

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОНЦЕРН «УКРОБОРОНПРОМ»
Государственное предприятие «АНТОНОВ»
АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО «МОТОР СИЧ»
МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ
Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»

**КОНЦЕПЦИЯ
СОЗДАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ РЕАКТИВНЫХ
РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ**

Харьков «ХАИ» 2020

УДК 629.735.33.01

К65

Подано концепцію та наукові основи створення сучасних реактивних регіональних пасажирських літаків, включаючи концепцію, принципи та методи інтегрованого проектування регіональних пасажирських літаків; концепцію створення силової установки; концепцію створення системи керування польотом регіональних пасажирських літаків.

Наведено ряд розроблених нових конструктивно-технологічних рішень, які застосовані при створенні планера сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158, особливості забезпечення аеродинамічних характеристик регіонального пасажирського літака, результати виконаного комплексу робіт із забезпечення льотної придатності літаків сімейства Ан-148-100/Ан-158, результати сертифікаційних робіт.

Для інженерів і науково-технічних працівників підприємств авіаційної промисловості, магістрів, аспірантів вищих навчальних закладів, які навчаються за спеціальностями «Авіаційна та ракетно-космічна техніка», «Авіаційний транспорт».

Коллектив авторов:

П. В. Балабуев, В. А. Богуслаев, А. Д. Донец, А. Г. Гребеников,
А. З. Двейрин, В. Н. Казуров, Е. Т. Василевский, А. М. Гуменный

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. А. К. Мяслица,
д-р техн. наук, с.н.с. В. В. Логинов

Концепция создания современных реактивных региональных пассажирских самолетов [Текст] : монография / П. В. Балабуев, В. А. Богуслаев, А. Д. Донец и др. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харков. авиац. ин-т», 2020. – 271 с.

ISBN 978-966-662-725-7

Представлена концепция и научные основы создания современных реактивных региональных пассажирских самолетов, включая концепцию, принципы и методы интегрированного проектирования региональных пассажирских самолетов; концепцию создания силовой установки, концепцию создания системы управления полетом региональных пассажирских самолетов.

Приведен ряд разработанных новых конструктивно-технологических решений, которые применены при создании планера семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158. Показаны особенности обеспечения аэродинамических характеристик регионального пассажирского самолета, результаты выполненного комплекса работ по обеспечению летной годности самолетов семейства Ан-148-100/Ан-158, а также результаты сертификационных работ.

Для инженеров и научно-технических работников предприятий авиационной промышленности, магистров, аспирантов высших учебных заведений, которые учатся по специальностям «Авиационная и ракетно-космическая техника», «Авиационный транспорт».

Ил. 103. Табл. 6. Библиогр.: 101 назв.

УДК 629.735.33.01

© Коллектив авторов, 2020
© ГП «АНТОНОВ», 2020
© АО «МОТОР СИЧ», 2020
© Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», 2020

ISBN 978-966-662-725-7

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
Глава 1 АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ СОЗДАНИЯ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ	9
1.1 Анализ методологических основ общего проектирования пассажи́рских самолетов.....	9
1.2 Анализ методов проектирования пассажирских самолетов	19
Глава 2 КОНЦЕПЦИИ И НАУЧНЫЕ ОСНОВЫ МЕТОДОЛОГИИ ИНТЕГРИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ СЕМЕЙСТВА РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ	26
2.1 Концепция, принципы и методы интегрированного проектирования региональных пассажирских самолетов.....	26
2.2 Концепция создания силовой установки семейства региональных пассажирских самолетов	66
2.3 Концепция создания системы управления полетом региональных пассажирских самолетов	85
2.4 Выводы	105
Глава 3 НОВЫЕ РЕШЕНИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ	107
3.1 Особенности обеспечения аэродинамических характеристик регионального пассажирского самолета.....	107
3.2 Новые проектно-конструкторские особенности планера регионального пассажирского самолета.....	146
3.3 Новые конструктивно-технологические решения обеспечения статической прочности и ресурса региональных пассажирских самолетов.....	176
3.4 Выводы	205

Глава 4 ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ МЕТОДОВ ИНТЕГРИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПРОИЗВОДСТВА СЕМЕЙСТВА РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ	207
4.1 Особенности производства региональных пассажирских самолетов.....	207
4.2 Особенности летных испытаний региональных пассажирских самолетов.....	228
4.3 Особенности сертификации региональных пассажирских самолетов.....	241
4.4 Выводы	257
Выводы	259
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК.....	261

ВВЕДЕНИЕ

Украина входит в состав государств, которые владеют полным циклом создания авиационной техники. Потенциал предприятий авиационной промышленности Украины свидетельствует о возможности создания и модификации современных региональных пассажирских самолетов, показатели которых по эффективности, надежности и безопасности полетов превышают достигнутый мировой уровень.

Для создания в соответствии с нормами летной годности новых конкурентоспособных региональных пассажирских самолетов необходимо разрабатывать научно обоснованные методы их проектирования, производства и испытания, которые будут более современными, чем у конкурентов. При этом обеспечение заданных тактико-технических характеристик, аэродинамического качества ($K = 16$), ресурса самолета (80 000 ... 90 000 летных часов) при минимальных значениях массы самолета, является одними из основных показателей их совершенства, а проблемы их достижения определяются методологией интегрированного проектирования, конструирования и производства с помощью систем CAD\CAM\CAE\PLM, разработка которой является актуальным научным направлением.

В разработке научно обоснованных методов проектирования пассажирских самолетов приняли участие много отечественных и зарубежных научных школ под руководством О. К. Антонова, С. В. Ильюшина, А. Г. Туполева, П. В. Балабуева, С. Г. Егера, Г. В. Новожилова и многих других специалистов авиационной промышленности. Их деятельность базировалась на научном обосновании решений проектировочных задач, применении методов оптимального и системного проектирования на основе единого комплексного критерия эффективности и целенаправленного комплекса компромиссов альтернативных решений. Каждый новый самолет проектировался и создавался на основе изучения и прогнозирования потребностей народного хозяйства и обороны страны, научного анализа состояния и возможностей авиационной науки и техники.

На этапах формирования общего вида самолета, его компоновки и основных характеристик, выработки общей концепции проектирования конструкторы

стремились к высокому уровню совершенства его аэродинамики, устойчивости и управляемости, прочности и ресурса, весовых характеристик, технологичности производства и эксплуатации.

Заложенные при проектировании основные показатели качества создаваемого самолета реализуются в процессе отработки конструкции в целом, ее систем, узлов и деталей, в процессе творческой совместной работы конструкторов, аэродинамиков, специалистов по прочности, технологов, специалистов научно-исследовательских институтов и учебных университетов.

Методы проектирования и создания эффективных образцов авиационной техники развиваются и трансформируются вместе с развитием авиационной науки и техники и внедрением компьютерных интегрированных систем CAD\CAM\CAE\PLM.

Накопление опыта достижения заданных характеристик работоспособности пассажирских самолетов с помощью компьютерных интегрированных систем CAD\CAM\CAE\PLM обеспечивает интеграцию расчетных, экспериментальных методов проектирования с методами компьютерного моделирования самолетов и их модификаций на протяжении их жизненного цикла.

Поэтому разработка концепции и научных основ создания современных реактивных региональных пассажирских самолетов является *актуальной задачей*, а разработка методов достижения заданных характеристик самолетов при минимуме массы имеет большое практическое значение в решении проблемы обеспечения эффективности и безопасности полетов в условиях эксплуатации пассажирских самолетов.

Целью данной работы является разработка концепции и научных основ создания современных реактивных региональных пассажирских самолетов, которые удовлетворяют современным и перспективным нормам летной годности.

Для достижения поставленной цели необходимо решить такие задачи:

1. Провести анализ особенностей создания региональных пассажирских самолетов.

2. Разработать концепции и научные основы методологии интегрированного проектирования и производства семейства региональных пассажирских самолетов.

3. Разработать новые решения обеспечения заданных характеристик региональных пассажирских самолетов.

4. Реализовать разработанные методы при создании региональных пассажирских самолетов.

Для достижения поставленной цели и получения основных результатов в работе применяли математические методы исследования проектных решений, методы автоматизированного проектирования и трехмерного компьютерного моделирования самолетных конструкций с помощью современных компьютерных интегрированных систем CAD\CAM\CAE\PLM, методы расчета авиационных конструкций на прочность, расчетно-экспериментальные методы обеспечения аэродинамических характеристик, методы обеспечения статической прочности и ресурса, а также методы летных испытаний самолетов.

Наиболее весомыми элементами результатов работы являются такие:

1. Впервые при создании и внедрении в эксплуатацию семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 проведен большой комплекс научно-технических расчетных и проектно-конструкторских работ с применением разработанной интегрированной автоматизированной системы проектирования и производства в трехмерном пространстве, а также выполнены необходимые экспериментальные исследования, наземные и летные испытания.

2. Усовершенствованы методы проектирования регионального пассажирского самолета путем выбора оптимальных аэродинамических, конструктивно-силовых и объемно-массовых компоновок, параметров и профилирования крыла, параметров поперечного сечения фюзеляжа, летно-технических характеристик (ЛТХ), взлетно-посадочных характеристик (ВПХ), двигателя, оборудования и систем.

3. Усовершенствованы методы расчета характеристик общего и локального напряженно-деформированного состояния, прочности и ресурса самолета при помощи конечно-элементных CAD\CAE систем MSC.Software, NASTRAN, Фронт.

Практическую ценность работы составляют такие основные результаты:

– создан ряд модификаций конкурентоспособных высокоэкономичных реактивных региональных пассажирских самолетов нового поколения Ан-148-100/Ан-158, которые по своим технико-эксплуатационным характеристикам находятся на уровне лучших современных зарубежных аналогов, а по уровню комфорта для

пассажиры не уступают магистральным пассажирским самолетам большей размерности;

– разработана аэродинамическая компоновка, которая не имеет аналогов в мировой практике авиастроения, позволившая создать региональный пассажирский самолет-высокоплан со скоростью полета до 870 км/ч ($M = 0,8$);

– создан единственный в мире современный региональный реактивный самолет, который может эксплуатироваться на грунтовых аэродромах;

– на самолетах Ан-148/Ан-158 вместо дополнительных гидравлических систем для питания силовых приводов («бустеров») основных поверхностей управления используется энергия двух централизованных электрических систем переменного тока (схема энергокомплекса «2Н/2Е»);

– разработка, серийное производство и внедрение в эксплуатацию семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 позволили создать рабочие места в Украине в количестве более 14 000 мест;

– внедрение результатов работы обеспечило создание на ГП «АНТОНОВ» нового поколения семейства реактивных региональных пассажирских самолетов.

Авторы выражают глубокую благодарность специалистам Государственного предприятия «АНТОНОВ», АО «МОТОР СИЧ», Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» за помощь в научной работе и подготовке данной монографии к изданию.

Глава 1

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ СОЗДАНИЯ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Процесс создания пассажирских самолетов включает в себя проектирование, производство, испытания, сертификацию и внедрение в эксплуатацию.

1.1 АНАЛИЗ МЕТОДОЛОГИЧЕСКИХ ОСНОВ ОБЩЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

В соответствии с классификацией самолетов по назначению в состав пассажирских самолетов гражданской авиации входят региональные самолеты. Они предназначены для перевозки пассажиров, багажа, почты и грузов на дальность 1800...5500 км.

Основными требованиями, которые предъявляются к пассажирским самолетам, являются такие:

- обеспечение надежности и безопасности пассажиров;
- высокий уровень комфорта;
- экономичность полетов;
- экологические характеристики эксплуатации (нормируемый уровень шума в пассажирских салонах и на местности, а также вредных выбросов в атмосферу), которые в минимальной степени влияют на окружающую среду [74].

Для определения уровня совершенства региональных пассажирских самолетов применяют показатель себестоимости тонно-километра перевозок a и коэффициент топливной эффективности $k_{м.э}$ [67, 97]:

$$a = \frac{A}{k_{к.н} \cdot m_{к.н} \cdot V_p}, \quad (1.1)$$

где a – себестоимость перевозок, грн/т·км; A – себестоимость часа полета самолета, грн/ч; $k_{к.н}$ – коэффициент коммерческой загрузки самолета; $m_{к.н}$ – масса коммерческой нагрузки, т; V_p – рейсовая скорость полета, км/ч.

$$k_{м.э} = \frac{m_m}{m_{к.н} \cdot L_{тех}}, \quad (1.2)$$

где $k_{м.э}$ – коэффициент топливной эффективности; m_m – масса топлива; $L_{тех}$ – техническая дальность полета; $m_{к.н}$ – масса коммерческой нагрузки.

Очевидно, что приоритетным направлением развития пассажирских самолетов является увеличение их пассажировместимости и рейсовой скорости.

Показатель A , связан с уменьшением расходов на эксплуатацию, определяется стоимостью самолета и расходами на инфраструктуру его эксплуатации, на систему его технического обслуживания, на стоимость топлива и материалов, которые расходуются в полете, а также на содержание летно-технического и обслуживающего персонала.

Увеличение коэффициента загрузки определяется уровнем комфорта и обслуживания пассажиров в полете, стоимостью билета, стабильностью расписания полетов в меняющихся метеоусловиях, степенью организационного совершенства инфраструктуры эксплуатации пассажирских самолетов. Для пассажирского самолета $m_{к.н}$ заменяют на число пассажиров, при этом показатель топливной эффективности $k_{т.э}$ измеряется в г/пас.·км. В условиях повышения цен на топливо коэффициент топливной эффективности стал интегральным показателем уровня совершенства пассажирских самолетов [74].

Экономические факторы, необходимость повышения уровня безопасности полетов, удовлетворения экологических требований определяют основные направления проектирования и создания пассажирских самолетов, которые нуждаются в большом объеме научно-исследовательских, опытно-конструкторских работ, а также значительных капиталовложениях [33, 34, 35]. Основными направлениями развития современных пассажирских самолетов является модернизация существующих самолетов и создание новых, что отвечают современным тактико-техническим требованиям и не нуждаются в значительных финансовых расходах.

Современный пассажирский самолет проектируется как базовый самолет большого семейства пассажирских самолетов, в который внедряются новейшие научно-технические достижения.

Для достижения заданного уровня показателя топливной эффективности регионального самолета выбирают двухдвигательную схему пассажирского самолета с крылом большого удлинения, умеренной стреловидности,

выполненного из суперкритических профилей, что обеспечивает получение максимального коэффициента аэродинамического качества $K_{max} = 18$ на крейсерских режимах полета. При этом для снижения потерь аэродинамического качества на балансирование и массу планера полет на крейсерском режиме выполняется при малых запасах устойчивости, а заданная центровка обеспечивается системой перекачки топлива.

Для обеспечения эксплуатации самолета на аэродроме с длиной взлетно-посадочной полосы (ВПП) порядка 2 500 м крыло пассажирского самолета оборудуется предкрылками по всему размаху и двухщелевыми закрылками. Самолет оборудуют электродистанционной системой управления с трехканальным аналоговым резервированием, которое обеспечивает снижение психофизических нагрузок на экипаж из двух человек.

Снижение стоимости летного часа и повышение экономической эффективности пассажирского самолета обеспечивается также встроенным автоматизированным контролем всех бортовых систем и внедрением стратегии технического обслуживания по состоянию [74].

Основными требованиями к перечисленным пассажирским самолетам XXI века являются требования, связанные с уменьшением удельного расхода топлива и влияния на окружающую среду (уменьшение шума и уровня эмиссии углекислого газа и окислов азота), что привело к разработке схем самолета типа «летающее крыло» и применению альтернативных видов топлива на сжиженном водороде и природном газе.

Целью проектирования нового самолета является разработка на основе технического задания новых научно-технических решений его конструкторской, технологической и эксплуатационной документации, которые обеспечивают эффективное выполнение традиционных и новых функций [6, 43, 74, 75].

Задача проектирования заключается в разработке проекта, реализация которого обеспечит наиболее эффективное выполнение поставленных целей проектирования. Самолет является элементом авиационного комплекса (рисунок 1.1), что, в свою очередь, нуждается в системном подходе к созданию самолета на базе научно-технического и производственного комплекса.



Рисунок 1.1 – Функционально-структурная схема авиационного комплекса

Проектирование нового самолета является многоэтапным итерационным процессом, который содержит «внешнее проектирование», разработку технического предложения, эскизное проектирование, рабочее проектирование (рисунок 1.2), изготовление опытных экземпляров самолета, его наземные и летные испытания, в ходе которых определяются фактические характеристики самолета и степень его соответствия техническому заданию [80, 81].

По результатам летных испытаний самолета определяется возможность его серийного производства.

Исходные данные на проектирование пассажирского самолета содержат:

- техническое задание на проектирование;
- статистические данные, которые отображают достигнутый мировой уровень в отрасли проектирования пассажирских самолетов;
- рекомендации новых научно-технических решений для проектируемого самолета.

К техническому заданию относятся:

- назначение проектируемого пассажирского самолета;

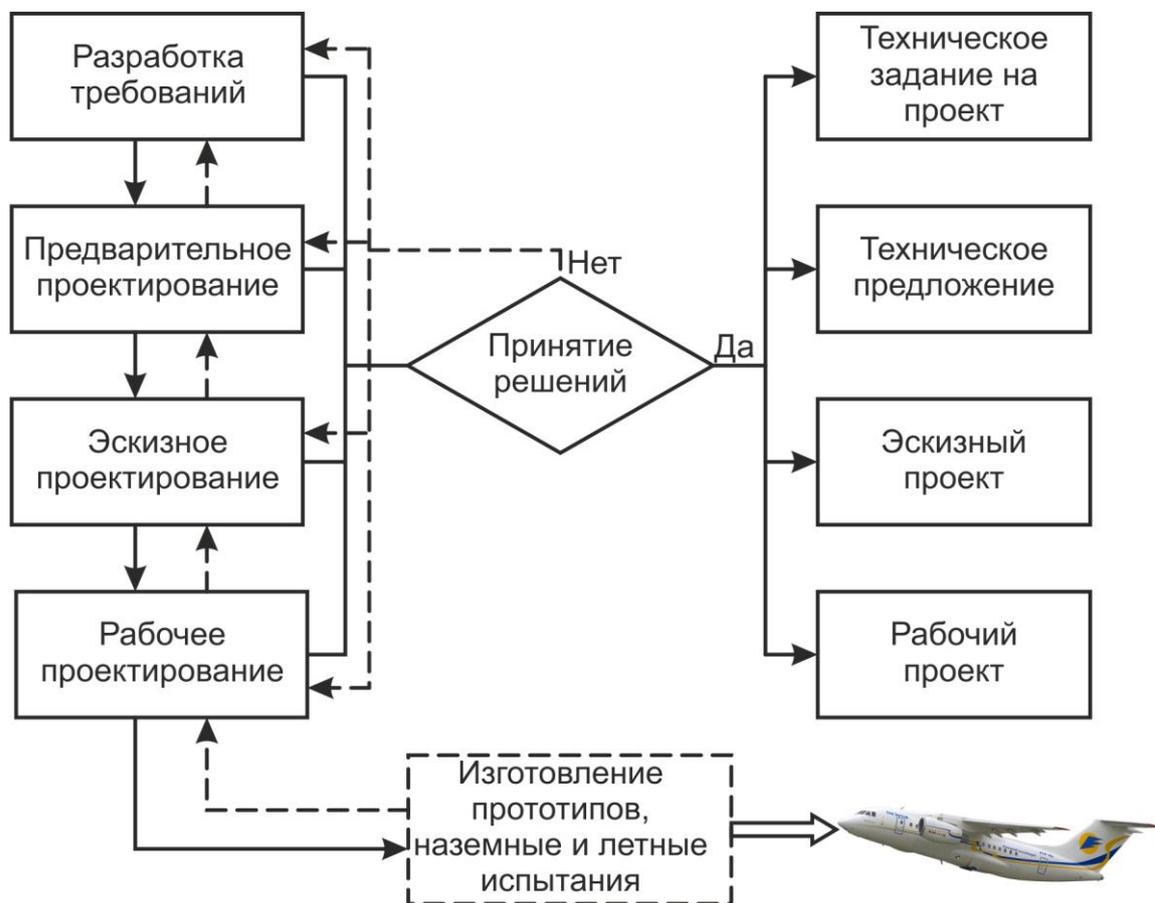


Рисунок 1.2 – Основные этапы разработки нового самолета

- перечень нормативных документов, обязательных при создании самолета (Авиационные правила АП-25, нормы авиационного шума и загрязнения окружающей среды, общие технические требования отраслевых стандартов, требования к компоновке пассажирских кабин и комплектующему оборудованию);
- летно-технические характеристики;
- характеристики технического уровня самолета и его экономические характеристики;
- перспективы развития самолета и его систем, возможные модификации;
- требования к ресурсу планера, комплектующих изделий и оборудования;
- основные характеристики двигателя для проектируемого самолета (ресурс, уровень шума и эмиссий);
- перечень специального оборудования и его назначение;
- требования к надежности, системе технического обслуживания и ремонта;
- уровень стандартизации и унификации.

Для создания конкурентоспособного пассажирского самолета при его разработке необходимо внедрить до 100 новых запатентованных технических решений, испытанных на начало проектирования, которые являются научно-техническим заделом.

Анализ процесса проектирования пассажирского самолета показывает, что он является последовательно параллельным итерационным процессом подготовки и принятия решений [56] как между этапами проектирования, так и внутри каждого из них. Следует отметить, что разработки аванпроекта и эскизного проекта являются наиболее ответственными этапами создания самолета, на которых принимаются до 90 % технических и организационных решений. Обеспечение технологического уровня и снижение материальных расходов неразрывно связаны с автоматизацией и информационной поддержкой всего жизненного цикла самолета, внедрением компьютерных интегрированных систем CAD\CAM\CAE\PLM.

Реализация процесса проектирования с помощью компьютерных систем нуждается в разработке методологии интегрированного проектирования на основе принципов и методов, которые содержат системный подход при проектировании, методы математического и физического моделирования, достижения современных открытых интегрированных технологий, интеллектуальный опыт и научно-технические наработки, накопленные проектировщиками пассажирских самолетов.

Системный подход предусматривает изучение транспортной системы и авиационного комплекса, который содержит семейство однотипных пассажирских самолетов, летный и наземный персонал (рисунок 1.1), как единого комплекса с возможностью его декомпозиции на самостоятельные подсистемы.

Создание методов членения системы на подсистемы и определения связей между элементами систем является основным заданием новой методологии.

Важной проблемой реализации новой методологии является разработка принципов и методов определения оптимальных (рациональных) параметров самолета и его элементов на основе совокупности критериев эффективности.

Первые результаты в развитии и практической реализации методологии интегрированного проектирования самолетов транспортной категории были

получены в Украине при решении конструкторско-технологических задач в процессе создания самолетов Ан-74ТК-300, Ан-140, Ан-3, Ан-148.

Однако во время разработки аванпроекта и эскизного проектирования этих самолетов не в полной мере были разработаны практические методы реализации принципов внутреннего проектирования самолетов в связи с тем, что значительная часть проектных процедур не поддается формализации при разработке новых самолетов.

Интегрированное проектирование самолетов выполняется большим коллективом специалистов, и для его успешного завершения необходимо учитывать технические, организационные и психологические факторы.

Самолет как объект проектирования подается в виде структурно-функциональной схемы (см. рисунок 1.3) иерархической структуры. В соответствии с принципом системного подхода разным уровням проектирования свойственны свои модели.

