.4 Модели специального и научного оборудования

2.1.4.1 Модели научного оборудования

К научному оборудованию (рис.2.4) относятся наблюдательные приборы и научные установки, используемые для анализа и авиаразведки. Математически научное оборудование можно записать в виде массива данных:

$$U_{14} \geq \| T_H B_H Ш_H Д_H \|. \quad (2.4)$$

Таблица 2.3 - Реестр научного оборудования

		Радиостанция	Фотоаппарат	Эхолот	АРМ
T_H	- тип научного оборудования	Внешнее размещение	Внешнее размещение	Внешнее размещение	Внутреннее размещение
B_H	- высота [м]	0,3	0,3	0,5	0,5
$Ш_H$	- ширина [м]	0,5	0,3	0,5	0,5
$Д_H$	- длина [м]	2	0,3	0,5	0,5
M_H	- масса [кг]	100	10	100	5

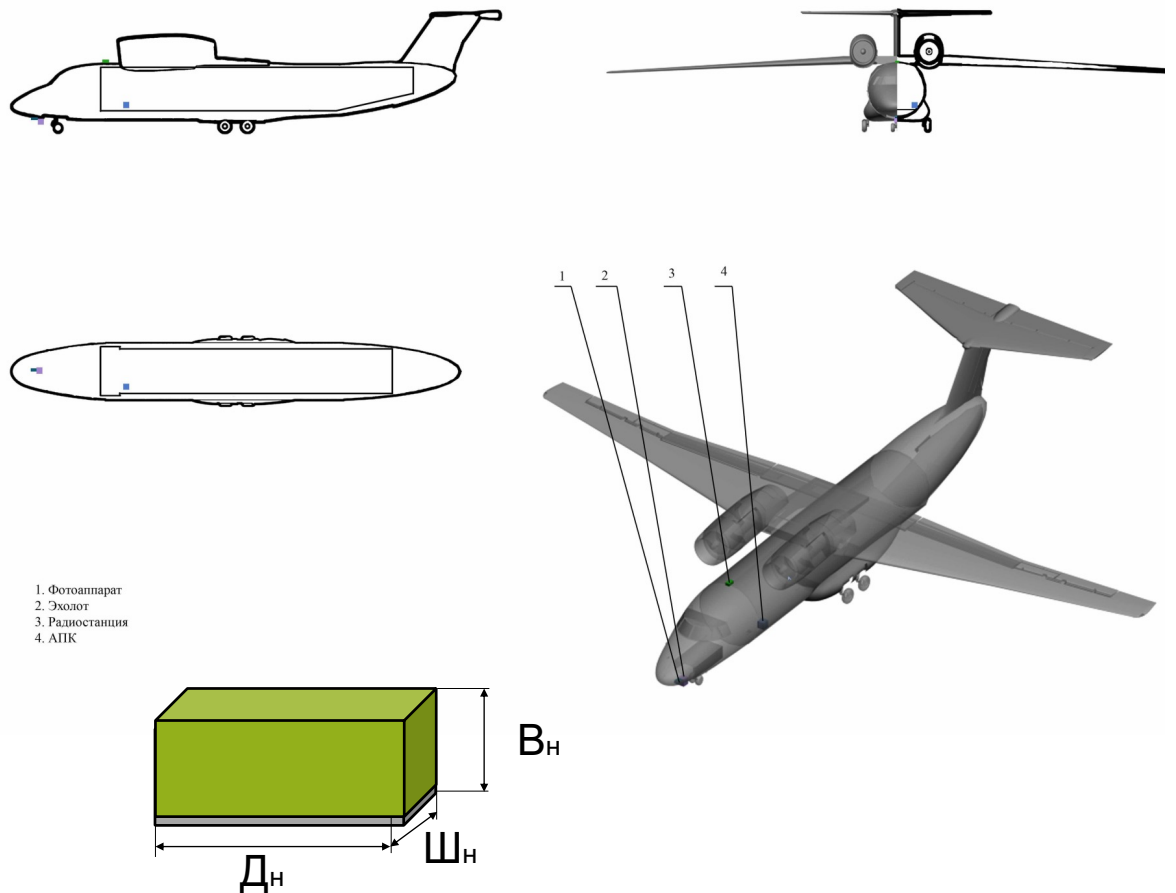


Рис. 2.4 - Геометрические модели научного оборудования САБ

2.1.4.2 Модели оборудования для аварийно - спасательных работ

К специальному оборудованию для аварийно-спасательных работ (рис.2.5) 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).

Математически каждый элемент специального оборудования для аварийно-спасательных работ (рис.2.5, табл.2.4) можно записать в виде массива данных:

$$U_{14} \geq \| T_{ав} \ B_{ав} \ Ш_{ав} \ Д_{ав} \| \quad (2.5)$$

Таблица 2.4 - Реестр оборудования для аварийно - спасательных работ

		Термопушка	Запас топлива для обогрева	Плот	Парашютно-десантная система для десантирования топлива и грузов на воду	Палатка
$T_{ав}$	- тип научного оборудования	Обогреватель дизельный Quattro Elementi QE-25D	Топливный бак Quadro 320H-0il	ПСН-20АК	ПДСБ-1 РМ, для десантирования на воду $m_{цн}=200$ кг	Арктика-7
$B_{ав}$	- высота [см]	41	58	96	30	30
$\Pi_{ав}$	- ширина [см]	34	80	45	40	50
$D_{ав}$	- длина [см]	79	80	46	40	100
$M_{ав}$	- масса [кг]	15	200	82	32	40

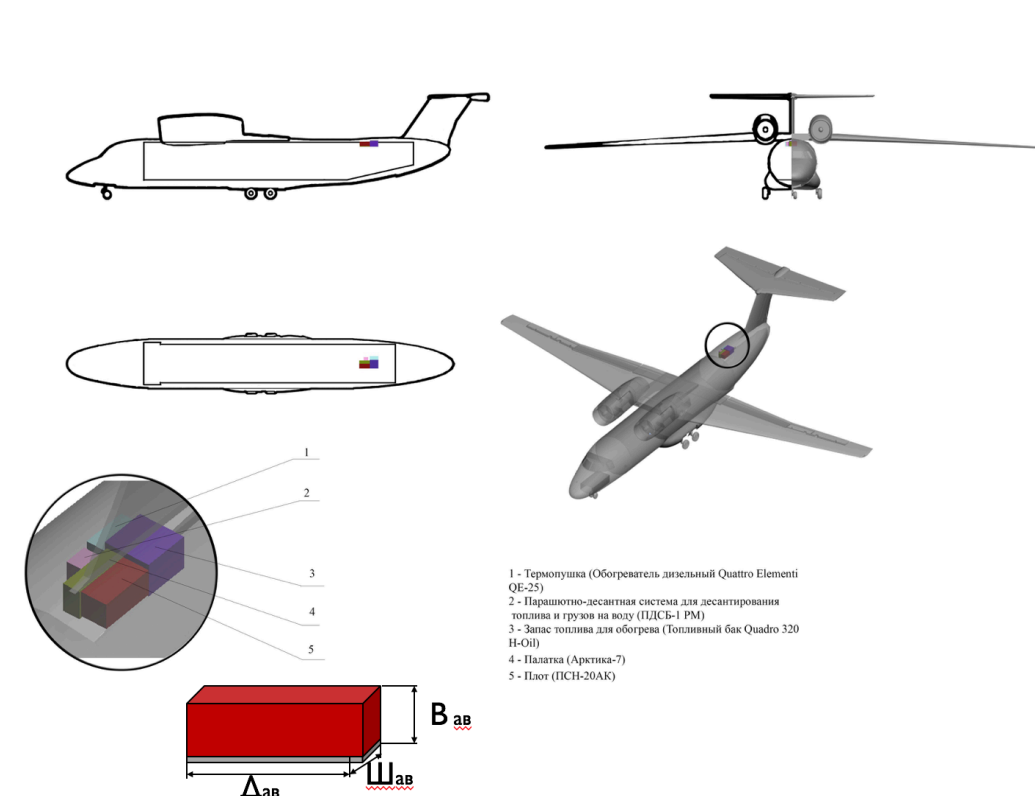


Рис. 2.5 - Геометрические модели аварийного оборудования

2.1.4.3 Модели специального оборудования для поддержки инфраструктурной деятельности в Арктике

К специальному оборудованию для инфраструктурной деятельности (рис.2.6, табл.2.5) относятся судна на воздушной подушке, снегоболотоходы, станции радиоэлектронной борьбы, береговые ракетные комплексы перевозимые в грузовом отсеке САБ.

Математически каждый элемент специального оборудования для инфраструктурной деятельности (рис.2.6) можно записать в виде массива данных:

$$U_{14} \geq \| T_{ид} \quad B_{ид} \quad Ш_{ид} \quad Д_{ид} \| \quad (2.6)$$

Таблица 2.5 - Реестр оборудования для поддержки инфраструктурной деятельности в Арктике

		Снегоболотоход гусеничный двухзвенный ТТМ-4902 «Руслан»	Береговой комплекс ракетного оружия «Клуб-К»		Судно на воздушной подушке «Шельф-9»
$T_{ид}$	- тип научного оборудования	Транспортное средство	Береговой комплекс ракетного оружия		Судно на воздушной подушке
$B_{ид}$	- высота [м]	2,940	2,591	2,591	2,62
$Ш_{ид}$	- ширина [м]	2,660	2,37	2,438	2,3 (транспорт.)
$Д_{ав}$	- длина [м]	11,570	6	12,192	9,5
$M_{ид}$	- масса [кг]	10800	21920	26930	1300
$M_{ид}$	- масса снаряженная [кг]	14300	21920	26930	2800

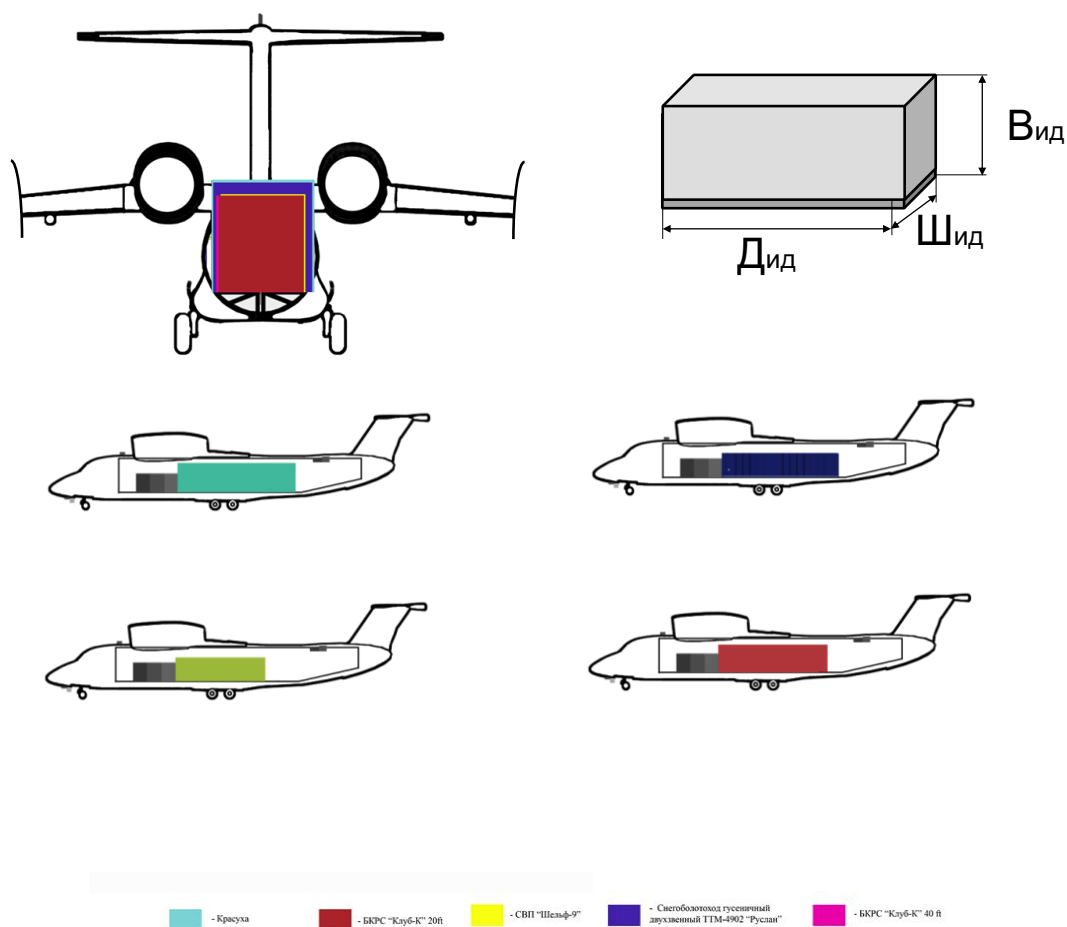


Рис. 2.6 - Геометрические модели оборудования для поддержки инфраструктурной деятельности в Арктике

2.2 Массовые модели

В процессе работы над заданием происходит выбор наиболее эффективного варианта проектного решения с помощью экспертной оценки, что обеспечивает выполнение ТЗ.

Массу можно рассматривать в качестве стабильного критерия [24-42], традиционно применяемого для оценки технического совершенства авиационной техники.

По результатам проведенного анализа выделим доминирующие параметры и сформулируем статистические зависимости [24-42], в которых

представлена взаимосвязь между массой агрегатов и основными определяющими параметрами.

2.2.1 Модель массы фюзеляжа

Для определения массы фюзеляжа воспользуемся формулой (2.7) применяемой для проектирования дозвуковых самолетов [44,99]:

$$\bar{m}_\phi = k_1 \lambda_\phi d_\phi^2 m_0^{-i} + k_2 + k_3 + k_4 + k_5, \quad (2.7)$$

где

m_0 - взлетная масса [кг];

d_ϕ - диаметр фюзеляжа [м];

$k_1 = 3,58 - 0,278d_\phi$ - двигатели расположены на крыле, $d_\phi < 5$ м;

$k_2 = 0,01$ - стойки главного шасси крепятся к фюзеляжу;

$k_3 = 0,004$ - стойка главного шасси убирается в фюзеляж;

$k_4 = 0$ - при бесконтейнерной перевозке;

$k_5 = 0,01$ - применяются лыжные стойки шасси;

$i = 0,743$, когда $d_\phi \leq 4$ м;

$i = 0,718$, когда $d_\phi > 5,5$ м.

2.2.2 Модель базирования в полярных условиях

Для решения задачи базирования [52], взлёта и посадки САБ на ледовые аэродромы, организованные на дрейфующих льдинах, необходимо рассмотреть ограничения U_4 и U_6 и модели, представленные в [87]. После анализа данных и синтеза моделей получается представить задачу взлёта и посадки в виде объединенной модели толщины льда и посадочной массы [54]. По результатам анализа ограничений по максимальной посадочной массе САБ и зависимости

от типа и толщины льда, распределенного по СЛО [87], были составлены графо-аналитические зависимости, представленные на рис. 2.6.

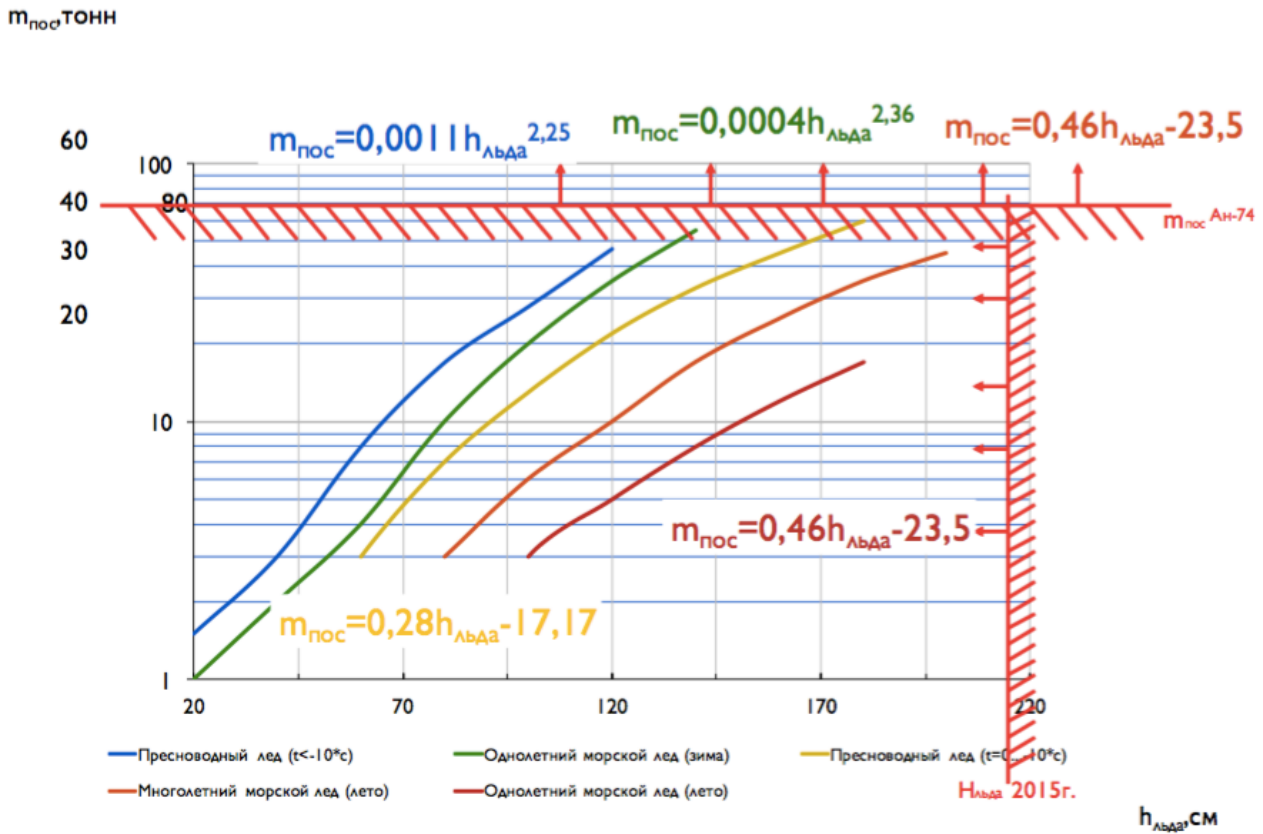


Рис. 2.6 - Модель потребных толщин льда для взлёта и посадки самолетов в Арктике

2.3 Инерционные модели

Анализа номенклатуры существующих проектно-конструкторских решений показал, что на формирование облика самолетов этих классов еще на ранних этапах проектирования доминирующее воздействие оказывают параметры моментно-инерционной компоновки. Это позволяет сделать вывод, что корректное определение моментов инерции всего самолета и отдельных агрегатов является необходимым условием адекватного формирования моментно-инерционного облика. Данную задачу решают несколькими

методами, ориентированными на использование на разных этапах проектирования, это:

- аналитические методы;
- методы на основе экспериментальных исследований;
- табличные методы на основе центровочных ведомостей;
- методы твердотельного моделирования;
- методы определения моментов инерции.

Поскольку нахождение центральных осевых моментов инерции необходимо для разработки динамически подобных моделей, то с целью упрощения расчетов в рамках решаемых задач расчеты проводятся относительно связанной с самолетом системы координат, используемой при построении центровочных ведомостей. Получить приемлемую точность расчетов моментов инерции для самолетов нормальной аэродинамической схемы позволяет сравнительная простота форм самолета и наличие у него плоскости симметрии.

Далее рассмотрим основные особенности перечисленных методов, определяющие области их применения.

2.3.1 Аналитические модели

Запишем выражения для расчета моментов инерции в общем виде [27-42]:

$$\left\{ \begin{array}{l} I_x = \int_m (y^2 + z^2) dm = \int_V (y^2 + z^2) \rho dV = \iiint_{xyz} (y^2 + z^2) \rho dx dy dz; \\ I_y = \int_m (x^2 + z^2) dm = \int_V (x^2 + z^2) \rho dV = \iiint_{xyz} (x^2 + z^2) \rho dx dy dz; \\ I_z = \int_m (y^2 + x^2) dm = \int_V (y^2 + x^2) \rho dV = \iiint_{xyz} (y^2 + x^2) \rho dx dy dz, \end{array} \right. \quad (2.8)$$

где m , ρ 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 .

Запишем уравнение для нахождения момента инерции относительно оси ОХ (для остальных осей вычисления производятся аналогично):

$$I_{ox} = \iiint_{xyz} r_x^2 dm. \quad (2.9)$$

Данная формула позволяет решить задачу о нахождении момента инерции тела произвольной формы относительно оси ОХ. Упростим вычисление моментов инерции, используя соображения симметрии и теорему Штейнера. Тогда формула для определения полного осевого момента инерции относительно оси ОХ будет выглядеть следующим образом [27,28]:

$$I_{ox} = \sum_{i=1}^n I_{i \text{ соб}} + \sum_{i=1}^n I_{i \text{ пер}}, \quad (2.10)$$

где $I_{i \text{ соб}}$ - собственный момент инерции агрегата, зависит от формы тела;
 $I_{i \text{ пер}}$ - переносной момент инерции агрегата, зависит от расположения центра масс относительно оси:

$$I_{i \text{ пер}} = m_i r_i^2, \quad (2.11)$$

где m_i - масса агрегата;
 r_i - расстояние между осями.

2.3.2 Модели членения самолета на простейшие геометрические тела

Момент инерции самолета может быть определен путем вычисления аналитических зависимостей, сформулированных на основе упрощенной геометрической модели [24-37].

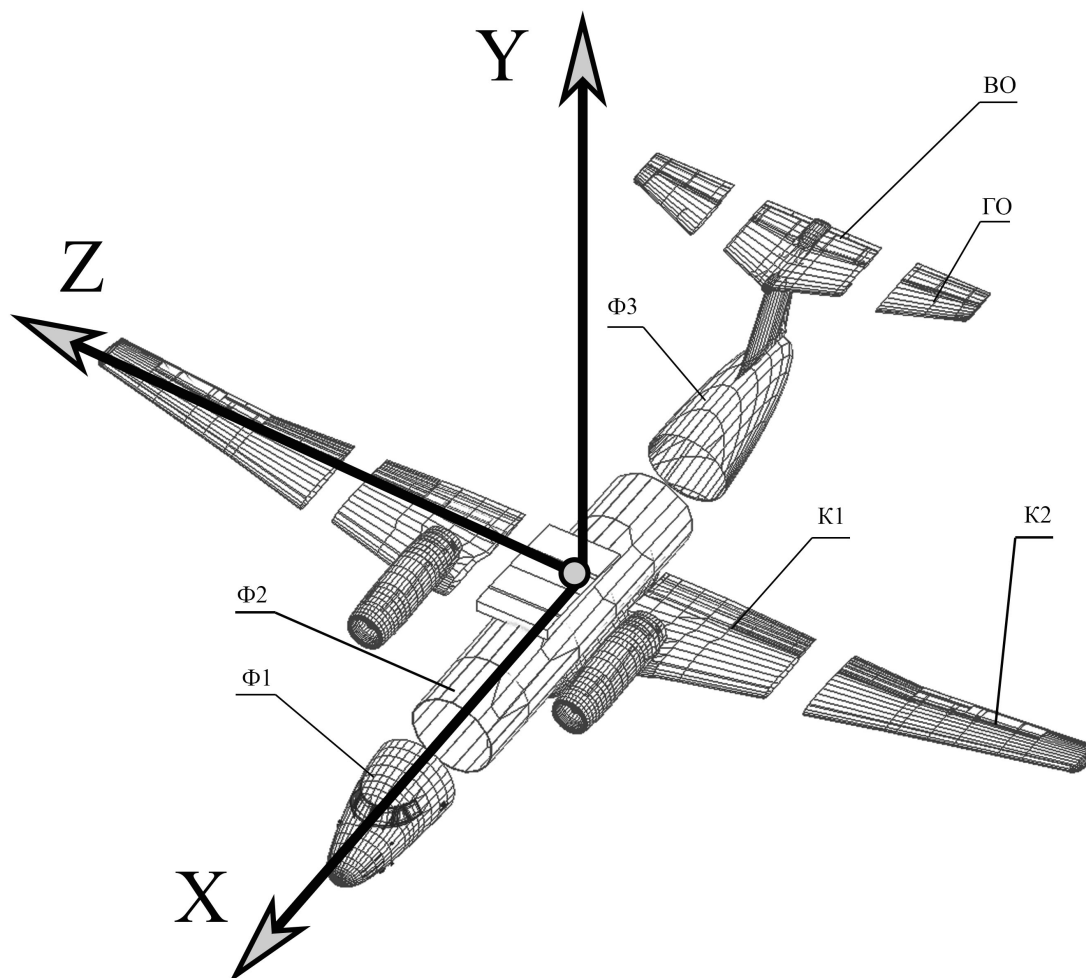


Рис. 2.7 - Моментно-инерционная модель на основе геометрического моделирования

Таким образом, для успешного решения задачи нахождения моментов инерции необходимо декомпозировать самолет на отдельные составляющие и привести их к упрощенным геометрическим моделям (рис.2.7). Секции Ф1 и Ф3 в рамках решаемой задачи моделируются параболоидом вращения, который представлен на рис.2.8:

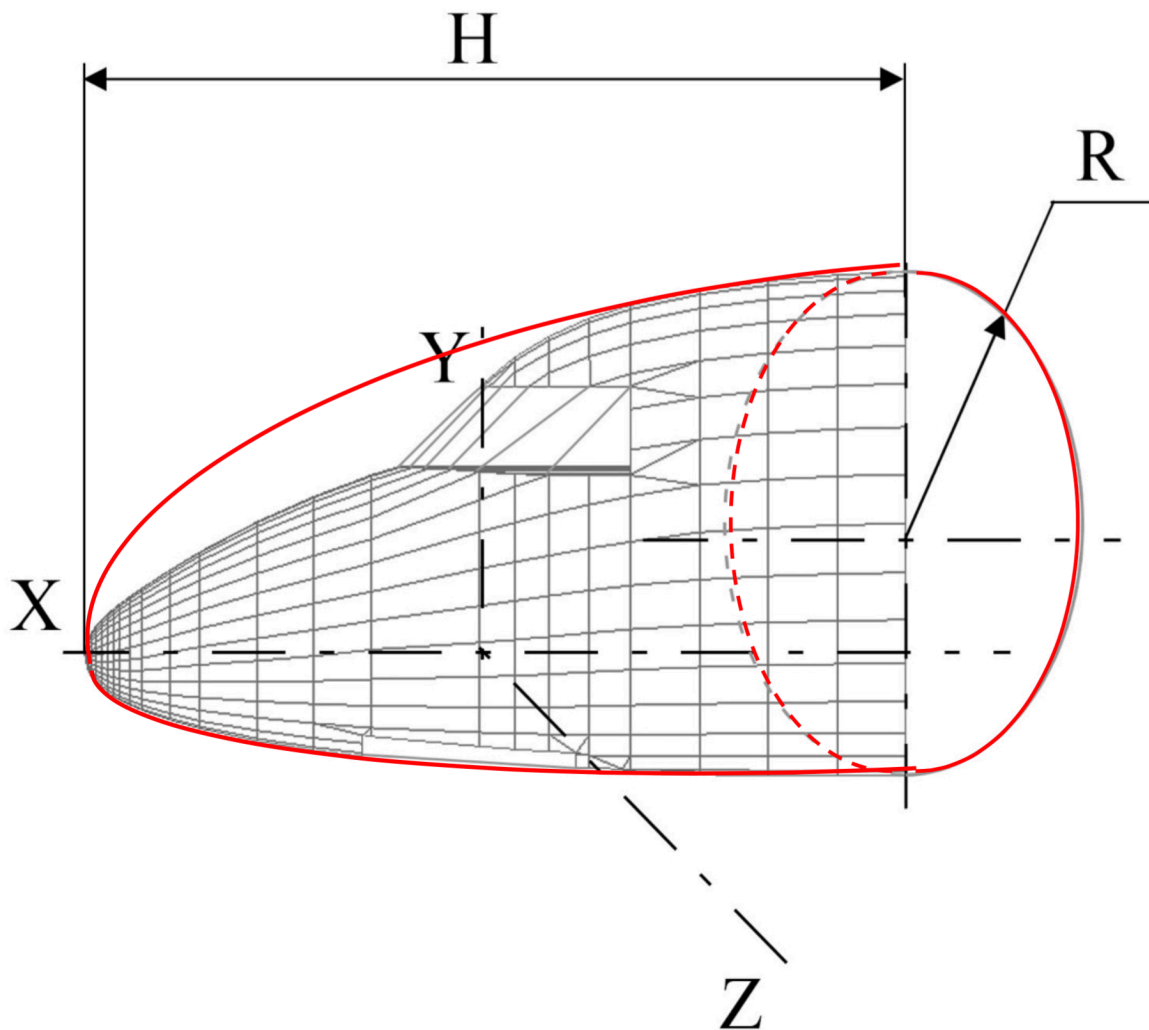


Рис. 2.8 - Моментно-инерционное моделирование секций Ф1 и Ф3

Момент инерции параболоида вращения:

$$I_x = \frac{mR^2}{3} . \quad (2.12)$$

Координаты центра тяжести: центр тяжести располагается на оси симметрии X.

Секции Ф2 представлены (рис.2.9) в виде полого цилиндра с заданным внешним и внутренним радиусом.