В основе модели самолета лежат связи между его параметрами и характеристиками: летно-техническими, производственной и эксплуатационной технологичности, надежности и безопасности полета. Эти связи при разработке проекта объединяются в отдельные блоки. В основе математического описания субмоделей принимают различные методы весового и аэродинамического расчетов, расчетов на прочность, расчеты характеристик устойчивости и управляемости, характеристики силовой установки.

Связи между параметрами и характеристиками позволяют решить задачи параметрического анализа, параметрического синтеза и оптимизации самолета. Генерация альтернативных схем самолета осуществляется эвристическим методом с учетом анализа их особенностей.

Основными задачами при проектировании пассажирского самолета являются:

1. Выбор схемы самолета и ее масштабирование (определение основных проектных параметров, компоновки и центровки, которые удовлетворяют требованиям технического задания).
2. Определение влияния разных вариантов проектных решений (схемных, параметрических) на степень соответствия техническому заданию и

технико-экономическим характеристикам.

3. Оптимизация проектных параметров по совокупности выбранных критериев и требований нормативных документов.
4. Расчет летно-технических и технико-экономических характеристик самолета с выбранными параметрами.
5. Разработка вариантов модификаций самолета.

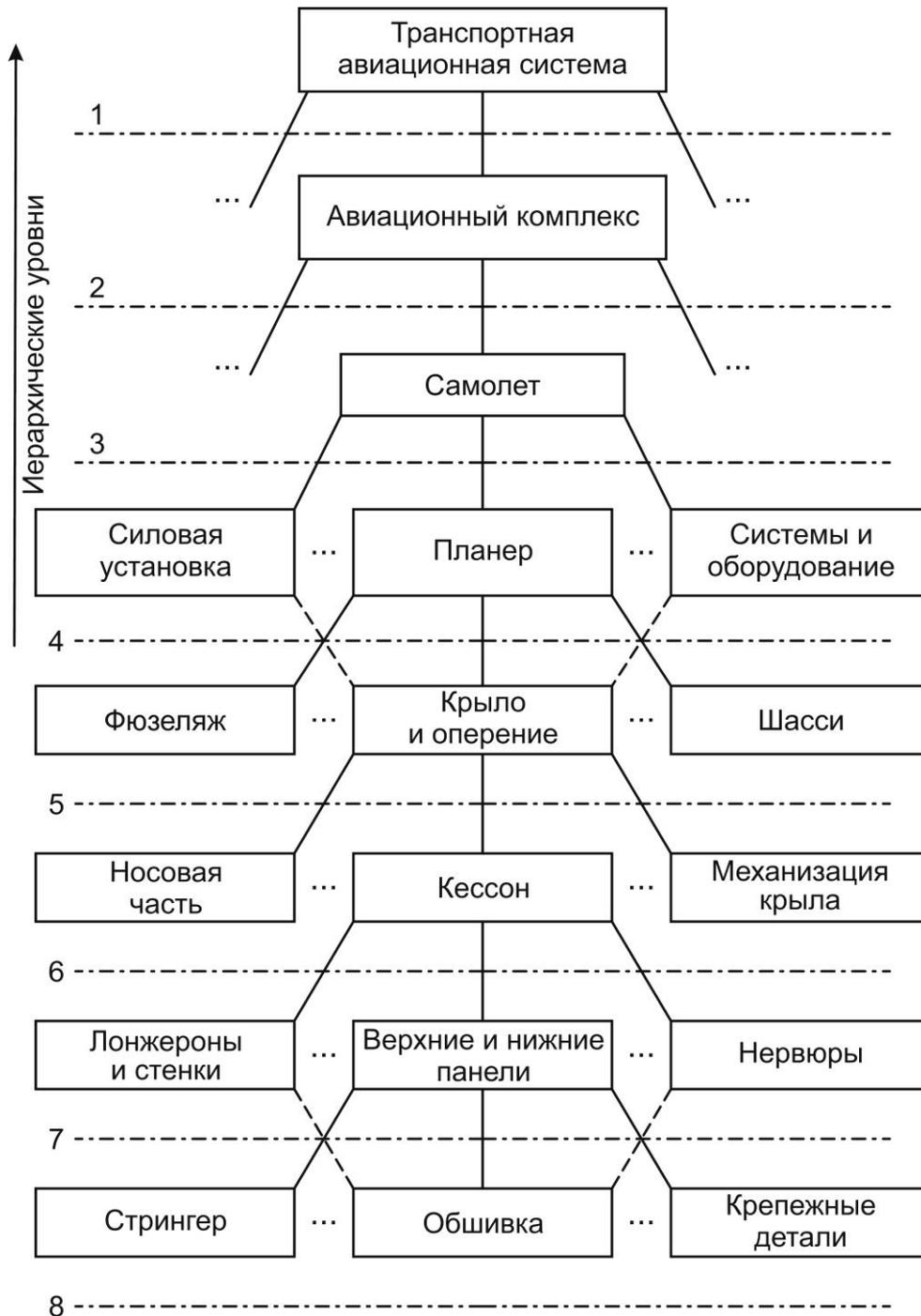


Рисунок 1.3 – Графическая модель иерархической структуры самолета (фрагмент)

На основе технического задания проектировщик выбирает из альтернативных схем схему самолета, которая обеспечивает его продольную балансировку (нормальную, «утка», «летающее крыло», «бесхвостка» или их комбинацию). Силовая установка во многом определяет схему самолета. Наибольшее распространение на пассажирских самолетах получают двухконтурные турбореактивные двигатели.

Связи между параметрами и характеристиками являются основой модели самолета, с помощью которой решаются задачи параметрического анализа, параметрического синтеза и оптимизации. Для их решения необходимо применить количественные выражения критериев оптимизации или целевой функции F , которая зависит от параметров и характеристик самолета, и найти экстремум этой функции в области допустимых значений проектных параметров x_{don} :

$$\text{extr } F(x, y(x)), x \in x_{don}.$$

Генерация альтернативных схем самолета осуществляется с учетом анализа особенностей различных вариантов.

Методика и алгоритмы определения проектных параметров, которые реализуют изложенную методологию, приведены в работах [56, 67]. Они содержат:

- выбор схемы самолета и его силовой установки;
- определение проектных параметров самолета и их оптимизацию;
- автоматизированное формирование облика самолета;
- определение массово-инерционных характеристик самолета;
- компоновку и центровку пассажирского самолета (включая аэродинамическую, объемно-массовую и конструктивно-силовую компоновки);
- выбор методов увязки формы и построения внешних обводов самолета, создания чертежа общего вида самолета и компоновочного чертежа.

В процессе внедрения систем CAD\CAM\CAE для улучшения качества проектирования возникает необходимость на основе полученных результатов проектирования создать параметрическую модель мастер-геометрии самолета, модель распределения пространства и аналитические эталоны элементов и деталей самолета [67].

Проектирование самолетов как наука представляет собой систему достоверных

знаний о свойствах объекта проектирования, о направлениях и объективно действующих закономерностях их развития, знаний принципов и методов выбора параметров и определения характеристик. Наука о проектировании самолетов основана на обобщении опыта разработки проектов и практики создания самолетов.

Задачи общего проектирования самолета позволяют выделить его отдельные виды: аэродинамическое, весовое, схемно-компоновочное, конструктивно силовое. Между ними существуют прямые и обратные связи, приведенные в общей системе автоматизированного проектирования самолетов. Рядом с дифференциацией проектирования самолетов происходит его интеграция на основе обнаружения общих закономерностей, математизации и автоматизации всех процессов создания самолетов.

Сущность процесса весового проектирования заключается в оптимизации взлетной массы самолета и его конструкции на стадии определения характеристик общего вида, минимизации массы частей самолета и агрегатов, при разработке силовых схем и конструкций, систем оборудования и силовых установок, а также их модификаций.

На этапе определения общего вида будущего самолета, его компоновки и основных данных, выработки общей концепции самолета конструкторы стремятся к высокому уровню совершенства в аэродинамике, прочности, весовой культуре.

Особенное внимание конструкторы уделяют вопросам безопасности самолета в условиях турбулентности атмосферы, на критических и закритичных углах атаки. При этом совершенство аэродинамических параметров является не самоцелью, а одним из факторов в цепи «размер – вес – прочность», которые определяют качество процесса проектирования пассажирского самолета [96].

Тщательным образом и целенаправленно в опытном конструкторском бюро (ОКБ) отрабатываются вопросы весового проектирования, прочности и технологии производства пассажирских самолетов, которое обеспечивает высокую надежность и безопасность конструкции.

Практика создания высокоэффективных образцов пассажирских самолетов основана на передовых методах проектирования и высоком уровне совершенства расчетов, развивается и трансформируется вместе с развитием науки и техники,

переходя к применению новых методов, которые базируются на результатах теоретических исследований, передовых научно-исследовательских работах, на внедрении в практику создания самолетов компьютерных интегрированных систем.

1.2 АНАЛИЗ МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

В современном мире ни одна авиастроительная фирма не может оставаться конкурентоспособной, если она не в состоянии обеспечить высокое качество изготовленных образцов авиационной техники, скорую их модернизацию или изменение модельного ряда. При этом на современном рынке является нормой наличие большого количества модификаций базовой модели (Ан-74, Ан 74ТК-100, Ан-74ТК-200, Ан-74ТК-300, АTR.42 и АTR.72, А310, А319, А320, А321 и т. д.). Обеспечить высокие темпы работ с сохранением высокого качества конечной продукции и ее большой гаммы очень сложно без применения компьютерных интегрированных систем САD\САM\САЕ, которые позволяют интегрировать процессы проектирования, инженерного анализа и подготовки производства самолета.

Проектирование пассажирского самолета содержит определенные этапы [67, 74]:

1. Предварительный проектный анализ самолета:

- разработка исходных данных на проектирование;
- анализ статистических характеристик созданных ранее самолетов;
- разработка технического задания на проектирование;
- анализ тактико-технических требований к пассажирскому самолету;
- формулировка требований к самолету в соответствии с Нормами летной годности АП-25, FAR-25, CS-25.

2. Параметрический анализ пассажирского самолета:

- основные абсолютные и относительные параметры самолета и его характеристики;
- параметрическая модель самолета как объекта исследования;
- анализ влияния параметров самолета на величину скорости полета;

- влияние параметров самолета на дальность полета;
 - влияние параметров самолета на высоту полета;
 - влияние параметров самолета на скороподъемность;
 - влияние параметров самолета на его маневренность;
 - влияние параметров самолета на величину нормальной перегрузки при полете в беспокойной атмосфере;
 - влияние параметров самолета на взлетно-посадочные характеристики;
 - средства уменьшения коэффициента лобового сопротивления.
3. Выбор схемы и силовой установки самолета:
 - анализ и выбор общей схемы самолета и его балансировки;
 - анализ и выбор силовой установки и ее характеристик.
 4. Определение проектных параметров самолета.
 5. Определение массово инерционных характеристик.
 6. Разработки аэродинамической, объемно-массового и конструктивно силовой компоновки, увязка форм и построение внешних обводов самолета. Расчет центровки самолета.
 7. Оформление результатов компоновки, чертежа общего вида и мастер-геометрии самолета.

Процесс создания пассажирских самолетов и их модификаций сопровождается развитием методов их проектирования. Уже пройдены стадии статистического, аналитического, оптимального, автоматизированного и системного методов проектирования. В основе методологии проектирования самолетов лежит метод оптимального проектирования на базе интегральных критериев качества современных самолетов, которые выбирают из условия удовлетворения требований заказчика (покупателя) к самолету и Авиационным правилам [56, 67].

В данное время общепризнанным количественным критерием оценивания качества гражданских самолетов является стоимость перевозок и обеспечение безопасности полетов. Конструкторы, которые проектируют самолет и каркас планера самолета, достигают концептуально заданных количественных показателей критериев качества следующим путем [88, 101]:

- уменьшение массы конструкции как главного фактора, который снижает прямые эксплуатационные расходы благодаря возможности увеличения платной нагрузки;
- увеличение срока службы конструкции и ее ресурса при обеспечении надежности и безопасности полетов как факторов, которые снижают расходы на амортизацию, обслуживание и ремонт.

Главным критерием в основе современных методов проектирования авиационных конструкций является создание и функционирование надежной безопасно повреждаемой конструкции минимальной массы с заданным ресурсом. При этом должна гарантироваться возможность обнаружения повреждений до достижения ими допустимых критических размеров и сохраняться достаточная остаточная прочность конструкции.

Очевидно, что создание безопасно повреждаемой конструкции [17, 18, 20, 24, 25, 46, 50], предусмотрено Нормами прочности и Авиационными правилами, а проектирование на заданный ресурс при минимальной массе отображает экономические проблемы.

Программой развития авиационной промышленности Украины предусмотрено создание новых региональных пассажирских и транспортных самолетов с широким диапазоном функциональных возможностей, которые отличаются:

- современным техническим и эксплуатационным уровнем развития, которое превышает уровень развития XX века и достигается на основе новых концепций, научно-технических решений и изобретений в области аэродинамики, проектирования, конструирования, прочности, весового совершенства, силовой установки, систем самолета, оборудования, материалов, технологии производства и его подготовки, эксплуатабельности, надежности и безопасности;
- соответствием современным Нормам летной годности и Авиационным правилам, которые гармонизированы по структуре и требованиями с FAR (CS), стандартам качества и перспективным экологическим стандартам;
- высокой степенью конструктивно-технологической и эксплуатационной

- унификации и преемственности с современными самолетами;
- экономической эффективностью, predeterminedенной меньше, чем у конкурентов, ценой аналогичных самолетов при сравнимых эксплуатационных показателях, заданным проектным ресурсом 80 000 летных часов (40 000 полетов), проектным сроком службы (30 лет) и полным назначенным ресурсом двигателя 30 000 часов (15 000 циклов);
 - применением стратегии технической эксплуатации по состоянию;
 - внедрением интегрированных технологий проектирования, подготовки производства, инженерного анализа, испытаний, сертификации, информационной поддержки жизненного цикла авиационных комплексов с помощью систем CAD\CAM\CAE\PLM и ERP.

Разработка интегрированных систем обеспечения высокого качества, долговечности, надежности и ресурса, сертификации авиационной техники и ее производства, а также научно-технический задел создают предпосылки для совершенствования авиатехники следующих поколений с использованием интегрированной компьютеризации при проектировании, конструировании, технологической подготовке производства, серийном производстве, летных испытаниях на основе непрерывной информационной поддержки жизненного цикла изделия (CALS-технологий) и являются важным заданием выпуска авиационной техники в условиях современного рынка [6, 22, 28, 38, 44, 51, 53, 54, 58, 67].

Информационные технологии совместно с прогрессивными авиационными технологиями проектирования и производства при наличии единого информационного пространства позволяют существенно повысить производительность труда, качество авиационной техники, которая выпускается, при значительном сокращении сроков внедрения в производство и выпуска новых, более современных самолетов, которые отвечают запросам покупателей.

Для организации единого информационного пространства необходима интеграция конструкторской, производственной и эксплуатационной баз данных в единую базу данных.

Идея создания единой информационной среды и интеграции ее во все звенья

сопровождения изделия по жизненному циклу также способствует выполнению основной задачи авиации Украины – обеспечить безопасность перевозок при минимуме расходов на перевозку тонно-километра груза или одного пассажиро-километра, снижения стоимости жизненного цикла самолета.

В соответствии с заданием по сопровождению изделия в течение жизненного цикла единая база данных должна содержать данные о создаваемой авиационной технике предприятий-производителей и сервисных центров с описанием организационных, конструкторских и технологических процессов, которые происходят. В данное время методы и идеи сопровождения изделий авиационной техники в течение жизненного цикла и основанные на них интегрированные информационные технологии находят все большее применение во всех авиационных фирмах мира.

Развитие информационных технологий позволяет интенсифицировать процессы создания технической документации, конструкторской и технологической подготовок производства, управления производством и сопровождения изделия. Важнее всего, реализовать информационную поддержку жизненного цикла изделия, схема которой показана на рисунке 1.4.

Данные для информационной поддержки жизненного цикла самолета собирают и упорядочивают в распределенной по организациям единой базе данных с открытым доступом к ним всех участников сопровождения.

При создании нового изделия, конструкторской и технологической подготовки его производства с помощью интегрированных систем CAD\CAM\CAE\PLM в интегрированной информационной системе описывается структура изделия, его состав и все входящие компоненты: детали, узлы, агрегаты, комплектующие изделия, материалы.

Применение интегрированных информационных технологий к процессу проектирования самолета позволит уменьшить расходы на создание, производство и сопровождение в течение жизненного цикла самолета, на 30 % повысить производительность и эргономику труда, что, в конечном счете, повысит качество и конкурентоспособность производимой продукции качество производственной деятельности инженеров [68, 73, 94].

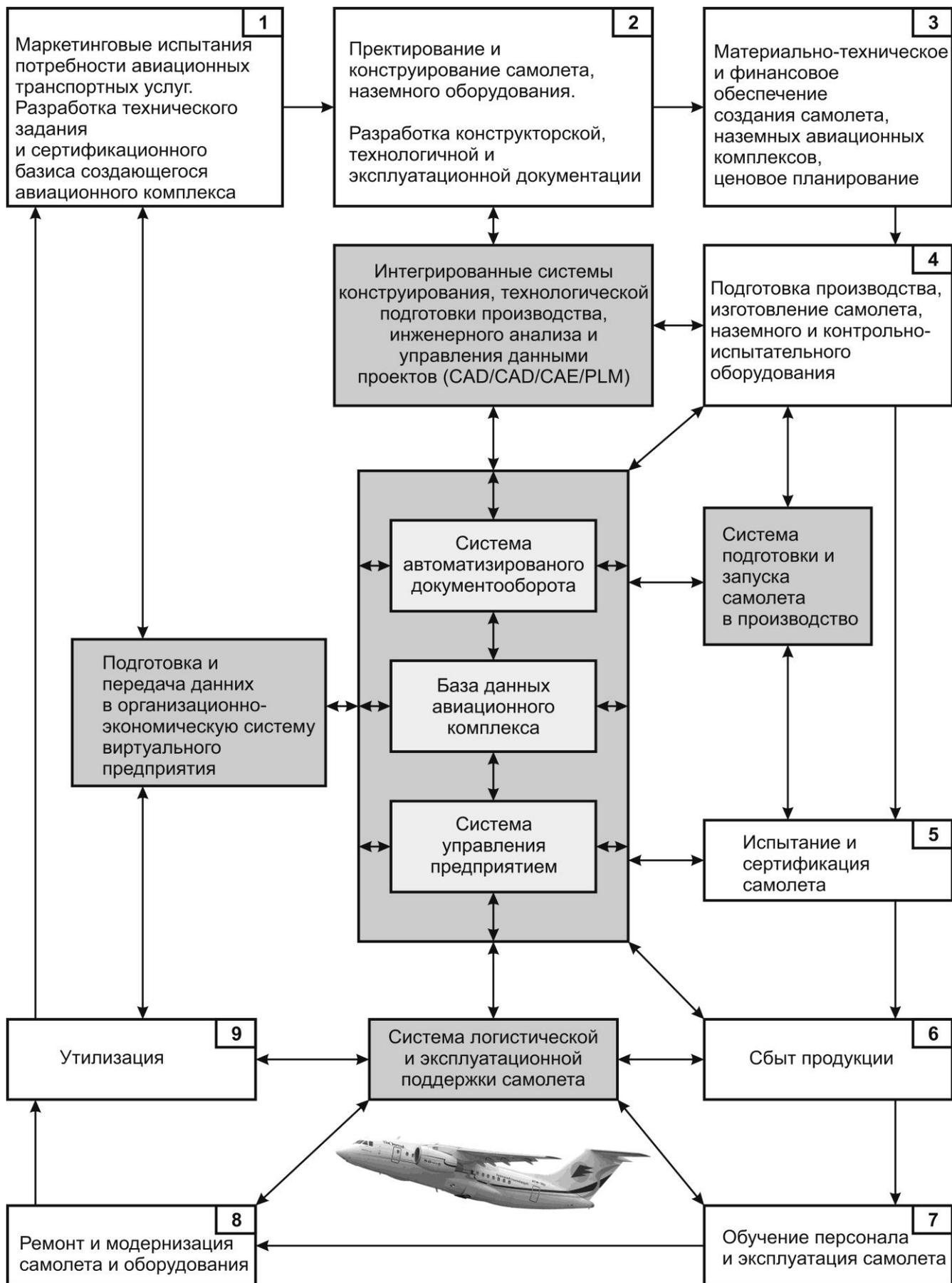


Рисунок 1.4 – Компоненты жизненного цикла самолета и его информационной поддержки

Информационная технология интегрированного проектирования самолета предусматривает применение параметрического аналитического эталона конструкции, созданного с помощью системы CAD\CAM\CAE при расчетах аэродинамики и прочности, ресурса и живучести, массы самолета и его центровки, динамики конструкции и безопасности ее функционирования, а также при технологической подготовке производства и управления качеством, эксплуатации и ремонте.

Для реализации методологических основ проектирования современных региональных пассажирских самолетов необходима разработка научно обоснованных методов интегрированного проектирования.

Глава 2

КОНЦЕПЦИИ И НАУЧНЫЕ ОСНОВЫ МЕТОДОЛОГИИ ИНТЕГРИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ СЕМЕЙСТВА РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

2.1 КОНЦЕПЦИЯ, ПРИНЦИПЫ И МЕТОДЫ ИНТЕГРИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Опубликованные результаты исследований тенденций и перспектив развития мирового гражданского самолетостроения прогнозируют последующее увеличение объемов авиаперевозок и потребностей мирового рынка в новых пассажирских авиалайнерах [47]. Отечественный рынок пассажирских авиаперевозок требует около 50 самолетов в год [93] для замены морально и физически устаревших самолетов. Новый самолет должен быть предназначенным для перевозки 75 – 85 пассажиров, багажа, почты и грузов с диапазоном практической дальности 2500...5000 км. При этом самолет должен быть способным к модификации и увеличению пассажировместимости. Согласно данным Bombardier [56], потребность в новых региональных самолетах до 2027 г. составит 11000 единиц, около 53 % из которых – самолеты на 100 – 149 мест, а 37 % – на 60 – 99 мест, при этом авиакомпании в первую очередь заинтересованы в снижении эксплуатационных расходов.

С целью создания конкурентоспособного регионального пассажирского самолета разработаны методология интегрированного проектирования, особенности концепции (рисунок 2.1), принципов и методов, направленных на выполнение технического задания, соблюдения требований нормативных документов (АП-25 [79], CS-25, FAR-25) и обеспечение получения максимальной технической эффективности. При этом самолет следует проектировать с учетом требований комфорта и экономичности в эксплуатации.

Метод интегрированного проектирования охватывает проектирование и компьютерное параметрическое трехмерное моделирование конструкции самолета в целом и отдельных ее частей. Самолет представляет собой множество деталей, сборок, узлов, систем и агрегатов, соединенных между собой разными типами разъемных и неразъемных соединений, от качества проектирования и выполнения которых зависят массовые, ресурсные, аэродинамические и эстетичные характеристики самолета, а также безопасность полета [56, 67].



Рисунок 2.1 – Особенности концепции интегрированного проектирования базового регионального пассажирского самолета

Интегрированное проектирование содержит:

- формирование интегрированного информационного пространства, комплекса технических и программных средств для создания проекта самолета, производственной и опытной базы, коллектива специалистов;
- разработку концепции создания нового самолета или модификации уже существующего с помощью компьютерных интегрированных систем проектирования;
- общее проектирование и конструирование отдельных частей, соединений, систем и т.п.;
- компьютерное моделирование самолета с помощью систем CAD\CAM\CAE\PLM, которое содержит разработку мастер-геометрии, модели распределения пространства, аналитических эталонов деталей;
- создание конструкторской, технологической и эксплуатационной документации.

На основе предложенной концепции [56, 67] были разработаны принципы интегрированного проектирования пассажирского самолета.

Принцип создания аналитических эталонов элементов пассажирского самолета

Трехмерные компьютерные модели мастер-геометрии, распределения пространства, аналитические эталоны элементов конструкций создаются методами аналитической геометрии с помощью интегрированных систем CAD\CAM\CAE\PLM в единой информационной среде поддержки жизненного цикла самолетов.

Принцип создания мастер-геометрии общего вида самолета

Параметры общего вида нового самолета минимальной массы и регламентированной долговечности должны удовлетворять заданным перспективным тактико-техническим требованиям, Авиационным правилам, концепции создания нового самолета и определяться соотношениями:

$$\begin{aligned}
 & TTT, AP \rightarrow \text{схема самолета} \rightarrow \\
 & \rightarrow m_0 = \frac{m_{сл.н} + m_{об.упр} + m_{ком}}{1 - [\bar{m}_k(p, n_p, N_{рег}, \lambda, ОГП) + \bar{m}_{cy}(p, t_0, \gamma_{дв}, R, n_{дв}) + \bar{m}_n(p, C_p, k, L)]} \rightarrow \\
 & \rightarrow m_{0\min} \rightarrow p_{opt} \rightarrow t_{opt} \rightarrow P_0 \rightarrow S_i \rightarrow \text{профили}_i \rightarrow (l_i, \lambda_i, \chi_i, \bar{c}_i, \eta_i, D_\phi, L_{ВО}, L_{ГО}) \rightarrow \\
 & \rightarrow (\bar{x}_T - \bar{x}_F) \rightarrow \text{аналитический эталон поверхности самолета.}
 \end{aligned}$$

Принцип проектирования агрегатов и бортовых систем самолета

Конструктивные параметры и технология выполнения регулярных зон (р.з) агрегатов самолета должны обеспечивать заданное аэродинамическое качество, восприятие расчетных разрушающих нагрузок, регламентированную долговечность при нагрузках, эквивалентных нагрузкам типового полета в эксплуатационной среде, заданный коэффициент усталостного качества (K_y), заданное качество внешней поверхности, степень герметичности и удовлетворять таким неравенствам:

$$\begin{aligned} P_{разр} &\geq P_{расч} \left(КП_{р.з}, \sigma_{д р.з} \left(N_{реглам. р.з} \right) \right); \\ N_{реглам} &\leq N_{расч.р.з} \left(КП_{р.з}, \sigma_{0 экв}, \sigma_k, TT \right); \\ \Delta_3 &< 0 \text{ при } P = P_{экспл}; \Delta h \leq 0,05 \text{ мм}; K_y \leq 3. \end{aligned}$$

Бортовые системы и оборудование должны быть сконструированы с помощью систем CAD\CAM\CAE и обеспечить надежное функционирование во всех эксплуатационных условиях.

Принцип проектирования нерегулярных зон элементов конструкции агрегатов самолета

Конструктивные параметры и технология выполнения нерегулярных зон (н.р.з) должны обеспечивать восприятие расчетных усилий в нерегулярной зоне при статической нагрузке, регламентированную долговечность, качество внешней поверхности и герметичность, которые приравниваются к характеристикам регулярной зоны или превышают их, и удовлетворять таким неравенствам:

$$\begin{aligned} P_{разр} &\geq P_{расч} \left(КП_{н.р.з}, \sigma_{д н.р.з} \left(N_{реглам. н.р.з} \right) \right); \Delta h_{н.р.з} \leq \Delta h_{р.з}; \Delta_{3н.р.з} < \Delta_{3р.з}; \\ N_{реглам} &\leq \min \left(N_{расч.н.р.з} \left(КП_{н.р.з}, \left(\sigma_{0 экв} \cdot \varepsilon_{0 экв} \right), \sigma_k, TT \right) \right); N_{экспл} \left(КП_{н.р.з}, \sigma_0, \sigma_k, TT \right). \end{aligned}$$

Принцип поддержки и достижения живучести силовых элементов планера самолета с усталостными трещинами

Конструктивные параметры сборных самолетных конструкций, которые безопасно разрушаются, должны обеспечивать возможность контроля критических мест, выявления усталостных трещин и применения прогрессивных способов задержки их роста, возобновления несущей способности и герметичности поврежденной конструкции и удовлетворять таким неравенствам:

$$\left(N_{ост. СЗРТУ} / N_{ост. с тр} \right) > 1; \Delta_{3,СЗРТУ} < 0.$$

Особенностями концепции проектирования региональных пассажирских самолетов является обеспечение уровня их совершенства, который превосходит уровень существующих аналогов по летно-техническим, ресурсным, эксплуатационным и экономическим характеристикам [56], требует выбора схемы самолета и применения метода анализа влияния параметров проектируемого самолета по таким характеристикам. При этом необходимо выбрать критерий эффективности и перечень параметров, которые имеют существенное значение.

Для проектирования регионального пассажирского самолета разрабатывают техническое задание. В соответствии с ним самолет создается как база семейства пассажирских самолетов пассажироместимостью до 100 человек с двумя двухконтурными реактивными двигателями с высокой степенью конструктивно-технологической и эксплуатационной наследственности и унификации с самолетами, изготовленными на отечественных авиастроительных предприятиях. Самолеты этого ряда должны обеспечить:

- соответствие требованиям норм летной годности АП-25, FAR-25, CS-25;
- надежность и безопасность полетов;
- экологические характеристики (нормируемые уровни шума в пассажирских салонах и на местности, уровень вредных выбросов), которые влияют на окружающую среду;
- высокий уровень комфорта;
- экономичность в эксплуатации.

Техническое задание содержит конкретные требования к его характеристикам и условиям эксплуатации самолета, который является конкурентоспособным.

Основные летно-технические характеристики базового самолета

Количество пассажиров, чел.	73 – 99
Максимальная масса платной нагрузки, т	~ 7...7,5
Двигатель:	
– тип	ТРДД
– количество	2

Скорость, км/ч:	
– максимальная	~ 870
– максимальной дальности	~ 820
Крейсерская высота, км:	11...12
Практическая дальность, км:	
– с максимальной платной нагрузкой	~ 2500
– с пассажирами	~ 4500
– без груза и пассажиров	~ 5500
ВПП (сухой бетон, Н=0, СА), м	1500...1800
Состав экипажа, чел.:	
– командир ВС	1
– второй пилот	1
– 2 бортпроводника	при необходимости

Ресурсы и сроки службы

Проектный ресурс	80000 часов
Проектный срок службы	30 лет

Технический уровень

Топливная эффективность	24,9 + 2 % грамм топлива на 1 пас·км
Весовая эффективность	284+ 2% кг пустого снаряженного самолета на 1 пассажира
Удельная трудоемкость технического обслуживания	2,5 чел. ч на 1 ч налета
Годовой налет	2 800...3 500 ч

Ожидаемые условия эксплуатации и эксплуатационные факторы

Барометрическое давление во всем диапазоне высот полета	по ГОСТ 4401-81
Температура наружного воздуха $t_{н.в}$	по ГОСТ 4401-81
Отклонение $t_{н.в}$ от среднего значения для разных высот по линиям	«Max – тропические» «Min – арктические»
Массовая плотность, барометрическое давление, вязкость воздуха	по ГОСТ 4401-81

Температура наружного воздуха у земли минус 55 ... +45 °С

Относительная влажность наружного воздуха у земли при $t_{н.в} = 35^{\circ}\text{C}$ $\leq 98 \%$

Направление и скорость ветра у земли:

– встречная составляющая $\leq 25 \text{ м/с}$

– попутная составляющая $\leq 5 \text{ м/с}$

– боковая составляющая под углом 90° к ВПП:
 $f \geq 0,5$ $\leq 15 \text{ м/с}$

$f \geq 0,3$ $\leq 6 \text{ м/с}$

Самолет должен эксплуатироваться на аэродромах с бетонным и нежестким укрепленным покрытиями (асфальтобетон, в связанном состоянии галька или гравий, утрамбованный грунт), подготовленными в соответствии с НАС ГА (НАС ГА-86).

Высота расположения аэродрома

Над уровнем моря до 3000 м

Ниже уровня моря до 300 м

Допустимые состояния ВПП (согласно с НАС ГА-86):

- ◆ сухая; влажная;
- ◆ мокрая с участками воды;
- ◆ залитая водой до 10 мм;
- ◆ покрытая слоем слякоти до 15 мм, заснеженная с $f \geq 0,3$.

Самолет должен обеспечивать полеты:

- ◆ по правилам визуального полета и полета по приборам;
- ◆ днем и ночью;
- ◆ в простых и сложных метеоусловиях;
- ◆ в условиях обледенения (с $t_{н.в}$ не ниже минус 30°C);
- ◆ по внутренним и международным воздушным трассам и линиям;
- ◆ над равнинной, холмистой и горной местностью;
- ◆ над водными пространствами, безориентирной местностью и в диапазоне географических широт до 73° северной и 55° южной.

Эксплуатационные минимумы погоды:

- ◆ для взлета – дальность видимости на ВПП не меньше 200 м;
- ◆ для посадки – II категория ICAO с возможностью доведения до категории III A ICAO при условии состава и характеристик наземных средств обеспечения полета в соответствии с НПП ГА с учетом существующих и перспективных средств обеспечения навигации и коммуникации.

Во время разработки концепции создания самолета выполнен анализ статистических данных относительно самолетов-аналогов. Как ближайшие аналоги рассмотрены самолеты таких типов: Ту-134, ERJ 170LR, ERJ 175LR, CRJ 700LR, CRJ 705ER (рисунок 2.2, таблица 2.1).

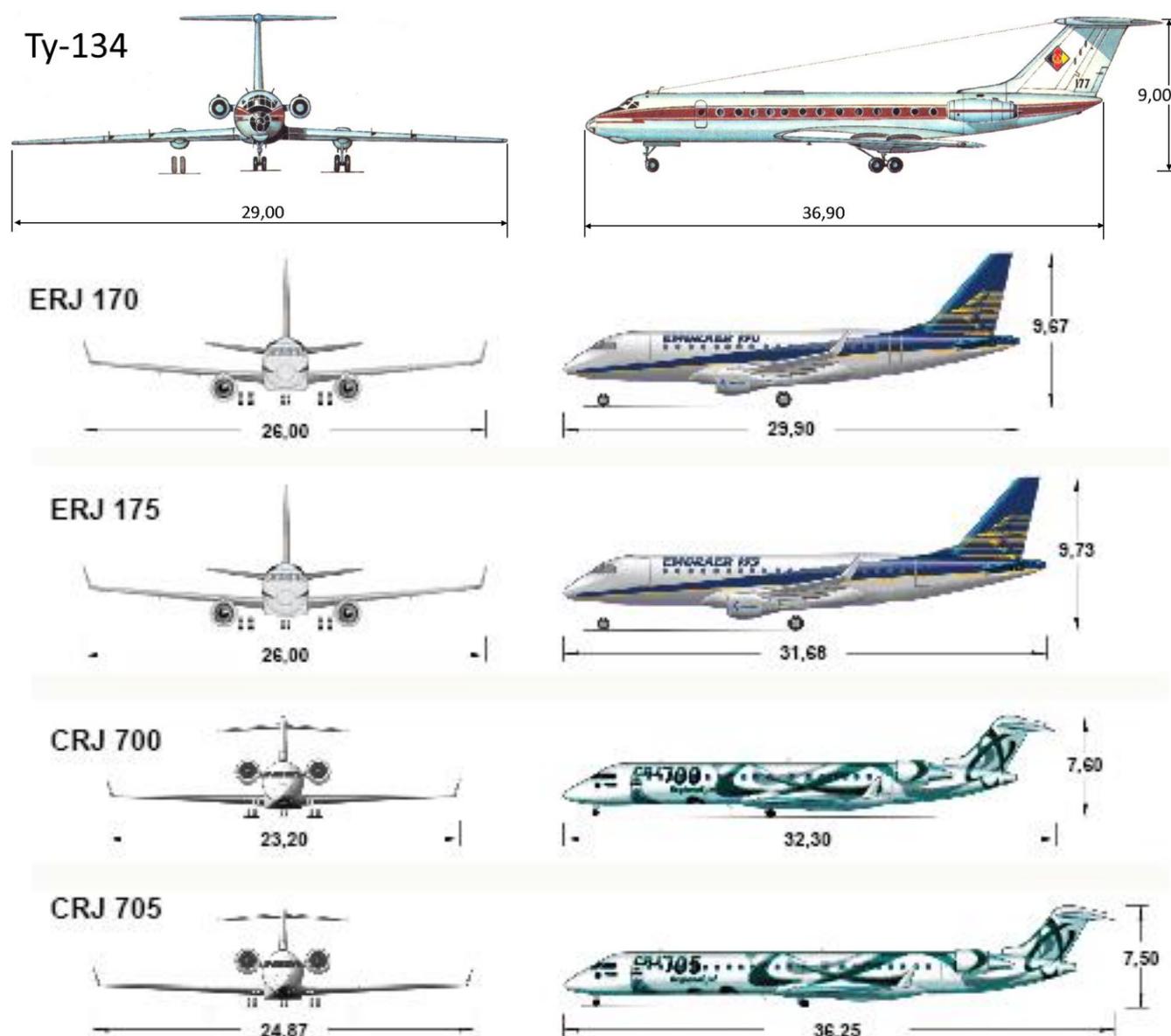


Рисунок 2.2 – Схемы самолетов-аналогов

Таблица 2.1 – Статистические данные самолетов-аналогов

Самолет	Ty-134	ERJ170	ERJ175	CRJ700	CRJ705	Проект
Максимальный взлетный вес, т	47,6	37,2	38,79	34,93	37,42	
Пассажировместимость, чел.	76	70	78	70	74	73 – 99
Тип двигателя	Д-30	CF34-8E5	CF34-8E5	CF34-8C5	CF34-8C5	ТРДД
Максимальная тяга, тс	6,8	6,44	6,44	6,26	6,58	
Максимальная крейсерская скорость, км/час	870	870	870	876	880	~ 870
Максимальная крейсерская высота, км	12,0	12,5	12,5	12,5	12,5	~ 12,0
Дальность полета, км: с пассажирами	2400	3411	3175	3408	3770	~ 2500
максимальная	3800	4480	4300	4900	4450	~ 5400
Длина ВПП для взлета, м	2500	1689	1910	1851	1969	1800
Габаритные размеры самолета, м:						
длина	36,90	29,90	31,68	32,30	36,25	
высота	9,00	9,67	9,73	7,60	7,50	
размах крыла	29,00	26,00	26,00	23,20	24,87	
Цена, млн долл.		34	38	41	42	30

В результате анализа статистических данных самолетов-аналогов предложена концепция обеспечения уровня совершенства, которое превосходит существующие аналоги по летно-техническим, ресурсным, эксплуатационным и экономическим характеристикам:

- *аэродинамическая компоновка* самолета должна обеспечивать крейсерское аэродинамическое качество на уровне 15...17 единиц, что на 5...7 % выше показателей аналогов;
- *взлетно-посадочные характеристики* должны обеспечивать безопасную эксплуатацию разрабатываемого самолета на грунтовых аэродромах при длине ВПП от 800 м, который отвечает классу D по классификации СНИП 2.05.08-85, СНИП 32-03-96 или классу 1В по классификации ICAO, а также эксплуатацию на необорудованных аэродромах;

- **топливная эффективность** должна быть обеспечена путем снижения расходов топлива на крейсерском режиме на 10...15 % в сравнении с аналогами до уровня 24,9 г/пас.·км;
- **высокая массовая эффективность** должна быть обеспечена путем повышения уровня массового совершенства конструкции и систем, относительная масса планера – не больше 27 % (на 7...15 % ниже аналогов);
- **силовая установка** должна обеспечивать необходимый уровень тяговооруженности, низкий уровень шума, вибраций и небольшие расходы топлива на крейсерском режиме – не больше 0,55...0,60 кг/кгс·ч; относительно шумов на местности самолет должен удовлетворять требованиям главы 4 Международных стандартов «Охрана окружающей среды», приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации (том I «Авиационный шум», 2001 г.);
- **система управления** и пилотажно-навигационный комплекс должны быть выполнены с применением современного оборудования; характеристики точности пилотажно-навигационного комплекса должны отвечать международным требованиям (RNP, RVSM, BRNAV и PRNAV); кабина пилотов должна быть выполнена с учетом современных требований эргономики; основными устройствами, на которых отображается пилотажная и навигационная информация, а также данные относительно основных систем самолета и силовых установок, являются цветные жидкокристаллические дисплеи с активной матрицей;
- **проектный ресурс планера** должен составлять не меньше 80 000 летных часов, срок эксплуатации – не меньше 30 лет;
- **стоимость** должна составлять не больше 28...30 млн дол, что на 10...20 % меньше средней стоимости современных самолетов данного класса;
- **эксплуатационная технологичность** должна обеспечивать удельную трудоемкость технического обслуживания не больше 2,5 чел.-ч на 1 ч полета, а также возможность автономного текущего технического обслуживания самолета силами экипажа;
- для обеспечения **конкурентоспособности** самолета должны удовлетворяться требования современных норм летной годности (АП-25, FAR-25,

- CS-25), а также уникальные требования эксплуатации в условиях тропических и горных аэродромов;
- **компоновка салона** должна обеспечивать комфорт на уровне современных мировых стандартов для салонов эконом-класса с шагом кресел 812 мм, с возможностью переоборудования и выпуска самолетов с салонами бизнес-класса и класса люкс;
 - для обеспечения **эффективности проектирования** самолета должны широко применяться современные системы автоматизированного проектирования (САПР) для оптимизации проектных параметров самолета, а также системы интегрированного проектирования CAD\CAM\CAE\PLM.

По результатам анализа существующих конкурентоспособных самолетов с учетом требований технического задания и обеспечения приемственности конструкции принимается решение по схеме проектируемого самолета. Например, для проектируемого самолета применена нормальная аэродинамическая схема с высоко расположенным крылом умеренной стреловидной с развитой механизацией. Два ТРДД расположены на пилонах под крылом. Хвостовое оперение Т-образной схемы. Фюзеляж самолета является самостоятельным модулем с узлами крепления опор шасси, крыла, вертикального и горизонтального оперения. В фюзеляже расположены герметичные кабина экипажа и пассажирский салон, отсек радиолокатора, отсек БРЭО и другое оборудование. Шасси – трехопорное с носовой стойкой (рисунок 2.3).

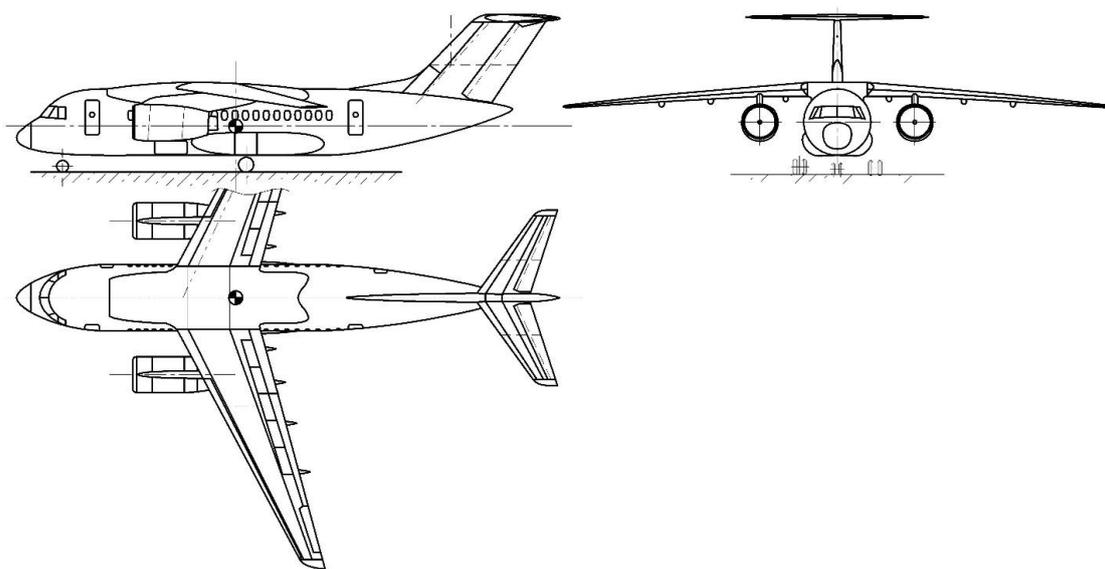


Рисунок 2.3 – Схема самолета

Метод общего проектирования региональных пассажирских самолетов реализован в соответствии с методологией интегрированного проектирования самолетов [67, 97] в виде блок-схемы, изображенной на рисунке 2.4.



Рисунок 2.4 – Блок-схема метода общего проектирования региональных пассажирских самолетов

Для определения приоритетного направления развития региональных пассажирских самолетов применяют удельные показатели совершенства изготовления и эксплуатации такие как: техническая эффективность самолета или

себестоимость 1 т·км перевозок, коэффициент топливной эффективности и др. [29, 31, 32, 36, 37, 39, 67, 87, 97].

На этапе выбора параметров общего вида пассажирского самолета (см. рисунок 2.4) в качестве критерия эффективности целесообразно применить взлетную массу самолета.

Математическую зависимость для определения взлетной массы самолета в нулевом приближении записываем в виде [65, 89, 90, 97, 100]:

$$m_0^0 = \frac{m_{сл.н} + m_{к.н}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_{об.упр} + \bar{m}_m)},$$

где $m_{сл.н}$ – масса служебной нагрузки, кг; $m_{к.н}$ – масса коммерческой нагрузки самолета, кг; $\bar{m}_{кон}$ – относительная масса конструкции; $\bar{m}_{су}$ – относительная масса силовой установки; $\bar{m}_{об.упр}$ – относительная масса оборудования с учетом оборудования и управления; \bar{m}_m – относительная масса топлива.

В нулевом приближении относительные массы конструкции, силовой установки, оборудования и топлива задаются на основании статистических данных. Необходимое количество членов экипажа определено с учетом требований авиационных правил относительно количества бортпроводников.

Для разных модификаций самолета Ан-148 принято $m_{сл.н} = 720$ кг; $\bar{m}_{кон} = 0,28$; $\bar{m}_{с.у} = 0,1$; $\bar{m}_{об.упр} = 0,1$ и получено $m_0^0 = 37700$ кг ($n_{нас} = 80$, $L = 2100$ км, $\bar{m}_m = 0,22$) и $m_0^0 = 42240$ кг ($n_{нас} = 80$, $L = 4200$ км, $\bar{m}_m = 0,36$).

В первом приближении формула для определения взлетной массы самолета m_0' имеет вид [56, 67, 80, 100]

$$m_0' = \frac{m_{сл.н} + m_{к.н} + m_{об.упр}}{1 - \left[\bar{m}_{кон}(m_0^0, p, n_p, N_{рег}, \lambda, ОПП, \dots) + \bar{m}_{су}(p, t_0, \gamma_{дв}, R, n_{дв}, \dots) + \bar{m}_m(p, C_p, k, L, \dots) \right]}.$$

Относительные массы конструкции, силовой установки и топлива в первом приближении определены такими, которые зависят от параметров самолета. Масса оборудования и управления $m_{об.упр}$ рассчитана согласно перечню оборудования, составленного по данным относительно самолетов-аналогов и с

учетом требований технического задания.