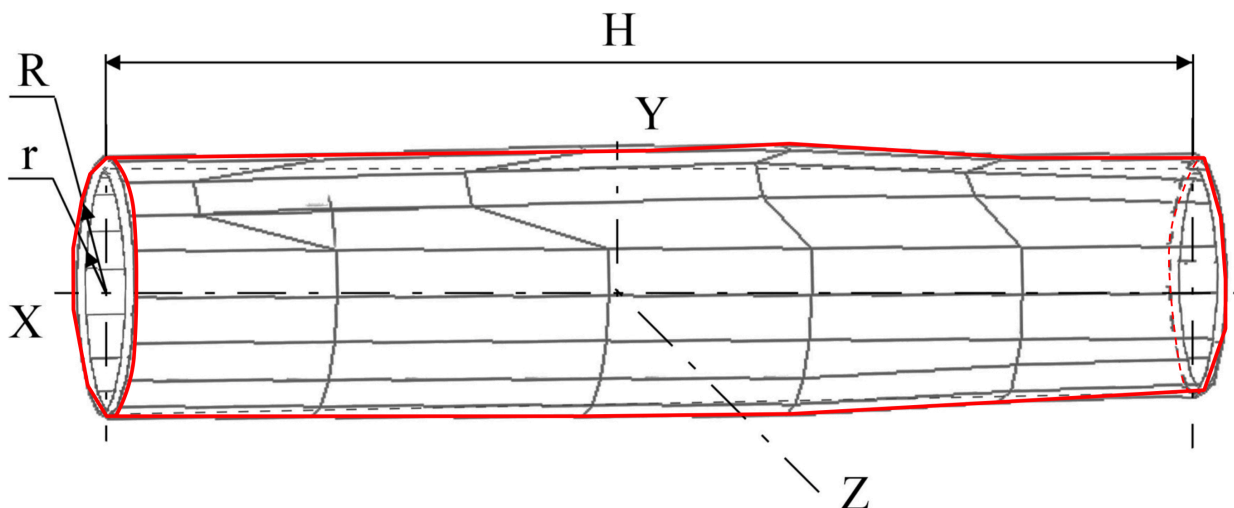


Рис. 2.9 - Моментно-инерционное моделирование секций Ф2, Д1

Момент инерции полого цилиндра:

$$I_x = \frac{m}{2} (R^2 + r^2). \quad (2.13)$$

Координаты центра тяжести полого цилиндра: центр тяжести находится в геометрическом центре фигуры. Секции: К1, К2, ГО и ВО моделируются призмой (рис. 2.10).

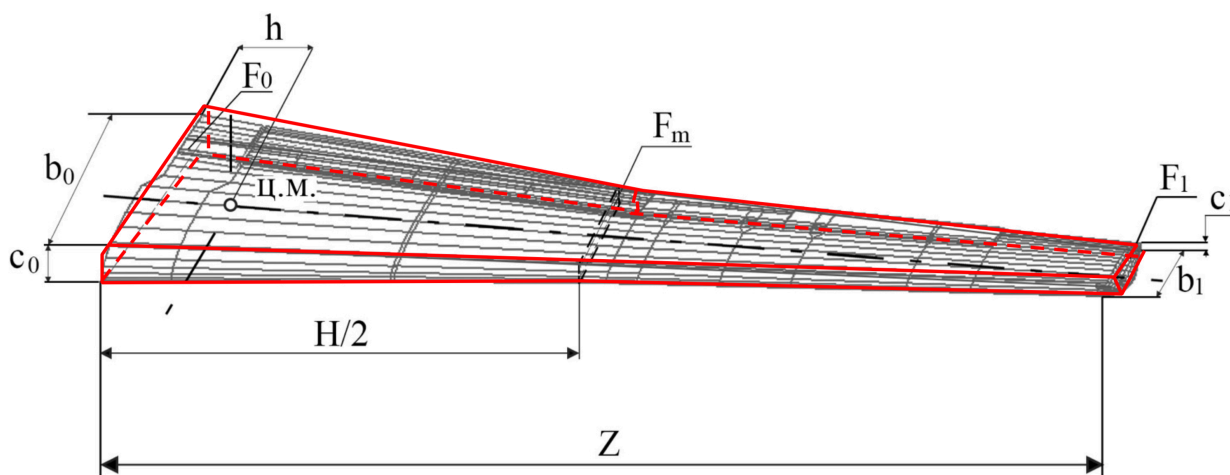


Рис. 2.10 - Моментно-инерционное моделирование секций К1, К2, ГО и ВО

Момент инерции призмы

$$I_x = \frac{3m \cdot [3I_0 + 16I_m + 3I_1 - (F_1 I_0 / F_0) - (F_0 I_1 / F_1)]}{5(F_0 + F_1 + 4F_m)}. \quad (2.14)$$

Координаты центра тяжести призмы: центр тяжести лежит на оси z на расстоянии h от основания F₀:

$$h = \frac{H(F_1 + 2F_m)}{(F_0 + F_1 + 4F_m)}. \quad (2.15)$$

Площади сечений:

$$F_0 = b_0 c_0 \text{ -корневое;} \quad (2.16)$$

$$F_1 = b_1 c_1 \text{ -концевое;} \quad (2.17)$$

$$F_m = \left[\frac{b_0 + b_1}{2} \right] \left[\frac{c_0 + c_1}{2} \right] \text{ -центральное.} \quad (2.18)$$

Моменты инерции сечений:

$$I_{0X} = \sum_{i=1}^n I_{i \text{ соб}} + \sum_{i=1}^n I_{i \text{ пер}}; \quad (2.19)$$

$$I_0 = \frac{b_0 c_0^3}{12}; \quad I_m = \frac{b_m c_m^3}{12}; \quad I_1 = \frac{b_1 c_1^3}{12}. \quad (2.20)$$

Рассмотрим распределение моментов инерции по OZ с учетом $m_{\text{п.снар}}$:

$$I_{0Z} = \left(0,447 \left(\frac{m_0}{m_{\text{п.снар}}} - 1 \right) + 2,655 \frac{m_{\text{ц.н.}}}{m_{\text{п.снар}}} i_{\text{ц.н.}}^{-2} + 12,93 \sum \frac{m_{\text{дв}}}{m_{\text{п.снар}}} i_{\text{дв}}^{-2} \right)^2 \frac{L_\Phi^2 m_0}{12}. \quad (2.21)$$

В (2.21) приведен пример расчета I_{Oz} с учетом массы пустого снаряженного самолета ($m_{п.снар}$), однако данный метод определения моментов инерции имеет ограниченные области применения [24-42], это связано с неоправданным увеличением сложности расчетных моделей по мере повышения детализации и с необходимостью применения весовых коэффициентов распределения плотности, что, в свою очередь, приводит к снижению точности расчетов.

Для проверки адекватности разработанных инерционных моделей применим [76]. Достоверность моделей составляет $\pm 7\%$.

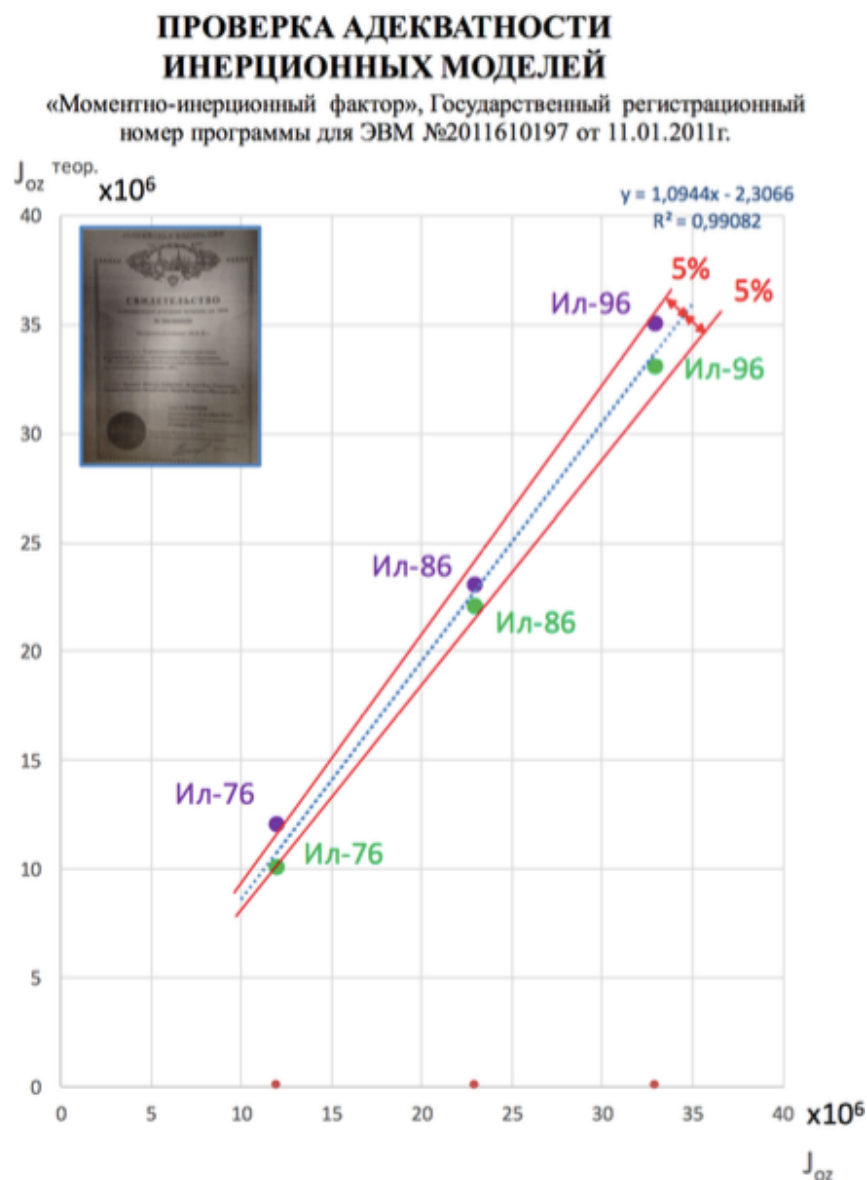


Рис. 2.10 – Проверка адекватности инерционных моделей

2.4 Инфраструктурные модели

2.4.1 Модели потребной (минимальной) дальности полёта

На маршруте Мурманск-Северный полюс-Мурманск при перелёте «туда-обратно» минимальная потребная дальность полёта для совершения транспортной операции в 2010-2050 годах, согласно U_1 , будет зависеть от сокращения дрейфующих ледяных полей, пригодных для взлета и посадки, т.е. удовлетворяющих U_4 :

$$L_{TO} = \frac{kV}{c_p} \ln \frac{1}{1-\bar{m}_T} > 4800 \text{ км}, \quad (2.22)$$

где

$$\bar{m}_T = \text{const.}$$

$L_{TO} = 2L_n = \sum_1^n L(m_T)$ - вероятностная максимальная дальность транспортной операции в полярном регионе на маршруте «туда-обратно».

2.4.2 Модели потребной (минимальной) транспортной операции

На маршруте Мурманск-Северный полюс-Мурманск при перелёте «туда-обратно» потребная дальность для совершения транспортной операции в 2010-2050 годах увеличится в два раза, по сравнению с транспортной операцией 1950-1990 годов и составит $R_{\text{потрб}} \geq 2000$ км, в связи с сокращением дрейфующих ледяных полей, пригодных для взлета и посадки, т.е. удовлетворяющих U_4 .

Для выполнения современной транспортной операции в полярном регионе на маршруте Мурманск-Северный полюс-Мурманск при условии, что зона сплошного ледяного покрова, пригодного для посадки, начинается на расстоянии от 1600км до 2000км.

Таким образом представленная на рис.В.3 вероятностная максимальная дальность транспортной операции в АЗРФ на маршруте «туда-обратно» Мурманск-Северный полюс-Мурманск составит

$$L_{ТО} = 2L_{\Pi} = \sum_1^n L(m_T) = L_{1В} + L_{1Л} + \dots + L_{nm} > 4800 \text{ км.} \quad (2.23)$$

2.4.3 Модели потребной (минимальной) толщины льда для выявления максимальной допустимой посадочной массы

Для взлёта и посадки, базирования САБ на льду согласно [87] можно рассчитать предельно-минимальную толщину морского льда по формуле

$$h_{\text{льда}} = K_{t(U_{\text{климат}})} (20\sqrt{m_{\text{max доп.пос}}} - 0,25 m_{\text{max доп.пос}}), \quad (2.24)$$

где

$t(U_{\text{климат}})$ – экологические требования эксплуатации в приполярном регионе, согласно Части 2 Тома 2 Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО [86], 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);

В Руководстве [87] указывается максимальная допустимая $m_{\text{max доп.пос}} \leq 60$ т, однако была проведена экстраполяция данных 1983 года [87] по (2.24) для оценки возможности эксплуатации ВТС ($m_{\text{пос Ил-76}} \leq 161$ т).

Сокращение ледяного покрова СЛО приводит к необходимости введения появлению ограничений по эксплуатации военно-транспортных самолетов в

Арктике. За счёт сокращения ледяного покрова, происходит увеличение потребной дальности полета (см. рис.В.4), что и приводит к необходимости снижения $m_{ц.н}$ при $m_T = \text{const.}$ для увеличения дальности транспортной операции ($L_{то}$) в Арктике.

Важно отметить, что с 2003 года Ил-76 не используется для посадки на дрейфующие льдины, так как в бассейне СЛО отсутствуют льды ($h_{льда} = 3 \div 5$ м), пригодные для посадки и организации ледовых ВПП.

С 2003 года по настоящее время Ил-76 используется только для ледовой разведки и десантировании на лёд техники и десантной группы при организации дрейфующей полярной станции [72].

2.4.4 Модели ледяных полей и айсбергов, используемых в качестве взлетно-посадочных полос

В Руководстве [87] представлены рекомендации по организации взлетно-посадочных полос и инфраструктуры полярных станций типа «Северный полюс» в ходе высокоширотных арктических дрейфующих экспедиций.

Динамика снижения ледяного массива в Арктике за период 1980-2015 гг. [18-21], требует применения опережающих конструкторских приемов, СГМ и САПР при создании современной авиационной техники, и особенно САБ.

В ходе исследований, проводимых ААНИИ в Баренцевом море [65], были изучены морфометрические характеристики льдин, соответствующих требованиям базирования на арктических ВПП. Результаты которых представлены в табл.2.6.

Таблица 2.6 - Морфометрические характеристики айсбергов

Характеристика [м]	Ограничения	Год наблюдения						
		2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009
< $L_{\text{льдины}}$ длина >	$U_{3.2}$	84,1	24,2	71,4	65,1	89,1	121,7	97,9
$L_{\text{льдины}}$ длина <i>min</i> / $L_{\text{льдины}}$ длина <i>max</i>		10 /430	5 /166	5 /414	5 /749	5 /933	40 /330	10 /463
< $L_{\text{льдины}}$ ширина >	$U_{3.3}$	57,0	15,3	44,5	36,2	57,6	91,0	47,4
$L_{\text{льдины}}$ ширина <i>min</i> / $L_{\text{льдины}}$ ширина <i>max</i>		10 /200	2 /46	5 /210	4 /245	5 /315	30 /163	10 /234
< $h_{\text{льда}}$ >	U_6	9,4	4,3	11,1	7,7	11,2	16,2	12,5
$h_{\text{льда}}$ <i>min</i> / $h_{\text{льда}}$ <i>max</i>		5 /21	1,6 /13	2 /34	2 /25	2 /30	9 /45	2 /27

Помимо ледяных полей пригодных для взлета и посадки, одним из вариантов для организации ледового аэродрома является столообразный айсберг «призма» (см. Рис. 2.11).

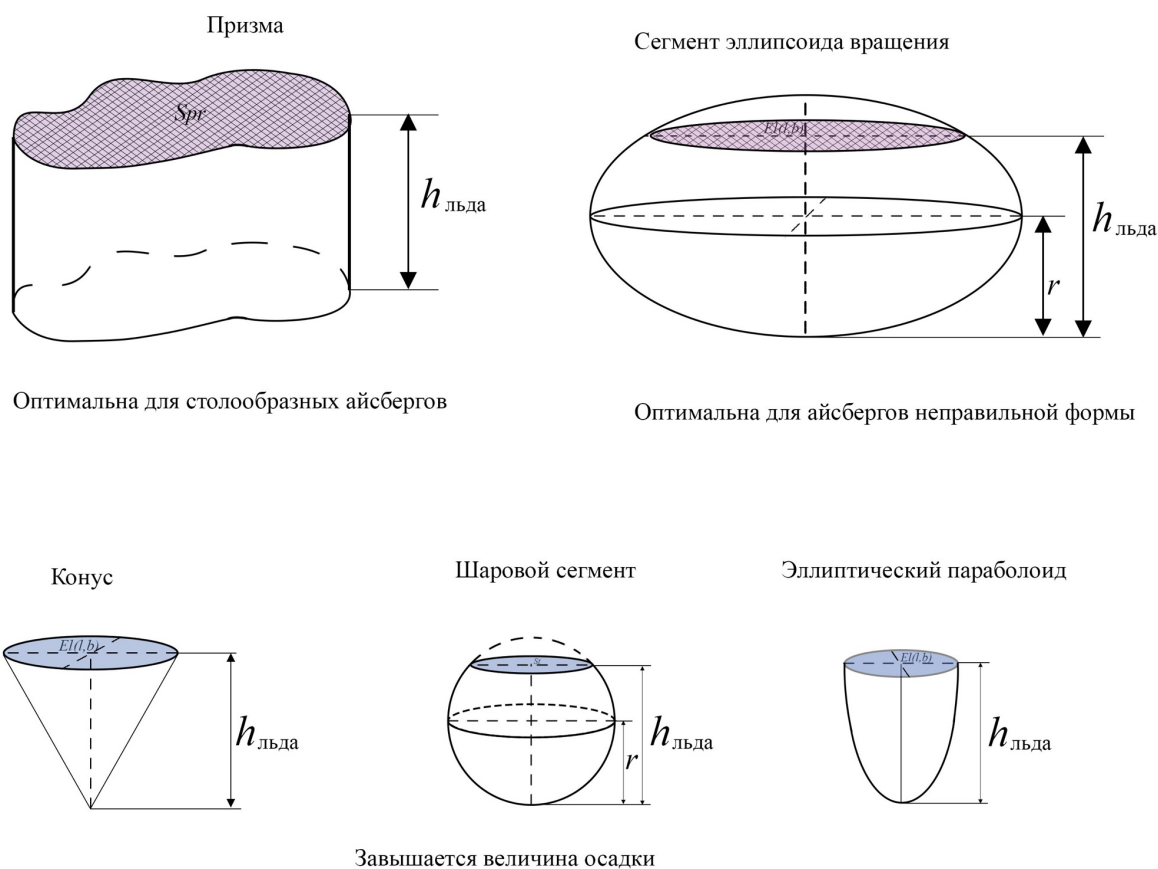


Рис. 2.11 – Аппроксимация формы льдин для развертки ледовых ВПП

В случае организации ледового аэродрома [87] для разных типов САБ на айсберге или ледяном поле при формировании модели следует принять во внимание аппроксимацию, представленную на рис.2.6, а также ограничения ($U_{3.2}, U_{3.3}, U_6$) и данные морфометрических характеристик, указанных в табл.2.6.

2.5 Выводы

- 1 Разработанные инвариантные геометрические модели грузового, специального, бытового, аварийно-спасательного и научного оборудования, позволяют формализовать процедуру компоновки целевого оборудования.
- 2 Разработанные модели САБ, в зависимости от посадочной массы ($m_{\text{пос}}$) и толщины льда ($h_{\text{льда}}$), позволят моделировать облик самолета для оценки массово-инерционных нагрузок в полярных метеоусловиях.
- 3 Разработанные моментно-инерционные модели САБ позволяют моделировать облик самолета для применения в сложных высокоширотных условиях.
- 4 Формализованное поперечное сечение фюзеляжа, выполненное по схеме окружность, позволяет проводить компоновку целевой нагрузки.

ГЛАВА 3 МЕТОДИКА ПРОДОЛЬНОЙ И ПОПЕРЕЧНОЙ КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА АРКТИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

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 является прерогативой ведущего конструктора.

3.1 Прямая и обратная задача компоновки фюзеляжа

Рассмотрим проектирование цилиндрического фюзеляжа САБ с точки зрения применения методов решения обратной и прямой задачи проектирования. В ходе проектных работ с применением прямой задачи проектирования (рис.3.1,а) на палубе проектируемого самолета необходимо разместить пассажиров, грузы, служебно-бытовые помещения, научное оборудование и аварийные выходы, обеспечив при этом высокую плотность компоновки (ρ_k) и удобство работы экипажа и ученых, а также обеспечить необходимые условия работы на льду во время стоянки и при аварийном покидании в случае чрезвычайной ситуации. Геометрические характеристики фюзеляжа (площадь сечения, длина фюзеляжа, удлинение и т.д.), как правило, конструктор получает после аэродинамических исследований, проведенных в аэродинамических трубах или специализированных САПР.

Прямую задачу проектирования принято решать методом последовательных итераций [69]. Прямая задача проектирования сохраняет актуальность при компоновке САБ, в котором заранее избыточны геометрические параметры фюзеляжа, например самолеты для первичной заброски группы формирования инфраструктуры, для выполнения новых задач в полярных регионах. Компоновку фюзеляжа следует начинать с компоновки грузов и пассажиров в поперечном сечении самолета, при условии выполнения

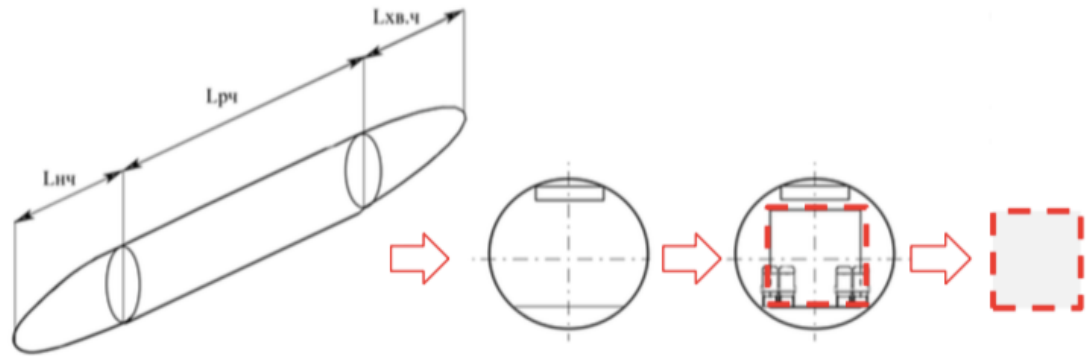
данного процесса путем многих итераций.

При создании САБ, предназначенного для круглогодичной (регулярной) эксплуатации в рамках решения перспективных транспортных задач по обеспечению жизнедеятельности и развития регионов АЗРФ, актуальность смещается в область решения обратных проектных задач по формированию облика и компоновки САБ.

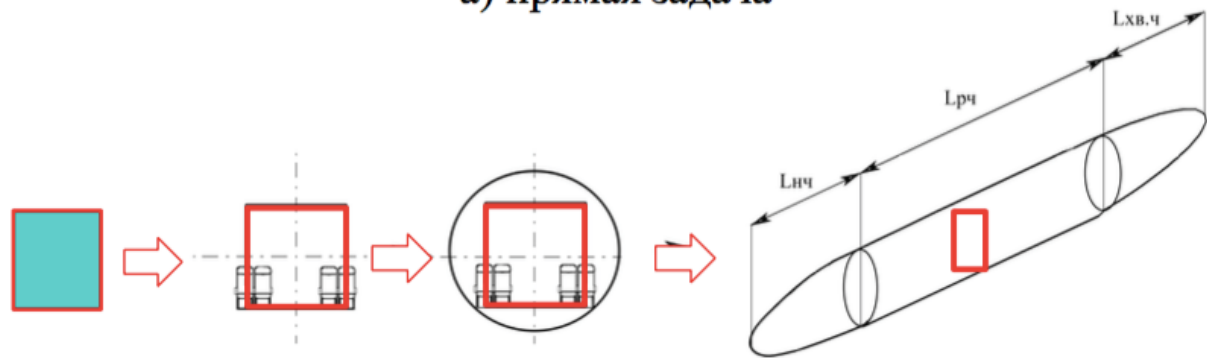
При рассмотрении обратной (рис.3.1,б) задачи компоновки конструктору необходимо провести процесс проектирования в соответствии с жесткими инфраструктурно-климатическими требованиями по эксплуатации САБ, изложенными в ТЗ, т. е. разместить заданное оборудование, грузы и пассажиров, не нарушив при этом основные требования (рекомендации) по прочности, инфраструктуре существующих аэропортов, безопасности пассажиров, комфорту и т.д.

Первоначально конструктор определяет номенклатуру и состав грузов, используемого грузового оборудования, далее задается оперативным расположением служебных и научных постов и АРМ, потребным количеством пассажирских мест. Заканчивается данный этап компоновкой в поперечных сечениях пассажирских мест и типовых грузов. Принимая, в качестве базовой, поперечную компоновку палуб и оптимизируя схему поперечного сечения (рис.3.2., окружность для САБ), в течение нескольких итераций, возможно, определить будущую конструктивно-силовую схему фюзеляжа САБ.

Производя последовательную компоновку служебно-бытовых помещений, научного оборудования, можно определить длину палуб самолета в первом приближении. Итерации решение прямой и обратной задачи рассмотрены в виде табл.3.1.



а) прямая задача



б) обратная задача

Рис. 3.1 - Прямая и обратная задачи проектирования фюзеляжа

Таблица 3.1 – Прямая и обратная задачи проектирования фюзеляжа

№	ПРЯМАЯ ЗАДАЧА		№	ОБРАТНАЯ ЗАДАЧА	
1	Аэродинамическая модель самолета		1	Требования и ограничения	$U, F = f(\bar{m}_{п.снар})$
2	Геометрические параметры фюзеляжа		2	Выявление габаритов грузовой палубы и определение габаритов	
3	Выявление компонуемых сечений		3	Компоновка грузопассажирской палубы	
4	Грузопассажирская компоновка поперечного сечения фюзеляжа		4	Формирование обводов в поперечном сечении	
5	Продольная компоновка палубы		5	Продольная компоновка палубы	
6	Выявление габаритов грузовой палубы и определение габаритов перевозимых грузов		6	Формирование омываемой поверхности фюзеляжа	
7	Проверка на уровне ТЗ	Самолет=f(ТЗ)	7	Аэродинамическая компоновка самолета	

3.2 Метод контрольных точек

При формировании облика САБ появляется множество специфических ограничений (U, см. Раздел 1.1), в том числе ИКО. Так при формировании облика САБ к компоновке палубы для перевозки пассажиров и грузов предъявляются конструктивно-компоновочные требования полярной эксплуатации, которые можно представить в виде множества контрольных точек [69]. Множество контрольных точек, используемых в исследовании, должно быть ограниченным, но достаточным для точного удовлетворения всем нормам полярной эксплуатации [87] и 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.

В ходе поиска оптимального поперечного сечения методом контрольных точек выявляются первоочередные критические точки влияющие на контрольные точки и на форму обводов фюзеляжа, путем вариации параметров и характеристик палуб и погрузочно-разгрузочного оборудования, специального научного оборудования, аварийного и инфраструктурного оборудования.

Поэтапная методика применения метода контрольных точек при компоновке поперечного сечения САБ представлена в табл.3.2.

Таблица 3.2 - Методика применения метода контрольных точек при компоновке поперечного сечения САБ

МОДЕЛЬ	ЭТАП	ОПИСАНИЕ ЭТАПА
Семанти- ческая	1	<p><u>Выбор количества и типа палуб:</u></p> <p>Размещение научной и коммерческой нагрузки на основании метода контрольных точек (решение обратной задачи)</p>
Формально- эвристическая	2	<p><u>Поперечная компоновка палуб:</u></p> <p>Производится по-этапная компоновка (размещение научной и коммерческой нагрузки) грузовой палубы. Формируется состав и номенклатура грузового оборудования, класс грузовой палубы, а также зазоры между ПГС(ULD)</p>
Аналити- ческая	3	<p><u>Формирование контрольных точек</u></p>
Аналитическая	4	<p><u>Формирование обвода фюзеляжа:</u></p> <p>Построение формы поперечного сечения фюзеляжа в соответствии с внутренней компоновкой палуб, полученной на втором этапе, и её оптимизация по трем направлениям, представленным ниже:</p>
		<p>4.1 Оптимизация только формы поперечного сечения. На данном этапе происходит выбор схемы сечения из существующих альтернатив по некоторым частным критериям.</p>
		<p>4.2 Оптимизация контрольных точек, непосредственным образом влияющих на формирование обвода.</p>
		<p>4.3 Оптимизация формы поперечного сечения фюзеляжа и параметров контрольных точек.</p>

3.3 Стратегия поперечной компоновки грузовой палубы

При поперечной компоновке грузовых палуб САБ следует применить методику, описанную в [69], согласно которой грузы представлены в виде прямоугольных контейнеров, расположенных по центру фюзеляжа, а служебно-бытовые помещения и научное оборудование расположены по бокам фюзеляжа и имеют прямоугольную форму. Математически это правило можно записать в следующем виде:

$$\begin{cases} T_1 \equiv T_k \notin C \\ k > 1 \\ T_i \in \forall i \in (1, k) \\ 1 \text{ контейнер} \notin C \end{cases} \quad (3.1)$$

Вне зависимости от правила компоновки ширина грузовой палубы определяется по формуле

$$F = \sum_{i=1}^k B_i + A(k-1), \quad (3.2)$$

где A - зазор между грузовым оборудованием.