Массу служебной нагрузки $m_{сл.н}$ для пассажирского самолета определяем по формуле [97]:

$$m_{сл.н} = m_{эк} \cdot n_{эк} + \Delta m_{сл},$$

где $m_{эк} = 80$ кг – масса одного члена экипажа; $n_{эк}$ – количество членов экипажа, чел; $\Delta m_{сл}$ – масса служебного оборудования самолета, кг.

Анализ литературных источников [65, 89, 97, 100] и статистических данных относительно существующих самолетов дает возможность предлагать рассчитывать массу служебной нагрузки, кг, для пассажирских самолетов коротких и средних авиалиний так:

$$\Delta m_{сл} = 8,617n_{нас} + 3,53 \left(n_{нас} \bar{m}_m / K_{отд} \right)^{2/3},$$

где $n_{нас}$ – количество пассажиров, чел.; \bar{m}_m – статистическое значение относительной массы топлива; $K_{отд} = m_{к.н} / m_0$ – статистическое значение коэффициента отдачи.

Для расчета массы служебной нагрузки, кг, пассажирских самолетов дальних авиалиний предлагается формула

$$\Delta m_{сл} = 14,97n_{нас} + 4,121 \left(n_{нас} \bar{m}_m / K_{отд} \right)^{2/3}.$$

В первом приближении относительные массы конструкции, силовой установки и топлива определяем в зависимости от параметров самолета на основе аналитических зависимостей с учетом поправочных коэффициентов. Эти аналитические зависимости дают возможность провести анализ влияния параметров самолета на его взлетную массу с последующим нахождением значений минимальной массы и оптимальных параметров самолета.

Относительную массу силовой установки \bar{m}_{cy} определяем по формуле

$$\bar{m}_{cy} = R \gamma_{дв} t_{0max},$$

где R – коэффициент, который учитывает увеличение массы силовой установки сравнительно с массой двигателей,

$$R = k_1 \left(1 + 0,1 \frac{n_{\text{дв.рев}}}{n_{\text{дв}}} \right) \left[1 + \frac{0,0236}{\gamma_{\text{дв}}} \left(1,5 + 0,275y^{0,75} \right)^2 \right],$$

где k_1 – коэффициент, который учитывает количество и расположение двигателей на самолете; $n_{\text{дв}}$ – количество двигателей на самолете; $n_{\text{дв.рев}}$ – количество двигателей, оборудованных реверсом тяги; $\gamma_{\text{дв}}$ – удельный вес двигателя, даН/даН; y – степень двухконтурности двигателя.

Стартовую тяговооруженность t_0 для выполнения расчетов по приведенной формуле находим как максимальную согласно требованиям обеспечения крейсерского полета с заданной скоростью и высотой, длины разбега перед взлетом, продолженного взлета при отказе одного двигателя.

Стартовую тяговооруженность, необходимую для обеспечения числа M на высоте H определяем по выражению [80, 81]

$$t_{0\text{крейс}} = \frac{0,7 p_H M_{\text{крейс}}^2 C_{x\text{крейс}}}{\xi_V \xi_H \xi_{\text{др}} \xi_{\text{вз}} P}.$$

На крейсерских режимах полета

$$C_{x\text{крейс}} \approx \frac{4}{3} C_{x0} = \frac{4}{3} (F_1 + F_2 p),$$

тогда

$$t_{0\text{крейс}} = \frac{0,933 p_H M_{\text{крейс}}^2}{\xi_V \xi_H \xi_{\text{др}} \xi_{\text{вз}}} \left(\frac{F_1}{p} + F_2 \right)$$

где $F_1 = k_{\text{он}} C_{x\text{кр}}$ – коэффициент лобового сопротивления крыла и оперения; $F_2 = C_{x\text{ф}} / k_{\text{мид}}$ (где $C_{x\text{ф}}$ – коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа, мотогондол, обтекателей двигателей и шасси и тому подобное; $k_{\text{мид}}$ – удельная нагрузка на мидель, даН/м²); p_H – атмосферное давление на высоте крейсерского полета, даН/м²; ξ_V , ξ_H , $\xi_{\text{др}}$ – коэффициенты, учитывающие изменение тяги двигателя в зависимости от скорости, высоты полета и режима работы двигателей (определяются из паспортных данных подобных двигателей для $M_{\text{крейс}}$, $H_{\text{крейс}}$); $\xi_{\text{вз}}$ – коэффициент, учитывающий потерю тяги, связанную с потерями скоростного напора в воздухозаборниках; крейсерские числа $M_{\text{крейс}}$ и $H_{\text{крейс}}$ определяют по данным статистики или из опыта эксплуатации подобных самолетов.

При вариации величин удельной нагрузки на крыло и удлинение крыла и при неизменных других параметрах зависимость $t_{0_{крейс}} = f_1(p, \lambda, const)$ имеет вид, который показан на рисунке 2.5, кривые 1 и 2.

Стартовую тяговооруженность, необходимую для обеспечения заданной длины разбега перед взлетом, определяем по формуле

$$t_{0p} = \frac{1}{\xi_{взл}} \left[\frac{0,832p}{L_p C_{y_{взл}}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{взл}} + 2f \right) \right],$$

где $\xi_{взл} = \xi_V \xi_H \xi_{вз} \xi_{др}$ – коэффициенты, которые определяют для режимов взлета $M = M_{отр}$ и $H = 0$; L_p – длина разбега перед взлетом, заданная в ТЗ, м; f – коэффициент трения колес о поверхность ВПП во время разбега.

Зависимость $t_{0p} = f_2(p, L_p, const)$ изображена на рисунке 2.5, кривые 3 и 4.

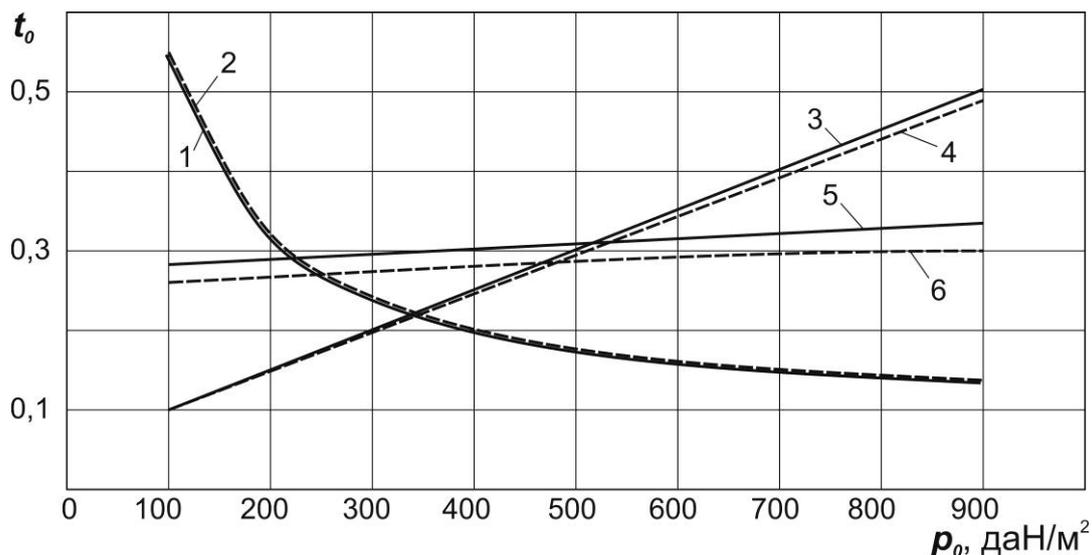


Рисунок 2.5 – Влияние параметров самолета на стартовую тяговооруженность самолета: кривые 1 и 2 – стартовая тяговооруженность, необходимая для обеспечения максимальной скорости M_{max} на высоте H (1 – $\lambda = 8$; 2 – $\lambda = 10$); кривые 3 и 4 – стартовая тяговооруженность, необходимая для обеспечения заданной длины разбега перед взлетом (3 – $\lambda = 8$; 4 – $\lambda = 10$); кривые 5 и 6 – стартовая тяговооруженность, необходимая для обеспечения продолженного взлета при отказе одного двигателя во время разбега (5 – $\lambda = 8$; 6 – $\lambda = 10$)

Стартовую тяговооруженность, необходимую для обеспечения продолженного взлета при отказе одного двигателя во время разбега перед взлетом, определяем по формуле

$$t_{0\theta} = \frac{n_{\partial\theta}}{\xi_{\text{взл}}(n_{\partial\theta} - 1)} \left(\frac{1}{K_{\text{взл}}} + \text{tg}\theta_3 \right),$$

где $n_{\partial\theta}$ – количество двигателей, установленных на самолете; $\text{tg}\theta_3$ – градиент набора высоты на третьем этапе взлета при отказе одного двигателя, который задается в Нормах летной годности самолетов.

Зависимость $t_{0p} = f_3(p, \theta, \text{const})$ имеет вид, который изображен на рисунке 2.5 кривые 5 и 6.

Влияние удельной нагрузки и удлинения крыла на относительную массу силовой установки согласно с приведенными требованиями изображено на рисунке 2.6.

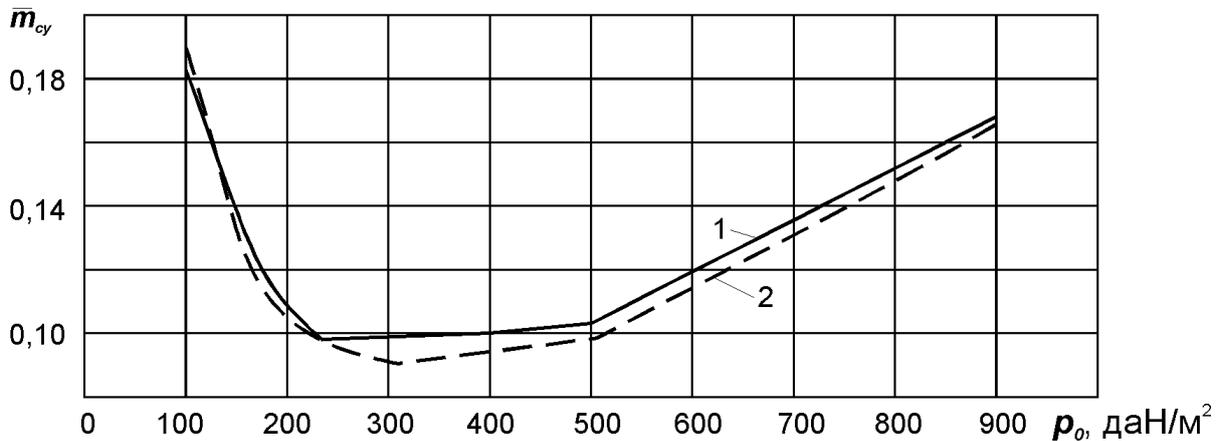


Рисунок 2.6 – Влияние удельной нагрузки и удлинения крыла на относительную массу силовой установки самолета: 1 – $\lambda = 8$; 2 – $\lambda = 10$
($\eta = 4$, $\chi_{н.к} = 26^\circ$, $L = 2500$ км)

Относительную массу топлива \bar{m}_m определяем как сумму масс [80, 81, 100]:

$$\bar{m}_m = \bar{m}_{\text{т.н.в}} + \bar{m}_{\text{т.крейс}} + \bar{m}_{\text{т.н.з}} + \bar{m}_{\text{т.сн.л}} + \bar{m}_{\text{т.ост}},$$

где $\bar{m}_{\text{т.н.в}}$ – относительная масса топлива, которое расходуется на взлет и набор высоты; $\bar{m}_{\text{т.крейс}}$ – относительная масса топлива, которое расходуется при крейсерском полете с $M_{\text{крейс}}$ на $H_{\text{крейс}}$; $\bar{m}_{\text{т.н.з}}$ – относительная масса навигационного запаса топлива; $\bar{m}_{\text{т.сн.л}}$ – относительная масса топлива, которое расходуется на снижение и посадку; $\bar{m}_{\text{т.ост}}$ – относительная масса невырабатываемого топлива;

$$\bar{m}_{т.н.в} = \frac{0,0035H_{нач}(1-0,03y)}{1-0,004H_{нач}}; \bar{m}_{т.кон.н} = 0,002H_{кон}(1-0,03y)(1-0,023H_{кон}),$$

где $H_{нач}$, $H_{кон}$ – значение начальной и конечной высоты крейсерского полета, км; y – степень двухконтурности двигателя.

Относительная масса топлива, которое расходуется при крейсерском полете и относительная масса навигационного запаса топлива:

$$\bar{m}_{т.крейс} + \bar{m}_{т.н.з} = 0,052 + \left[\frac{0,2(L-40H_{ср})}{a_H M_{крейс} - 0,28W_в} + 1 \right] C_{р.крейс} \sqrt{\frac{k_2(1+\bar{S}_\phi)}{k_1\lambda}} (F_1 + F_2 p),$$

где L – дальность полета, км; $H_{ср} = (H_{нач} + H_{кон})/2$ – средняя высота крейсерского полета, км; a_H – скорость звука на средней высоте крейсерского полета, м/с; $M_{крейс}$ – число Маха, которое соответствует крейсерской скорости полета; $W_в$ – скорость встречного ветра, км/ч; $C_{р.крейс}$ – удельный расход топлива на крейсерском режиме полета, кг/даН·ч.

Влияние удельной нагрузки и удлинения крыла на относительную массу топлива изображено на рисунке 2.7.

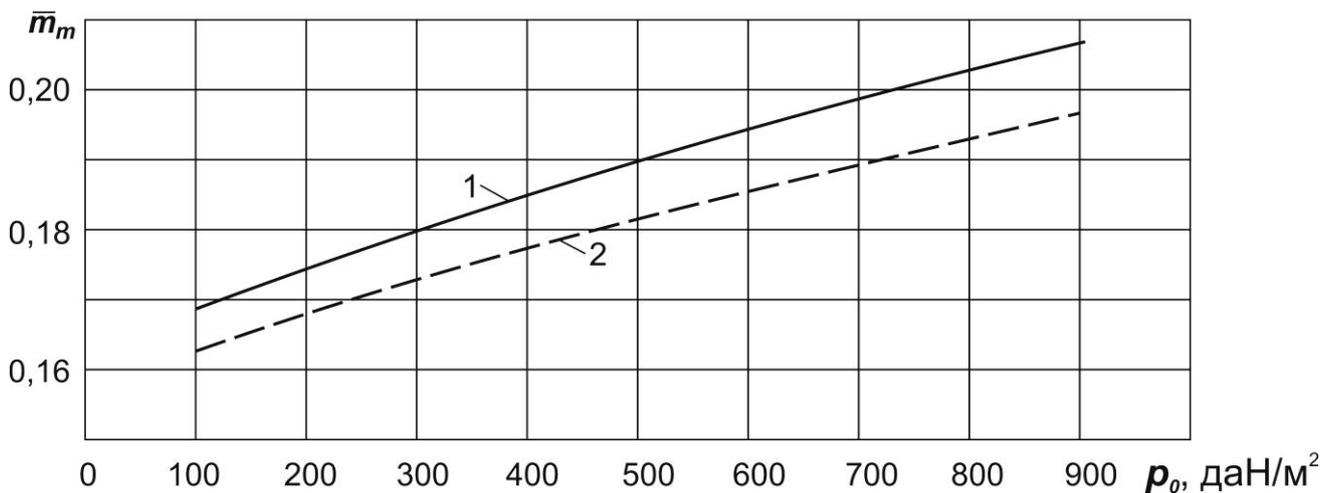


Рисунок 2.7 – Влияние удельной нагрузки и удлинение крыла на относительную массу топлива: 1 – $\lambda = 8$; 2 – $\lambda = 10$ ($\eta = 4$, $\chi_{н.к} = 26^\circ$, $L = 2500$ км)

Относительная масса конструкции состоит из относительных масс крыла, фюзеляжа, оперения и шасси:

$$\bar{m}_{\text{кон}} = \bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\text{ф}} + \bar{m}_{\text{он}} + \bar{m}_{\text{ш}}.$$

Для расчета относительной массы крыла применим формулу [80, 89, 100]

$$\bar{m}_{\text{кр}} = \frac{7,2k_1 n_A^p (m_0^0)^{0,5} \varphi \lambda}{10^4 p \bar{c}_0^{0,75} (\cos \chi_{0,25})^{1,5}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4,5k_2 k_3}{p} + 0,015,$$

где p – удельная нагрузка на крыло, даН/м²; k_1 – коэффициент, который учитывает тип панелей; k_2 – коэффициент, который учитывает наличие наплывов, интерцепторов, предкрылков и тип закрылков; k_3 – коэффициент, который учитывает тип топливных баков и тип герметизации; n_A^p – коэффициент расчетной перегрузки самолета для расчетного случая A ; $\varphi = b - 0,83\bar{m}_m$ – коэффициент разгрузки крыла топливом и двигателями; λ , \bar{c} , $\chi_{0,25}$, η – значения удлинения, относительной толщины профиля, стреловидности по 0,25 хорд и сужения крыла, взятые для расчетов.

Относительную массу фюзеляжа определяем по формуле Шейнина [96, 100]

$$\bar{m}_{\text{ф}} = k_1 \lambda_{\text{ф}} d_{\text{ф}}^2 (m_0^0)^i + k_2 + k_3 + k_4,$$

где $k_1 = 4,56 - 0,441 d_{\text{ф}}$ для схем с двигателями, расположенными на фюзеляже; $k_1 = 3,4 - 0,26 d_{\text{ф}}$ для схем с двигателями, расположенными на крыле, или при смешанной компоновке двигателей (DC-10, L-1011); $i = -(0,77 - 0,01 d_{\text{ф}})$; k_2 – коэффициент, который учитывает место крепления основных стоек шасси; k_3 – коэффициент, который учитывает место уборки основных стоек шасси; k_4 – коэффициент, который учитывает способ загрузки багажа.

Для определения относительной массы оперения используем статистическую формулу [80, 89, 97]

$$\bar{m}_{\text{он}} = 0,85k_n k_{\text{он}}^{cx} p^{-0,56} \bar{S}_{\text{он}}^{1,16} (m_0^0)^{0,16},$$

где $k_n = 1$ при $p \leq 450$ даН/м²; $k_n = 0,84$ при $p > 450$ даН/м²; $\bar{S}_{\text{он}} = \bar{S}_{\text{г.о}} + \bar{S}_{\text{в.о}}$;

$$k_{\text{он}}^{cx} = \frac{1,564 - 0,0011S_{\text{он}}}{3,1 + 0,0038p} \text{ для низко расположенного горизонтального оперения;}$$

$$k_{\text{он}}^{cx} = \frac{1,33 - 0,0032S_{\text{он}}}{1,295 + 0,0028p} \text{ для Т-образного оперения; } S_{\text{он}} = \bar{S}_{\text{он}} \cdot (m_0^0/p).$$

Для расчета относительной массы шасси используем формулу Фадеева [80, 89]

$$\bar{m}_{ш} = k_{ш} k_{дф} \frac{m_0^0 + 204000}{m_0^0 + 79000},$$

где $k_{ш}$ – коэффициент, который учитывает количество основных стоек шасси;
 $k_{дф}$ – коэффициент, который учитывает влияние на массу шасси размеров фюзеляжа и типа двигателей.

Результаты расчетов относительной массы конструкции самолета изображены на рисунке 2.8.

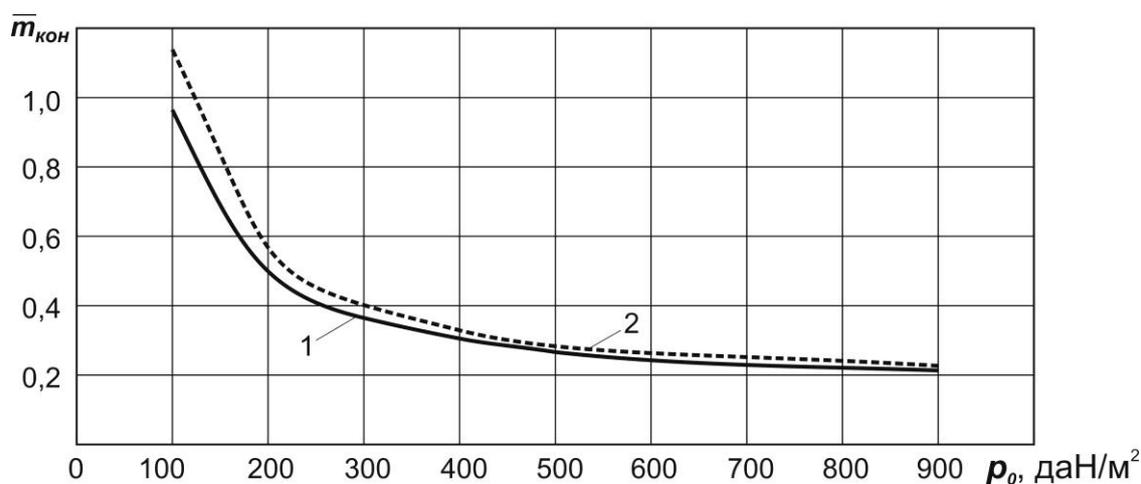


Рисунок 2.8 – Влияние удельной нагрузки и удлинения крыла на относительную массу конструкции самолета:
 1 – $\lambda = 8$; 2 – $\lambda = 10$ ($\eta = 4$, $\chi_{п.к} = 26^\circ$, $L = 2500$ км)

Результаты расчетов взлетной массы самолета для разных комбинаций параметров показаны на рисунках 2.9 – 2.11.

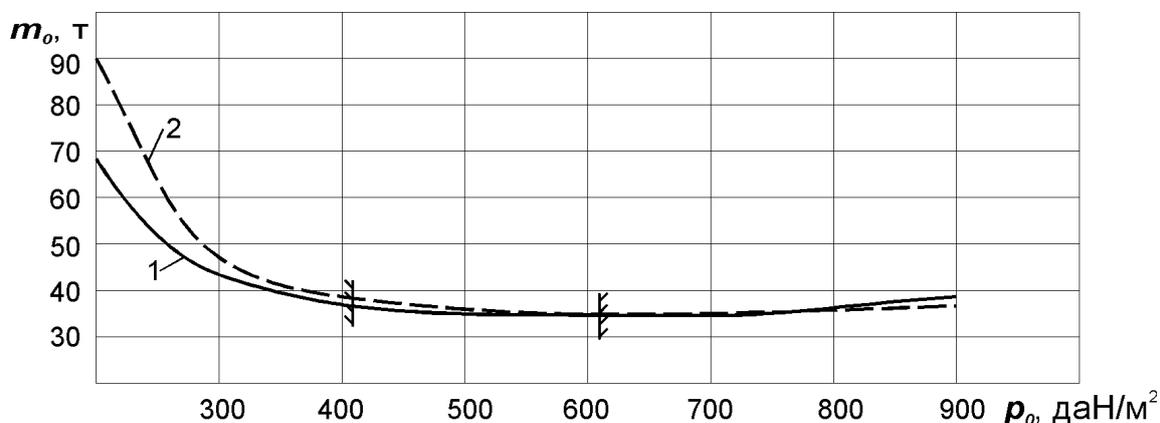


Рисунок 2.9 – Влияние удельной нагрузки и удлинения крыла на взлетную массу самолета: 1 – $\lambda = 8$; 2 – $\lambda = 10$ ($\eta = 4$, $\chi_{п.к} = 26^\circ$, $L = 2500$ км)

Для определения диапазона параметров возможных модификаций расчет массы выполнен для различных значений проектных параметров. На рисунках 2.12 – 2.14 изображена зависимость взлетной массы от длины разбега при различных значениях параметров общего вида, а на рисунках 2.15 – 2.17 – от дальности полета с учетом компоновки салона на 75 пассажиров.

В расчетах взлетной массы учтено ограничение удельной нагрузки на крыло по посадочной скорости и нормальной перегрузке при полете в турбулентной атмосфере. Минимальная масса определена для модификаций с компоновкой салона на 82 пассажира при дальности полета 2100, 3500 и 4240 км. Полученные результаты изображены на рисунке 2.18.

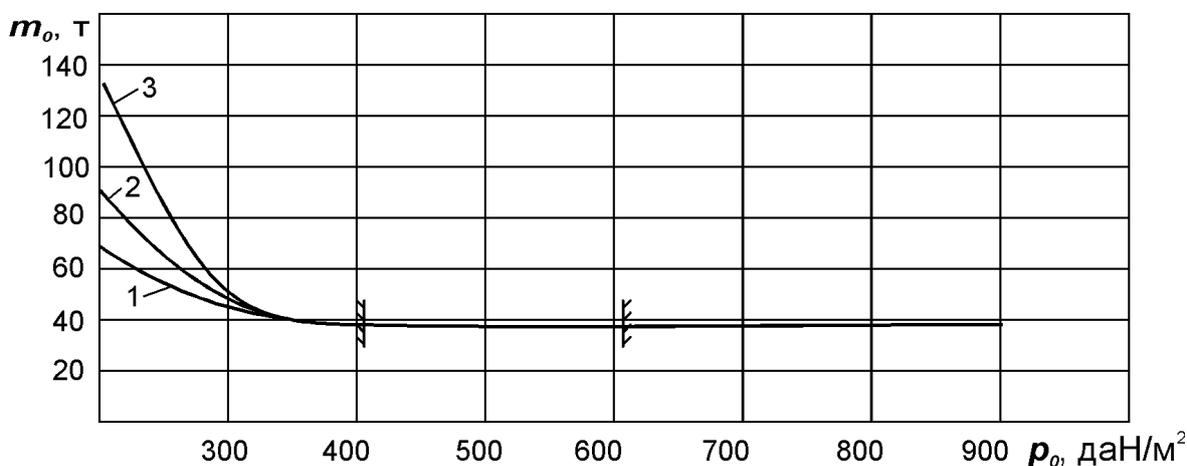


Рисунок 2.10 – Влияние удельной нагрузки и сужения крыла на взлетную массу самолета: 1 – $\eta = 3$; 2 – $\eta = 4$; 3 – $\eta = 5$ ($\lambda = 9,6$, $\chi_{н.к} = 26^\circ$, $L = 2500$ км)

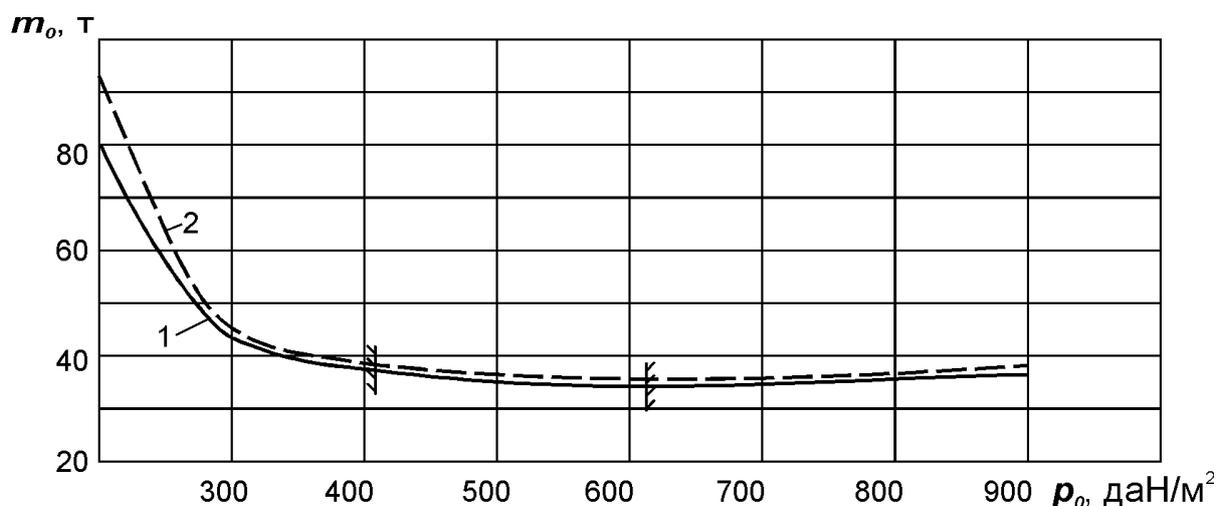


Рисунок 2.11 – Влияние удельной нагрузки и стреловидности крыла на взлетную массу самолета: 1 – $\chi_{н.к} = 24^\circ$; 2 – $\chi_{н.к} = 32^\circ$ ($\lambda = 9,6$, $\eta = 4$, $L = 2500$ км)

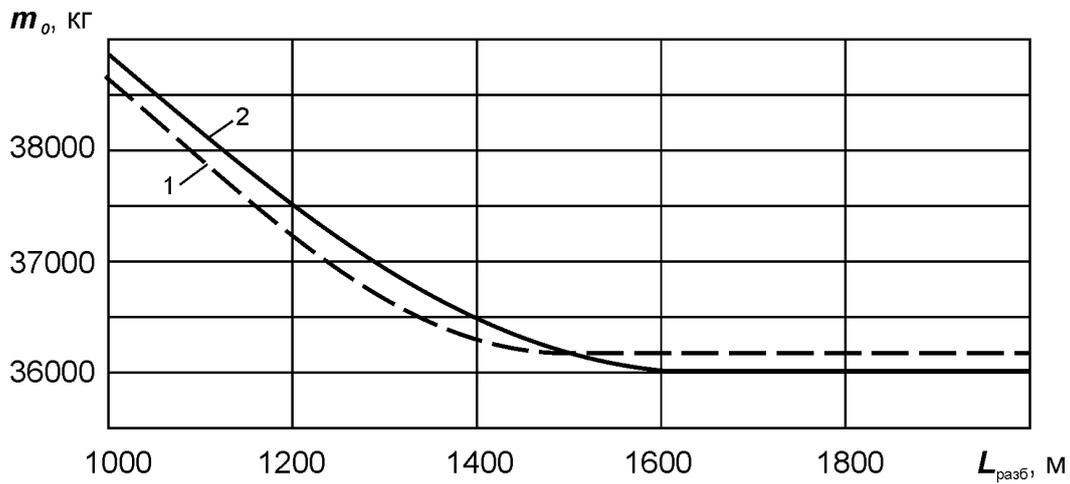


Рисунок 2.12 – Влияние длины разбега и удлинения крыла на взлетную массу самолета: 1 – $\lambda = 8$; 2 – $\lambda = 10$ ($\eta = 4$, $\chi_{n.к} = 26^\circ$, $L = 2500$ км)

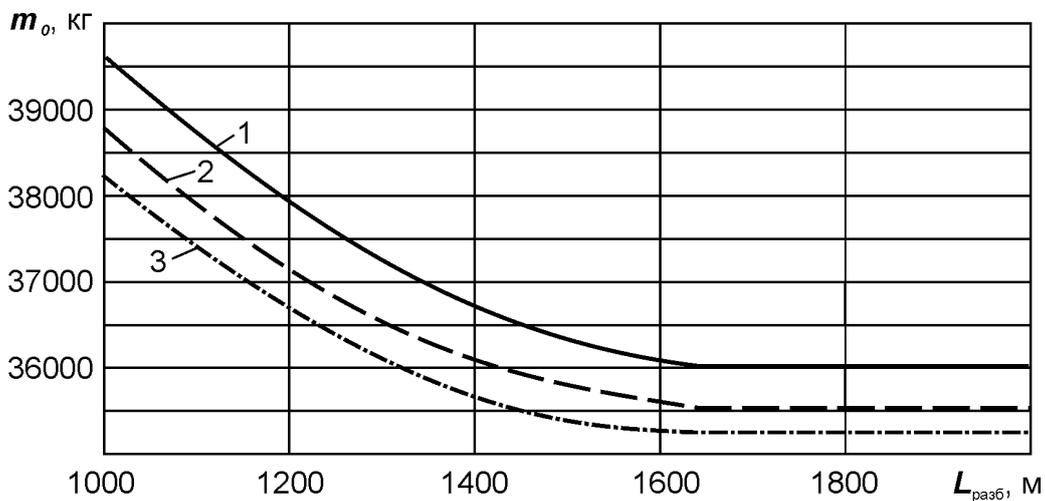


Рисунок 2.13 – Влияние длины разбега и сужения крыла на взлетную массу самолета: 1 – $\eta = 3$; 2 – $\eta = 4$; 3 – $\eta = 5$ ($\lambda = 9,6$, $\chi_{n.к} = 26^\circ$, $L = 2500$ км)

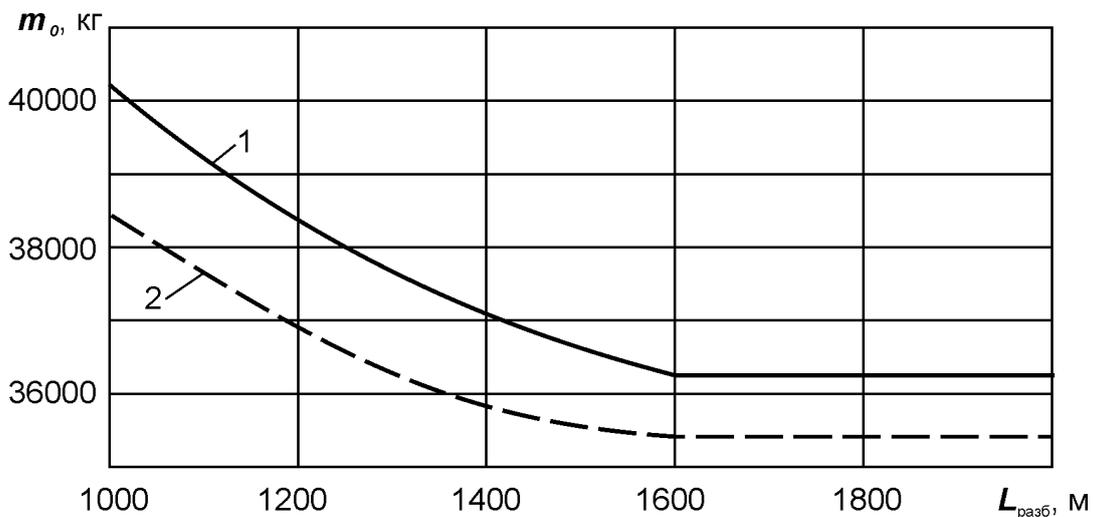


Рисунок 2.14 – Влияние длины разбега и стреловидности крыла на взлетную массу самолета: 1 – $\chi_{n.к} = 24^\circ$; 2 – $\chi_{n.к} = 32^\circ$ ($\lambda = 9,6$, $\eta = 4$, $L = 2500$ км)

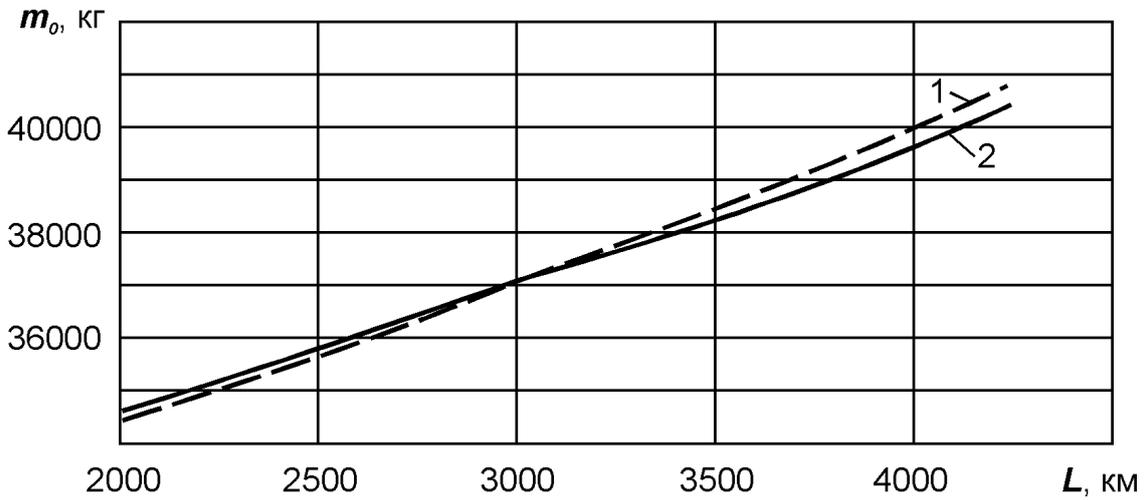


Рисунок 2.15 – Влияние дальности полета и удлинения крыла на взлетную массу самолета: 1 – $\lambda = 8$; 2 – $\lambda = 10$ ($\eta = 4$, $\chi_{н.к} = 26^\circ$, $L = 2500$ км)

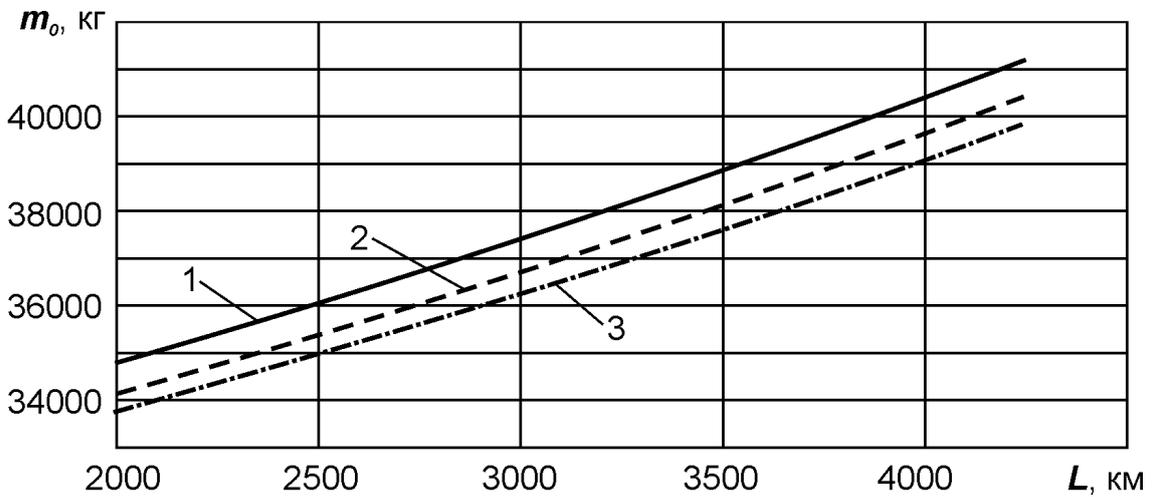


Рисунок 2.16 – Влияние дальности полета и сужения крыла на взлетную массу самолета: 1 – $\eta = 3$; 2 – $\eta = 4$; 3 – $\eta = 5$ ($\lambda = 9,6$, $\chi_{н.к} = 26^\circ$, $L = 2500$ км)

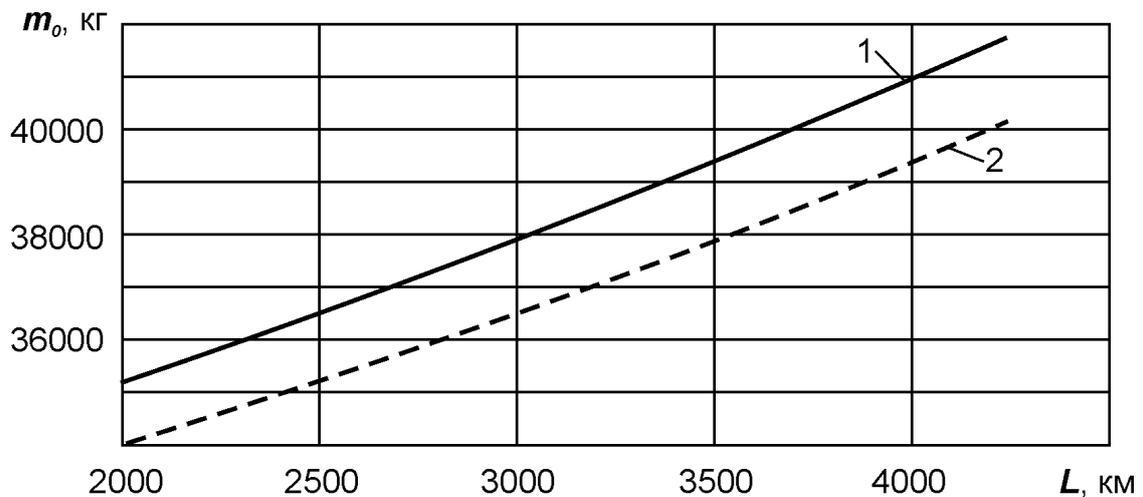


Рисунок 2.17 – Влияние дальности полета и стреловидности крыла на взлетную массу самолета: 1 – $\chi_{н.к} = 32^\circ$; 2 – $\chi_{н.к} = 24^\circ$ ($\lambda = 9,6$, $\eta = 4$, $L = 2500$ км)

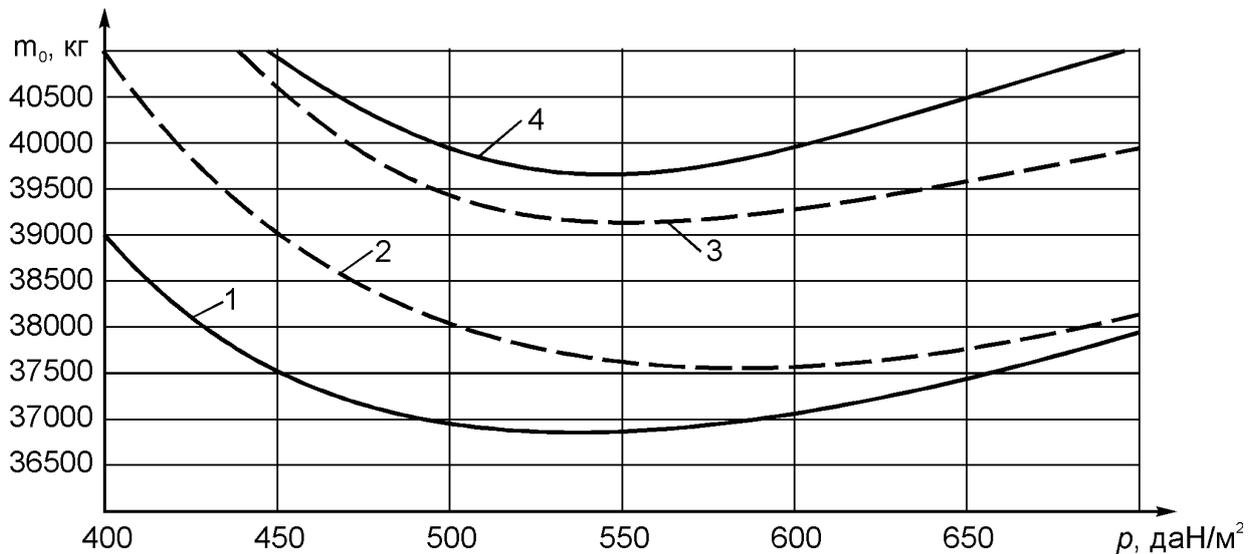


Рисунок 2.18 – Влияние удельной нагрузки и удлинения крыла на взлетную массу самолета: 1 – $\lambda = 8$, $L = 2100$ км; 2 – $\lambda = 10$, $L = 2100$ км; 3 – $\lambda = 10$, $L = 4240$ км; 4 – $\lambda = 8$, $L = 4240$ км

Сравнение предлагаемых результатов расчетов с характеристиками существующих модификаций самолетов Ан-148 дано в таблице 2.2. Погрешность расчетов взлетной массы не превышает 3,5 %, что свидетельствует о корректности полученных результатов.

Таблица 2.2 – Сравнение результатов определения взлетной массы в первом приближении с массами модификаций самолета Ан-148

Параметры самолета	Модификации самолета		
	Ан-148-100А	Ан-148-100В	Ан-148-100Е
	$L = 2100$ км $n_{nac} = 80$	$L = 3500$ км $n_{nac} = 80$	$L = 4200$ км $n_{nac} = 80$
Рассчитанная взлетная масса m'_0 , кг	38 090	41 530	42 150
Взлетная масса существующей модификации, кг	38 950	41 950	43 700
Погрешность, %	2,2	1	3,5

Заданный уровень массового совершенства конструкции предусматривается обеспечить путем широкого применения композиционных материалов (КМ). Вертикальное и горизонтальное оперение должно быть полностью выполнено из

КМ, как и носок, законцовки и вся механизация крыла (предкрылок, закрылки, элероны, триммеры и сервокомпенсаторы). Фюзеляж, кессон крыла и центроплана предусматривается изготавливать из алюминиевых сплавов, чтобы сохранить технологическую наследственность и упростить подготовку производства самолета на отечественных авиапредприятиях. Благодаря значительному применению КМ и расширенному использованию методов интегрированного проектирования с учетом усталости расчетная относительная масса конструкции выходит на 15...20 % меньше, чем существующих аналогов, при заданном проектном ресурсе планера 80 000 летных часов. Это должно обеспечить проектный срок эксплуатации самолета 30 лет при годовом налете 2800...3500 ч.

По результатам анализа ТТХ двигателя и аэродинамических характеристик самолета сделан вывод, что для обеспечения заданного уровня топливной эффективности (24,5 г/пас·км) на крейсерском режиме полета необходимо обеспечить крейсерское аэродинамическое качество самолета не ниже 18...19. Учитывая требования ТЗ по эксплуатации самолета на грунтовых и необорудованных аэродромах принято решение о расположении крыла по схеме «высокоплан» и размещении двигателей под крылом. По предыдущим расчетам для обеспечения заданной дистанции взлета необходимым является достижение взлетно-посадочного аэродинамического качества 10...12 при $C_y = 2,4$. На основе предварительных расчетов и оптимизации геометрических параметров крыла с использованием САПР принято решение о применении стреловидного крыла большого удлинения с автоматическим многосекционным предкрылком и многощелевым двухсекционным закрылком с нагрузкой на крыло до 550 даН/м². Оптимизацию проводили по аэродинамическому качеству на крейсерском режиме при условии обеспечения заданных взлетно-посадочных характеристик с учетом применения механизации. Варьируемыми параметрами были относительная толщина профиля крыла, удельная нагрузка на крыло, удлинение крыла и тип законцовки. Получена расчетная величина аэродинамического качества для крейсерского режима – 19,4. Последующие работы относительно улучшения аэродинамического совершенства самолета будут проводиться при более тщательной проработке аэродинамической компоновки путем подбора оптимальной аэродинамической и геометрической кривки крыла, а также в процессе уточнения

взаимного влияния различных агрегатов конструкции самолета.

На основании полученных значений удельной нагрузки на крыло и взлетной массы определены геометрические параметры самолета.

Площадь крыла $S = \frac{m_{0min}g}{10 \cdot p_{onm}} = 87,3 \text{ м}^2$. Размах крыла $l = \sqrt{\lambda_{onm}S} = 28,9 \text{ м}$,

Корневая хорда крыла $b_0 = \frac{2S}{l} \frac{\eta}{\eta+1} = 4,83 \text{ м}$ (для данного типа самолетов $\eta = 4$).