При формировании грузовой палубы были выявлены две контрольные точки, оказывающие приоритетное воздействие на формирование поперечного сечения фюзеляжа САБ. Каждая контрольная точка координируется относительно системы координат OX_1Y_1 , расположенной на пересечении пола грузовой палубы и вертикальной оси симметрии самолета (рис. 3.2).

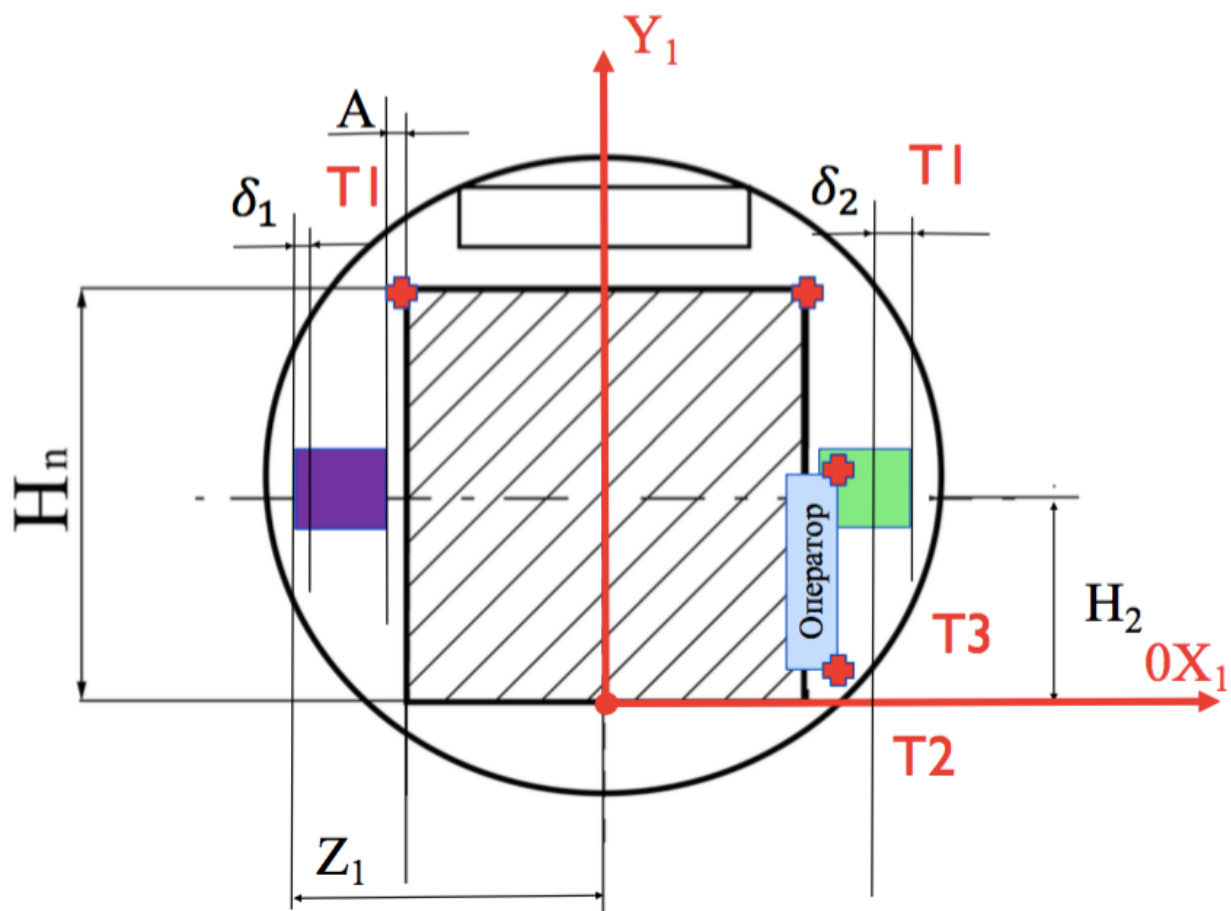


Рис.

3.2 - Формализация грузовой палубы САБ

Контрольная точка №1 (Т1) определяется шириной элемента, фиксирующего грузовую единицу, и зазором между шпангоутом и этим элементом. Сумму этих двух параметров запишем в виде зазора между грузом (ПГС) и каркасом. Координата точки №1 в системе координат OX_1Y_1 представлена в виде

$$\begin{aligned} & (\pm x_1, y_1), \\ & x_1 = F/2 - (B - B_1) + \delta_1, \quad y_1 = 0 \end{aligned} \quad (3.3)$$

Контрольная точка №2 (Т2) определяется как зазор между пассажирским (операторским) креслом при частично пассажирской компоновке и шпангоутом.

Контрольная точка №3 (Т3) определяется как зазор между научным оборудованием и шпангоутом. Процесс определения минимального (рационального) радиуса окружности необходимо производить согласно методике [69], для формализации построения рациональной окружности при компоновке в поперечном сечении (рис.3.3).

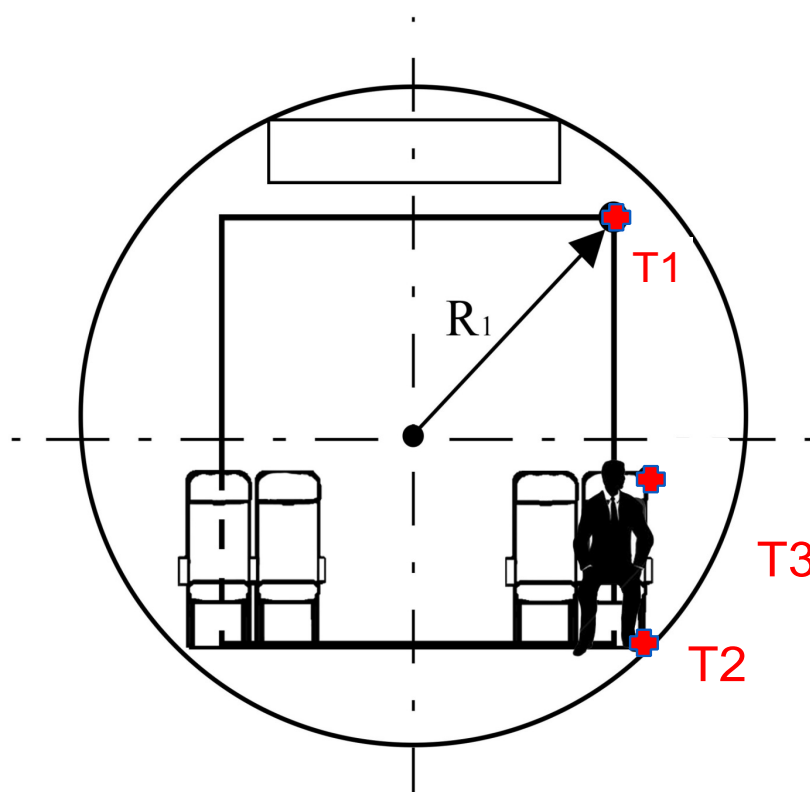


Рис. 3.3 -Формализация построения рациональной окружности фюзеляжа САБ

3.4 Матрично-топологический метод синтеза продольной компоновки грузовой палубы

При продольной компоновке грузовых палуб САБ следует применить матрично-топологический метод синтеза, описанный в [73], который позволяет произвести последовательный анализ ЛТХ и ТТХ для удовлетворения ИКО и требованиям полярной эксплуатации [87].

Для применения матрично-топологического метода определим сначала систему координат Земли, для чего через середину основания параллелепипеда проведём отрезки. Точка пересечения отрезков даст нам центр системы координат $Ox_3Y_3Z_3$. Область существования самолета рассечем плоскостью, проходящей через центр системы координат $Ox_3Y_3Z_3$ перпендикулярно оси OZ_3 самолета, и получаем область существования палуб многопалубного фюзеляжа, причём ни форма сечения, ни компоновка палуб на данном этапе не определена (рис. 3.4).

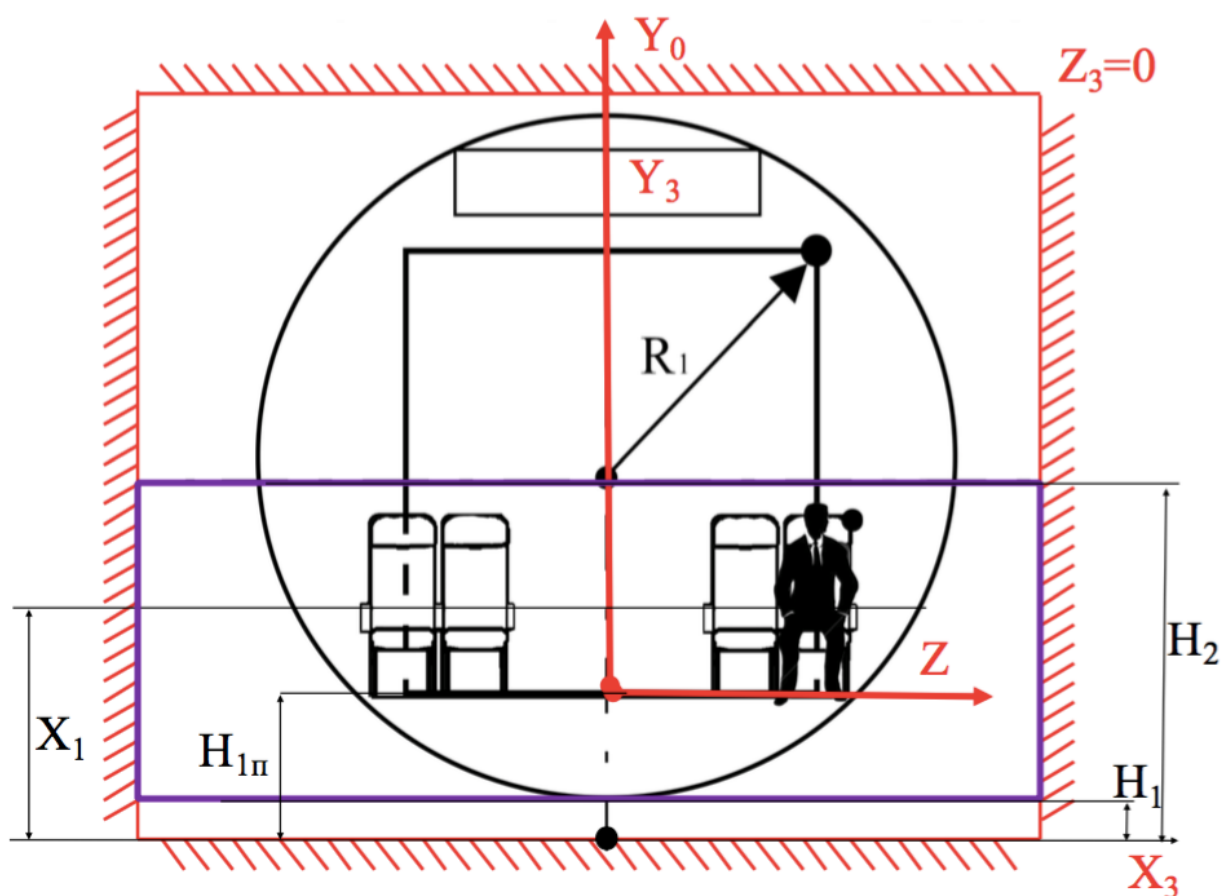


Рис.3.4 - Область существования поперечного сечения фюзеляжа САБ

В полученной области существования палуб определяем систему координат $Ox_0Y_0Z_0$, относительно которой будет компоноваться фюзеляж САБ. Её центр находится на линии пола первой палубы. Система координат сечения $Ox_0Y_0Z_0$ формируется переносом системы координат $Ox_3Y_3Z_3$ вдоль

оси OY_3 на вектор $(0, H_{1П})$, где $H_{1П}$ - высота первой палубы над ВПП. При этом должно удовлетворяться неравенство:

$$H_2 \geq X_i \geq H_1, \quad (3.4)$$

где

X_i - высота i -й пассажирской палубы над ВПП;

H_1 - минимально допустимая высота пола палубы над ВПП;

H_2 - максимально допустимая высота пола палубы над ВПП.

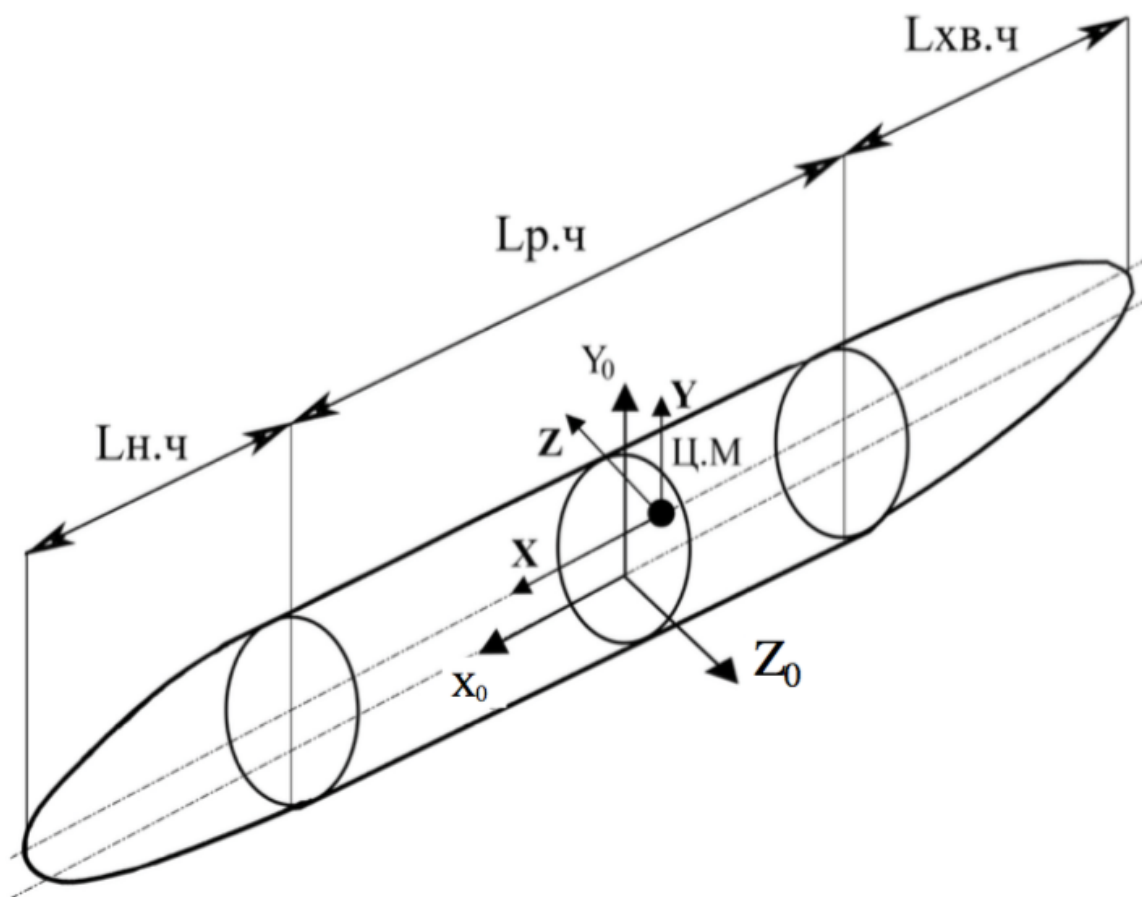


Рис. 3.5 - Формализация пространства компоновки продольной палубы

В полученной плоской системе координат OX_0Y_0 компоуется грузопассажирское оборудование и формируются теоретические обводы фюзеляжа в поперечном сечении.

На основании полученных результатов в трёхмерном пространстве определяются границы регулярной, носовой и хвостовой частей фюзеляжа, осуществляется продольная компоновка палубы самолета (рис.3.5). Заканчивается данный этап формированием теоретической поверхности фюзеляжа. В системе координат $OX_0Y_0Z_0$ определяется центр тяжести фюзеляжа, в котором формируется связанная правая система координат фюзеляжа самолета $OX_\Phi Y_\Phi Z_\Phi$.

3.4.1 Формирование обобщенной траектории полета

Основной задачей САБ – является перевозка грузов и поддержка инфраструктурных объектов. Учитывая динамику сокращения ледяного покрова и требования [87], необходимо систематизировать ограничения и провести анализ траекторий полета САБ.

Для такого анализа применим, описанный в [73], матрично-топологический метод к поиску обобщенной траектории полета (ОТП) необходимо ввести следующие правила указанные в табл.3.3. В случае эксплуатации САБ в Арктике необходимо применять экспертную оценку траекторий полета на основании требований [87].

Результат анализа траекторий полета представлен на рис.3.6 в виде ОТП, что, в свою очередь, и позволяет решить обратную задачу удовлетворения ЛТХ с учётом ИКО и требований полярной эксплуатации [87] в целях определений ТТХ САБ.

Таблица 3.3 - Этапы формирования обобщенной траектории полета

Шаг №	Этапы формирования обобщённой траектории полета
1	Необходимо сформировать обобщенную траекторию полёта (ОТП) по огибающим (максимальным) траекториям полета. ОТП является «сверткой» типовых транспортных операций
2	ОТП включает все типы транспортных операций САБ, встречающихся в наборе типовых транспортных операций в Арктике
3	Экстремальные (максимальные) значения ЛТХ, присущие САБ, должны соответствовать экстремальным (максимальным) значениям ЛТХ из набора типовых операций
4	ОТП является виртуальной, так как она объединяет все траектории, и одновременно должна удовлетворять массе топлива при условии $\bar{m}_T = \text{const.}$
5	При формировании ОТП важно определить приоритет участков транспортных операций относительно друг - друга, применяя экспертной оценки

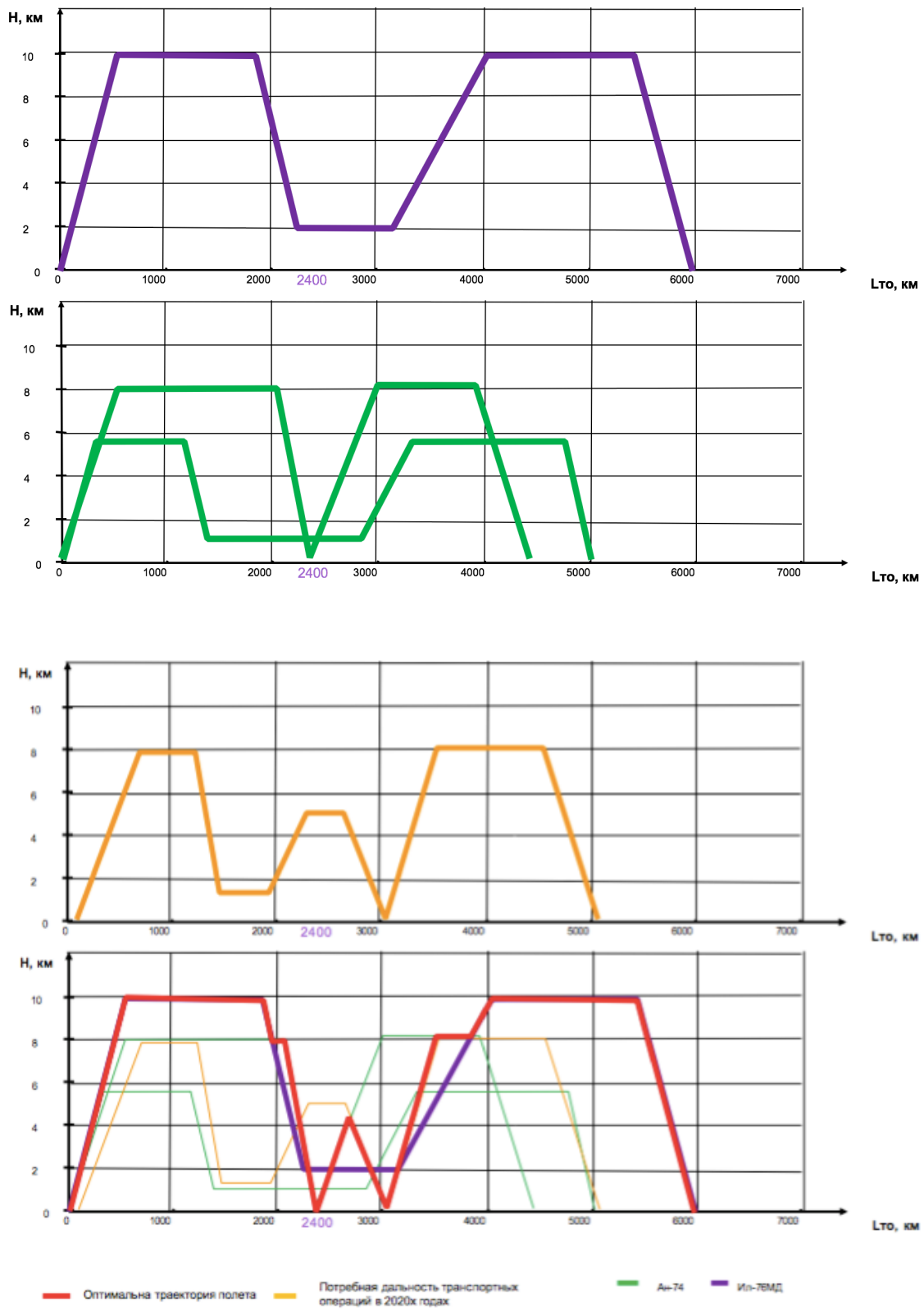


Рис. 3.6 –Выявление обобщенной траектории полета


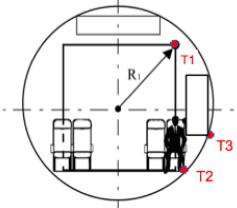
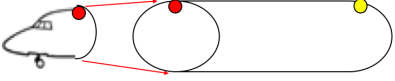
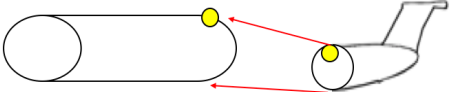
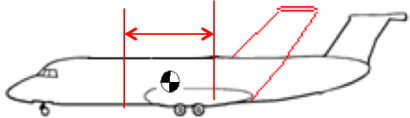
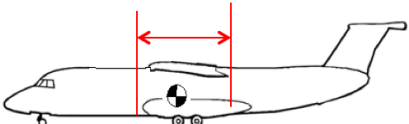
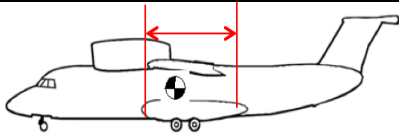
3.4.2 Стратегия продольной компоновки грузовой палубы

Для решения обратной задачи создания САБ при условии удовлетворения ЛТХ и ИКО, полученным в итоге анализа ограничений и ОТП, применим матрично-топологический метод, описанный в [73], к процессу продольной компоновки грузовой палубы. Для ФОС с применением матрично-топологического метода, необходимо обозначить последовательность операций в табл.3.4.

Формирование продольной компоновки грузовой палубы САБ с применением матрично-топологического метода [73] позволяет в ходе поэтапной компоновки удовлетворить требованиям полярной эксплуатации [87]. При решении обратной задачи и формировании продольной компоновки грузовой палубы с применением матрично-топологического метода [73] необходимо применять экспертную оценку в целях удовлетворения ИКО и требованиям [87]. В этом случае мы получаем возможность максимально удовлетворить требованиям плотности компоновки целевой нагрузки (ρ_k) и максимально эффективно разместить наблюдательные посты, научное и специальное оборудование, а также подготовить САБ для перевозки инфраструктурных грузов.

Анализа результатов применения матрично-топологического метода представлен на табл.3.4 в виде ФОС и позволяет, решить обратную задачу удовлетворения ЛТХ с учётом ИКО в целях определения ТТХ САБ.

Таблица 3.4 - Этапы продольной компоновки грузовой палубы

Шаг №	Этапы продольной компоновки грузовой палубы	Графическое отображение этапов
1	Выбор грузов для перевозки в САБ. Учет ограничений (U)	
2	Определение критических точек (T1, T2, T3) для САБ. Выбор габаритов фюзеляжа САБ из условия R_{\min}	
3	Стыковка кабины (отсек Ф1) к фюзеляжу САБ. Совмещение радиусов	
4	Стыковка отсека с рампой (отсека Ф5) к фюзеляжу САБ. Совмещение радиусов	
5	Определение размерности отсека Ф5, принятие решения о наличии рампы и грузового оборудования. Определение виртуального центра масс	 <p data-bbox="1235 1361 1326 1391">В.Ц.М.</p>
6	Стыковка крыла к фюзеляжу в виртуальном центре масс	 <p data-bbox="1235 1637 1326 1666">В.Ц.М.</p>
7	Стыковка СУ на крыло в виртуальном центре масс	 <p data-bbox="1235 1895 1326 1924">В.Ц.М.</p>

3.5 Анализ процесса проектирования самолета арктического базирования

Процесс проектирования САБ для работы в высокоширотном регионе имеет специфический характер. Учитывая ограничения (U) и требования [87], технологические возможности отражаются на схеме самолета, вносят корректировку в структуру и состав задач, решаемых в рамках формирования облика самолета (ФОС). Анализ требований полярной эксплуатации [87] показывает, что для создания САБ необходимо использовать одновременно различные методы для поперечной [69] и продольной [73] компоновки, и как следствие моментно-инерционной компоновки [24,27]. Первоначально требования полярной эксплуатации [87] 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.3.7). Затем происходит процесс формирования облика самолета. Формируется поперечное сечение САБ с применением метода контрольных точек (Шаг 4) [69]. Далее при формировании продольной компоновки на основании требований полярной эксплуатации [87] применяется матрично-топологический метода [73] (Шаг 5). Результат анализа результатов матрично-топологический метода [73] представлен в виде ФОС и позволяет решить обратную задачу удовлетворения ЛТХ с учётом требований полярной эксплуатации [87] и ИКО в целях определения ТТХ САБ.

Моментно-инерционный анализ (Шаг 6) и перекомпоновка агрегатов минимизации плоскостного момента инерции относительно I_{Ozy} (вдоль оси ОХ). В результате последовательного выполнения (Шаги 1-6) итерационного поиска оптимального конструкторского решения (Шаг 7) происходит формирование облика САБ.

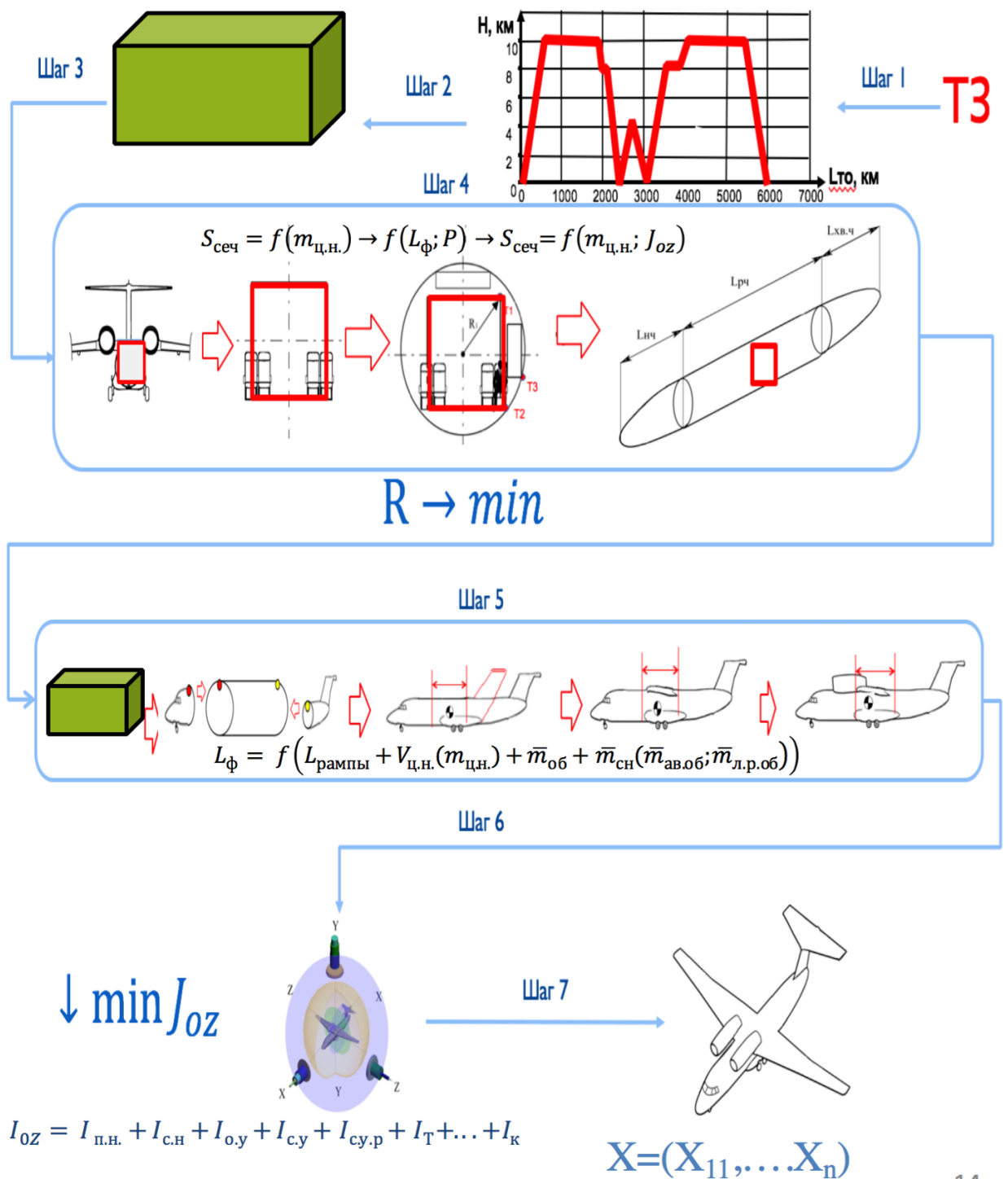


Рисунок 3.7 - Схема алгоритма формирования облика САБ с применением метода контрольных точек и матрично-топологического метода

3.6 Выводы

- 1 Описана модель статического пространства общей компоновки САБ.
- 2 Разработан и формализован процесс формирования поперечного сечения САБ с применением метода контрольных точек. Выявлены, формализованы и математически описаны контрольные точки, определяющие грузовую палубу.
- 3 Сформирована оптимальная траектория полета выполнения транспортной операций в Арктике.
- 4 Разработано и формализован процесс формирования продольной компоновки САБ с применением матрично-топологического метода. Выявлены, формализованы и математически описаны ограничения, определяющие грузовую палубу.
- 5 Разработано и формализовано применение процесса моментно-инерционного анализа. Для минимизации плоскостного момента инерции относительно J_{ozy} (вдоль оси ОХ). Для автоматизации процесса моментно-инерционного анализа необходима разработка специализированного программного обеспечения.

Глава 4 ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО СИНТЕЗА МОМЕНТНО-ИНЕРЦИОННОЙ КОМПОНОВКИ

Рациональный выбор облика моментно-инерционной компоновки САБ, минимизирующей плоскостной момент инерции вдоль оси ОХ 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 и формируют рекомендации и требования к процессу автоматизированного проектирования САБ. Очевидна необходимость разработки методик, алгоритмов и программных комплексов, удовлетворяющих моделям и позволяющих производить оценку и синтез моментно-инерционного облика САБ на ранних этапах проектирования.

Для решения задачи данной диссертационной работы создан «исследовательский» программный комплекс «Моментно-инерционный фактор» (МИФ) [76], позволяющий проводить эффективный анализ характеристик моментно-инерционного облика самолета. Модуль был разработан в виде отдельного автономного программного комплекса, позволяющего проводить синтез моментно-инерционного облика САБ.

Языком программирования для разработки Borland Delphi 7 с использованием мультимедийного графического 3D-приложения – GLScene, базирующегося на аппаратном графическом ускорителе OpenGL, обеспечивающем наглядное представление информации.

Модель САБ, является формально-эвристической моделью (в общем виде её нельзя представить в виде системы неразрывных функций) и описывает одну из наиболее сложных технических систем, проектирование которой осуществляется процессом многоитерационного анализа различных вариантов

конструкторских решений. Задачи по формированию облика САБ представлены в виде алгоритма на рис.4.1, логическая схема отображена на рис.4.2.

Обозначим разработанные алгоритмы в виде правил для решения задачи проектирования САБ, можно представить процедуру интерпретации математических моделей в многообразии конструкторских решений, являющихся, в свою очередь, экспертной верификацией отдельных ТТХ и ИКО.

При заданных исходных данных можно однозначно определить результаты исследования, однако это связывается с детерминированностью используемых математических моделей. Для успешного завершения процесса проектирования САБ необходимо рассмотреть и учесть динамические (спонтанные) модели, например для имитации воздействия высокоширотной эксплуатации (окружающей среды) или распределения ледяных полей различной толщины в акватории СЛО (ледовых аэродромов) и пр.

Метод многоитерационного уточнения позволяет учесть специфику задачи и 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.

Программный комплекс «Моментно-инерционный фактор» [76] разделен на отдельные элементарные модули ввиду дискретности вычислительного алгоритма, за счет этого упрощен контроль за процессом и появилась возможность модифицировать процесс выполнения численного эксперимента в зависимости от условий решаемой задачи.

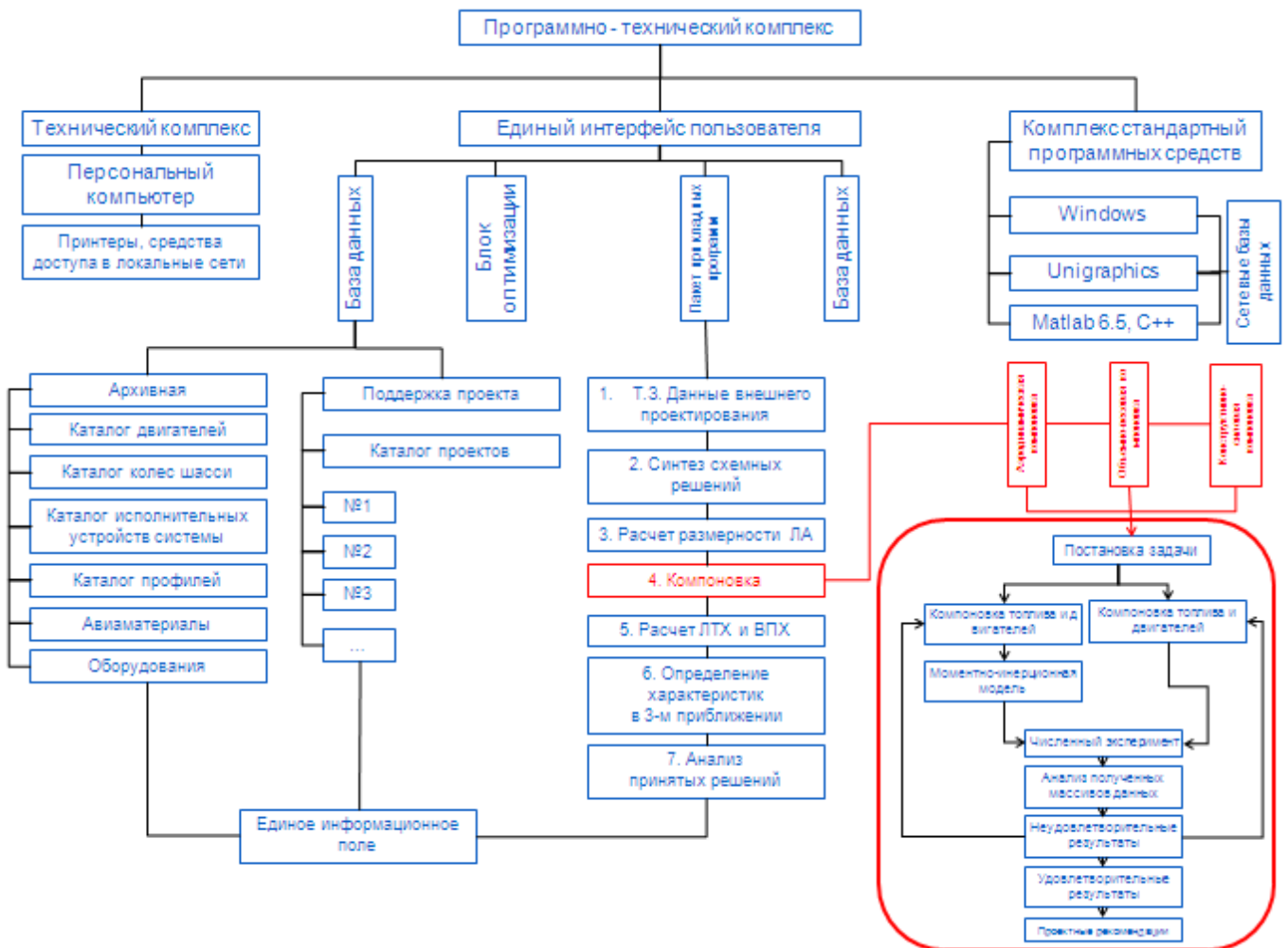


Рис. 4.1 - Место и состав задач в САПР

Выявленные выше особенности и требования к программе обеспечивают универсальность разработанной системы, в частности возможность применения современных языков программирования и информационных технологии для создания программного комплекса.

4.1 Анализ основных требований, предъявляемых к современным САПР

Разработка программного обеспечения, объединяющего все этапы создания САБ, является сложной и многокритериальной задачей, поэтому решение отдельных задач проектирования стоящих перед конструкторами лежит в декомпозиции задач проектирования и разработки объектно-

ориентированных (локальных) программных комплексов для каждого этапа жизненного цикла.

Предложить прямое решение задачи проектирования САБ сегодня не представляется возможным ввиду динамичности моделей полярного базирования и эксплуатации в сложных метеоусловиях арктического базирования, обусловленных глобальным потеплением, изменением климата зоны эксплуатации (акватория СЛО) и пр. Данный тезис требует решения обратной задачи проектирования САБ (см. раздел 3.1), сформулированной на основании разработанных моделей базирования и эксплуатации (см. Раздел 2.4).

Из совокупности требований, предъявляемых к современным САПР и описанному выше синтезу моментно-инерционной компоновки САБ, приведем актуальные для исследуемой проблематики в табл.4.1.

В рамках диссертационного исследования было изучено и апробировано влияние параметров моментно-инерционной компоновки на искомые функции и исследованы перекрестные зависимости между параметрами моментно-инерционной компоновки и обликом САБ, определено множество вариантов из числа рассчитанных программным комплексом, удовлетворяющих требованиям арктического базирования.

Таблица 4.1 – Требования, предъявляемые к ПК «Моментно-инерционный фактор» как элементу САПР

№№	Принцип	Описание принципа
1	«Совместности»	Совместное функционирования всех модулей как единого целого
2	«Открытости»	Сохранение открытой структуры программного комплекса в целом
3	«Включения»	Возможность интеграции программного модуля в другие системы
4	«Системного единства»	Унификация передачи данных между отдельными модулями в рамках рассматриваемой САПР
5	«Информационного единства и стандартизации»	Использование единой системы символов, условных обозначений и способов представления информации
6	«Комплексности»	Обеспечение согласованной работы модулей, входящих в САПР, с помощью соответствующих компонентов
7	«Развития»	Открытость системы, возможность дополнения системы пользователем и интеграции в систему пользователем своих подпрограмм, открытый доступ к ядру системы
8	«Эргономичности»	Создание комфортных условий для работы пользователя

4.2 Программный комплекс синтеза моментно-инерционного облика самолета

В рамках диссертационного исследования был разработан программный комплекс «Моментно-инерционный фактор» (МИФ), государственный регистрационный номер №2011610197 [76], позволяющий выполнять синтез (рис.4.2) альтернативных вариантов моментно-инерционных компоновок самолета. Комплекс МИФ разработан для работы IBM PC в операционной системе Microsoft Windows, подробные системные требования изложены в [76].

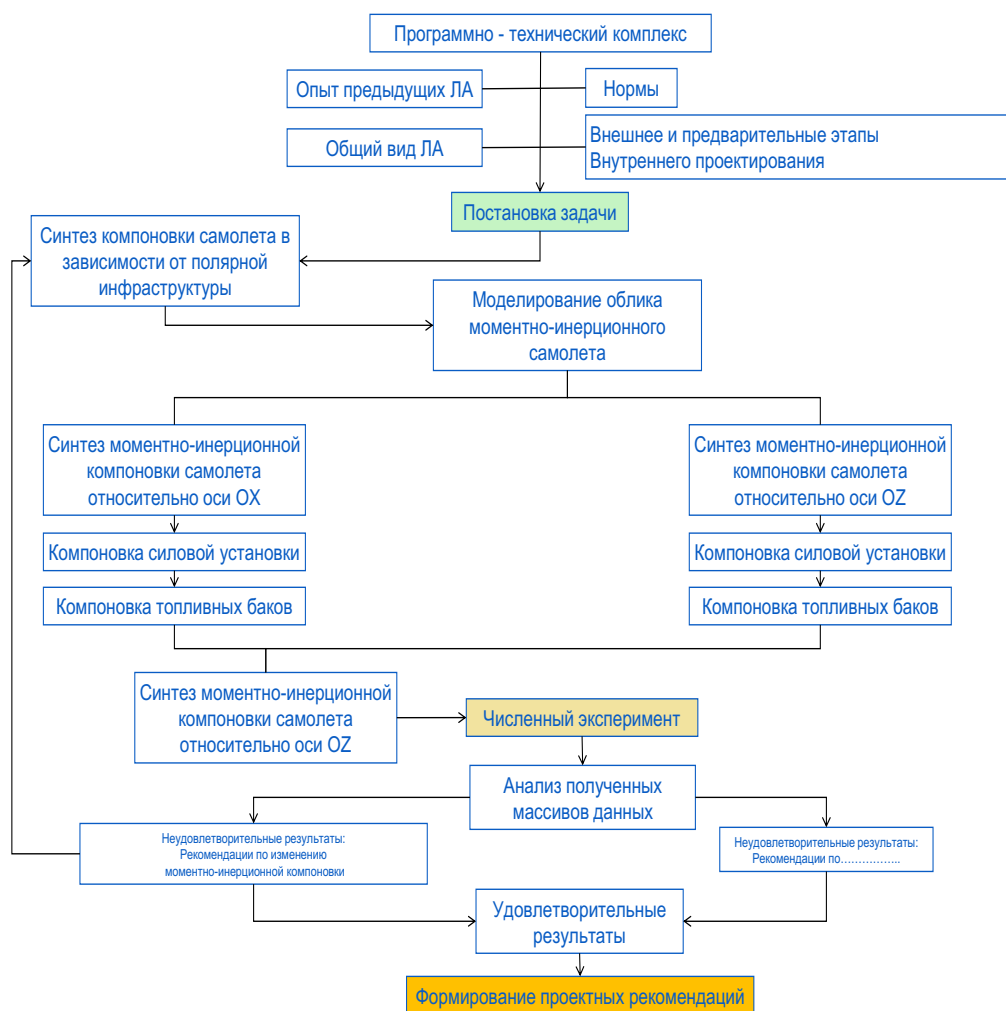


Рис. 4.2 - Схема автоматизированного синтеза моментно-инерционной компоновки самолета

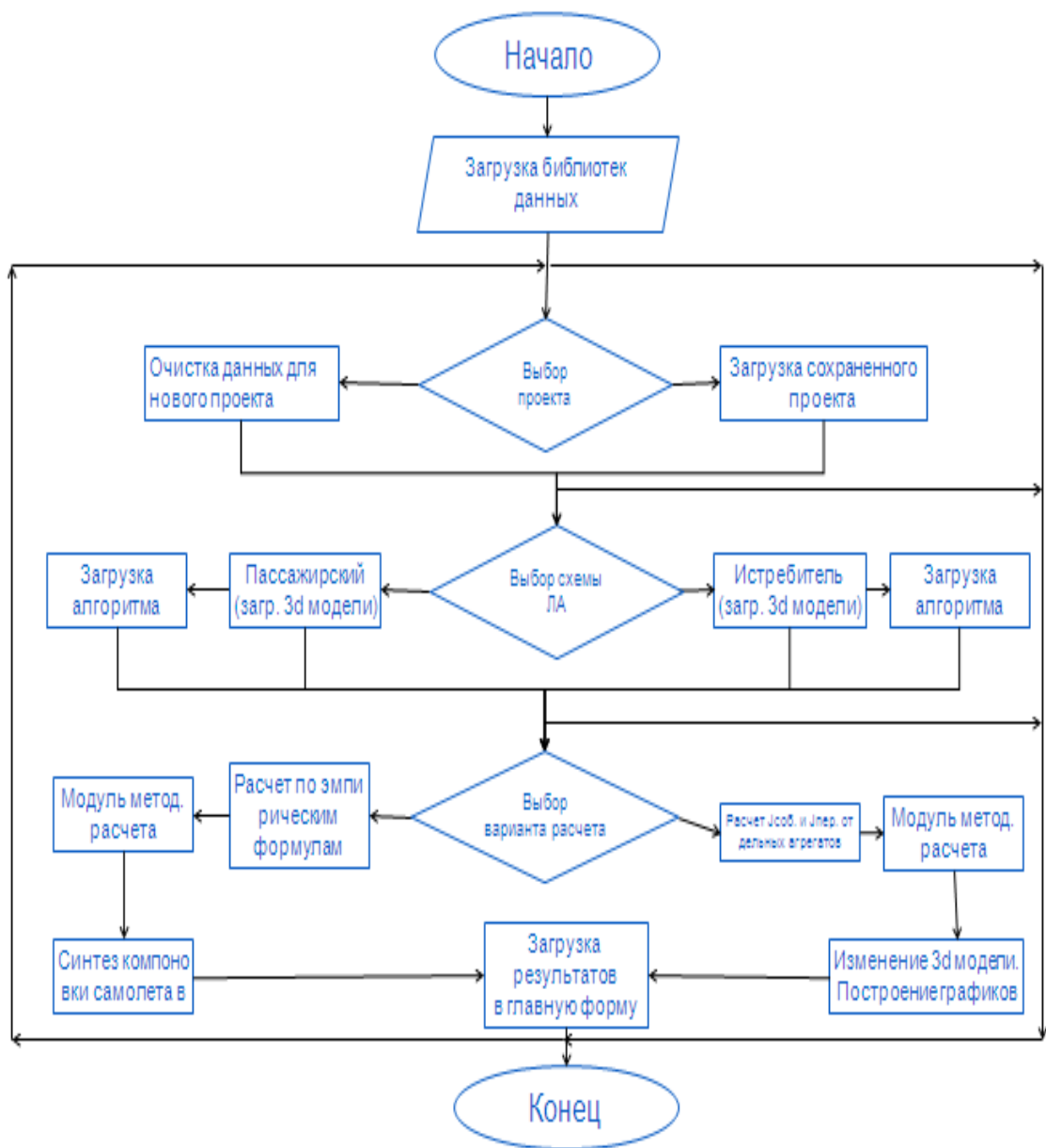


Рис. 4.3 - Алгоритм работы программного комплекса «Моментно-инерционный фактор»

Программный комплекс МИФ [76] созданный для синтеза моментно-инерционных компоновок, алгоритм работы которого представлен на рис.4.3, создавался в виде автономного приложения в Borland Delphi 7.0, объединяющей инструменты логического, математического и интеллектуального моделирования с современными мультимедийными возможностями графического 3D-ускорителя на базе API OpenGL.

На главном окне программы «Моментно-инерционный фактор» [76] (рис. 4.4) размещены панели, на которые выводятся результаты всех расчетов, а также мультимедийный экран, где в режиме реального времени отображаются изменения, происходящие с моментно-инерционным обликом САБ во время расчетов.

На экране отображаются: общие моменты инерции самолета в виде эллипсоида инерции; собственные и переносные моменты инерции агрегатов ЛА в виде цилиндров, радиус которых обозначает приведенный радиус момента инерции данного агрегата, а высота – массу агрегата.

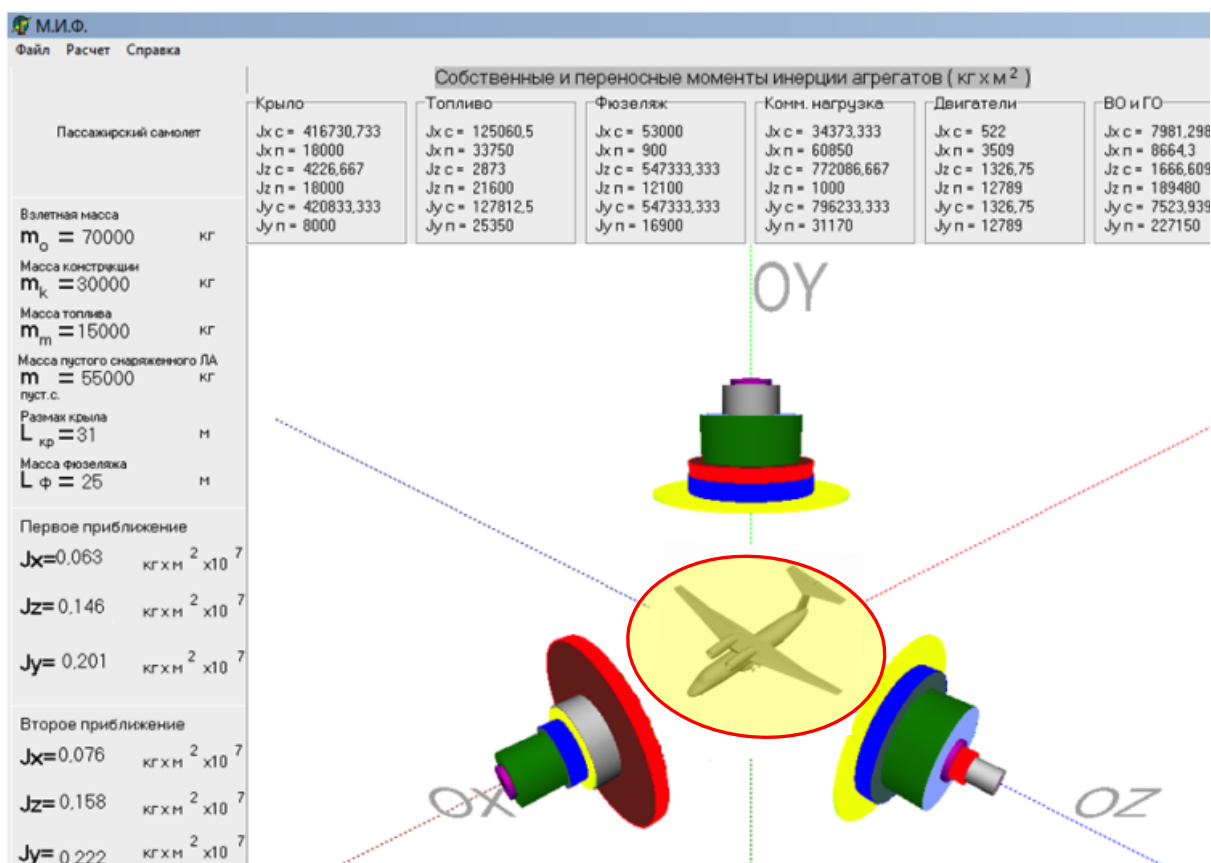


Рис. 4.4 - Главное окно программного комплекса МИФ

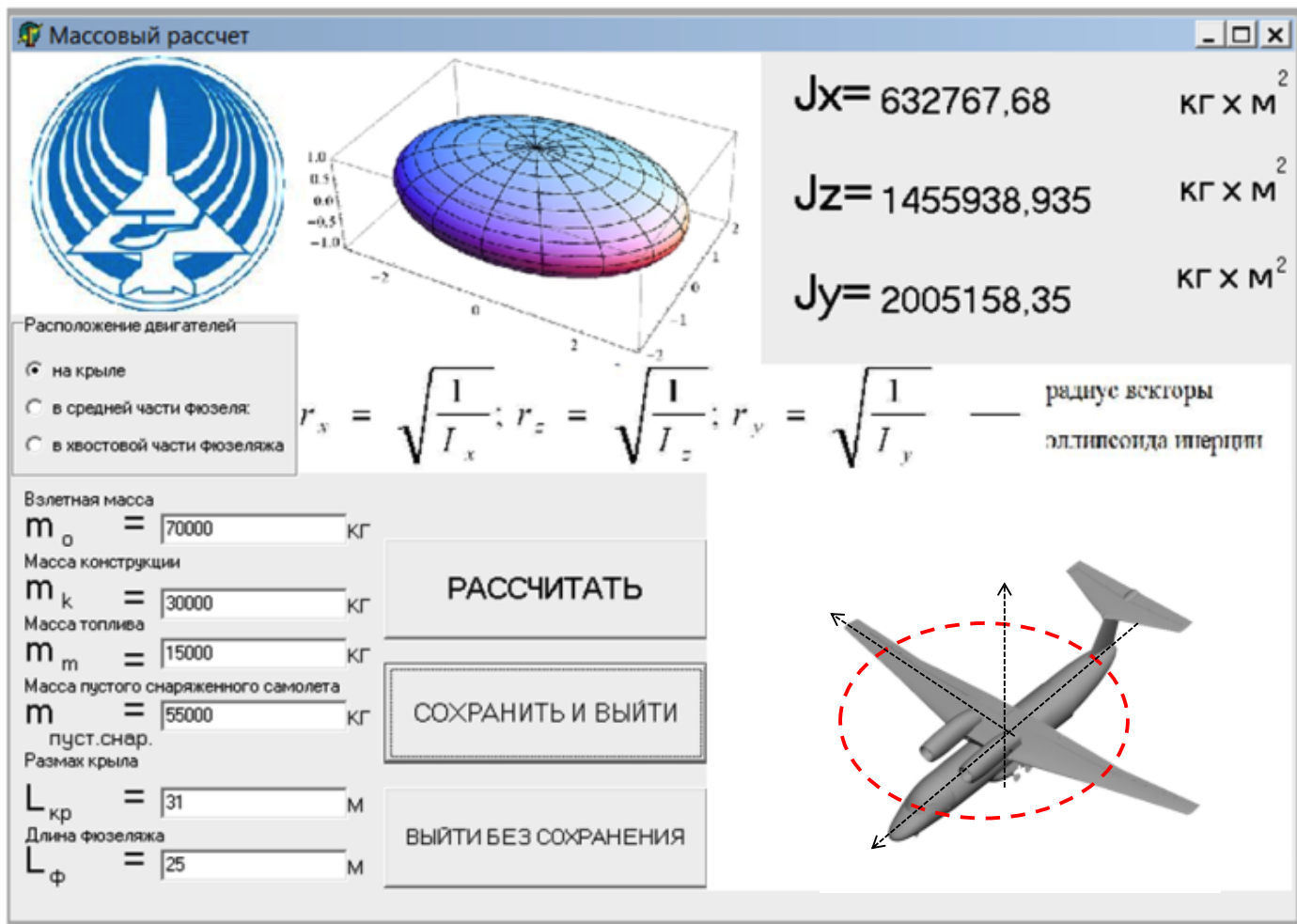


Рис. 4.5 - Синтез моментно-инерционного облика самолета с точностью до 20% в программном комплексе «Моментно-инерционный фактор»

Конструктору предлагается вариант определения моментно-инерционного облика (рис.4.5) в виде 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%.

Далее предлагается второй, поагрегатный, этап расчета осевых моментов инерции самолета (рис.4.6). После определения моментно-инерционных характеристик агрегатов ЛА точность результатов повышается до 10%.

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.

Расчет осевого момента инерции J_z для отдельных агрегатов самолета

J_z в 1-ом приближении = 1455938,935 кг·м²

Определить J_z во 2-ом приближении Отобразить J_z графически

J_z во 2-ом приближении = 1584482,025 кг·м²

Методика расчета J_z | Крыло | Топливо | Фюзеляж | Комм. нагрузка | Двигатели | Г |

$$I_{\alpha\alpha} = \iiint_{\Omega} r_{\alpha}^2 dm$$

$$I_{\alpha\alpha} = \sum_{i=1}^n I_i \text{ соб.} + \sum_{i=1}^n I_i \text{ пер.}$$

Ф1 Ф3		$I_x = \frac{\pi R^2}{3}$
Ф2 Д1		$I_x = \frac{m}{2} (R^2 + r^2)$
К1; К2 ГО; ВО		$I_x = \frac{3m}{4} \left[\frac{2L_x + 16L_x + 3L_x - (r_1^2/r_2^2) - (r_2^2/r_1^2)}{5(r_1 + 4r_2)} \right]$

$$\bar{i}_j = \sqrt{\frac{J_j^{OZ}}{m_j}}$$

H – \bar{m} агрегата
 R – \bar{i} агрегата
 \bar{m} – относительная масса агрегата
 \bar{i} – относительный радиус инерции агрегата

СОХРАНИТЬ И ВЫЙТИ ВЫЙТИ БЕЗ СОХРАНЕНИЯ

J_z	Крыло	Топливо	Фюзеляж	Комм. нагр.	Двигатели	ВО и Г
J_z собственной	Крыло	Топливо	Фюзеляж	Комм. нагр.	Двигатели	ВО и Г
J_z переносной	Крыло	Топливо	Фюзеляж	Комм. нагр.	Двигатели	ВО и Г

Рис. 4.6 - Синтез моментно-инерционного облика самолета по I_z с точностью до 10% в программном комплексе «Моментно-инерционный фактор»

Программный комплекс «Моментно-инерционный фактор» [76] создан таким образом, что за счет модульной структуры он может использоваться как

автономно, так и в составе САПР. В процессе создания программного комплекса МИФ [76]:

- 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%;
- сформирован набор алгоритмов для определения моментно-инерционных характеристик самолетов на базе разработанного итерационного ряда соответствующих методик.