Концевая хорда крыла $b_k = \frac{b_0}{\eta} = 1,2 \text{ м}$. Координата носка концевой хорды крыла

относительно носка корневой хорды $x_{н.к.х} = \frac{l}{2} \text{tg} \chi_{н.к} = 13,5 \text{ м}$, где $\chi_{н.к} \approx 25^\circ$ –

стреловидность крыла по передней кромке. Средняя аэродинамическая хорда

крыла $b_a = \frac{2 \cdot (1 + \eta + \eta^2) b_0}{3\eta(1 + \eta)} = 3,4 \text{ м}$. Площадь горизонтального оперения

$S_{z.o} = \bar{S}_{z.o} S = 17,95 \text{ м}^2$, где $\bar{S}_{z.o} \approx 0,21$. Размах горизонтального оперения

$l_{z.o} = \sqrt{\lambda_{z.o} S_{z.o}} = 9,346 \text{ м}$, где $\lambda_{z.o} \approx 5$. Площадь вертикального оперения

$S_{в.о} = \bar{S}_{в.о} S = 19,91 \text{ м}^2$, где $\bar{S}_{в.о} \approx 0,2$. Длина фюзеляжа $l_\phi = \lambda_\phi d_\phi = 26,2 \text{ м}$, где

$\lambda_\phi \approx 7,8$, $d_\phi \approx 3,35 \text{ м}$.

Расположение крыла и оперения по длине фюзеляжа определяется плечами горизонтального и вертикального оперений, которые в первом приближении выбирают исходя из величины коэффициента статического момента площади гори-

зонтального оперения: $L_{z.o} = \frac{A_{z.o} b_a}{\bar{S}_{z.o}} = 20,3 \text{ м}$. Для самолетов этого класса $A_{z.o} \approx 1$.

Для самолета с высоким расположением крыла высота шасси определяется минимальным расстоянием от нижней точки фюзеляжа до поверхности взлетно-посадочной полосы. При этом высота H должна обеспечить угол опрокидывания $\phi \approx 10^\circ$ и угол вынесения главных стоек шасси $\gamma = \phi + 3^\circ$.

Полученные геометрические и массовые характеристики самолета совпадают с характеристиками самолетов ГП «АНТОНОВ» ряда Ан-148.

Согласно с полученными геометрическими параметрами разработан чертеж общего вида самолета (рисунок 2.19).

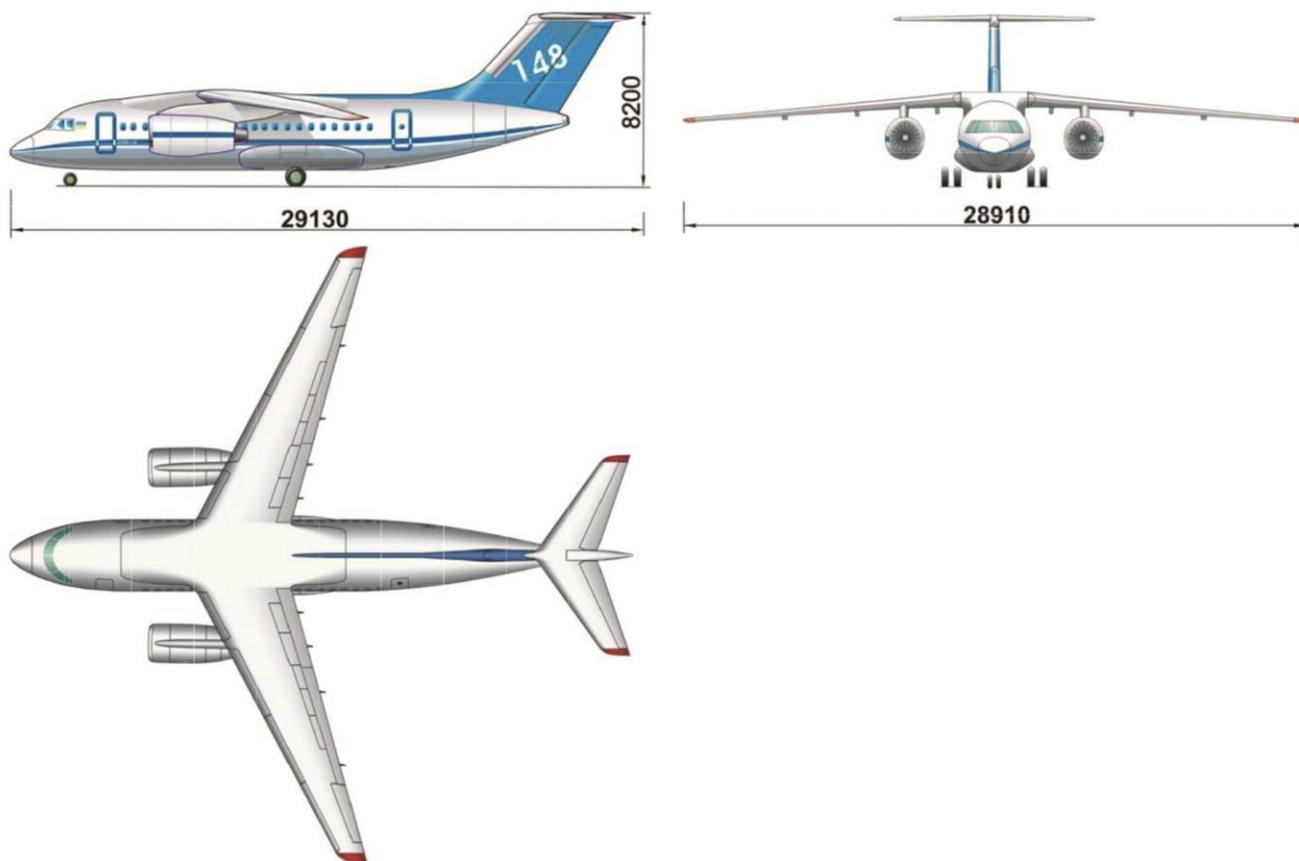


Рисунок 2.19 – Общий вид самолета

Параметрическое моделирование самолета выполнено с помощью системы Siemens NX. Были созданы модели отдельных узлов и агрегатов самолета, после чего проведена их взаимная увязка. В результате этого получена параметрическая модель мастер-геометрии проектируемого самолета (рисунок 2.20), с которой ассоциативно связаны все конструктивные элементы, которые находятся внутри самолета, в результате чего создается модель распределения пространства самолета.



Рисунок 2.20 – Параметрическая модель мастер-геометрии самолета

Поскольку этот самолет, как и самолеты ГП «АНТОНОВ» ряда Ан-148 и Ан-74, выполнен по схеме «высокоплан», при которой двигатели располагают значительно выше над поверхностью ВПП, чем двигатели аналогов (например, выполненных по схеме «низкоплан»: ERJ 170/175), то благодаря этому двигатели значительно лучше защищены от попадания в них посторонних предметов, грязи и пыли с поверхности ВПП (рисунок 2.21). Таким образом, вероятность досрочного снятия двигателя для ремонта на порядок ниже, чем в ERJ 170/175. Поэтому в отличие от конкурентов самолет может эксплуатироваться на грунтовых и заснеженных ВПП и является единственным из ближнемагистральных самолетов-аналогов, который сертифицирован на взлет и посадку с грунтовых полос.

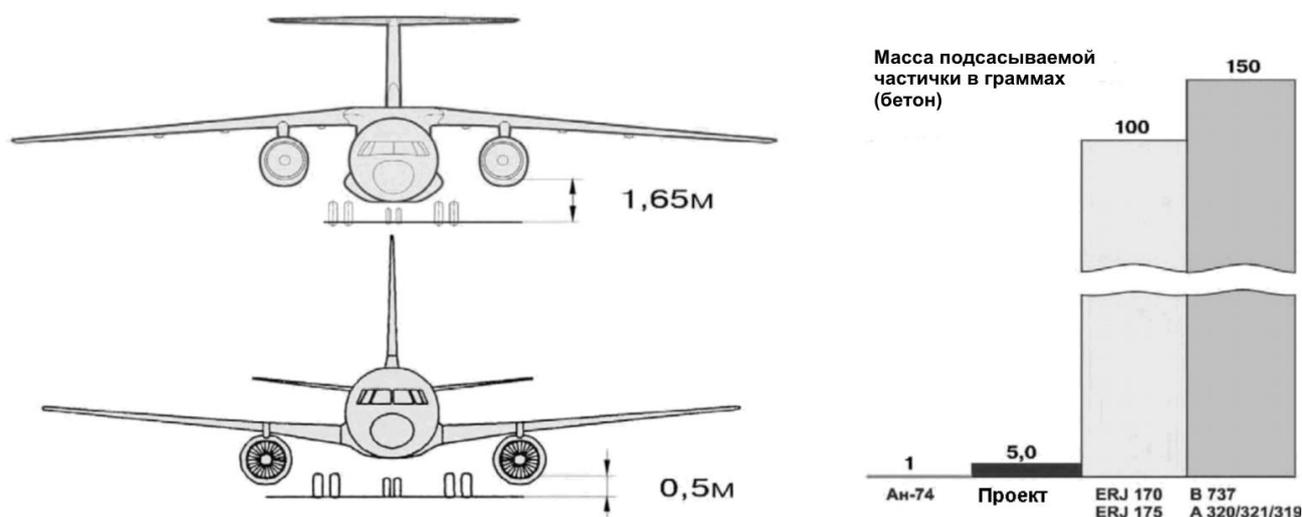


Рисунок 2.21 – Преимущества схемы «высокоплан»

Таким образом, схема самолета «высокоплан», при которой двигатель удален от ВПП на 1,65 м, обеспечивает безопасную эксплуатацию самолета на широкой сети слабо подготовленных аэродромов стран СНГ, а также в любых других регионах мира.

Кроме того, схема «высокоплан» дала возможность уменьшить высоту расположения пола пассажирской кабины над землей и применить входные двери-трап, которые всегда есть на самолете, и в открытом положении превращаются в удобную лестницу для пассажиров. Это техническое решение существенно повысило автономность применения самолета, ускорило и удешевило его эксплуатацию (ведь в аэропортах подача трапа к самолету является отдельной платной услугой).

При разработке компоновки салона обеспечен комфорт на уровне современных мировых стандартов для салонов эконом-класса с максимально возможным приближением по комфорту бизнес-класса, возможностью переоборудования и выпуска самолетов с салонами бизнес-класса и класса люкс. Стандартная компоновка пассажирской кабины рассчитана на 75 пассажиров с размещением пассажирских кресел по схеме «3+2». Кресла размещают с шагом 790 мм, ширина кресла составляет 418 мм, ширина подлокотников – 53 мм, минимальная ширина прохода – 384 мм, максимальная – 508 мм, средняя высота прохода – 1820 мм.

Компоновка кресел самолета выполнена аналогично самолетам ГП «Антонов» ряда Ан-148 по схеме «3+2» в ряду (у конкурентов – «2+2» в ряду), что дало возможность уменьшить удлинение его пассажирской кабины. Учитывая комфорт пассажиров, схема расположения кресел «3+2» является лучше, чем схема расположения кресел «2+2», что применяют на региональных самолетах Embraer и Bombardier. Из-за большой ширины и меньшей длины салона пассажирская кабина Ан-148-100 имеет более объемный вид, который приближает ее к кабинам среднемагистральных самолетов. Большее удлинение пассажирских кабин конкурентов ERJ 170/175 и CRJ 700/705 создает эффект «трубы», или «тоннеля», который негативно отражается на подсознательной оценке и ощущении пассажирами комфорта кабины в целом. Для самолетов ряда CRJ 700/705 этот эффект имеет особенно выраженный характер вследствие сильного обжатия поперечного сечения фюзеляжа, меньших высоты салона по проходу (1 890 мм против 2 000 мм) и ширины прохода (406 мм против 480 мм). Меньшая, чем у конкурентов, длина пассажирской кабины дает возможность решить проблему аварийной эвакуации пассажиров только с помощью передних и задних дверей и люков – без организации посередине фюзеляжа специальных аварийных люков. Это уменьшило массу и упростило конструкцию самолета. Входные двери 1800×1070 мм расположены по левому борту спереди салона, по правому борту – служебные двери 1651×533 мм, которые в аварийной ситуации используют в качестве аварийного выхода типа II.

Схема компоновки салона изображена на рисунке 2.22.

Кроме того, большая ширина пассажирского салона дает возможность

организовать наиболее объемные в этом классе самолетов багажные полки. Поперечные размеры полок составляют 250×665 мм / 250×560 мм, в то время как у самолетов CRJ 700/705 – 200×380 мм, а у самолетов ERJ 170/175 – 250×400 мм.

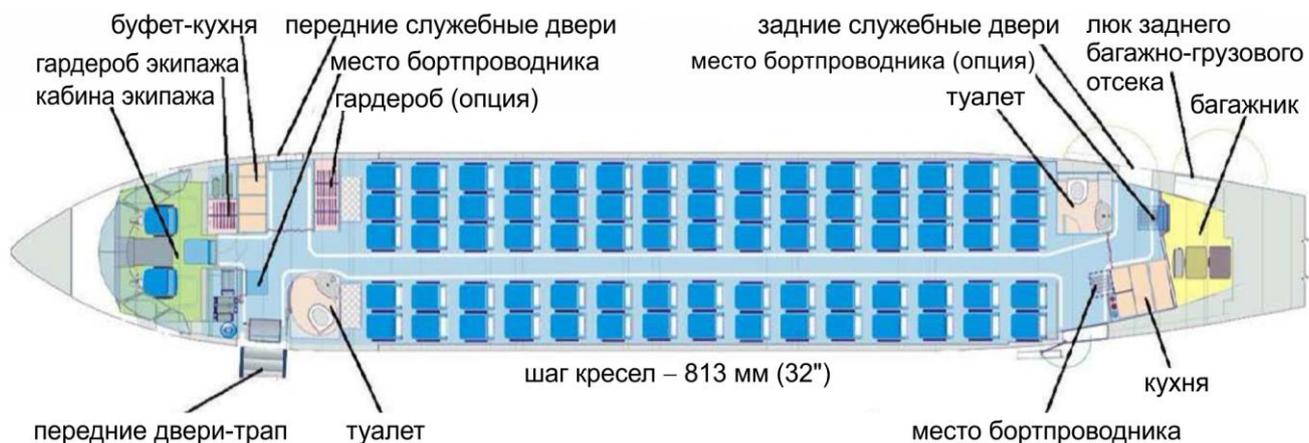


Рисунок 2.22 – Схема компоновки салона самолета на 75 пассажиров

Сравнение поперечных сечений фюзеляжей самолета Ан-148-100 и его аналогов изображено на рисунке 2.23.



Рисунок 2.23 – Сравнение поперечных сечений фюзеляжей самолета Ан-148-100 и его аналогов

Уровень фактического налета самолета – 300 летных часов за месяц (3 600 летных часов за год), это на 20 % превышает средний мировой уровень налета региональных самолетов, который составляет 3 000 летных часов за год. Высокий

уровень налета самолета обеспечивает снижение прямых эксплуатационных расходов (ПЭР) на 1 кресло-километр вместе с увеличением операционного дохода от перевозки пассажиров.

Кабину пилотов (рисунок 2.24) выполнено с учетом современных требований эргономики размещения экипажа. Бортовое оборудование представляет собой пилотажно-навигационный комплекс на цифровой основе с информационно-аналитическим обеспечением внедрения геоинформационных и GPS/ГЛОНАСС-технологий.



Рисунок 2.24 – Кабина пилотов самолета

Комплекс бортового электронного оборудования самолета состоит из систем ближней и дальней навигации, бортовой авионики, которая интегрирует в комплекс основные самолетные системы, систем радиосвязи, радиолокации для обнаружения грозных фронтов, турбулентности атмосферы и осуществления смотровой функции, системы развлечения пассажиров.

Характеристики точности пилотажно-навигационного комплекса отвечают международным требованиям (RNP, RVSM, BRNAV и PRNAV).

В состав бортового оборудования входит оборудование, которое обеспечивает такие условия эксплуатации:

- выполнение полета визуально и по приборам;
- обеспечение полета днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях, в любое время года;
- обеспечение полетов в районе аэродрома, по трассам внутри государства и по международным воздушным трассам и линиям с 5-минутным интервалом и вертикальным эшелонированием 300 м, над безориентирной и малопересеченной земной поверхностью и над акваторией при полете по трекам.

Посадка самолета должна быть обеспечена по ША категории ИКАО, высота принятия решения – 30 м.

По физико-географическим условиям полет должен выполняться над равнинной, холмистой и горной местностью в диапазоне геодезических широт от 70° северной и 55° южной, 180° по долготе.

Бортовое оборудование должно состоять из таких основных элементов:

- LCR-93 – система определения курса и положения самолета (курс-вертикаль);
- КИ-13 – магнитный компас;
- АГБ-96 – авиагоризонт;
- ИК ВСП – информационный комплекс высотно-скоростных параметров;
- РСБН-85 – радиотехническая система ближней навигации;
- DME/p-85 – самолетный дальномер (2 комплекта);
- КУРС 93М – бортовая интегрированная аппаратура навигации и посадки;
- ВСС-100 – вычислительная система самолетовождения;
- САУ – система автоматического управления;
- БВУ – блок вычислительного устройства САУ;
- ТСАС-2000 – система предотвращения столкновения в воздухе;
- АРК-25 – автоматический радиокompас;
- СО-96 – самолетный ответчик дальности;
- Р-855А – радиостанция связи.

Основными устройствами, на которых отображается пилотажная и навигационная информация, а также данные относительно основных систем самолета и силовых установок, являются цветные жидкокристаллические дисплеи с активной матрицей (AMLCD) – основной полетный дисплей (индикатор) (PFD)

и многофункциональный дисплей (MFD). В случае отказа любого индикатора возможно перераспределение информации, которая отображается, между остальными индикаторами.

Комплекс обеспечен многофункциональными пультами управления для эффективного взаимодействия пилотов и воздушного судна в целях обеспечения всех режимов полета и бесперебойного контроля аппаратуры в полете.

Целесообразно рассмотреть вопрос центровки самолета.

Расчет центровки самолета проведен в определенной последовательности.

Положения центров массы всех частей самолета, агрегатов и грузов определяют по компоновочному чертежу. При заполнении центровочной ведомости (таблица 2.3) учтены масса и положение всех агрегатов, оборудования, а также коммерческая и служебная нагрузки.

Центровочные данные представлены для таких случаев:

- 1) пустой самолет $m_{пуст} = 21$ т;
- 2) взлет, шасси выпущено, максимальная коммерческая нагрузка, $m_0 = 40$ т;
- 3) набор высоты, шасси убрано, полет на максимальную дальность, $m_0 = 40$ т;
- 4) посадка, шасси выпущено, пассажиры в передней части салона, $m_0 = 33$ т;
- 5) снижение, шасси убрано, пассажиры в хвостовой части салона, $m_0 = 33$ т.

Координаты центра массы самолета определяют как $x_{ц.м} = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i}$.

Центровку самолета рассчитывают по формуле $x = \frac{x_{ц.м} - x'_a}{b_a}$,

где $x'_a = 10\,585$ мм – координата носка САХ относительно носка фюзеляжа; $b_a = 3\,401$ мм – средняя аэродинамическая хорда. Вертикальное положение центра масс $y_{ц.м}$ определяют подобным образом.

Составляем центровочные ведомости для всех агрегатов. В таблице 2.3 приведены значения масс и координаты для взлетной конфигурации. В других конфигурациях положение центра масс шасси и масса топлива изменяются в соответствии с компоновкой. Рассмотрим наиболее характерные случаи загрузки самолета. Результаты расчетов приведены в таблице 2.4.

Таблица 2.3 – Центровочная ведомость

Наименование	m_i , кг	x_i , м	$m_i \cdot x_i$, кг·м	y_i , м	$m_i y_i$, кг·м
Конструкция планера					
Крыло	3942	11,986	47248,81	4,031	15890
Фюзеляж	4106,25	12,5	51328,13	2,333	9580
ГО	592,32	14,683	8697,035	8,079	4785
ВО	623,13	11,817	7363,527	5,618	3501
Оперение	1215,45		16060,56		8286
Шасси	1543,95		15744,28		446
Носовая стойка	308,79	2,435	751,9037	0,395	122
Основные стойки	1235,16	12,138	14992,37	0,262	324
Силовая установка	3849,14	8,062	31031,77	2,533	9750
ВСУ	80	25,897	2071,76	3,12	250
Планер	14736,79		163485,3		34202
Оборудование					
Радиолокационное оборудование	500	1,4	700	1,862	931
Радиооборудование	300,44	3,78	1135,663	1,872	562
Электрооборудование	553	3,9	2156,7	1,493	826
Электронное оборудование	296	3,2	947,2	1,603	474
Навигационное оборудование	356	3,2	1139,2	2,235	796
Кабина экипажа	334	2,1	701,4	3,03	1012
Общее оборудование	550	15,6	8580	2,364	1300
Оборудование пассажирского салона	2340	13,6	31824	2,35	5499
Масса оборудования суммарная	5229,44		47184,16		11400
Пустой самолет без экипажа, топлива, полезной нагрузки, сумма	19966,23		210669,5		55602
				1,862	931
				1,872	562
				1,493	826
Топливо					
Консоль левая	2461,63	12,195	30019,58	4,12	10142
Консоль правая	2461,63	12,195	30019,58	4,12	10142
Центроплан	955,43	10,156	9703,347	4,35	4156
Масса топлива	6188,094		73515,68	4,1	25371
Коммерческая нагрузка и экипаж	8900	13,434	119562,6	2,35	20915
Взлетная масса, шасси выпущено	35054		403747,7		122172
Координата центра масс	$x_{ц.м}$, м	11,518	$y_{ц.м}$, м	3,485	
Центровка	$\bar{x}_{ц.м}$	0,274	$\bar{y}_{ц.м}$	-0,181	

Таблица 2.4 – Характерные случаи загрузки самолета

№ п/п	Полезная нагрузка, пас.	Шасси	Топливо	$x_{ц..м}$, мм	$\bar{x}_{ц..м}$	$y_{ц..м}$, мм	$\bar{y}_{ц..м}$
1	Пассажиров нет	выпущено	Не имеет	10 551	0,31	3,485	-0,2058
2	73	выпущено	100 %	11 517	0,41	3,435	-0,1925
3	99	убрано	100 %	11 511	0,25	3,455	-0,1476
4	85	убрано	10 %	11 440	0,22	3,65	-0,1471
5	90	выпущено	10 %	11 448	0,4	3,59	-0,15

Результаты расчетов центровки изображены на рисунке 2.25 в виде диаграммы эксплуатационной центровки.

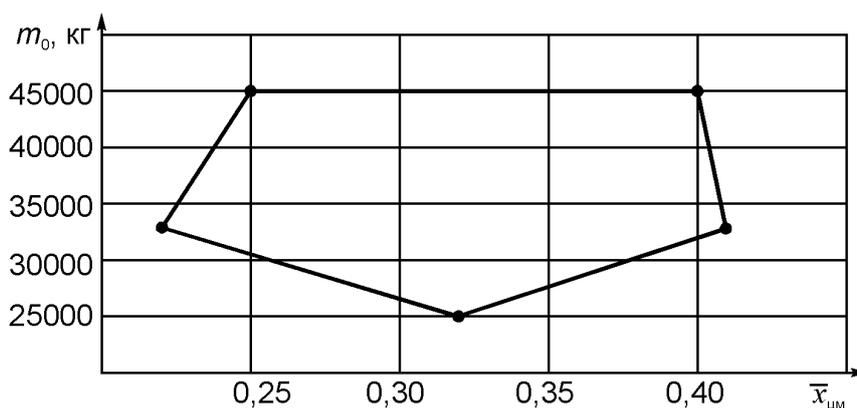


Рисунок 2.25 – Диапазон центровок самолета

Базируясь на полученных данных, сделаем предварительный вывод о статической устойчивости и управляемости самолета. Условие устойчивости самолета имеет вид

$$\bar{x}_F - \bar{x}_{ц..м.п.з} = 0,04 - 0,06,$$

где $\bar{x}_{ц..м.п.з}$ – предельно задняя центровка.