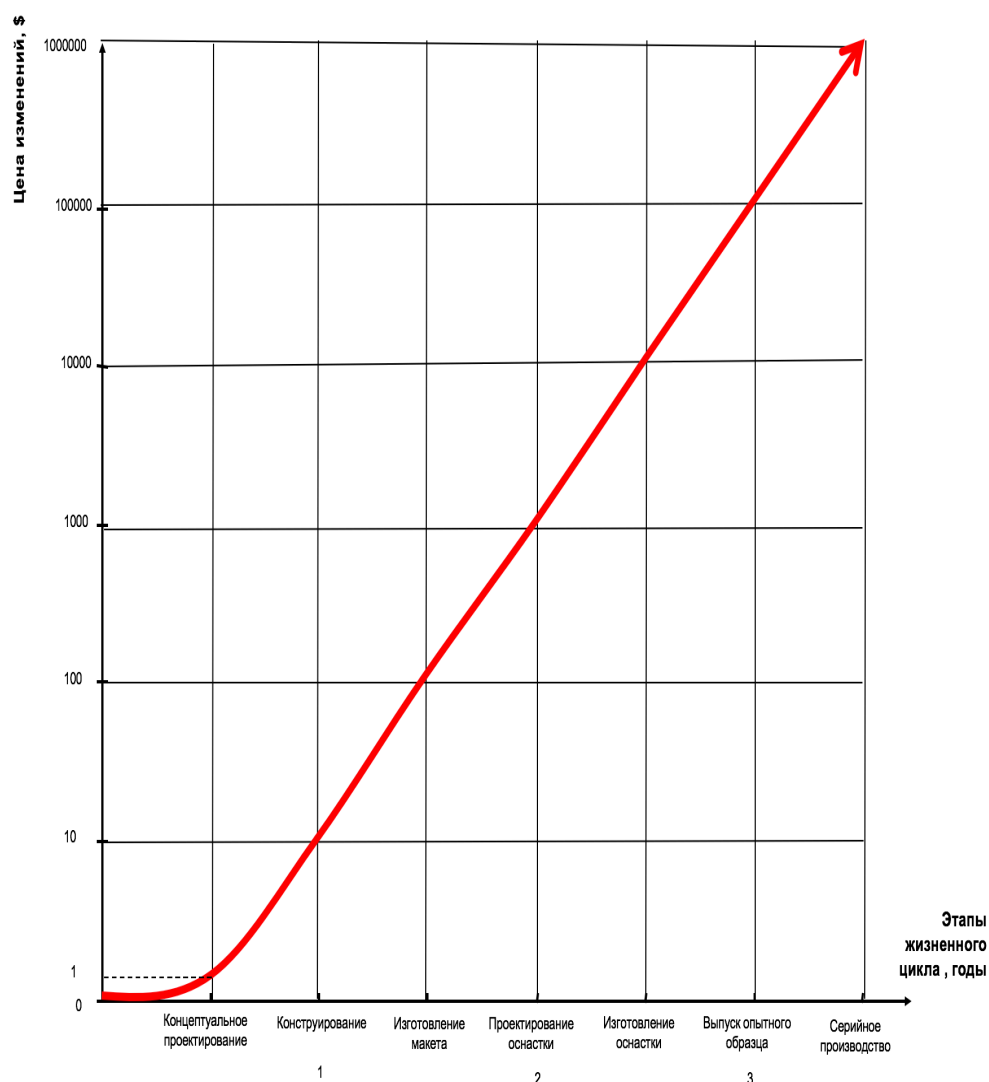


Рис. 4.7 – Стоимость внесения изменений на различных этапах жизненного цикла

Применение моделей и алгоритмов, использованных при разработке системы автоматизации синтеза моментно-инерционного облика в программном комплексе МИФ [76], позволит качественно повысить точность определения моментно-инерционных характеристик перспективных самолетов уже на этапе предварительного проектирования, это обеспечит сокращение затрат на разработку самолетов и исключит необходимость внесения изменений на заключительных этапах (рис.4.7).

4.3 Параметры, варьируемые в подсистеме, и выходные данные моментно-инерционного анализа

В программном комплексе МИФ [76] реализована работа только с переменными, оказывающим существенное влияние на исследуемые функции. В соответствии с принципом полноты запроса и по результатам формализации задачи при разработке программы была предусмотрена возможность изменять параметры проекта, подробно рассмотренные в табл.4.2.

Таблица 4.2 –Реестр параметров характеристик самолета

Тип параметра	Содержание параметра
Массовые характеристики	<ul style="list-style-type: none"> - взлетная масса самолета - масса пустого снаряженного самолета - масса целевой нагрузки - масса топлива - относительная масса топлива в крыле
Геометрические характеристики	<ul style="list-style-type: none"> - размер фюзеляжа: длина фюзеляжа, мидель, размер грузовой палубы - координаты расположения двигателей - максимальные координаты расположения топлива

Схемные параметры, относящиеся к компоновке самолета нормальной аэродинамической схемы, представлены в табл.4.3.

Таблица 4.3 – Реестр схемных параметров самолета

Тип параметра	Содержание параметра
Двигатели	<ul style="list-style-type: none"> - количество двигателей - зоны компоновки двигателей на самолете
Крыло	<ul style="list-style-type: none"> форма крыла в плане зоны компоновки топлива в крыле

После проведенного анализа данных табл.4.2. и 4.3 обозначим основные искомые результаты, для получения которых мы проводим численный эксперимент по определению параметров X:

- $X_1(\bar{l}_{кр})$ – расположение крыла ($\bar{l}_{кр}$) относительно фюзеляжа;
- $X_2(\bar{l}_{дв})$ – расположение двигателей ($\bar{l}_{дв}$) относительно фюзеляжа;
- $X_3(\bar{l}_{ц.н})$ – расположение целевой нагрузки ($\bar{l}_{ц.н}$) относительно фюзеляжа;
- $X_4(\rho_k)$ – распределение плотности компоновки целевой нагрузки (ρ_k) относительно фюзеляжа;
- $X_5(J_{Ozy})$ – плоскостной момент инерции (J_{Ozy}) вдоль оси OX;
- $X_6(n_{дв})$ – количество двигателей;
- $X_7(m_{ц.н})$ – масса целевой нагрузки ($m_{ц.н}$).

Таблица 4.4 –Взаимосвязь параметров, необходимых для формирования облика САБ

Параметр	ИКО	Требования полярной эксплуатации [87]	Результаты численного эксперимента			
			Моменты инерции	Масса полезной нагрузки	Расчетная допустимая толщины льда	Дальность полета транспортной операции
$X_1(\bar{t}_{кр})$	+	+	+	-	-	-
$X_2(\bar{t}_{дв})$	+	+	+	-	-	-
$X_3(\bar{t}_{ц.н})$	+	+	+	-	-	-
$X_4(\rho_k)$	-	+	+	+	+	+
$X_5(J_{ozy})$	-	-	+	+	-	-
$X_6(n_{дв})$	+	+	+	+	+	+
$X_7(m_{ц.н})$	+	+	+	+	+	+

В Таблице 4.4 представлено соответствие вектора конструктивных параметров X результатам численного эксперимента, ИКО и требованиям полярной эксплуатации [87].

4.4 Выводы

1. Проведён анализ основных требований к современному программному обеспечению САПР.
2. Обобщены и дополнены основные требования, предъявляемые к системам автоматизированного формирования компоновки САБ.
3. 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.
4. Создан программный комплекс «Моментно-инерционный фактор», государственный регистрационный номер программы ЭВМ №2011610197[76], являющийся инструментом для проведения проектных исследований в рамках диссертационной работы.
5. Сформирована интуитивно понятная 3D-модель моментно-инерционного облика самолета, позволяющая проводить проектные исследования по выявлению рациональных параметров компоновки САБ.

Глава 5 ПРОЕКТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

На примерах задач, сформулированных в [43], можно проанализировать диалектику решения 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 инфраструктурно-климатических ограничений 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;
- выявления 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 выработке проектных рекомендаций по моментно-инерционной компоновке САБ.

5.1 Постановка задачи, учитываемые факторы и допущения, принятые в рамках исследования

Проектные исследования проводились с целью выявления рациональных вариантов конструктивно-компоновочных решений при синтезе облика фюзеляжа 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 :

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

где

$\bar{l}_{кр}$ - расположение крыла;

$n_{дв}$ – количество двигателей;

$\bar{l}_{дв}$ - расположение двигателей;

$m_{ц.н}$ - масса целевой нагрузки;

$\bar{l}_{ц.н}$ - расположение целевой нагрузки;

ρ_k – осевая (плоскостная) плотность компоновки целевой нагрузки;

J_{Ozy} – плоскостной момент инерции вдоль оси ОХ.

$$U = U(L_{ТО}; R_{потрб}; L_{ВПП}; m_{пос}; m_{ц.н}; h_{льда}; U_{погода}; U_{экология}; U_{эмиссия}; U_{экипажа}; U_{первая посадка}; U_{дв}; U_{климат}; U_{грузоперевозок}; U_{десантирования}) \quad (5.1)$$

Представим множество ограничений полярной эксплуатации (5.1) в виде численно выраженного набора ограничений в табл.5.1.:

$$U = U(U_1; U_2; U_3; U_4; U_5; U_6; U_7; U_8; U_9; U_{10}; U_{11}; U_{12}; U_{13}; U_{14}; U_{15})$$

Таблица 5.1 – Ограничения при эксплуатации в полярных условиях

U	Описание	Ограничение
U_1	$L_{ТО}$	$L_{ТО} > 4800$ км
U_2	$R_{потрб}$	$R_{потрб} \geq 1600 \div 2000$ км
U_3	$U_{ВПП}$	$L_{ВПП} \leq 1200$ м, $L_{льдины\ длина} \geq 1500$ м, $L_{льдины\ ширина} \geq 60$ м
U_4	$m_{\text{пос}}(h_{\text{льда}})$	$m_{\text{пос}}(h_{\text{льда}}) \leq 60$ т
U_5	$m_{\text{цн}}(V_{\text{ф}})$	$15\text{т} \leq m_{\text{цн}}(V_{\text{ф}}) \leq 30\text{т}$
U_6	$h_{\text{льда}}$	$1,5\text{м} \leq h_{\text{льда}} \leq 3$ м
U_7	$U_{\text{погода}}$	Согласно Руководству по проведению ледовой авиаразведки [87]
U_8	$U_{\text{экология}}$	Согласно части 2 тома 2 приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО [66]
U_9	$U_{\text{эмиссия}}$	Согласно части 34 «Охрана окружающей среды» Авиационных правил ИКАО [2]
U_{10}	$U_{\text{экипажа}}$	$U_{\text{экипажа}} \geq 4$ человека [87]
U_{11}	$U_{\text{первой посадки}}$	Наличие лыжного шасси [87]
U_{12}	$U_{\text{дв}}(n_{\text{дв}})$	$n_{\text{дв}} \geq 2$ согласно АП-25 [1]
U_{13}	$U_{\text{климат}}$	Согласно части 2 тома 2 приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО [86]
U_{14}	$U_{\text{грузоперевозок}}$	Согласно [43, 87]
U_{15}	$U_{\text{десантирования}}$	Согласно [43, 87]

Большая размерность вектора параметров усложняет решение задачи оптимизации. В данном диссертационном исследовании представлено влияние компоновочных параметров САБ на его проектные параметры, геометрические и массовые характеристики. Используем обобщенные безразмерные параметры, объединяющие в себе несколько переменных. В результате проведенного анализа был сделан вывод, о том что для такой оценки можно использовать относительный радиус инерции:

$$\bar{i}_j = \sqrt{\frac{\bar{I}_j^{ox}}{m_j}} \quad . \quad (5.2)$$

Компоновка целевой нагрузки и снаряжения в параметрическом виде определяет эффективность моментно-инерционной компоновки. В работе с качестве одного из критериев рассматривается относительная масса пустого снаряженного самолета ($\bar{m}_{п.снар}$). Масса целевой нагрузки определена ТЗ и ограничениями (5.1), которые определяют назначение самолёта и тип транспортной операций.

Полярная эксплуатация и тип компоновки, расположение целевой нагрузки и топлива влияют на изменение моментов инерции самолета, что требует изменения метода компоновки. В диссертационном исследовании рассматривается САБ, нормальной аэродинамической схемы.

5.2 Анализ альтернативных вариантов моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки

В диссертационном исследовании рассмотрены множество вариантов структурных и компоновочных решений (рис. 5.1 и 5.2) и рассмотрены альтернативные стратегии продольного и поперечного сечения фюзеляжа, представлена обобщенная номенклатура снаряжения и оборудования, а также матрица схемных признаков САБ, влияющих на эксплуатацию в полярных регионах в условиях экстремальных (арктических) погодных условий.

Таблица 5.2 - Проектные параметры самолёта X₁ САБ

X₁ – альтернативный вектор проектных параметров традиционной компоновки с рампой				
Наименование		Относительная масса		
Пустой самолет		0,4191		
Планер			0,2723	
	Крыло		0,1235	
	Фюзеляж		0,0800	
	Оперение вертикальное		0,0059	
	Горизонтальное оперение		0,0068	
	Лыжное шасси		0,0386	
	Рампа		0,0469	
Силовая установка			0,0427	
	Двигатели сухие 2 шт.			0,0185
Оборудование, управление и системы			0,0380	
	В кабине пилотов			0,0023
	В хвостовом отсеке			0,0048
	В фюзеляже			0,0309
Пассажирское оборудование и интерьер			0,0376	
	Аварийно-спасательное оборудование			0,0004
	ППО			0,0005
	Размещение системы погрузки			0,0012
	Окраска			0,0010
	Остальное			0,0175
Снаряжение самолета		0,0354		
Топливо		0,3867		
	В консолях крыла		0,0302	
	В трапеции крыла		0,3325	
	АНЗ		0,0240	
Коммерческая нагрузка		0,1511		
	Грузы		0,1434	
	Научный персонал (7 чел)		0,0077	

Параметры самолета и схемные решения, при которых проводились проектные исследования, приведены в табл.5.2 - 5.3. Проектные параметры самолёта X₁ САБ представлены в табл.5.2.

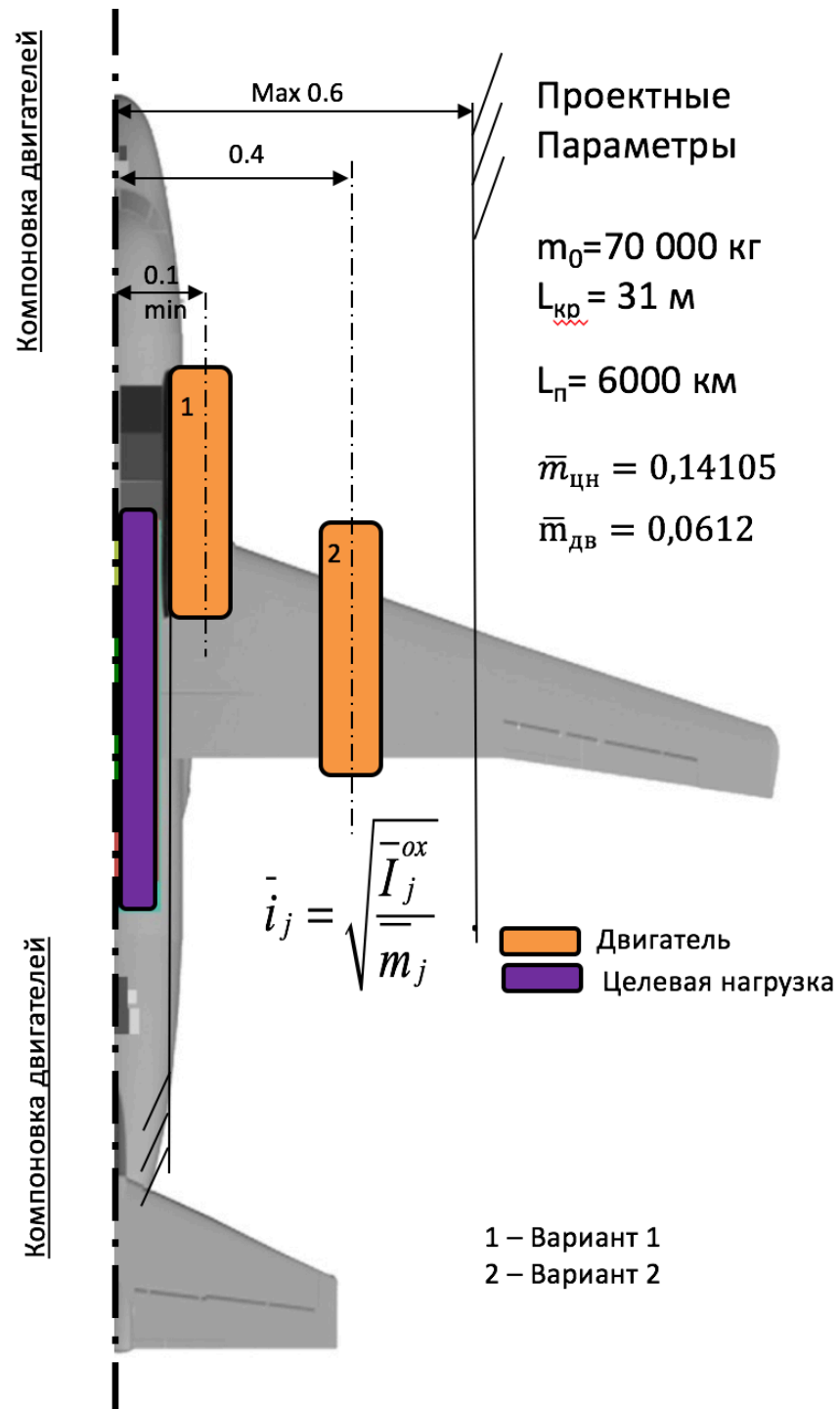


Рис. 5.1 - Альтернативные варианты моментно-инерционной компоновки I_{0xy} для X_1

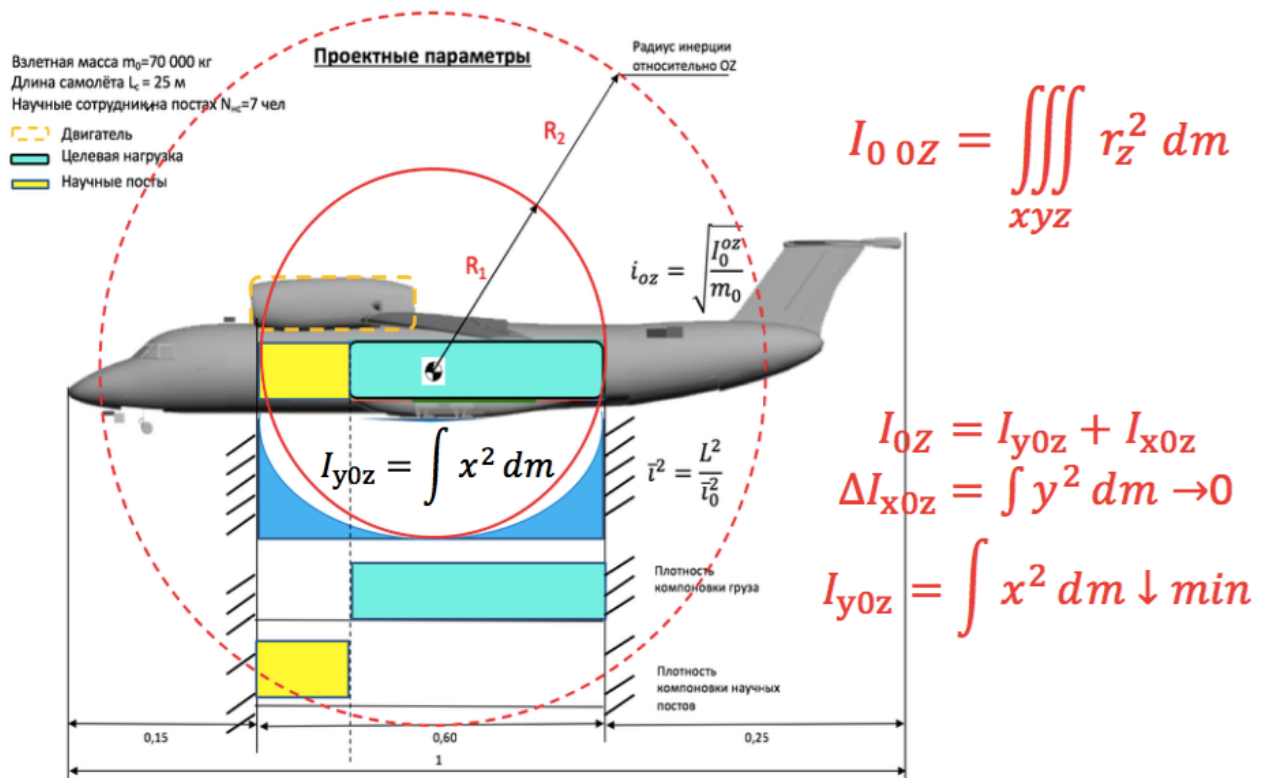


Рис. 5.2 - Анализ вариантов I_{0z} моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки в фюзеляже для X_1

При проведении исследований были приняты следующие допущения:

- в крыле расположено топливо, но данный параметр не рассматривается в рамках исследования;
- компоновочное пространство целевой нагрузки в фюзеляже ограничено размерами фюзеляжа, расположением научных АРМ и постов, снаряжения и аварийного оборудования, параметрами фюзеляжа и оперения;
- при анализе зон размещения для отдельных агрегатов считаем, что относительная масса агрегата не зависит от относительного радиуса инерции агрегата. Данное допущение рассматривается в пределах малых конечных приращений.

Анализ взаимосвязи ИКО и вариантов проектных параметров X для решения задачи выполнения транспортной операции в Арктике предполагается необходимость рассмотрения альтернативного вектора проектных параметров X₂ традиционной компоновки без рампы для удовлетворения требованиям к полярной эксплуатации в 2050 годах в табл.5.3.

Таблица 5.3 - Проектные параметры САБ X₂

X₂ – альтернативный вектор проектных параметров традиционной компоновки без рампы				
Наименование		Относительная масса		
Пустой самолет		0,3722		
	Планер		0,2723	
	Крыло		0,1235	
	Фюзеляж		0,0869	
	Оперение вертикальное		0,0059	
	Горизонтальное оперение		0,0068	
	Лыжное шасси		0,0386	
	Силовая установка		0,0427	
	Двигатели сухие 2 шт.			0,0185
	Оборудование, управление и системы		0,0380	
	В кабине пилотов			0,0023
	В хвостовом отсеке			0,0048
	В фюзеляже			0,0309
	Пассажирское оборудование и интерьер		0,0376	
	Аварийно-спасательное оборудование			0,0004
	ППО			0,0005
	Размещение системы погрузки			0,0012
	Окраска			0,0010
	Остальное			0,0075
Снаряжение самолета		0,0354		
Топливо		0,3867		
	В консолях крыла		0,0302	
	В трапеции крыла		0,3325	

	АНЗ		0,0240	
Коммерческая нагрузка		0,2080		
	Грузы		0,2003	
	Научный персонал (7 чел.)		0,0077	

На рис.5.3 представлен альтернативный вектор проектных параметров традиционной компоновки X_2 без рампы для удовлетворения требованиям к полярной эксплуатации в 2050 годах.

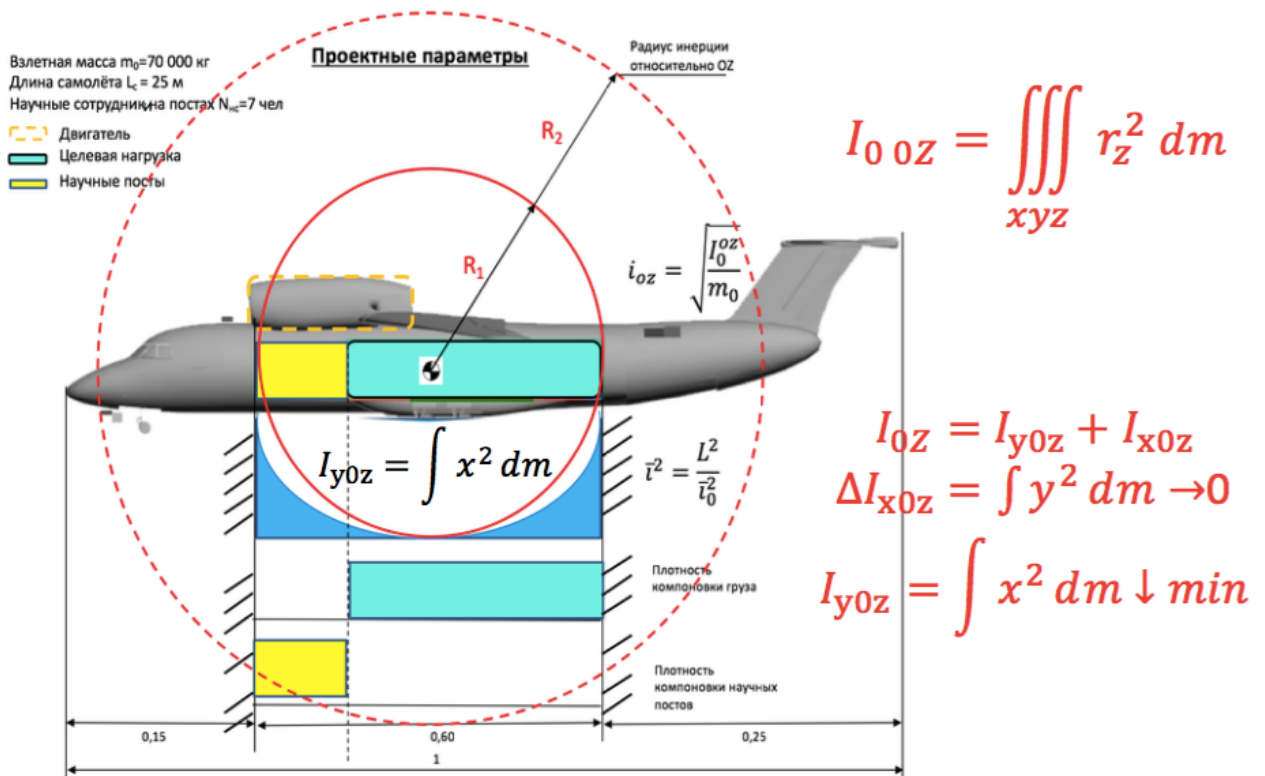


Рис. 5.3 - Анализ вариантов I_{0z} моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки в фюзеляже для X_2

5.3 Анализ влияния моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки на массу фюзеляжа

Рассмотрены альтернативные варианты моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки и научного оборудования (постов) в фюзеляже (рис. 5.3,5.4) 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).

Можно заключить что зона расположения целевой нагрузки может быть ограничена с одной стороны ростом относительной массы конструкции, а с другой – моментно-инерционной компоновкой. Это позволяет сформулировать зависимость дальности полета от параметров моментно-инерционной компоновки самолета:

$$L = 3.45 \frac{KV_{крейс}}{c_p} \cdot \ln \frac{1}{(m_{кр}(\bar{I}_{охкр.агр.}) + m_{ф}(\bar{I}_{оз\ ф.к.н.}) + m_{он}(\bar{z}_{ое}) + m_{ш}) + m_{с.у} + m_{об.упр}(\bar{I}_{хузо}) + m_{ц.н} + m_{сл}}. \quad (5.3)$$

Выявленная зависимость изменения дальности полета от взлетной массы при оптимальных значениях моментов инерции, отражает изменение степени влияния моментно-инерционных параметров на облик и ЛТХ самолета при увеличении типоразмера самолетов, чем еще раз подтверждается актуальность работ по оптимизации моментно-инерционного облика для самолетов арктического базирования.

Отечественный и зарубежный опыт проектирования самолетов показывает, что увеличение относительного радиуса инерции коммерческой нагрузки приводит к увеличению взлетной массы, при этом с увеличением размерности самолета наблюдается рост влияния инерционной составляющей. Такой подход приводит к значительному изменению моментов инерции самолета, и уменьшить данный эффект можно за счет использования рациональной моментно-инерционной компоновки.

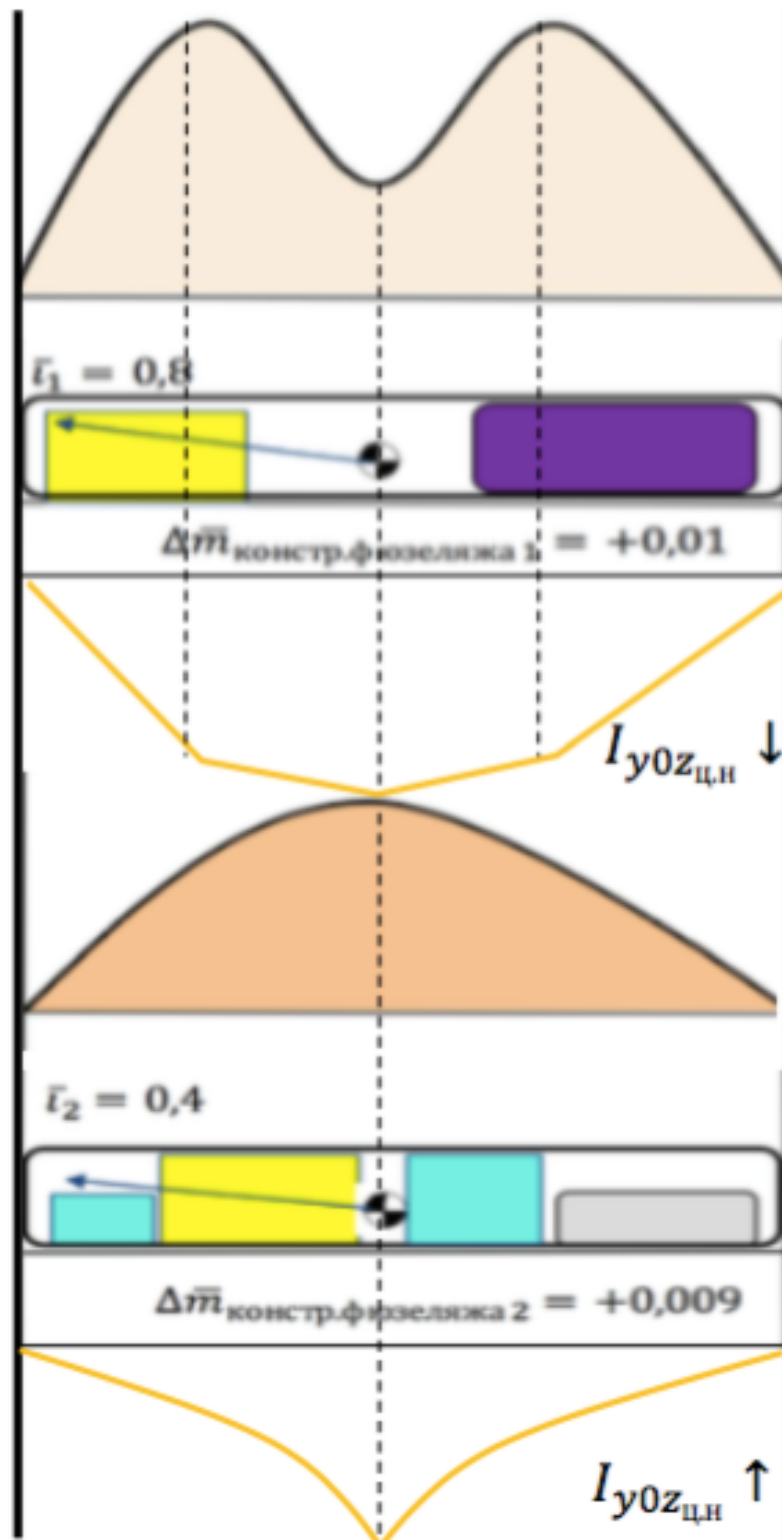


Рис.5.4 – Анализ влияния моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки на массу фюзеляжа

5.3 Проектные исследования влияния инфраструктурно-климатических условий эксплуатации на ЛТХ самолета арктического базирования

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 ($h_{\text{льда}}$). Результат анализа в виде модели изменений потребной посадочной массы в зависимости от допустимой толщины льда представлен на рис.5.5.

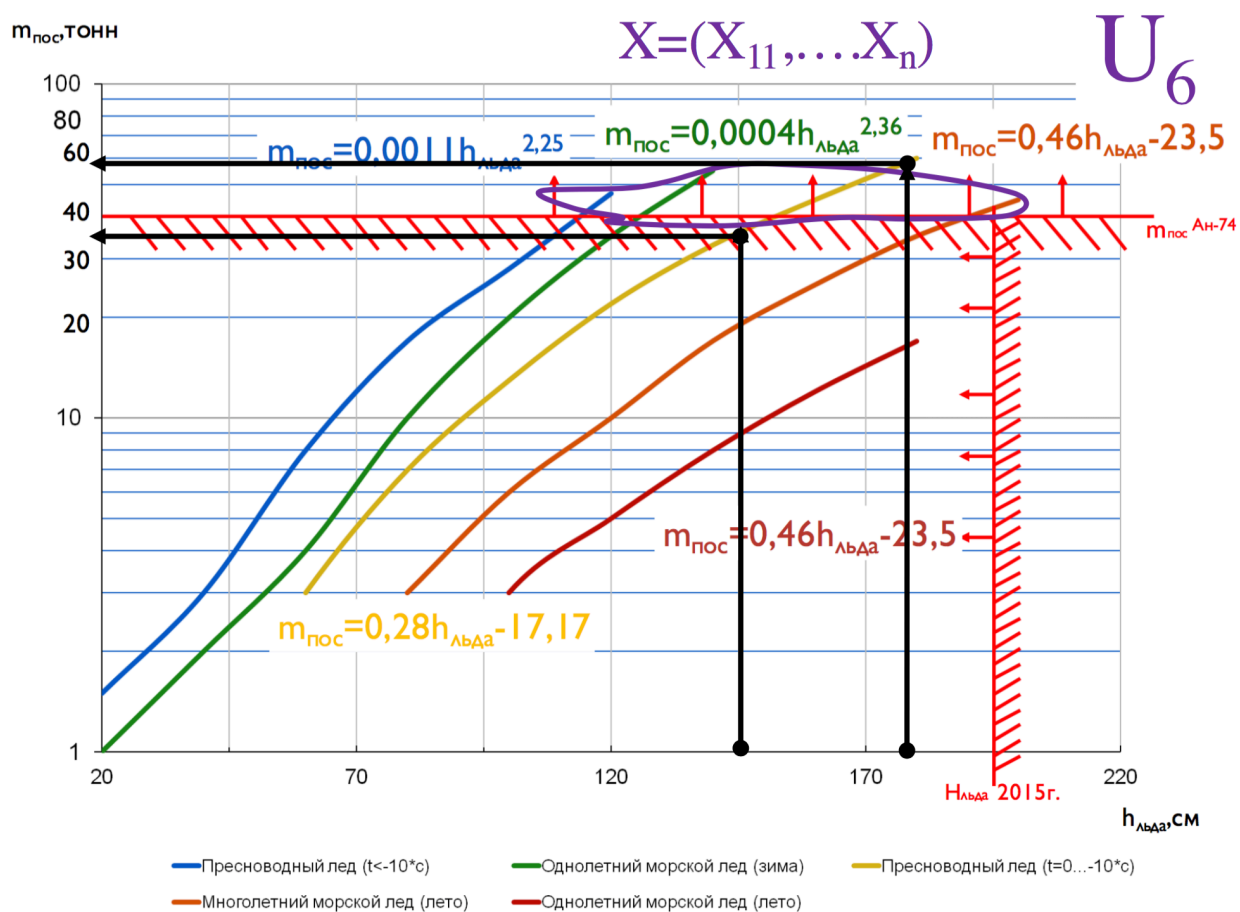


Рис.5.5 - Модель изменений потребной посадочной массы в зависимости от допустимой толщины льда

Анализируя модель изменений потребной посадочной массы в зависимости от допустимой толщины льда, можно сделать следующие выводы:

- 1 Необходимость выполнения транспортной операции на $R_{\text{потрб}}=2000\text{км}$ приводит к изменению условий базирования. В частности уменьшение толщины льда с 3м до 1,7м, приводит к сокращению допустимой посадочной массы с 59т до 37т.
- 2 При толщине льда менее 1,7 м и полете на $R_{\text{потрб}}=2000\text{км}$ транспортную операцию реализовать может самолет с посадочной массой 37т, нормальной аэродинамической схемы с лыжным шасси.
- 3 При толщине льда 1,7м при полете на $R_{\text{потрб}}=2000\text{км}$ транспортная операция может быть реализована самолетом с посадочной массой 50т, нормальной аэродинамической схемы с лыжным шасси.
- 4 Требование по перевозке целевой нагрузки от 15т до 25т приводит к необходимости снижения массы пустого снаряженного САБ для увеличения допустимой посадочной массы на дрейфующие ледовые поля (льдины) с 37т до 59т.

Снижение допустимой посадочной массы с 60т до 40т 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. Модели взаимосвязи схемных решений X с потребной посадочной массой, массой целевой нагрузки, дальностью полета и толщиной льда представлены на рис.5.6,5.7.

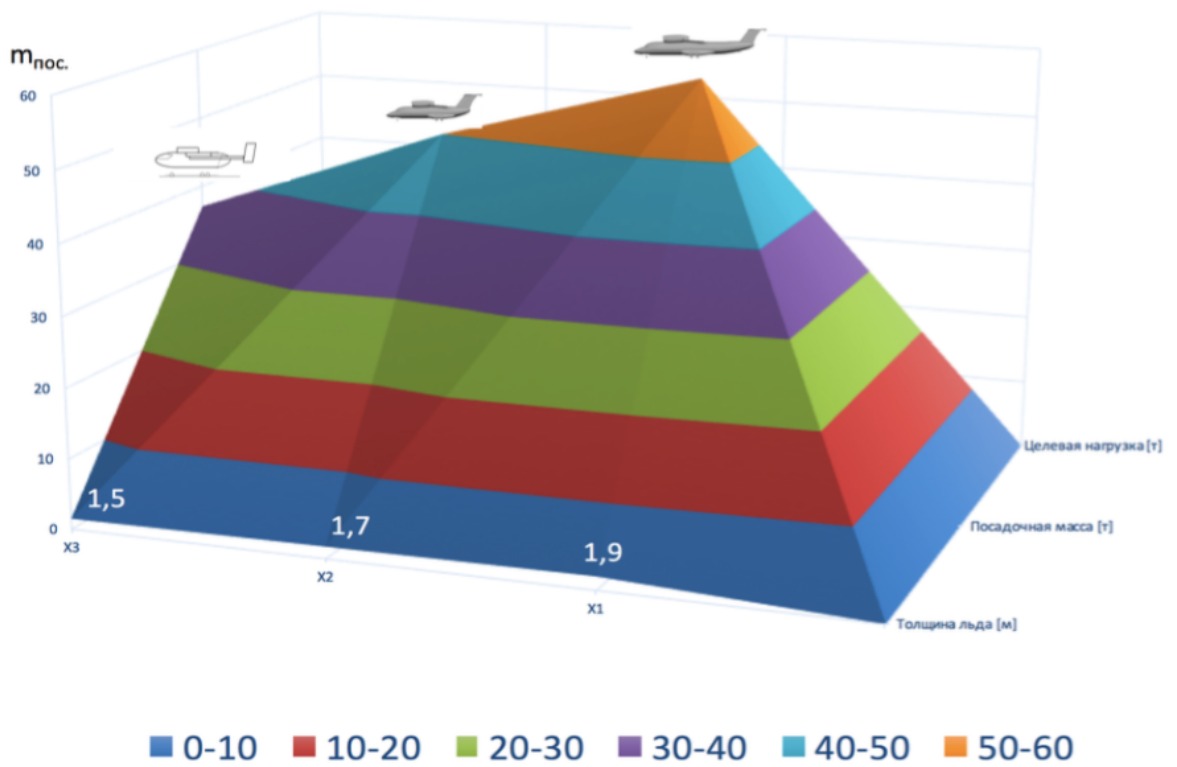


Рис.5.6 - Модель взаимосвязи схемных решений X с потребной посадочной массой, массой целевой нагрузки и толщиной льда

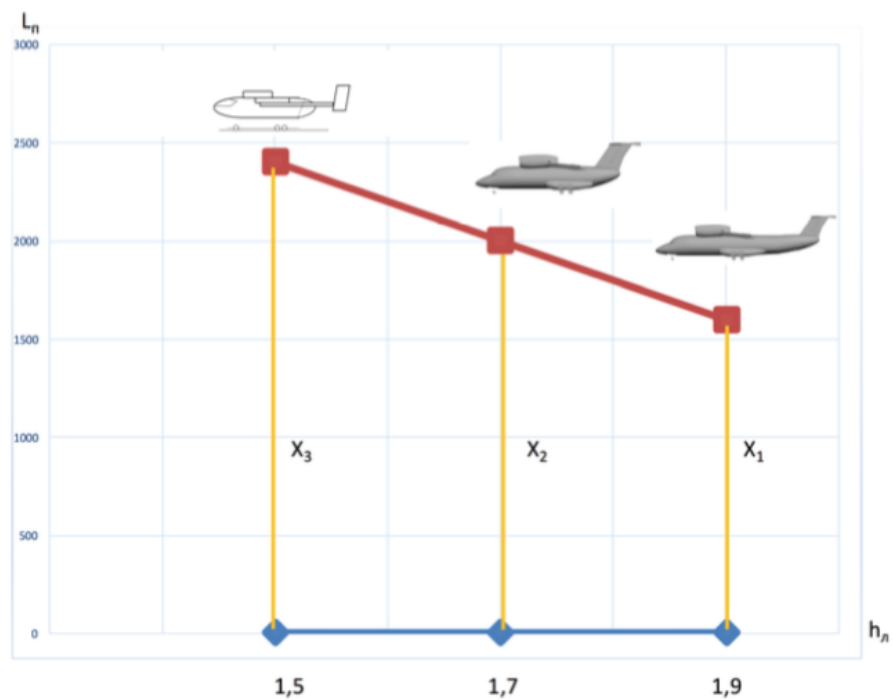


Рис.5.7 - Модель взаимосвязи схемных решений X с дальностью полета и толщиной льда

5.4 Перспективные направления синтеза моментно-инерционного облика самолетов

По графоаналитическим зависимостям, представленным на рис. 5.4,5.5 можно проанализировать зависимость изменения посадочной массы от допустимой толщины льда при различной массе целевой нагрузки.

Анализ взаимосвязи ИКО и вариантов проектных параметров X для решения задачи выполнения арктической транспортной операции в 2090-м году предполагает необходимость рассмотрения в табл.5.4 альтернативного вектора проектных параметров X_3 традиционной компоновки в целях анализа дополнительных вариантов моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки в фюзеляже для снижения массы пустого снаряженного САБ.

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.

Таблица 5.4 - Проектные параметры самолёта Х₃ САБ

Х₃ – альтернативный вектор проектных параметров традиционной компоновки без использования рампы и в виде двухбалочной схемы				
Наименование		Относительная масса		
Пустой самолет		0,2722		
	Планер		0,2723	
	Крыло		0,1235	
	Фюзеляж		0,0869	
	Оперение вертикальное		0,0059	
	Горизонтальное оперение		0,0068	
	Лыжное шасси		0,0386	
	Силовая установка		0,0427	
	Двигатели сухие 2 шт.			0,0185
	Оборудование, управление и системы		0,0380	
	В кабине пилотов			0,0023
	В хвостовом отсеке			0,0048
	В фюзеляже			0,0309
	Пассажирское оборудование и интерьер		0,0376	
	Аварийно-спасательное оборудование			0,0004
	ППО			0,0005
	Размещение системы погрузки			0,0012
	Окраска			0,0010
	Остальное			0,0075
Снаряжение самолета		0,0354		
Топливо		0,2867		
	В консолях крыла		0,0302	
	В трапеции крыла		0,2325	
	АНЗ		0,0240	
Коммерческая нагрузка		0,4057		
	Грузы		0,3980	
	Научный персонал (7 чел.)		0,0077	

Результатом исследования стало схемное решение X_3 САБ без использования рампы и в виде двухбалочной схемы, удовлетворяющее требованиям к полярной эксплуатации в 2090-х годах.

На рис.5.8 визуально представлен альтернативный вектор проектных параметров традиционной компоновки без рампы для удовлетворения требованиям к полярной эксплуатации в 2090-х годах.

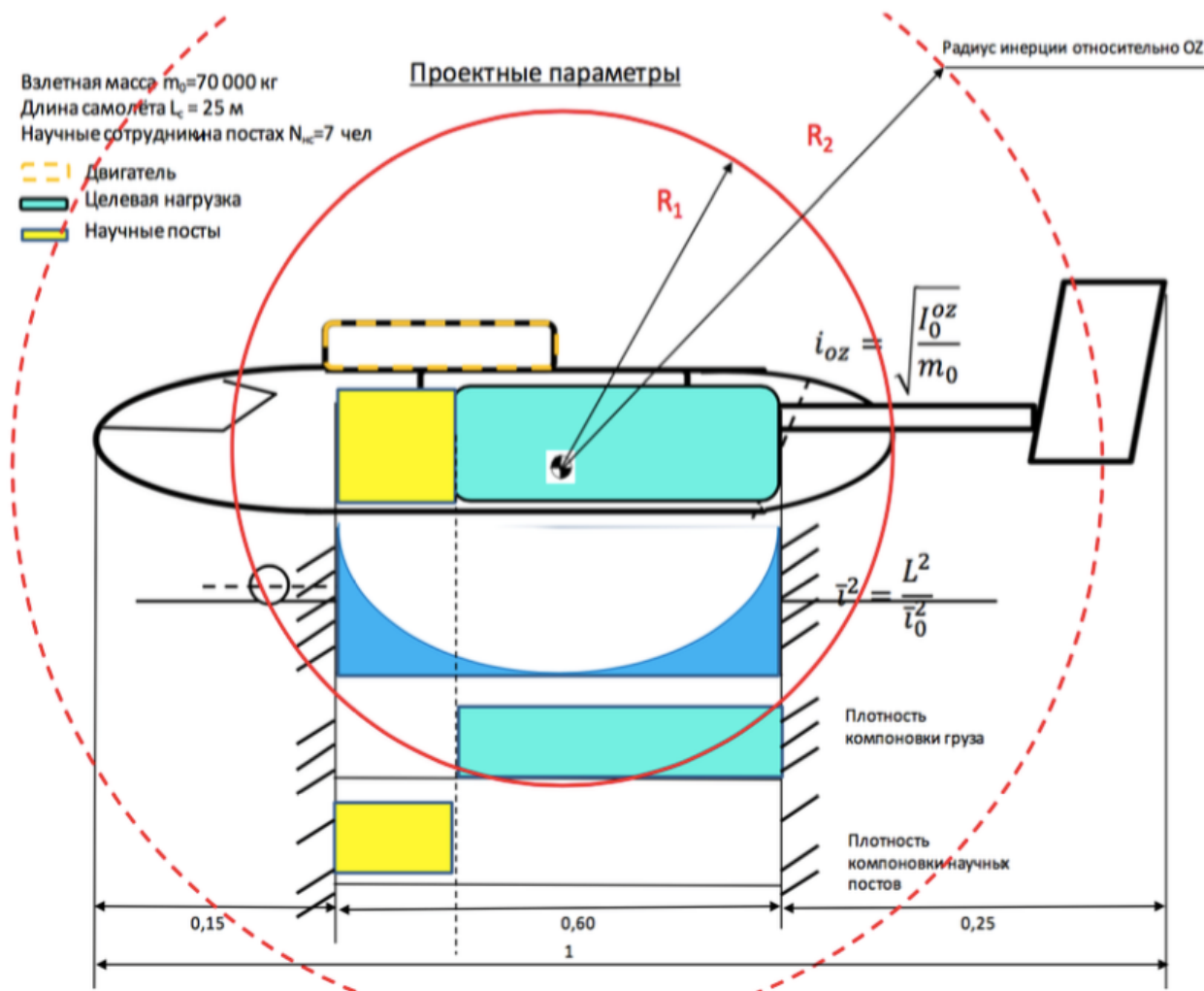


Рис. 5.8 - Анализ вариантов моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки в фюзеляже для X_2

5.5 Анализ влияния применения моментно-инерционной модели на летно-технические показатели самолёта

В ходе диссертационного исследования был проведен анализ влияния схемных решений на зависимость массы целевой нагрузки от дальности полета и представлен на рис.5.9. Анализ влияния применения моментно-инерционной модели на летно-технические показатели самолёта, выраженный в виде ряда схемных решений, и представлен на рис.5.10.

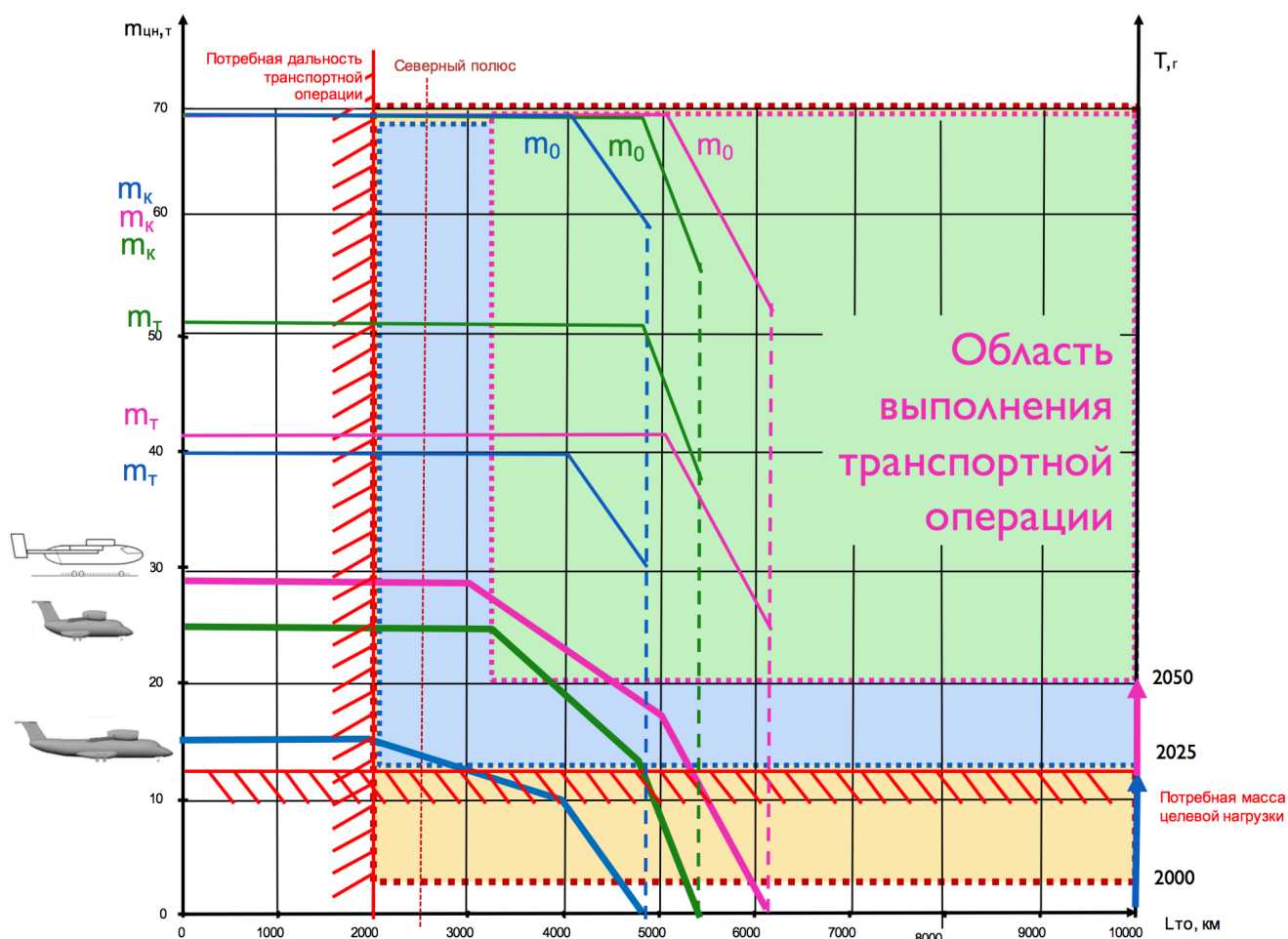


Рис. 5.9 – Анализ влияния применения моментно-инерционной модели на летно-технические характеристики самолёта

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 и позволяет сделать ряд выводов:

- Уменьшение допустимой посадочной массы с 59т до 37т требует анализа вариантов моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки в фюзеляже для снижения массы пустого снаряженного САБ (X_1) и выработки схемных решений в виде САБ без использования рампы (X_2) или в виде двухбалочной схемы (X_3).
- Сокращение площади ледяных полей в зоне базирования САБ приведет к увеличению дальности от $R_{\text{потрб}}=2000\text{км}$ до $R_{\text{потрб}}=2400\text{км}$, от $L_{\text{ТО}}>4800\text{км}$ до $L_{\text{ТО}}>6000\text{км}$.
- Необходимость перевозки целевой нагрузки от 15т до 25т 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 37т до 59т.

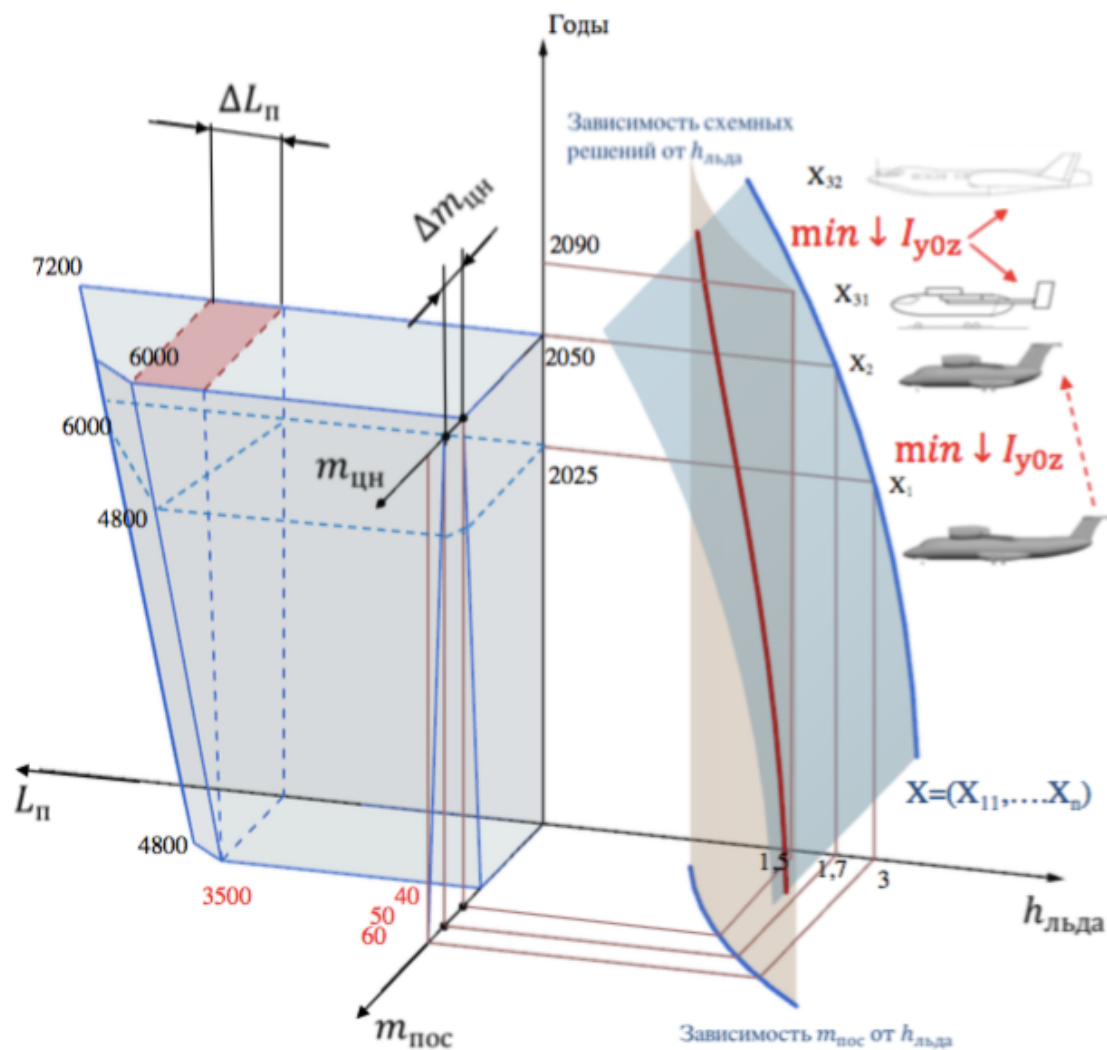


Рис. 5.10 – Анализ влияния применения моментно-инерционной модели на ЛТХ самолёта

5.6 Выводы

Проанализированы полученные результаты и выработаны проектные рекомендации к облику самолета арктического базирования:

- 1 Первая посадка на неподготовленные дрейфующие ледовые поля (льдины) [87] предъявляет к САБ требования по использованию нормальной аэродинамической схемы с лыжным шасси, взаимного расположения фюзеляжа и крыла по схеме верхнеплан, расположения двигателей на крыле.

- 2 Минимально допустимая толщина льда для посадки составляет [87] 1,5м при полете на $R_{\text{потрб}}=1600\div 2000\text{км}$ может реализовать самолет с посадочной массой 37т, нормальной аэродинамической схеме с лыжным шасси.
- 3 Определено, что при толщине льда 1,7м при полете на $R_{\text{потрб}}=1600\div 2000\text{км}$ транспортная операция может быть реализована самолетом с посадочной массой от 37т до 59т, нормальной аэродинамической схемы с лыжным шасси.
- 4 Необходимость выполнения транспортной операции на $R_{\text{потрб}}=1600\div 2000\text{км}$ требует учета изменения толщины льда с 3м до 1,7м, что приводит к уменьшению допустимой посадочной массы с 59т до 37т.
- 5 Сокращение площади ледяных полей в зоне базирования САБ приведет к увеличению $R_{\text{потрб}}=2000\text{км}$ до 2400км, а $L_{\text{ТО}}>4800\text{км}$ до $L_{\text{ТО}}>6000\text{км}$.
- 6 Для типовых дистанций размещения целевой нагрузки выявлены рациональные диапазоны размещения грузов на расстоянии 0,2-0,4 \bar{l} 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.
- 7 Необходимость перевозок целевой нагрузки от 15т до 25т требует анализа вариантов моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки в фюзеляже для снижения массы пустого снаряженного САБ с 59т до 37т в целях удовлетворения допустимой посадочной массы на дрейфующие ледовые поля (льдины).