Для проектируемого самолета параметры устойчивости составляют:

- положение фокуса – 0,4625;
- предельно задняя центровка – 0,41.

Самолет является статически устойчивым и управляемым в рассмотренном диапазоне случаев загрузки самолета. Разница относительных координат

аэродинамического фокуса и предельно задней центровки составляет 0,0525.

Параметрическое моделирование самолета выполнено с помощью системы Siemens NX. Разработаны математические модели и созданы мастер-геометрии агрегатов самолета, проведена их взаимная увязка. Вследствие этого получена параметрическая мастер-геометрия проектируемого самолета (см. рисунок 2.20), с которой ассоциативно связаны все конструктивные элементы.

Разработана модель распределения пространства самолета и его агрегатов. На рисунке 2.26 изображен фрагмент модели распределения пространства крыла самолета.

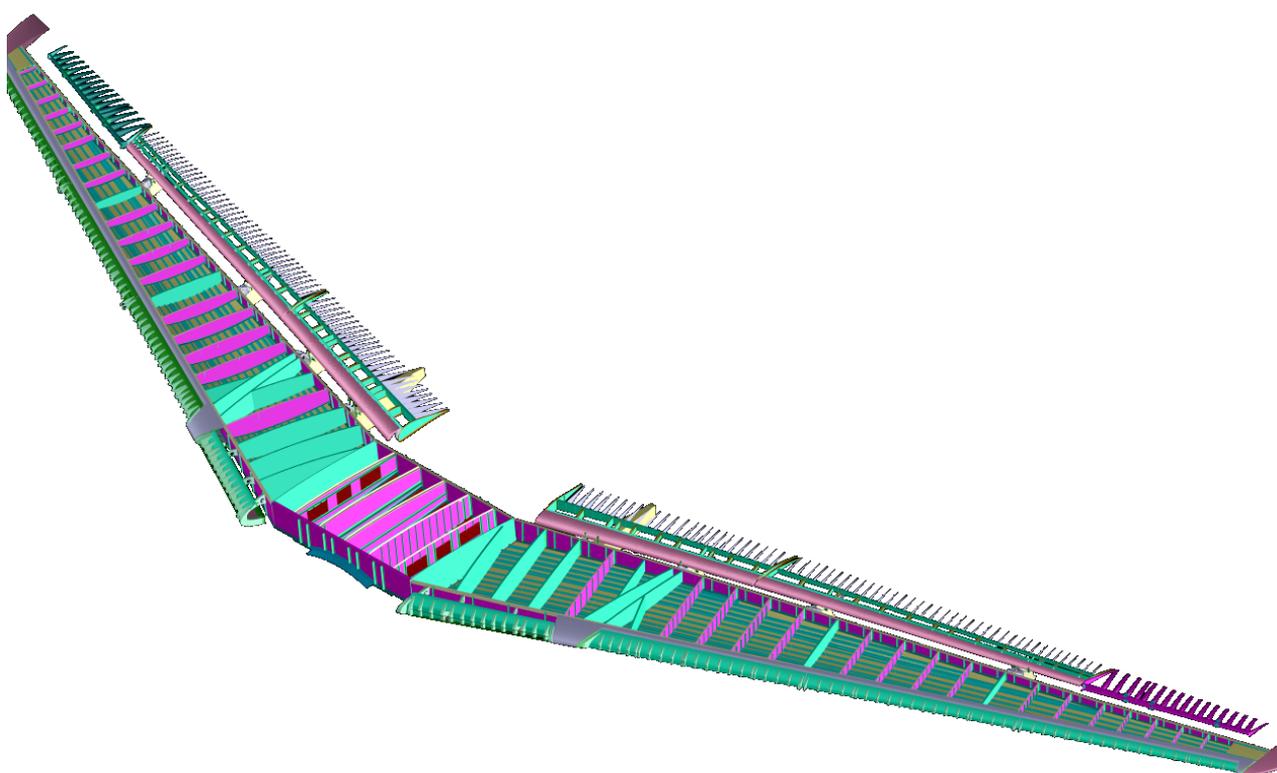


Рисунок 2.26 – Фрагмент модели распределения пространства крыла самолета

Таким образом, продемонстрирована реализация принципа создания мастер-геометрии общего вида самолета.

Реализация предлагаемого принципа проектирования агрегатов самолета позволяет кроме трехмерной компьютерной модели мастер-геометрии проектируемого самолета, разработать его модель распределения пространства. Для создания модели распределения пространства самолета необходимо решить задачи такие как: разработка конструктивно-технологического членения; панелирование; определение количества и расположения элементов конструктивно-силового

набора; решение вопроса перечня и размещения оборудования; компоновка систем; компоновка кабины экипажа и пассажирского салона для разного количества пассажиров и комфортабельности салона. Кроме того, выполняются компоновка и расчеты диапазона положения центра масс самолета в целом [76].

Следующий шаг – создание аналитических эталонов силовых элементов конструкций на базе ряда проектировочных и проверочных расчетов регулярных зон и зон конструктивных нерегулярностей. Они создаются методами аналитической геометрии с помощью интегрированных систем CAD\CAM\CAE\PLM в единой информационной среде поддержки жизненного цикла самолета. На рисунках 2.27 и 2.28 изображены аналитические эталоны верхней люковой панели центроплана и типовой нервюры консольной части крыла.

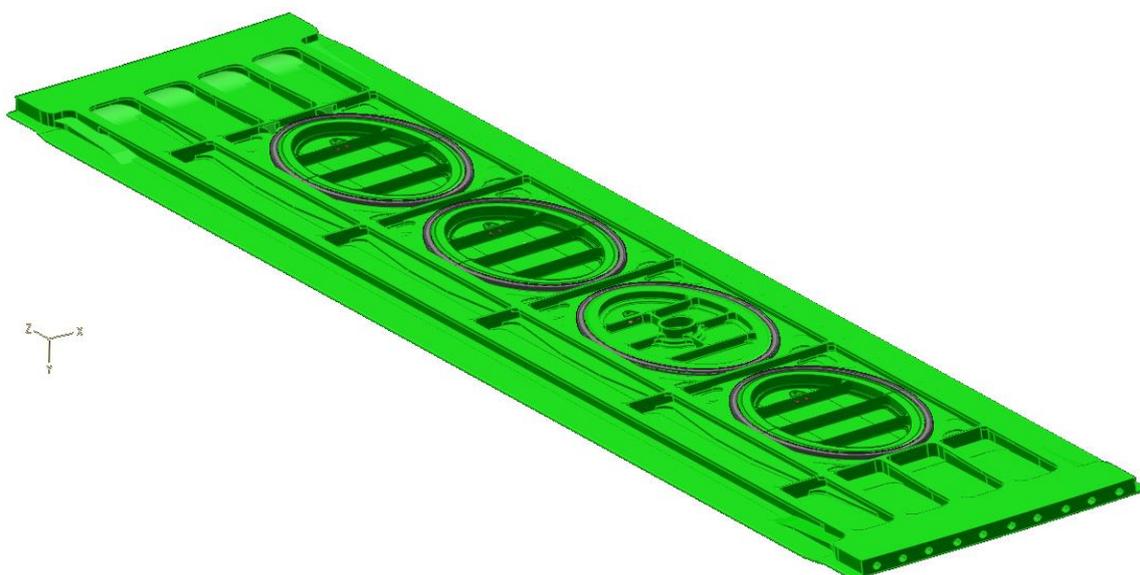


Рисунок 2.27 – Аналитический эталон верхней люковой панели центроплана

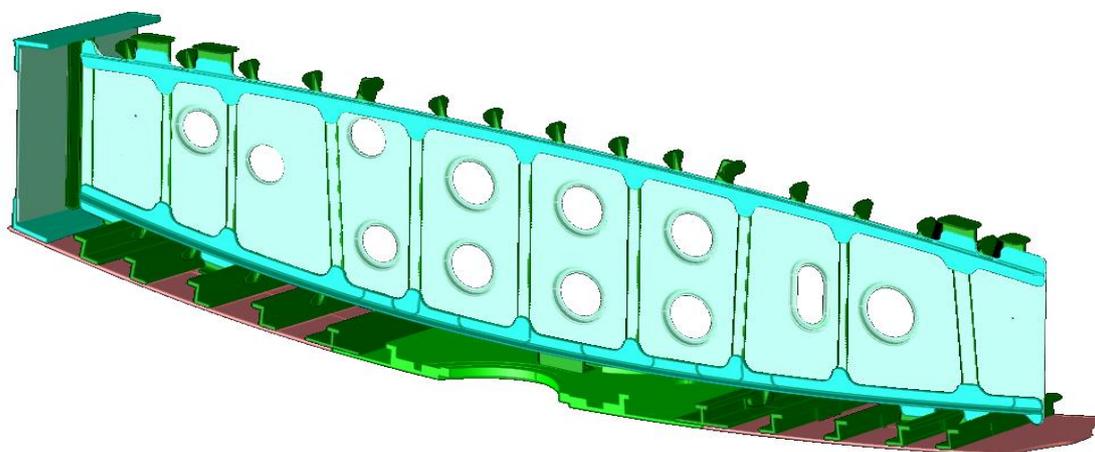


Рисунок 2.28 – Аналитический эталон типовой нервюры консольной части крыла

После определения параметров соединений в регулярных и нерегулярных зонах конструкции на основе параметрических моделей распределения пространства и аналитических эталонов деталей и составных узлов самолета созданы параметрические модели полного определения агрегатов и самолета в целом. На рисунке 2.29 изображена модель полного определения хвостового оперения, а на рисунке 2.30 – фрагмент модели полного определения регионального пассажирского самолета.



Рисунок 2.29 – Модель полного определения хвостового оперения самолета

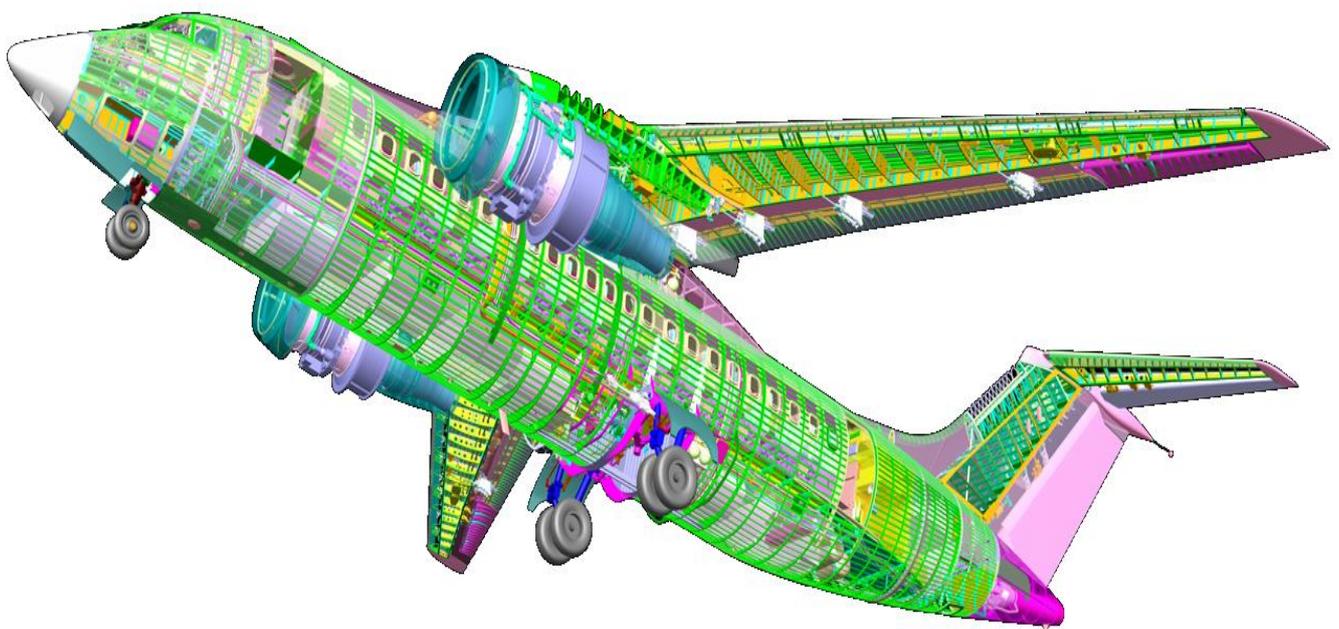


Рисунок 2.30 – Фрагмент модели полного определения самолета

Таким образом, применение предложенных концепции и принципов проектирования с помощью систем CAD\CAM\CAE\PLM в едином информационном пространстве позволяет существенно увеличить эффективность проектирования самолета в целом и его агрегатов.

Выводы

Предложены концепция и принципы интегрированного проектирования конкурентоспособных региональных пассажирских самолетов, предназначенных для перевозки пассажиров, багажа, почты и грузов на внутренних и международных авиалиниях с возможностью эксплуатации на аэродромах с искусственным покрытием и подготовленных грунтовых взлетно-посадочных полосах. Планируется, что самолет сможет заменить самолеты предыдущего поколения в парке региональных пассажирских самолетов авиакомпаний различных стран. Актуальность работ по этой тематике подтверждена потребностями современного рынка авиационных перевозок и необходимостью создания конкурентоспособной техники.

Интегрированное проектирование самолетов базируется на применении аналитических методов расчетов и интегрированных компьютерных систем CAD/CAM/CAE. Показаны их взаимосвязь и взаимозависимость. Приведены примеры создания мастер-геометрии самолета, модели распределения его пространства, аналитических эталонов.

Особенности концепции и принципов проектирования региональных пассажирских самолетов апробированы с применением параметров самолетов ГП «АНТОНОВ» ряда Ан-148.

При выполнении приведенных расчетов продемонстрировано влияние параметров общего вида на технические характеристики проектируемого самолета.

Метод проектирования проверен при определении параметров самолетов ГП «АНТОНОВ» ряда Ан-148. Сравнение результатов расчетов по предложенному методу с параметрами существующих самолетов ряда Ан-148 свидетельствует о корректности разработанного метода и результатов расчетов.

Самолет характеризуется современной аэродинамической конфигурацией,

использованием экономичных двигателей. Современное пилотажно-навигационное оборудование и оборудование радиосвязи, многофункциональных индикаторов, электродистанционной системы управления полетом дают возможность использовать его на любых воздушных трассах, в простых и сложных метеоусловиях, днем и ночью, а также на маршрутах с высокой интенсивностью полетов при высоком уровне комфорта экипажа.

Комфорт пассажиров обеспечивается на уровне среднестатистического комфорта на магистральных самолетах и достигается рациональной компоновкой и составом сервисных помещений, глубокой эргономичной оптимизацией общего и индивидуального пространства пассажирского салона. Самолет полностью удовлетворяет нормам летной годности АП-25.

По сравнению с Ту-134 самолет имеет:

- значительно высший уровень комфорта пассажиров (75 мест, расположенных на расстоянии между рядами 812 мм против 76 мест с расстоянием между рядами 750 мм);
- почти в 1,8 раза большую максимальную дальность полета (4240 км против 2400 км) при практически одинаковой пассажировместимости;
- значительно меньшую необходимую длину ВПП (1950 км против 2500 км.);
- в 1,55 раз меньший расход топлива за 1 ч (1650 кг против 2550 кг).

Высокий технический уровень, заложенный при проектировании самолета, в частности его аэродинамическое и массовое совершенство, дал возможность спроектировать крыло, площадь которого в 1,46 раза меньше площади крыла самолета Ту-134. Это, а также компоновка с двигателями, размещенными на пилонах под крылом, а не в хвостовой части фюзеляжа, дают возможность минимизировать габаритные размеры самолета, что уменьшило на 27 % необходимую для него площадь стоянки по сравнению с Ту-134. Максимальную взлетную массу самолета удалось снизить на 8 % по сравнению с массой Ту-134.

Основные преимущества самолета в сравнении с аналогами, которые эксплуатируются в данное время на мировом рынке (ERJ 170LR, ERJ 175LR, CRJ 700LR, CRJ 705ER):

- возможность эксплуатации на аэродромах с слабоподготовленными ВПП;

- автономность эксплуатации (наличие дверей-трапа);
- высокая защищенность двигателей от повреждения посторонними предметами;
- высокий уровень комфорта для пассажиров (на уровне магистральных самолетов);
- большие багажные полки (на уровне магистральных самолетов);
- низкая цена сравнительно с ERJ170/175 и CRJ700/705;
- низкие прямые эксплуатационные расходы в сравнении с ERJ170/175 и CRJ700/705;
- высокая эффективность эксплуатации сравнительно с ERJ170/175 и CRJ700/705.

Результаты расчетов свидетельствуют о том, что все основные технические характеристики самолета лучше по сравнению с характеристиками самолетов-аналогов фирм Embraer и Bombardier. Кроме того, самолет имеет много преимуществ, таких, как возможность эксплуатации на аэродромах с малоподготовленными и грунтовыми ВПП, наличие дверей-трапа, высокая защищенность двигателей от повреждения посторонними предметами, высокий уровень комфорта пассажиров и большие багажные полки, высокая эффективность эксплуатации.

Эти преимущества обеспечивают высокий уровень конкурентоспособности самолета на мировом рынке.

2.2 КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ СЕМЕЙСТВА РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Разработка и создание семейства реактивных региональных пассажирских самолетов с заданными тактико-техническими требованиями, обеспечивающими технический уровень их совершенства, превышающий уровень отечественных и зарубежных самолетов аналогичного класса, обеспечивается на основании разработки новых концепций, к которым относится и концепция создания силовой установки [62]. Она заключается в разработке и создании силовой установки с двухконтурными двигателями с высокой степенью двухконтурности в соответствии с требованиями Раздела Е Норм летной годности самолетов

транспортной категории (АП-25 [79]), которые обеспечивают удельный расход топлива на максимальном крейсерском режиме до 61,61 кг/кН·ч.

2.2.1 Описание систем силовой установки

Силовая установка (СУ) самолетов Ан-148-100/Ан-158 (рисунок 2.31) состоит из двух маршевых газотурбинных двигателей Д-436-148 (рисунок 2.32) высокой степени двухконтурности, которые разработаны Государственным предприятием «Ивченко-прогресс» и изготовлены Акционерным обществом «Мотор СИЧ», вспомогательной силовой установки (ВСУ) с двигателем АИ-450 МС (рисунок 2.33), а также систем, обеспечивающих работу отмеченных двигателей (системы управления и контроля, системы снабжения топливом, системы смазки и суфлирования, системы запуска).

Трехвальный турбореактивный двухконтурный двигатель Д-436-148 (см. рисунок 2.32) состоит из пятнадцатиступенчатого компрессора, промежуточного корпуса, кольцевой камеры сгорания, пятиступенчатой турбины, реверсивного устройства во внешнем (вентиляторном) корпусе и разделительных нерегулируемых исходных сопел внешнего и внутреннего контуров.



Рисунок 2.31 – Современные региональные пассажирские самолеты Ан-148 и Ан-158



Рисунок 2.32 – Двигатель высокой степени двухконтурности Д-436-148



Рисунок 2.33 – Газотурбинный двигатель AI-450-MS

Компрессор двигателя – осевой, трехкаскадный. Состоит из вентилятора, дозвуковой подпорной ступени вентилятора, околозвуковых компрессора низкого давления (КНД) и дозвукового компрессора высокого давления (КВД). КНД и КВД имеют клапаны перепуска воздуха.

Камера сгорания – с жаровой трубой кольцевого типа, с восемнадцатью одноканальными топливными форсунками (четыре из них – аэрофорсунки). На корпусе камеры сгорания установлены два воспламенителя факельного типа со свечами зажигания.

Турбина – реактивная, трехкаскадная, состоит из одноступенчатой турбины высокого давления (ТВД), одноступенчатой турбины низкого давления (ТНД) и трехступенчатой турбины вентилятора (ТВ). Каждая из турбин приводит во вращение соответствующий ротор компрессора.

Роторы вентилятора, КНД и КВД связаны между собой только газодинамично и имеют разные оптимальные для них частоты вращения.

Реверсивное устройство (РУ) – решетчатого типа, кольцевое, с неподвижными решетками и двенадцатью створками, которые перекрывают во время реверсирования канал внешнего контура двигателя.

На двигателе установлены датчики и сигнализаторы, которые обеспечивают измерение текущих значений параметров работы двигателей и их систем, а также выдачу сигналов о нормальной работе двигателей и их систем или об отклонениях, которые возникли в работе.

На каждом двигателе установлены гидравлический насос НП-148 (основной источник давления гидравлического комплекса), привод-генератор ГП-21 (основной источник электроэнергии 200/115 В). Для потребностей самолетных систем предусмотрен постоянный отбор воздуха от двигателя во всех условиях эксплуатации.

Система запуска – воздушная, автоматическая, состоит из электронной, воздушной и топливной систем.

Автоматическое включение и отключение по заданной циклограмме всех агрегатов, которые принимают участие в процессе запуска, проводится по командам системы автоматического управления силовой установкой САУ СУ-148.

Воздух для запуска двигателей отбирается от бортовой вспомогательной силовой установки (ВСУ), аэродромного источника или от ранее запущенного двигателя. Раскручивание ротора высокого давления осуществляется воздушным стартером СВ-36-1.

Управление двигателями и контроль за их работой обеспечиваются с помощью САУ СУ-148 в ручном и автоматическом режимах работы.

Информация о контроле каждого двигателя передается электронным блоком управления и контроля БУК-148 по региональным линиям связи в системы самолета.

На борту установлен резервный индикатор контроля параметров двигателя ИПСУ-148, на котором отображается информация об основных параметрах работы двигателей.

Доступ к двигателю, узлам и агрегатам осуществляют через откидные крышки капотов и эксплуатационные люки гондолы и пилона. Техническое обслуживание узлов и агрегатов, размещенных в верхних отсеках гондолы и в пилоне, проводят со стремянок. Узлы и агрегаты, расположенные снизу двигателя, обслуживают с земли.

Двигатель крепят к силовому каркасу пилона с помощью переднего и заднего узлов подвески, смонтированных на двигателе (рисунок 2.34).