Результаты исследования аппроксимированы полиномами, что дает возможность, по выявленным коэффициентам на начальном этапе проектирования получать необходимые результаты, не осуществляя детальную компоновку поперечного сечения.

ВЫВОДЫ

Предложен новый метод по формированию компоновочной схемы самолета в условиях инфраструктурно-климатических ограничений арктического базирования при минимизации плоскостного момента инерции относительно J_{Ozy} (вдоль оси OX) на основе решения «обратной» задачи проектирования посредством сочетания трех методов: моментно-инерционного анализа, матрично-топологического и метода контрольных точек.

1. В результате проведенного анализа условий базирования самолетов и эксплуатации авиационной техники в Арктической зоне Российской Федерации, позволил выявить инфраструктурно-климатические ограничения и определены требования к полярной эксплуатации. Это позволило создать математические зависимости посадочной массы от толщины льда и применить их для анализа летно-технических характеристик самолета арктического базирования. Достоверность моделей составляет $\pm 5\%$.
 - 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 [87] 1,5м. При полете на $R_{\text{потрб}}=1600\div 2000\text{км}$ посадку может реализовать самолет с посадочной массой 37т, нормальной аэродинамической схеме с лыжным шасси.
 - Определено, что при толщине льда 1,7м при полете на $R_{\text{потрб}}=1600\div 2000\text{км}$ транспортная операция может быть реализована самолетом с посадочной массой от 37т до 59т, нормальной аэродинамической схемы с лыжным шасси.

2. В результате исследования были систематизированы транспортные операции в Арктической зоне Российской Федерации и выявлены рациональные траектории полета, на основании которых сформулированы требования к летно-техническим характеристикам самолета арктического базирования и определены основные этапы транспортной операции в Арктике.
 - Необходимость выполнения транспортной операции на $R_{\text{потрб}}=1600\div 2000\text{км}$ требует учета изменения толщины льда с 3м до 1,7м, что приводит к уменьшению допустимой посадочной массы с 59т до 37т.
 - Сокращение площади ледяных полей в зоне базирования САБ приведет к увеличению дальности с $R_{\text{потрб}}=2000\text{км}$ до 2400км, а $L_{\text{ТО}}>4800\text{км}$ до $L_{\text{ТО}}>6000\text{км}$.
 - Необходимость перевозки целевой нагрузки от 15т до 25т требует анализа вариантов моментно-инерционной компоновки целевой нагрузки в фюзеляже для снижения массы пустого снаряженного САБ с 59т до 37т в целях удовлетворения допустимой посадочной массы на дрейфующие ледовые поля (льдины).
3. Разработаны процедуры компоновки палуб самолета арктического базирования. Это позволило адаптировать метод контрольных точек для определения внешнего контура и матрично-топологический метод для продольной компоновки.
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, и присвоен Государственный регистрационный номер №2011610197.
5. На основании проведенного численного эксперимента по выявлению рациональных диапазонов компоновки целевой нагрузки и

проанализированных результатов исследования выработаны проектные рекомендации к облику самолета арктического базирования.

- Для типовых дистанций размещения целевой нагрузки выявлены рациональные диапазоны размещения грузов на расстоянии 0,2-0,4 \bar{l} 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.

6. Проведенный анализ результатов проектных исследования показал:

- К 2025 году выполнение требований по обеспечению развития транспортной сети в полярном регионе потребует увеличения дальности полета с $R_{\text{потрб}}=1600\text{км}$ до $R_{\text{потрб}}=2000\text{км}$ при снижении посадочной массы до 59т, что может быть реализовано за счет предложенного подхода к формированию облика САБ.
- К 2050 году дальность полета возрастет до $R_{\text{потрб}}=2400\text{км}$ при снижении посадочной массы до 50т, что потребует дополнительных мероприятий по снижению массы пустого снаряжённого самолёта, что возможно за счет отказа от грузовой рампы.
- К 2090 году для обеспечения развития полярного региона потребует увеличить дальность полета до $R_{\text{потрб}}=3000\text{км}$, снизить посадочную массы до 37т, что не позволяет реализовать проект в традиционной схеме и требует перехода к концепциям транспортного самолёта арктического базирования, выполненного по двухбалочной схеме, что обеспечит наиболее рациональное сочетание эксплуатационных характеристик при обеспечении заданных требований к летно-техническим характеристикам за счет снижения моментно-инерционных характеристик на 5-10%.

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, что позволяет обеспечить выполнение требований технического задания к самолетам арктического базирования и вносит существенный вклад в решение важной народно-хозяйственной задачи по освоению полярных регионов Российской Федерации, и повышению качества, сокращения стоимости и сроков проектирования перспективных самолетов арктического базирования и способствует ускорению научно-технического прогресса.

Список литературы

1. Авиационные правила. Часть 25. - Лётно-исследовательский институт им. М.М.Громова, 1994.
2. Авиационные правил ИКАО. Часть 34 «Охрана окружающей среды». - Лётно-исследовательский институт им. М.М.Громова, 1994.
3. Авиация. Энциклопедия. - М.: Большая российская энциклопедия, ЦАГИ, 1994.
4. *Аведьян А.Б., Евченко К.Г., Привезенцева А.В., Неганов И.А.* Повышение характеристик эксплуатационной технологичности самолета путем выбора оптимального вектора конструктивно-компоновочных решений. М.: МАТИ, 1997.
5. *Аведьян А.Б.* CAD/CAE-программы для проектирования и расчета инженерных конструкций. - С.-Петербург, RM-magazine. 1998. №2.
6. *Аведьян А.Б.* Современные программные комплексы для решения инженерных и прикладных научных проблем. М.: КомпьютерПресс, «САПР и графика». 1998. №4.
7. *Аведьян А.Б., Куприков М.Ю.* Влияние ограничений по шуму на местности на компоновку силовой установки магистрального самолета // Проблемы перспективной авиационной техники: Сборник статей научно-исследовательских работ студентов, аспирантов и молодых ученых. - М: Изд-во. МАИ, 1999.
8. *Аведьян А.Б., Аксенов А.А.* Специализированные приложения CAD-системы SolidWorks. Казань, «COMPUTERWORLD-Казань». 1999. №7.
9. *Аведьян А.Б., Куприков М.Ю.* Методика компоновки силовой установки магистрального самолета с учетом ограничений по шуму на местности // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского: Тезисы докладов. – М.: Изд-во. ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2000.
10. *Аведьян А.Б., Гагасов Д.А., Куприков М.Ю.* Твёрдотельное моделирование в курсе «Инженерная графика»: Учебное пособие. - М: Изд-во. МАИ, 2001.

11. *Астахов С.А.* Состояние и перспективы развития парашютостроения в Российской Федерации. // Журнал Академии Военных Наук. 2015. №2. С.99-113.
12. *Анцилович Л.Л.* Надежность, безопасность и живучесть. - М.: Машиностроение, 1985.
13. *Арепьев А.Н., Громов М.С., Шапкин В.С.* Введение в теорию эксплуатационной живучести авиаконструкций: Учебное пособие. - М.: МГТУГА, 2000.
14. *Арепьев А.Н.* Основы проектирования фюзеляжа магистрального пассажирского самолета: Учебное пособие. - М.: Изд-во. МАИ, 2003.
15. *Арепьев А.Н.* Концептуальное проектирование магистральных пассажирских самолетов. Компонировка и лётные характеристики: Учебное пособие. М.: Изд-во. МАИ, 1999.
16. *Арепьев А.Н.* Концептуальное проектирование магистральных пассажирских самолетов. Выбор схемы и параметров: Учебное пособие. М.: МАИ, 1996.
17. *Антонов О.К., Патон Б.Е.* Планеры. Самолёты. – Киев: Наукова думка, 1990.
18. *Алексеев Г.В.* Арктическое измерение глобального потепления. Лед и снег [Текст]: журнал/ Ин-т географии РАН. Гляциологическая ассоциация. - М.: Наука, 2010. - ISSN 2076-6734. - 2014г. № 2(126)- С.53-68.
19. *Алексеев Г.В.* Роль циркуляции атмосферы и других факторов в формировании климата Арктики.// Формирование и динамика современного климата Арктики./ Под ред. проф. Г.В. Алексеева. - СПб., Гидрометеиздат, 2004. С. 27–46.
20. *Алексеев Г.В., Иванов Н.Е., Пнюшков А.В., Харланенкова Н.Е.* Климатические изменения в морской Арктике в начале XXI века. Том «Метеорологические и геофизические исследования». – М.: «Европейские издания». 2011. С. 3-25.
21. *Александров В.Ю., Йоханнесен О.М.* Изменение толщины льда в

- Арктике с конца XIX века. Проблемы Арктики и Антарктики №4(94). - Спб.: ААНИИ, 2012. С.63-73.
22. *Белобородов В.Н., Дайнов М.И.* Защита населения и территорий от чрезвычайных ситуаций: Учебное пособие для вузов. – М.: Редакция журнала «Гражданская защита», 2003.
23. *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// М.: Техника воздушного флота. 1993. №1. – С.24 -34.
24. *Долгов О.С.* Моментно-инерционный фактор в формировании облика самолета: Дисс. на соиск. уч. степ. докт. техн. наук - М.: МАИ, 2011. - 325 с.
25. *Долгов О.С.* Влияние геометрических параметров компоновки топливных баков и двигателей на облик системы управления самолета в канале крена// Прикладная геометрия. 2005. №7-15. Режим доступа: http://www.mai.ru/~apg/Volume7/v7_n15.htm.
26. *Долгов О.С.* Влияние моментно-инерционной компоновки самолета на облик системы управления// Качество и жизнь, МОО «Академия проблем качества», Альманах 2007
27. *Долгов О.С., Куприков М.Ю.* Моментно-инерционный фактор в формировании облика самолета// Под редакцией М.Ю. Куприкова - М.: Изд-во. МАИ-ПРИНТ, 2008.
28. *Долгов О.С., Куприков М.Ю.* Специфика формирования моментно-инерционного облика современных самолетов// Прикладная геометрия, инженерная графика, компьютерный дизайн. - М.:2008. №2(12).
29. *Долгов О.С., Лякишев М.А.* Анализ влияния моментно-инерционных характеристик на компоновку дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости (ДМС БП) // Полет. - М.: Машиностроение. 2010. №9.

30. Долгов О.С., Куприков М.Ю., Куприков Н.М. Особенности выявления моментно-инерционного облика перспективных самолетов на ранних этапах проектирования // Вестник Московского авиационного института.- М.: Изд-во. МАИ. 2010. № 2 т. 17.
31. Долгов О.С., Куприков Н.М., Лякишев М.А. Согласование облика системы управления и моментноинерционных характеристик самолета при изменении массы целевой нагрузки и выработке топлива// Труды МАИ. - М.: Изд-во. МАИ, 2010. №41.
32. Долгов О.С., Куприков Н.М., Лякишев М.А. Анализ особенностей моментно-инерционной компоновки перспективных типов гидросамолетов относительно оси ОХ // Труды МАИ.- М.: Изд-во. МАИ, 2011. №42.
33. Долгов О.С., Куприков Н.М., Лякишев М.А. Анализ влияния изменения массы целевой нагрузки на моментно-инерционные характеристики самолета относительно оси ОZ // Труды МАИ. - М.: Изд-во. МАИ -2011. №42.
34. Долгов О.С., Куприков Н.М., Лякишев М.А. Разработка алгоритмов автоматизации формирования моментно-инерционного облика перспективных самолетов // Труды МАИ. - М.: Изд-во. МАИ, 2011. №44.
35. 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 - Казань: КГТУ-КАИ, 2011. №2.
36. Долгов О.С. Тенденции изменения моментно-инерционного облика на этапах формирования структурной схемы самолета // Труды МАИ. М.: Из-во. МАИ, 2011. №44.
37. Долгов О.С. Анализ системы управления и моментно-инерционных характеристик самолета при изменении массы целевой нагрузки и топлива // Труды МАИ.- М.: Изд-во. МАИ, 2011. №45.

38. Долгов О.С., Соседко А.А. Проведение натурных и летных испытаний для верификации влияния параметров моментно-инерционной компоновки на облик самолета»// Вестник Московского авиационного института.- 2011 т.18. №3 М.: Изд-во. МАИ, 2011.
39. Долгов О.С., Соседко А.А. «Влияние компоновки несущей системы на облик летательного аппарата»// Полет. М.: Изд-во. Машиностроение 2011.№3.
40. Долгов О.С., Куприков Н.М. Организационно-экономические аспекты условий эксплуатации региональных самолетов в Арктическом регионе Российской Федерации// Тезисы Московской молодёжной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике». - М.: Изд-во. МАИ, 2015.
41. Долгов О.С., Куприков Н.М. Анализ условий эксплуатации самолетов в Арктическом регионе Российской Федерации. Тезисы всероссийской научной конференции «XIII Королевские чтения». Самара: СГАУ 2015.
42. Долгов О.С., Куприков Н.М. «Анализ влияния параметров моментно-инерционной компоновки на лётно-технические характеристики перспективного транспортного самолета для Арктического региона»// Тезисы Международной школы-семинара научно-технической студенческой конференции «Новые информационные технологии». М.: МИЭМ НИУ ВШЭ, 2013.
43. Долгов О.С., Куприков Н.М., Кутахов В.П. Организационно-экономические механизмы управления развитием системы эксплуатации региональных самолетов в Арктическом регионе Российской Федерации// Вестник Академии Военных Наук, М.: 2014. №4.С.99-113.
44. Егер С.М., Лисейцев Н.К., и др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983.
45. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолетов. М.: Изд-во. Машиностроение, 1986.

46. Изыскания и проектирование аэродромов: Учебник для вузов/ Под ред. Г.И. Глушкова. 2-у изд., перераб. и доп.- М.: Транспорт, 1992.
47. Ивченко Б.П., Михеев В.Л., Смыслов Б.А., Гинтовт А.Р. Обеспечение национальной безопасности при освоении минерально-сырьевой базы шельфовых месторождений Арктики. Издание 2-у, переработанное и дополненное. – Спб.: ИД «Петрополис», 2011. – 510с.
48. ИТАР-ТАСС. Путин заявил, что Россия будет больше внимания уделять укреплению позиций в Арктике. Режим доступа: <http://itar-tass.com/politika/1408542>, свободный.
49. ИТАР-ТАСС. Источник в Минобороны: на базе Севфлота создадут стратегическое командование в Арктике. Режим доступа: <http://tass.ru/politika/1431389>, свободный.
50. Информационные технологии в наукоёмком машиностроении. Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса/ Под общ. ред. А.Г.Братухина. Киев: Техника, 2011.
51. *Каранетян Т.С.* Проектирование кабины экипажа пассажирского самолета транспортной категории. – М.: Изд-во МАИ, 2014.
52. *Куприков М.Ю., Максимов С.В.* Разработка методики учета ограничений по базированию в рамках формирования облика самолета. Москва, МАИ, каф 101. Отчет по НИР, 1997. ПБ-111. Этап 4.
53. *Куприков М.Ю.* Систематизация матриц конструктивно-компоновочных решений, обеспечивающих ограничения по базированию. – М.: МАИ, каф. 101. Отчет по НИР, 1996. ПБ-111. Этап 2.
54. *Куприков М.Ю.* Структурно-параметрический синтез геометрического облика самолета при «жестких» ограничениях: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2003.
55. Компоновка самолетов. Под ред. М.Ю.Куприкова.- М.: Из-во. МАИ, 2012.
56. *Куприков Н.М.* «Учет требований эксплуатации в Арктике на облик летательного аппарата как основа повышения конкурентоспособности на

мировом рынке»//Вестник Академии Военных Наук. М.: АВН 2012. №3. С.120-123.

57. Куприков Н.М., Журавский Д.М., Малыгин 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»// Казань: Вестник «КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева», 2014. №3.
58. Куприков Н.М., Павлов А.К. «Интеркалибрация данных мониторинга полярной (арктической) геофизической и гидрометеорологической обстановки в интересах эксплуатации авиационной инфраструктуры в Арктике»// Тезисы I Всероссийской научно-технической конференции с международным участием «Инновационные материалы и технологии для строительства в экстремальных климатических условиях». - Архангельск, 2014.
59. Куприков Н.М., Павлов А.К. «Интеркалибрация данных мониторинга полярной (арктической) геофизической и гидрометеорологической обстановки в интересах эксплуатации авиационной инфраструктуры в Арктике» // Тезисы конференции «Авиация и космонавтика». М.: Изд-во. МАИ, 2014.
60. Куприков Н.М., Доронин Д.О., Журавский Д.М., Павлов А.К., Иванов Б.В. «Сравнение данных о температуре приводного слоя атмосферы, полученных приборами различного типа в период 57-й Российской Антарктической экспедиции» // Тезисы IV Международной конференции молодых ученых и специалистов «Новое в геологии и геофизике Арктики, Антарктики и Мирового океана». - СПб.: ФГУП «ВНИИОкеангеология им. И.С. Грамберга», 2014.
61. Куприков Н.М., Журавский Д.М., Павлов А.К., Малыгин Д.В., Иванов Б.В. «Повышение конкурентоспособности инфраструктуры Северного морского пути за счет применения технологий спутникового и локального

- мониторинга»// Тезисы Международной конференция «Большой географический фестиваль». - СПб.: СПбГУ, 2014.
62. *Куприков Н.М., Доронин Д.О., Журавский Д.М., Павлов А.К., Иванов Б.В.* «Оценка результатов измерений метеорологических параметров с помощью приборов «iKolobok» и Vaisala WXT520»// Тезисы Международной конференция «Большой географический фестиваль». - СПб.: СПбГУ, 2015.
63. *Кукушкина А.В.* Экологическая безопасность, разоружение и военная деятельность государств: Международно-правовые аспекты / Предисл. И.Б.Лянгера. – М.: Изд-во. ЛКИ, 2008.
64. Концепция развития аэродромной (аэропортовой) сети Российской Федерации на период до 2020 года. Режим доступа: <http://strategy-center.ru/page.php?vrub=inf&vparid=675&vid=937&lang=rus>, свободный.
65. *Кубышкин Н.В., Скутин А.А., Наумов А.К.* Оценка морфометрических характеристик айсбергов Баренцева моря по натурным данным для моделирования их дрейфа. Режим доступа: <http://www.aari.nw.ru/main.php?lg=0>, свободный.
66. Конвенция о международной гражданской авиации ИКАО. Часть 2. Том 2. Приложение 16.
67. *Колпакчиев И.Н.* Проблемы короткого взлета самолета – М.: Машиностроение, 1978.
68. *Климов В.Т., Борисов В.Т.* Функциональные системы летательных аппаратов. – М.: Московский рабочий, 2003.
69. *Колесников В.Л.* Структурно - параметрический анализ альтернативных схем компоновок фюзеляжей самолетов большой пассажироместимости: Дисс. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук. М.: МАИ, 2003. - 163 с.
70. *Лисейцев Н.К.* Развитие теории и методов проектирования самолетов на базе новых информационных технологий: Дисс. на соиск. уч. степ. докт. техн. наук. М.: МАИ, 1992. - 325 с.

71. *Лисейцев Н.К., Самойлович О.С.* Вопросы машинного проектирования и конструирования. М.: МАИ, 1977.
72. Ледовая база в Живом журнале. Режим доступа: <http://barneopolus.livejournal.com/40032.html> , свободный.
73. *Мальчевский В.В.* Матрично-топологический метод синтеза схемы и компоновки самолета (опыт автоматизации творческой деятельности конструктора). - М.: Изд- во МАИ, 2011.
74. Международная Конвенцию ООН по морскому праву. Режим доступа: http://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/lawsea.shtml, свободный.
75. *Морозов В.С.* Использование ледяного покрова внутренних акваторий в качестве взлетно-посадочных полос: Дисс. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук. Комсомольск-на-Амуре, 2007. Режим доступа: <http://www.dissercat.com/content/ispolzovanie-ledyanogo-pokrova-vnutrennikh-akvatorii-v-kachestve-vzletno-posadochnykh-polos#ixzz3iRVABivA>, свободный.
76. «Моментно-инерционный фактор», государственный регистрационный номер №2011610197
77. *Новожилов Г. В., Неймарк М. С., Цесарский Л. Г.* Безопасность полёта самолета. Концепция и технология. — М.: Изд-во. Машиностроение, 1976.
78. *Новожилов Г.В.* Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. — М.: Наука, 1976.
79. *Новожилов Г.В.* Проектирование гражданских самолетов. Теории и методы. — М.: Изд-во. Машиностроение, 1991.
80. *Поляков С.П., Иванов Б.В., Мартьянов В.Л., Лукин В.В.* Изыскательские работы для строительства взлетно-посадочной полосы снежного аэродрома на станции Прогресс. Российские полярные исследования № 2 (12) 2013 г. — Спб.: ААНИИ, 2013. — С.41-43. Режим доступа: <http://www.aari.ru/misc/publicat/sources/RPR-12.pdf>, свободный.

81. *Поспелов Д.А., Пушкин В.Н.* Мышление и автоматы. - М.: Советское радио, 1972.
82. *Почтарев А.Н., Горбунова Л.И.* Полярная авиация России 1914-1945 гг. - М.: Изд-во. Паулсен, 2011.
83. Постановление Правительства Российской Федерации от 14 марта 2015 года №228 «Об утверждении Положения о Государственной комиссии по вопросам развития Арктики». Режим доступа: <http://government.ru/media/files/Cozw5FAcCGc.pdf> , свободный.
84. Постановление Президиума ЦИК и СНК СССР от 15.04.1926 года. Режим доступа: <http://www.alppp.ru/law/konstitucionnyj-stroj/territoriya/18/postanovlenie-prezidiuma-cik-sssr-ot-15-04-1926.pdf> , свободный.
85. Передовые технологии и сервис: Арктика. Режим доступа: <http://www.drop-rus.ru/деятельность/арктика/> , свободный.
86. Российская Газета: Евгений Примаков назвал пять направлений развития Арктики. Режим доступа: <http://www.rg.ru/2014/10/08/arktika-site.html> , свободный.
87. Руководство по производству ледовой авиаразведки. - Л.: Гидрометеиздат, 1981.
88. *Рухлинский В.М.* Методология формирования обликовых эксплуатационно-технических характеристик высокоэффективных самолетов нового поколения: Диссер. на соиск. уч. степ. докт. техн. наук. Москва, 2015.
89. *Румянцев А.Л., Клейн А.Э.* Использование беспилотных авиационных комплексов в работах ААНИИ. Российские полярные исследования 2014. №1 (15) 2014г. – Спб.: ААНИИ, 2014. – С.32-35. Режим доступа: <http://www.aari.nw.ru/misc/publicat/sources/RPR-15.pdf> , свободный.
90. РИА Новости: Арктические транспортные самолеты создадут в России через 2-3 года. Режим доступа: http://m.ria.ru/defense_safety/20150414/1058485135.html , свободный.

91. Самолет Ан-74-200. Руководство по летной эксплуатации. М.: АСЦ ГосНИИ ГА, 2003.
92. *Самойлович О.С.* Формирование облика самолета в системе автоматизированного проектирования. - М.: Воениздат, 1980.
93. *Самойлович О.С.* Формирование области существования самолета в пространстве обобщенных проектных параметров. - М.: МАИ, 1994.
94. Стратегия развития Арктической зоны Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности на период до 2020 года. Утверждена Президентом РФ В. Путиным 20.02.2013г. - М.: Правительство РФ, 2013 – 18 с.
95. *Тельман Д.* Газета.Ру: Из-за разрыва с Украиной Россия осталась без арктической авиации. Режим доступа: http://m.gazeta.ru/politics/2015/04/15_a_6640409.shtml, свободный.
96. Техническая информация ЦАГИ за 1970-2003 годы.
97. Технология самолетостроения / Под общ. ред. А.Л.Абибова. - М.: Изд-во. Машиностроение, 1970.
98. *Чилингаров А.Н., Грузинов В.М., Сычев Ю.Ф.* Русская Арктика: Введение в общую географию. – Можайск, 2014.
99. *Шейнин В.М., Козловский В.И.* Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. М.: Машиностроение, 1977. Т. 1,2.
100. *Шелухин С., Кривченко Д.* Вертолетные РЛС и исследование льдов Арктики// Журнал «Радиоэлектронные технологии», М.: КРЭТ, 2015. №4. С.46-48.
101. *Хорафас Д., Легг С.* Конструкторские базы данных. - М.: Машиностроение, 1990.
102. Экология. Военная экология. Учебник для высших учебных заведений Министерства обороны Российской Федерации / Под общ. ред. В.И. Исакова. – Изд-е.2., перераб. и доп. – М. – Смоленск, 2006.
103. Экранопланы. Особенности теории и проектирования / Под общ. ред. А.И. Маскалик. - СПб.: Судостроение, 2000.

104. *Dolgov O.S., Lyakishev M.A.* «Inertia-moment factor in airplane's form design»// Труды конференции: «4TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AEROSPACE SCIENCES (EUCASS)» AIR & SPACE ACADEMY , ЦАГИ, МНТЦ и др., SPB 2011.
105. *Jane`s Aircraft* , 1993-2002.
106. *Jane`s Airport Equipment*.
107. *Roskam J.* Airplane Desing, 1-8Bahnd, 1980-1990, Kansas.
108. *Torenbeek E.* Synthesis of Subsonic Airplane Design. Delft Universitz Press; 1982.
109. *Haberland C., Domke B.* Betrachtung der infrastrukturellen Problembereiche beim Einsatz eines UHCA's. Institut fur Luft- und Raumfahrt der Technischen Universitat Berlin. 1993/94.
110. *Haberland C., Kranz O., Shafer C., Stoer R.* Aspecte der konfigurationoptimierung im rechnerunterstutzten konzeptenwurf von verkehrsflugzeugen. Jahrburch der DGLR 1989 I, Hamburg, paper №. DGLR 89-191.
111. *Haberland C., Fenske W., Kranz O., Stoer R.* Computer-aided conceptual aircraft configuration development by an integrated optimization approach. ICAS-proceedings 1990, Stockholm paper №ICAS-90-2.6R.
112. *Ideen, Projekte, Produktionen.* Verlag Die Wirtshaft, Berlin, 1970.
113. *Raymer D.P.* Aircraft design: a conceptual approach. – 5th ed. AIAA education series. ISBN 978-I-60086-911-2.

Приложение 1

В начале XXI века ситуация в Арктике заметно изменилась (экология, климат и ледовая обстановка)[86], что привело к повышению интереса к её ресурсам как со стороны арктических государств (США, Россия, Норвегия, Дания, Канада), так и других ведущих экономических государств (Китай, Япония).

В августе 2014 года Президент Российской Федерации Владимир Путин заявил [48]: «Россия должна больше внимания уделить укреплению позиций в Арктике, поскольку этот регион представляет сосредоточение интересов страны во многих сферах. Арктика является важнейшим и очень перспективным регионом России, а помимо сырья, он ещё и исключительно удобен для развития транспортной инфраструктуры». Постановлением Правительства Российской Федерации от 14 марта 2015 года №228 «Об утверждении Положения о Государственной комиссии по вопросам развития Арктики» [81] создана Государственная правительственная комиссия по вопросам развития Арктики в интересах развития полярных регионов [83].

В период активного освоения Арктики [82] была создана инфраструктура Северного морского пути (СМП) и специальная техника для эксплуатации в Арктике, в том числе введены в эксплуатацию атомные ледоколы и самолеты (Ан-14, Ил-14, Ан-26 БРЛ, Ан-32, Ан-74, Ил-76).

До 1968 года для ледовой авиаразведке [87] и аэрофотосъемки дрейфующих ледовых полей, пригодных для взлета и посадки самолетов, использовались Ан-14, Ил-14. Для выполнения первой посадки на неподготовленные аэродромы на дрейфующие ледяные поля [87] Ан-14, Ил-14 допускались только при условии комплектации самолетов лыжным шасси. Впоследствии Ан-14 и Ил-14 использовались для доставки грузов на дрейфующие полярные станции «Северный Полюс».

С 1968 года на смену Ан-26БРЛ и с 1982 года Ан-32 пришли Ан-14, Ил-

14 в полярной эксплуатации, что привело к увеличению дальности полёта ($L_{п}$) с 1400 км до 3200 км. Ан-26БРЛ, Ан-32, так же, как и ранее Ан-14, Ил-14 использовались для ледовой авиаразведки, для произведения пробной «первой посадки» [87] и обеспечения транспортной логистики на дрейфующие полярные станции «Северный Полюс» в 1970-х (рис.П.1).

С 1971 года для авиаразведки и посадки на лёд стали использовать новые самолеты Ил-76, обладающие повышенной дальностью полёта, при минимальной массе полезной нагрузки и возможностью совершать взлет и посадку на дрейфующие льдины.

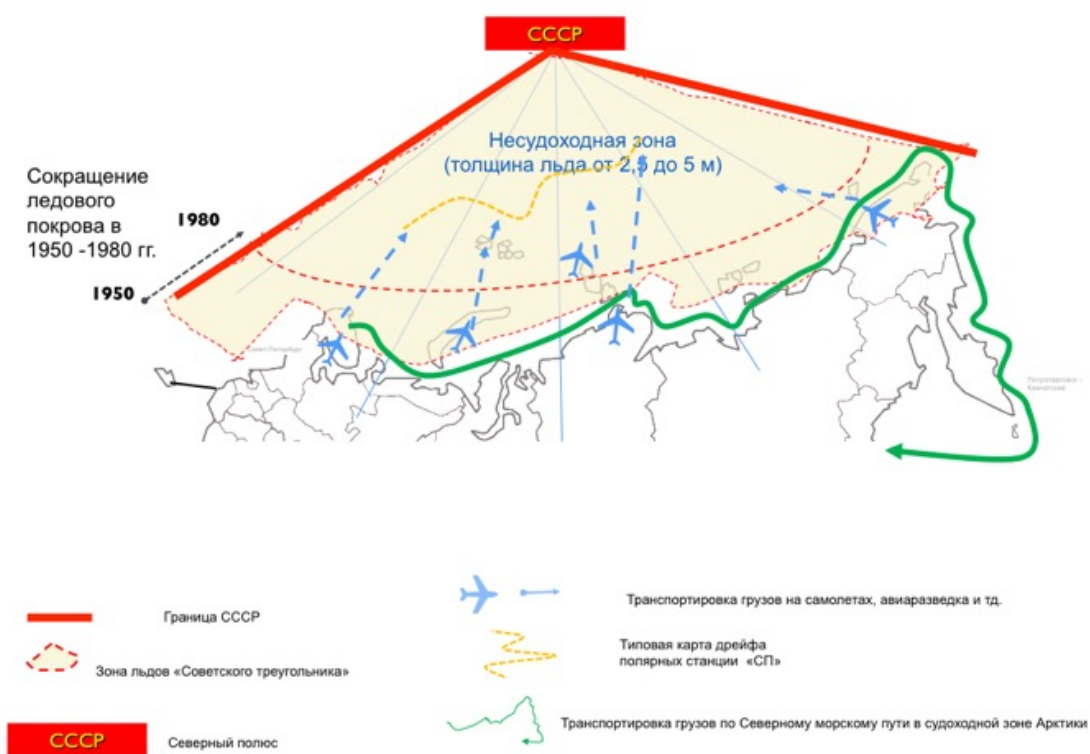


Рис.П.1 - Авиационные транспортные операции СССР в Арктике

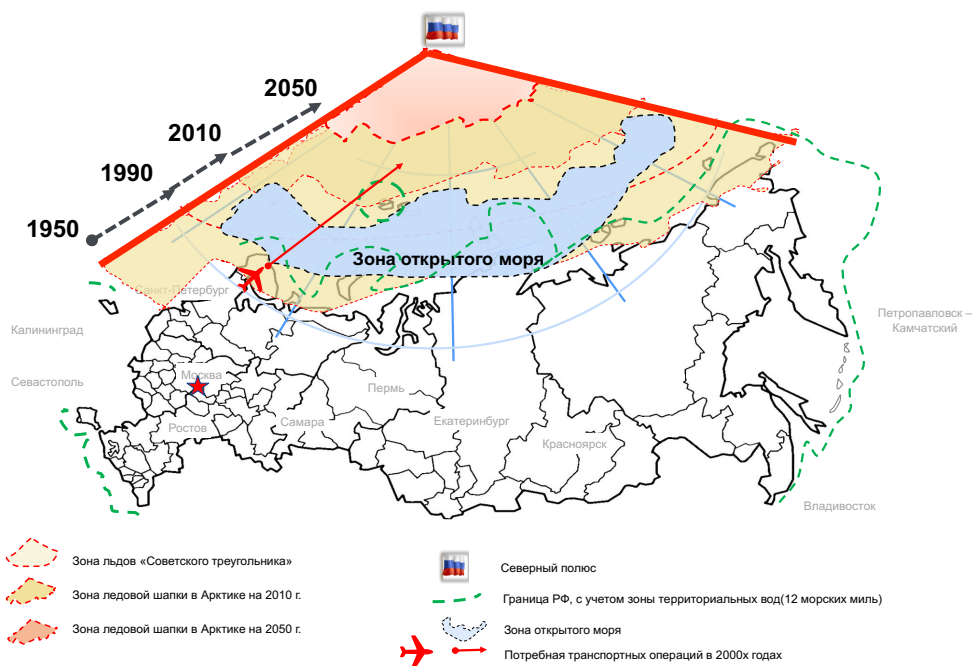


Рис.П.2 – Ретроспективный анализ и прогноз ледовой обстановки в Арктике (период 1950-2050 гг.)

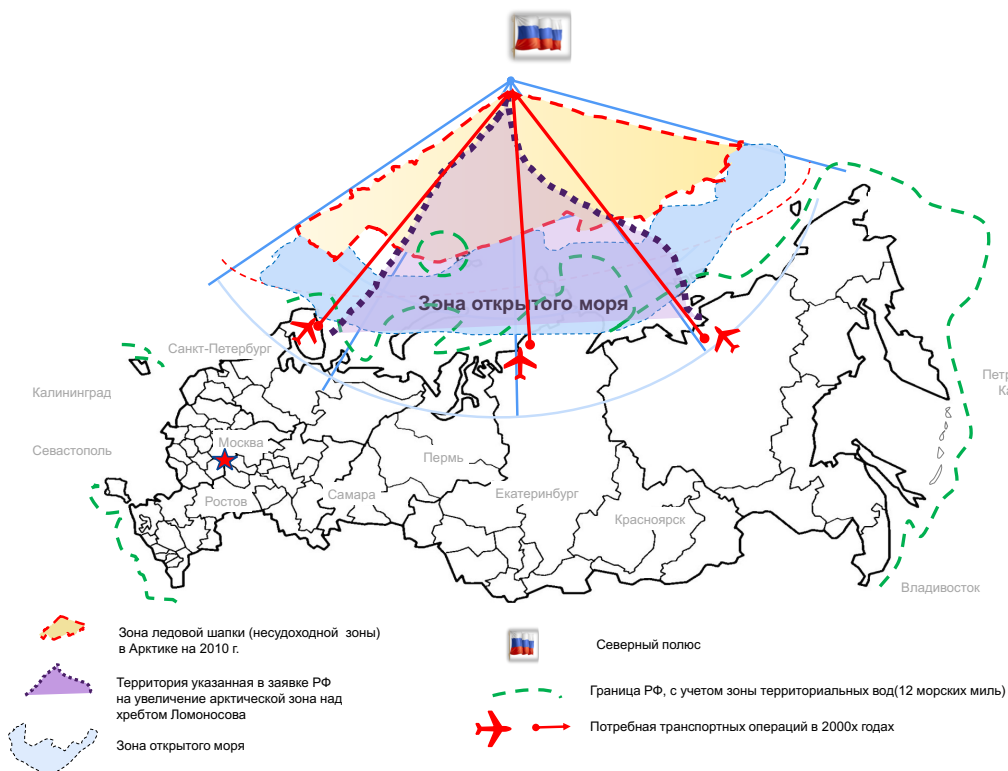


Рис.П.3 - Современная ледовая обстановка в Арктике

Впоследствии с 1986 года ввиду изменения арктических климатических условий [18-20] и особенностей полярной эксплуатации [43,55,87] для доставки грузов на дрейфующие полярные станции «Северный полюс» вместо тяжёлых военно-транспортных самолетов начали использоваться более лёгкие Ан-74.

С 1988 года по 2003 год дрейфующие полярные станции «Северный полюс» не организовывались, и самолеты Ан-74 были переведены для работы в интересах нефтяных и газодобывающих компаний на материковой части АЗРФ.

С 2003 года произошло значительное сокращение ледового покрова [18-20], и использование самолетов Ил-76 в зоне дрейфующих льдов оказалось невозможным с потребной массой целевой нагрузки ввиду отсутствия льда потребной толщины (см. Рис.П.4) для посадки самолета.

В 2003 году по инициативе полярных учёных и ААНИИ возобновляются научные программы на дрейфующих полярных станциях «Северный Полюс» - организуется станция «СП-32», но году Ил-76 уже использовать только незагруженными (полупустыми) для доставки грузов в «российской зоне» работы дрейфующих полярных станций или при десантирования грузов и персонала [11,85]. С 2003 года для десантирования людей и грузов во время полярной логистики используются самолеты Ил-76 и Ан-74.

Посадку и взлёта с ледовых аэродромов сейчас используют Ан-74, арендуемые у нефтяных компаний и ВВС РФ для чартерные (сезонные) полёты.

Отметим, что в 2015 году ЛТХ Ан-74, недостаточная дальность полета с полной загрузкой, отсутствие заводского серийного производства, модернизации и сервисного обслуживания с 1991 года, а также политический кризис 2014-2015 годов и мобилизация технического персонала на украинских авиационных предприятиях делают невозможным и нецелесообразным поддержание в пригодном для полярной эксплуатации состоянии авиапарка

самолетов Ан-74 в АЗРФ.

Использование Ан-14, Ил-14, Ан-26БРЛ, Ан-32, Ан-74, Ил-76 в условиях климатической и ледовой обстановки 60-80-х годов позволило СССР и впоследствии РФ создать опережающий научно-технический задел и закрепиться в Арктическом регионе.

С 1930 года специалисты ААНИИ осуществляли подготовку и контроль выполнения авиационных транспортных операций по обеспечению дрейфующих полярных станций «Северный полюс» и высокоширотных арктических экспедиций «Север», а также осуществляли специальную ледовую разведку (см. Таблица В.1). Опыт и наработки ААНИИ легли в основу научно-методического обеспечения на основании которого, было разработано Руководство по производству ледовой авиаразведки [87]. Руководство по производству ледовой авиаразведки [87] утверждено Министерством гражданской авиации СССР (15.06.1978г.), Министерством морского флота СССР (28.02.1978г.), Государственным комитетом СССР по гидрометеорологии и контролю природной среды (2.04.1978г.) и на 2015 год является действующим документом обязательным к исполнению при всех видах авиатранспортных операций в АЗРФ.

В начале 2000-х усилился всеобщий интерес к Арктике - богатому ресурсами региону и СМП - транспортной артерии [86]. Глобальное потепление привело к сокращению ледовых границ Арктики (рис.П.4), сокращению зоны паковых и дрейфующих льдов, пригодных для организации дрейфующих станций и посадки самолетов, к увеличению зоны открытого моря, что, в свою очередь, ограничило территорию РФ территориальными водами и исключительной экономической зоной, в то время как до 1997 года «советский арктический сектор» [84] был покрыт льдом [18-20] и предоставлял возможность посадки и взлёта самолетов с необорудованных аэродромов.

В 1997 году «советский арктический сектор» перестал существовать на картах, так как РФ ратифицировала международную Конвенцию ООН по морскому праву [73] и тем самым установила свою «внешнюю морскую границу» (см. рис.В.4) по границе территориальных вод (12 nm) [74].

С 2002 года профильными министерствами РФ и научно-исследовательскими институтами (ААНИИ и др.) проводятся мероприятия по закреплению за Российской Федерацией как ведущим арктическим государством особой экономической зоны (200 nm) в Арктике над хребтом Ломоносова и вдоль Северного морского пути (рис.П.5). В 2015 году подана очередная заявка в ООН на расширение границ РФ в Арктике.

В 2000-х для изучения возможности расширения и научного обоснования исключительной экономической зоны в Арктике и закрепления границ РФ были организованы научные экспедиции вдоль хребта Ломоносова для изучения (см. рис.П.3) внешней границы континентального шельфа.

Одним из решений по транспортному обеспечению регионов АЗРФ является создание самолетов, предназначенных для полярной эксплуатации и арктического базирования. В изменившихся современных условиях полярной эксплуатации Ан-14, Ан-26БРЛ, Ан-32, Ан-74, Ил-14, Ил-76 не могут эффективно применяться в Арктике в связи с сокращением ледового покрова, и как следствие необходимостью увеличения потребной дальности полёта для совершения взлета и посадки, что в свою очередь привело к увеличению посадочной массы. Стоит так же отметить, что парк самолетов Ан-14, Ан-26БРЛ, Ан-32, Ан-74, Ил-14, Ил-76 устарел и в большинстве своём выведен из эксплуатации, как в РФ, так и в странах СНГ или требует глубокой модернизации.

Анализируя труды ведущих учёных [18-20] и информацию ААНИИ (см. рис.В.2) и Национального центра атмосферных исследований (США) (см. рис.П.4.) показывают, что к 2050 году ледовый покров Арктики значительно сократится, и к 2090 году полярная эксплуатация авиационной

техники потребует поиска новых конструкторских решений для создания САБ, предназначенного для эксплуатации в изменившихся полярных условиях.

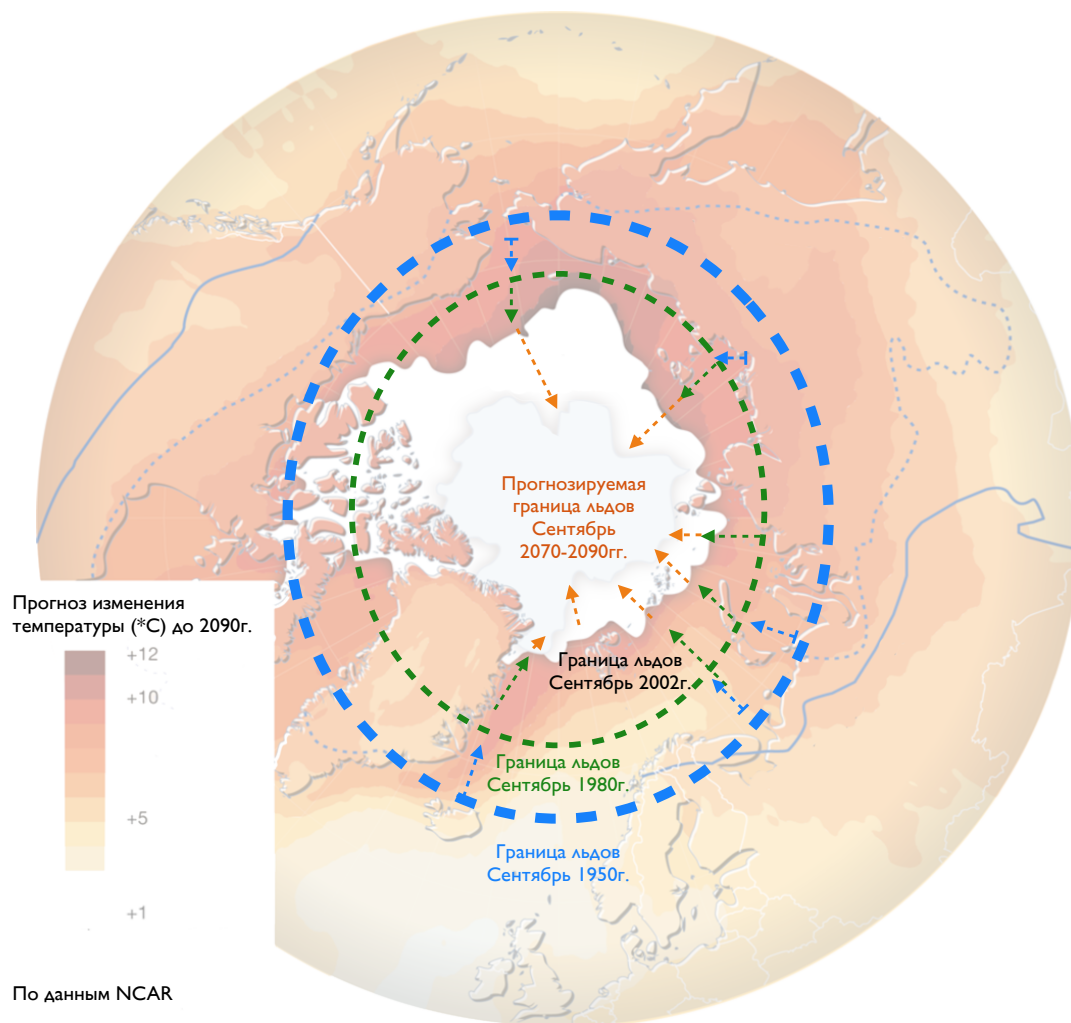


Рис.П.4 – Ретроспективный анализ и прогноз изменения ледовой обстановки в Арктике с 1950-2090 гг.

(Источник: Национальный центр атмосферных исследований (NCAR),(США)

Важно, что на территории РФ с 1992 года количество действующих аэродромов сократилось с 1302 до 351, в числе 826 грунтовых аэродромов, что составляет 87% от общего числа выведенных из эксплуатации аэродромов. По данным [64], в 2006 году прекращена эксплуатация 32 аэродромов. Сокращение в основном происходит за счёт региональных и местных аэродромов с грунтовым покрытием. Из 351 аэродромов (аэропортов), сегодня на территории РФ регулярные авиаперевозки осуществляются через только 260 аэродромов, что несомненно, увеличивает дальность полёта ($L_{п}$) в АЗРФ.

За период 1985-2003 гг. почти полностью выведены из эксплуатации высококлассные «северные» аэродромы дальней авиации и прекращена поддержка внеклассных резервных мобильных, низкокласных грунтовых и снежных аэродромов оперативно-мобильного базирования, в связи с сокращением контингента войск в регионах Дальнего Востока и Крайнего Севера.

В 2014 году Вооружённые Силы РФ приступили к восстановлению полярной инфраструктуры (см.Рис.П.6) в Арктике, формированию контингента и организации Арктического военного округа [49,72].

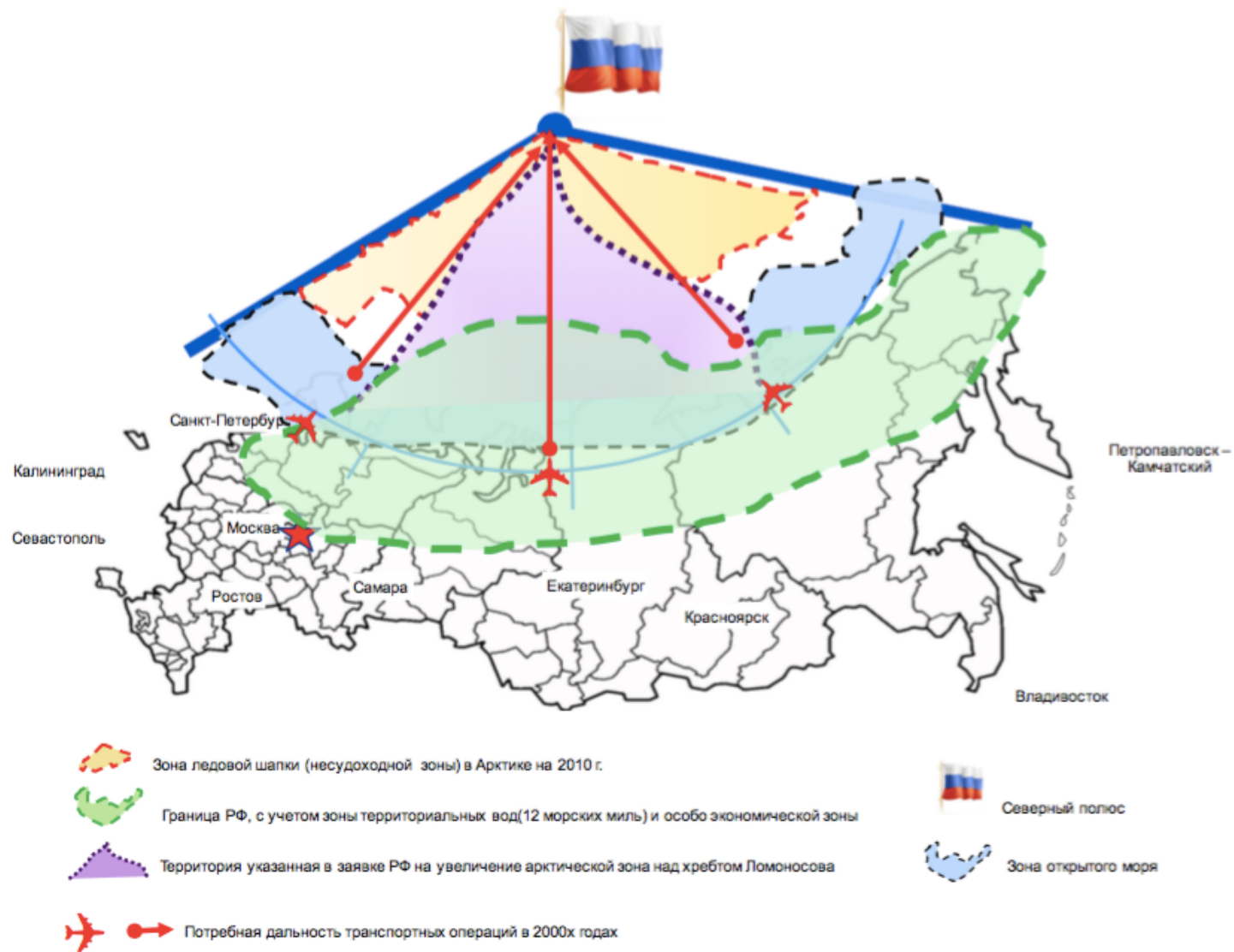


Рис.П.5 - Современные типовые авиационные транспортные операции в АЗРФ

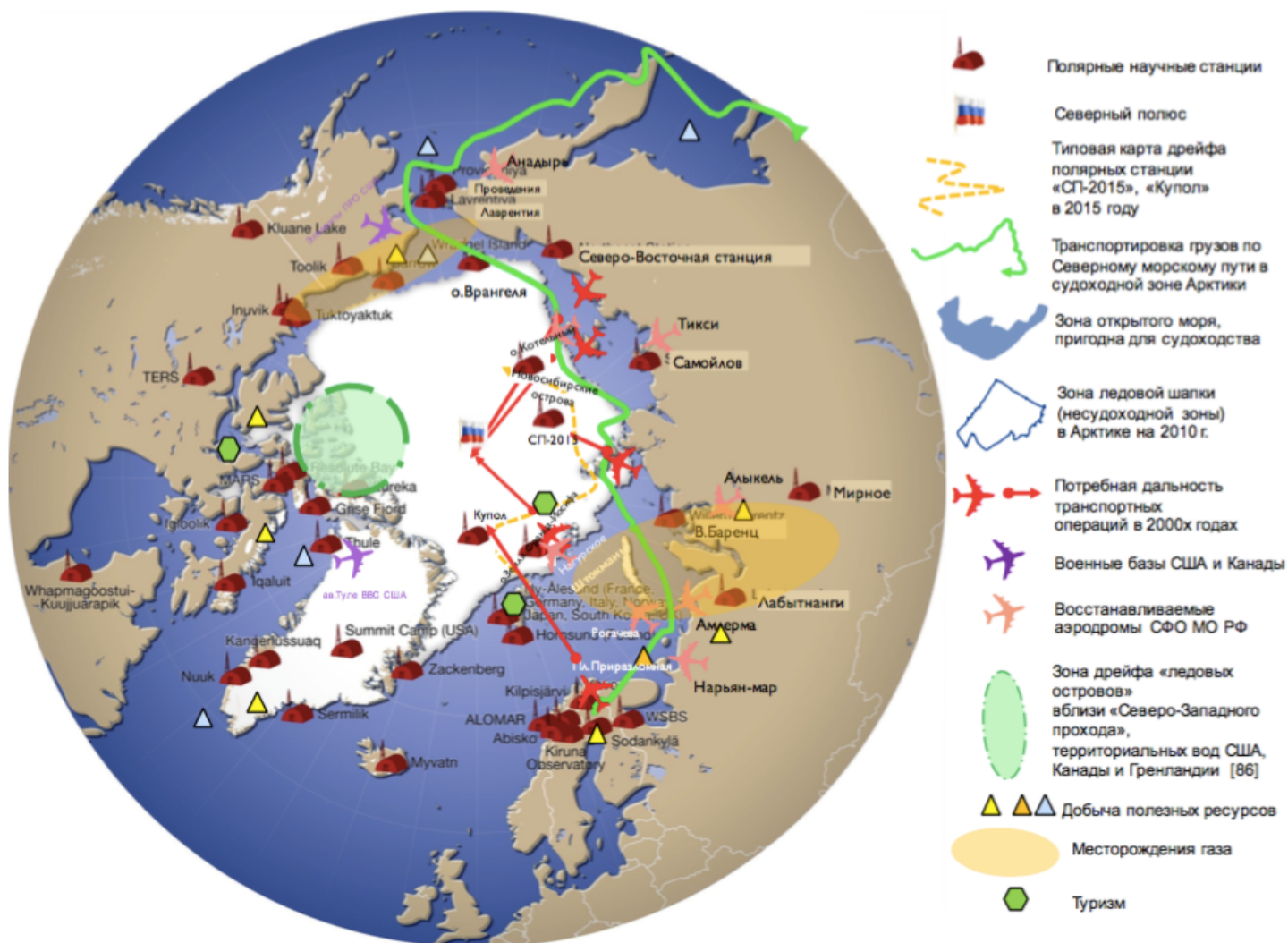


Рис.П.6 – Международные полярные станции в Арктике и инфраструктурные проекты Российской Федерации
(На основании данных и материалов International polar year 2012)

Российская Федерация является арктическим государством, как США, Норвегия, Канада, Дания (Гренландия), Финляндия, Швеция, Исландия и входит в международный Арктический совет, куда как наблюдатели допущены Великобритания, Франция, ФРГ, Нидерланды, Польша, Испания. Важно отметить, что не допущенные к участию в работе Арктического совета КНР и другие государства предпринимают попытки создания альтернативных международных организаций [47].

На рис.П.6 представлен перечень полярных континентальных научных и дрейфующих станций арктических государств. Арктическая территория России отличается от аналогичной США и Канады, ввиду особенности прибрежной зоны. В акватории Северо-западного прохода ввиду круговой замкнутости течений сосредоточены ледовые массивы и ледяные острова [87], в то время как вдоль Северного морского пути (Северно-восточный проход) ледяные массы дрейфуют «насквозь» акваторий СЛО.

Научные станции арктических государств располагаются в основном на материке или островах и обладают высококлассными аэродромами или материковыми снежными ВПП. ВМФ Канады и США имеют опыт организации дрейфующих станций, в том числе долгосрочных айсберговых станций, с борта военных и гражданских научных судов, а также опыт доставки персонала станций и грузов в прибрежные районы для работы на льду или по маршруту дрейфа с помощью вертолётов или Lockheed C-130 «Hercules» с лыжным шасси.

В Норвегии есть современный опыт вмораживания в лёд кораблей по примеру «дрейфа Фрама» во время экспедиции Ф.Нансена в 1893-1896 годах. Стоит отметить, что в Антарктике Lockheed C-130 «Hercules» с лыжным шасси также является основным транспортным самолетом для доставки персонала станций и грузов в интересах США, Австралии и других стран, развивающих

антарктические континентальные полярные станции, с Австралийского и Южно-Американского континента.

У советских и российских полярных учёных есть немалый успешный опыт организации континентальных островных и дрейфующих станций. В СССР и РФ полярные исследовательские станции организовывались как самолетами - путём десантирования [87] или высадкой станции на ледовые ВПП [75,89], организованные на дрейфующих ледяных полях [72], так и с борта морских судов, в том числе в труднодоступных районах с помощью ледокольного флота, что и легло в основу научно-методического обеспечения [87] по разработке и эксплуатации полярной авиации и авиационной техники в Арктике.

На 2015 год Российская Федерация является единственным из Арктических государств круглогодично обеспечивает логистику и организацию путем десантирования [87] дрейфующих научных станции, гражданского, и военного назначения [72], в высокоширотных районах Арктики.

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2011610197

Программный комплекс «М.И.Ф.» ⁷

Правообладатель(ли): *Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (государственный технический университет)» (RU)*

Автор(ы): *Лякишев Максим Андреевич, Долгов Олег Сергеевич, Куприков Никита Михайлович, Куприков Михаил Юрьевич (RU)*

Заявка № 2010616408

Дата поступления 19 октября 2010 г.

Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ

11 января 2011 г.

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам



Б.П. Симонов

«УТВЕРЖДАЮ»

Генеральный директор
ОАО «НИИ Парашютостроения»
кандидат технических наук

С.А.Астахов

08 2015 г.



АКТ ВНЕДРЕНИЯ

*об использовании результатов диссертационной работы
аспиранта Н.М. Куприкова на соискание ученой степени
кандидата технических наук по структурно-параметрическому
анализу моментно-инерционного облика регионального самолёта
(для арктического базирования)*

Мы, нижеподписавшиеся, Заслуженный конструктор Российской Федерации, кандидат технических наук Лялин Виктор Вольфович и профессор, доктор технических наук Апаринов Владимир Александрович составили настоящий акт в том, что результаты диссертационной работы Куприкова Никиты Михайловича внедрены в ОАО «НИИ Парашютостроения» в виде проектных рекомендаций по определению требований к парашютно-грузовым системам для десантирования грузов в арктические районы при формировании облика регионального самолета с учетом ограничений полярной эксплуатации.

Внедрение в ОАО «НИИ Парашютостроения» результатов диссертационной работы Н.М. Куприкова позволит повысить качество проектно-конструкторских работ на этапе предварительного проектирования парашютно-грузовых систем, снизить временные и материальные затраты при внутренней компоновке парашютно-грузовых систем региональных самолётов для эксплуатации в Арктике.

Главный конструктор,
Заслуженный конструктор Российской Федерации
кандидат технических наук

В.В.Лялин

Начальник отделения,
профессор
доктор технических наук

В.А.Апаринов