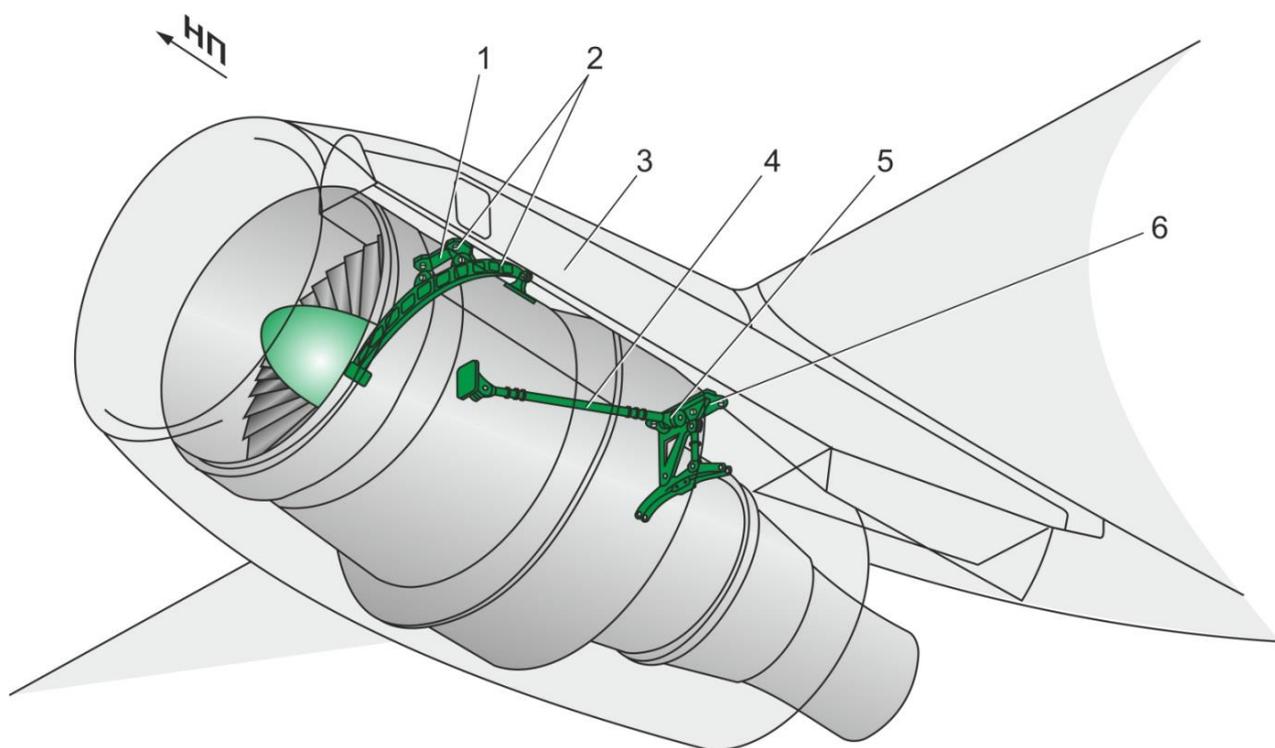


Рисунок 2.34 – Схема установки двигателя:

- 1 – узел передней подвески (часть конструкции самолета); 2 – кронштейн;
- 3 – пилон мотогондолы двигателя; 4 – штанга съема тяги двигателя;
- 5 – узел задней подвески (часть конструкции двигателя); 6 – кронштейн

В конструкции подвески двигателя предусмотрены элементы резервирования переднего и заднего узлов подвески двигателя.

При замене двигатель снимают с пилона вместе со смонтированными на нем съемной частью гондолы и агрегатами.

Основные преимущества двигателя:

- низкий удельный расход топлива и малая удельная масса;
- высокая надежность, predeterminedная многолетним опытом эксплуатации двигателя Д-36 аналогичного класса;
- низкие уровни шума и эмиссий;
- простота обслуживания и высокая эффективность системы контроля и диагностики;
- наличие универсальной подвески, что позволяет без изменений конструкции двигателя применять его на разных самолетах, размещая двигатель под или над крылом, в фюзеляже самолета или с обеих его сторон;
- низкие эксплуатационные расходы при длительном сроке службы.

Опыт, который накоплен во время разработки самолетов Ан-140 и Ан-70, анализ силовых установок зарубежных самолетов (Airbus, Boeing, Gulfstream и т. п.), а также тесное сотрудничество с Национальным аэрокосмическим университетом им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Национальным авиационным университетом и Уфимским государственным авиационным техническим университетом позволили создать силовую установку, которая имеет ряд преимуществ и позволяет эффективно эксплуатировать самолеты Ан-148-100/Ан-158.

Силовая установка позволяет эксплуатировать самолеты Ан-148/Ан-158 на высотных аэродромах – по высоте базирования 4100 м.

2.2.2 Мотогондола самолетов Ан-148/Ан-158

Мотогондола маршевой двигательной установки (МДУ) предназначена для формирования газоздушного тракта, защиты двигателя и систем, установленных на нем, от атмосферных осадков, аэродинамического обтекания МДУ, а также для обеспечения снижения уровня шума на местности и огнестойкости двигательной установки.

Мотогондола самолетов Ан-148-100/Ан-158 с двигателем Д-436-148 состоит

(рисунок 2.35) из воздухозаборника, капота вентилятора, обтекателя реверса, сопла вентилятора и капота газогенератора.

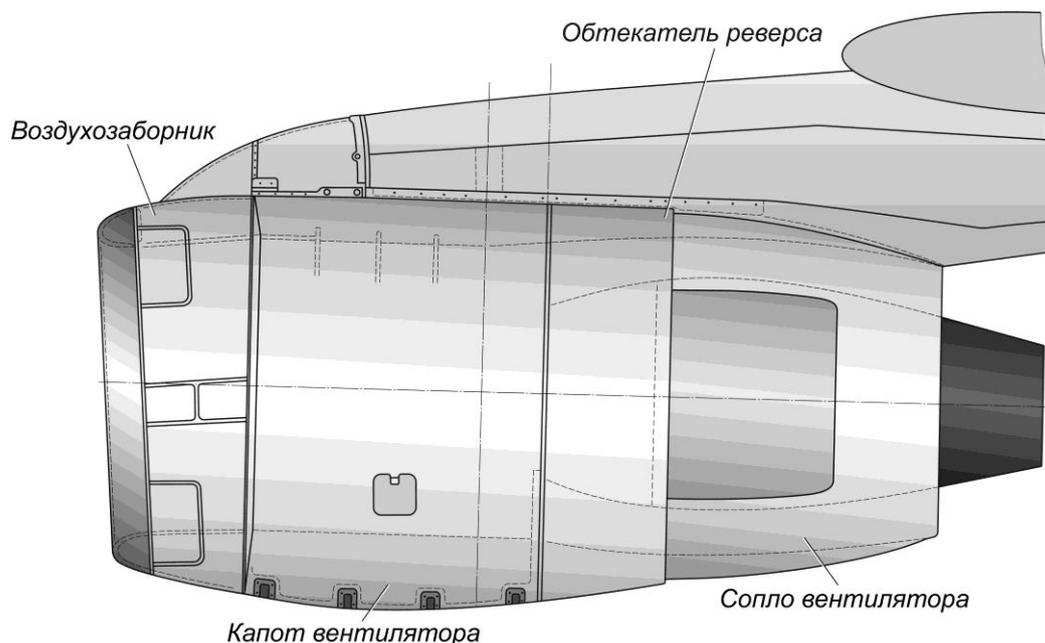


Рисунок 2.35 – Схема мотогондолы двигателя

При проектировании мотогондолы был осуществлен ряд научно-технических работ относительно снижения уровня шума на местности по нормам стандарта ICAO Раздел 4. Во время проведения этих работ были рассмотрены разные по геометрическим параметрам двухслойные (воздухозаборник) и однослойные (сопло вентилятора, капот газогенератора) звукопоглощающие конструкции (ЗПК) акустического заполнителя. Оценка акустической эффективности ЗПК подтвердила соответствие нормам стандарта ICAO Раздел 4, а наибольшее снижение шума самолета обнаружили при взлетном режиме работы двигателя. Результаты проведенных работ отображены в научно-техническом отчете ФГУП ЦАГИ «Разработка систем шумоглушения для силовых установок самолетов Ан-74ТК-300 с двигателями Д-36 серии 4А и Ан-148 с двигателями Д-436-148, обеспечивающими снижение уровней шума на местности до норм Главы 4 стандарта ICAO».

В конструкции капота вентилятора, обтекателя реверса и капота газогенератора были применены композиционные материалы (КМ), армированные металлической сеткой, которая обеспечивает огнестойкость мотогондолы.

Для подтверждения соответствия типовой конструкции агрегатов гондолы

маршевой двигательной установки требованиям п. 25.1193(е) СБ-148 в вопросе огнестойкости были проведены испытания огнем разных образцов фрагментов мотогондолы. Во время испытаний была подтверждена способность агрегатов мотогондолы из КМ, армированных металлической сеткой, препятствовать на протяжении 15 мин. сквозному проникновению пламени с температурой $T = (1100 \pm 50) ^\circ\text{C}$ и плотностью теплового потока $P = (10,5 \pm 0,315) \text{ Вт/см}^2$ при одновременном влиянии вибрации частотой 25 Гц и амплитудой колебаний 0,8 мм и перегрузкой 2g, что отвечает требованиям п. 25.1193(е) СБ-148. Материалы испытаний отображены в Акте № 148.98.0989.001ДЗ «Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Сертификационные огневые испытания типовых элементов капотов МДУ».

Впервые в конструкции агрегатов мотогондолы из КМ применена медная «молниезащитная» сетка, предназначенная для защиты систем и агрегатов, установленных на двигателе, от молнии и HIRF. Результаты испытаний подтвердили соответствие конструкции мотогондолы двигателя требованиям п. 25.581, п. 25.1316 СБ-148 и отображенные в отчете о научно-исследовательской работе «Определение наводимых молнией напряжений в электроцепях систем и оборудования СУ самолета Ан-148».

Корпус воздухозаборного устройства мотогондолы двигателя спроектирован таким образом, что представляет собой замкнутую оболочку из КМ двухслойной конструкции акустического заполнителя. Технология изготовления такой конструкции позволила повысить газодинамические характеристики воздухозаборного устройства, увеличить площадь ЗПК, уменьшить вес и повысить эксплуатационную технологичность.

Проектирование мотогондолы двигателя Д-436-148 самолетов Ан-148-100/Ан-158 выполнялось с использованием передовых программ трехмерного проектирования и системы управления проектами EPD Connect, что дало возможность выполнить увязку систем и агрегатов на этапе рабочего проектирования. Использование трехмерного проектирования позволило сократить срок выпуска конструкторской документации и повысить ее качество.

2.2.3 Система управления маршевыми двигателями

Применена электронная система автоматического управления (САУ) с

полным соответствием типу FADEC, что позволяет реализовать законы управления с высокой точностью, которые обеспечивают работу двигателя с максимальным коэффициентом полезного действия.

На Ан-148-100/Ан-158, в отличие от рассмотренных зарубежных самолетов, при отказе основной САУ маршевого двигателя не происходит выключение двигателя, а осуществляется переход на гидромеханическую систему управления, которая обеспечивает работу двигателя на двух фиксированных режимах, выбранных из условий обеспечения безопасности взлета, продолжения крейсерского полета и выполнения посадки.

Основная САУ маршевых двигателей имеет встроенную систему контроля, которая позволяет выполнять постоянный контроль датчиков и агрегатов двигателя. Для повышения эксплуатационных качеств самолета реализована выдача информации о текущих отказах САУ двигателя в соответствии с их влиянием на безопасность выполнения полета и регламента обслуживания самолета.

В целях реализации режимов автоматического самолетовождения, в том числе и заход на посадку по ША категории ICAO, на самолетах Ан-148-100/Ан-158 реализовано прямое автоматическое управление тягой силовой установки по сигналам от САУ самолета аналогично самолетам Airbus, при этом перемещения рычага управления двигателя (РУД) в режиме слежки используют для контроля режима работы двигателей, который задается САУ самолета.

Для обеспечения торможения самолетов на пробеге и при выполнении прерванного взлета каждый из маршевых двигателей оборудован реверсивным устройством с электронно-гидравлическим управлением.

Для контроля за техническим состоянием каждого из двигателей, в том числе и состояния его вибрации, используют электронный блок контроля двигателя со встроенным модулем контроля вибрации. Для превращения сигналов, которые передаются от датчиков вибрации двигателя в модуль контроля вибрации, на двигателе установлен отдельный электронный преобразователь.

Для интеграции систем автоматического управления и контроля каждого маршевого двигателя с системами самолета установлен отдельный электронный блок управления и контроля, при этом для сокращения количества связей взаимодействие компонентов выполнено с использованием цифрового последовательного кода.

Для контроля параметров работы силовой установки при отказе основных средств индикации в кабине экипажа установлен резервный индикатор, который отображает минимальный набор параметров работы каждого маршевого двигателя.

2.2.4 *Вспомогательная силовая установка*

На самолетах Ан-148-100/Ан-158 как вспомогательная силовая установка (ВСУ) применен вспомогательный газотурбинный двигатель АИ-450-МС (см. рисунок 2.33) с приводом служебного компрессора от свободной турбины, которая исключает влияние переменных отборов мощности и воздуха на режим работы двигателя, который обеспечивает минимизацию расходов топлива.

Вспомогательная силовая установка состоит из двигателя АИ-450-МС, элементов крепления двигателя, входного устройства, воздухозаборника, противопожарного экрана, системы воздушного охлаждения и выхлопного устройства. Схема ВСУ изображена на рисунке 2.36.

ВСУ является вспомогательным энергоузлом самолета, который обеспечивает:

- воздушный запуск двигателей Д-436-148 в диапазоне температур окружающей среды от минус 60 °С до +50 °С на аэродромах, расположенных на высоте 4 500 м над уровнем моря, и в полете в аварийной ситуации на высоте 8 000 м;
- снабжение сжатого воздуха в системе кондиционирования и противообледенительной системы самолета на земле до 4 500 м и в полете до 12 000 м в аварийной ситуации;
- питание бортовой сети самолета электроэнергией переменного тока на земле на высоте 4 500 м над уровнем моря и в полете на высоте до 12 000 м в аварийной ситуации.

ВСУ является работоспособной в диапазоне температур от минус 60 °С до +50 °С у земли и в полете от минимальных арктических до максимальным тропических широт на всех высотах полета самолета.

Отсек ВСУ расположен в хвостовой части фюзеляжа между шпангоутами № 45 и № 48. Доступ к двигателю для обеспечения быстрой замены двигателя, удобства обслуживания и контролепригодности осуществляется через отверстие,

которое закрывается двумя крышками с жалюзи для вентиляции отсека вспомогательной силовой установки.

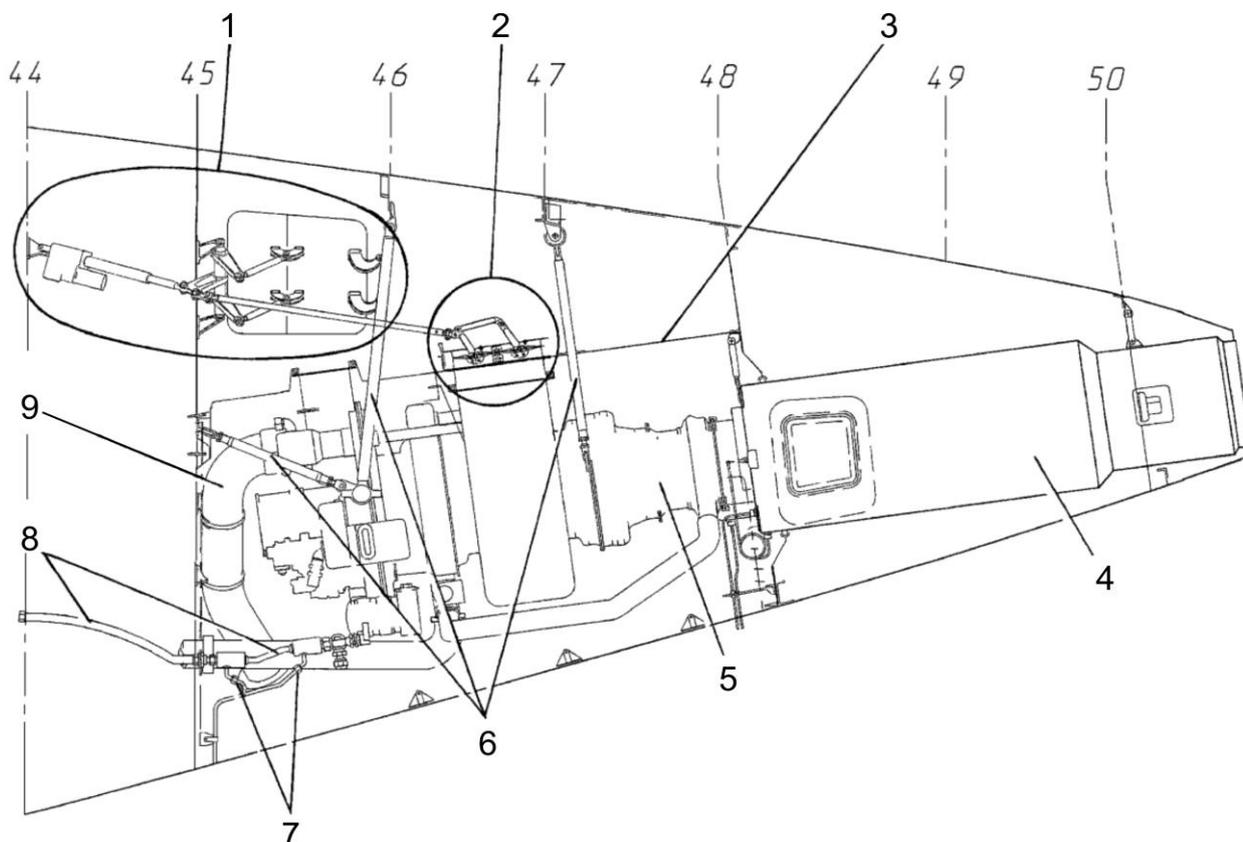


Рисунок 2.36 – Схема крепления вспомогательной силовой установки:

- 1 – входное устройство; 2 – воздухозаборник ВСУ; 3 – противопожарный экран;
4 – выхлопное устройство; 5 – двигатель АИ-450-МС;
6 – система крепления ВСУ; 7 – дренажные трубопроводы; 8 – топливные
трубопроводы; 9 – патрубок сброса воздуха из вентилятора ВСУ

В полете при неработающем двигателе ВСУ отсек обогревается воздухом, который отбирают от системы кондиционирования воздуха.

Двигатель АИ-450-МС представляет собой двухвальный газотурбинный двигатель со служебным компрессором, с системой отбора воздуха и механической мощности на привод генератора переменного тока.

В состав двигателя входят компрессор, камера сгорания, турбина, служебный компрессор с турбиной, входное устройство, коробка приводов, агрегаты и системы двигателя. На двигателе установлен генератор переменного тока мощностью 40 кВ·А.

Запуск двигателя – автоматический по командам со щитка запуска ВСУ.

ВСУ имеет автономную топливную систему. Топливо к двигателю подается из топливной системы самолета.

Масляная система также автономная, выполненная в виде нормальной замкнутой схемы с циркуляцией масла через маслобак и обеспечивает смазку и охлаждение опор роторов, деталей и узлов двигателя, которые вращаются и трутся.

Двигатель оборудован автоматической системой управления в зависимости от режима работы. В систему управления ВСУ входит блок управления и контроля БУК МС-2.

Управление ВСУ – электродистанционное, с пульта установленного в кабине экипажа. Параметры работы, сигналы состояния ВСУ отображаются на комплексном индикаторе систем и сигнализации (КИСС) и многофункциональном индикаторе комплексной системы электронной индикации и сигнализации. Система управления предусматривает автоматическую остановку двигателя ВСУ за предельными параметрами, как при запуске, так и при работе.

Запуск двигателя осуществляется от аккумуляторных батарей самолета или от наземного источника постоянного тока напряжением 27 В нажатием на кнопку «ЗАПУСК» с последующим управлением запуском блоком управления и контроля БУК МС-2.

Для отведения отработанных газов и перепускаемого воздуха, а также для снижения шума ВСУ оборудована выхлопным патрубком с шумоглушителем.

2.2.5 Система управления вспомогательной силовой установки

Для управления ВСУ применена электронная система автоматического управления с полной ответственностью типа FADEC с интегрированной системой контроля, что позволяет реализовывать законы управления с высокой точностью и обеспечивает работу двигателя с максимальным КПД.

2.2.6 Топливоизмерительная система

На самолетах Ан-148-100/Ан-158 установлена топливоизмерительная цифровая система отечественного производства ТИС-158 разработки ПАО НТК «ЭЛЕКТРОНПРИЛАД» (рисунок 2.37).

Система ТИС-158 создана на современной элементной базе с использованием новых линейных электроемкостных датчиков топливоизмерения и светодиодных сигнализаторов уровня топлива. По эксплуатационным характеристикам и точности измерения система отвечает новейшим мировым разработкам.

В отличие от предыдущих аналогов система ТИС-158 обеспечивает:

– контроль состояния агрегатов топливной системы, измерительных каналов, датчиков и сигнализаторов топливомера без использования вспомогательной аппаратуры средствами встроенного контроля. Сравнительно с аналогами система ТИС-158 обеспечивает повышенную эксплуатационную технологичность средствами встроенного контроля исправности с глубиной по конструктивно съемному элементу и точность измерения;

– выведение информации о количестве топлива. Состояние агрегатов топливной системы и предупредительной сигнализации реализуется с помощью средств экранной индикации, установленной в кабине экипажа (концепция «стеклянной кабины»). Управление агрегатами топливной системы осуществляется с пульта контроля и управления ПКУ-158, реализованного по принципу «темной кабины», что значительно упрощает эксплуатацию системы;

– удобную, своевременную и наглядную информацию экипажа на экранах комплексного индикатора систем и сигнализации (КИСС) и многофункциональном индикаторе в случае необходимости вмешательства в работу топливной системы при возможных функциональных отказах топливных агрегатов. Системой ТИС-158 предусмотрена возможность управления в полете топливными агрегатами системы заправки в случае необходимости использования всего запаса топлива или выравнивания дисбаланса топлива в баках при отказе двигателя и крана кольцевания, что значительно повышает безопасность полета;

– достижение требуемой точности измерения количества топлива с помощью программного обеспечения, которое при выполнении расчетов учитывает не только геометрию баков-кессонов и их внутреннюю конструкцию, прогиб и крутку крыла под действием аэродинамических сил, но и угол тангажа и крена самолета в полете. Предусмотрена возможность ввода параметров топлива перед проведением заправки. Погрешность измерения и выдачи информации о количестве топлива в каждом баке и суммарного количества топлива на

крейсерском режиме полета с углом крена $\pm 3^\circ$ и тангажа $\pm 3^\circ$ составляет не более $\pm 2,5\%$ от максимально измеряемого количества топлива в баке;

– автоматическое предупреждение экипажа о достижении значения температуры топлива в баке температуры начала кристаллизации, дисбаланс топлива и его устранение, резервный остаток топлива;

– автоматическое предупреждение экипажа и системы управления о начале выработки топлива из расходного отсека для снижения скорости самолета для безопасного завершения полета;

– система ТИС-158 соответствует требованиям квалификационного базиса, составленного с учетом АП-21, АП-25, КТ-178В, КТ-160D.

2.2.7 Система противопожарной защиты

При создании системы противопожарной защиты (СПЗ) самолетов Ан-148/Ан-158 (рисунок 2.38) был проведен анализ систем отечественных и зарубежных региональных самолетов. В результате проведенного анализа была выбрана наиболее оптимальная принципиальная схема, которая соответствует современным требованиям.

Для обеспечения постоянного автоматического контроля исправности сигнализаторов пожара/перегрева в полете и на земле, а также для увеличения ресурса системы было принято решение использовать линейные пневматические сигнализаторы фирмы «MEGGITT».

Для контроля и управления системой пожарной защиты самолетов семейства Ан-148/Ан-158 был спроектирован блок системы пожарной защиты БКУ-СПЗ.

Блок БКУ-СПЗ на всех режимах работы и контроля обеспечивает постоянный автоматический контроль исправности всех единиц СПЗ и обработки сигналов, поступающих от сигнализаторов дыма, пиропатронов и сигнализаторов минимального давления огнетушителей.

Блок БКУ-СПЗ отвечает требованиям DO-160D, КТ-178В, одобрен Укравиатрансом и АР МАК согласно АПУ-21 и АП-21 с учетом Директивных писем АР МАК № 1-96 № 3-97 и имеет Свидетельства летной годности Укравиатранса и АР МАК.

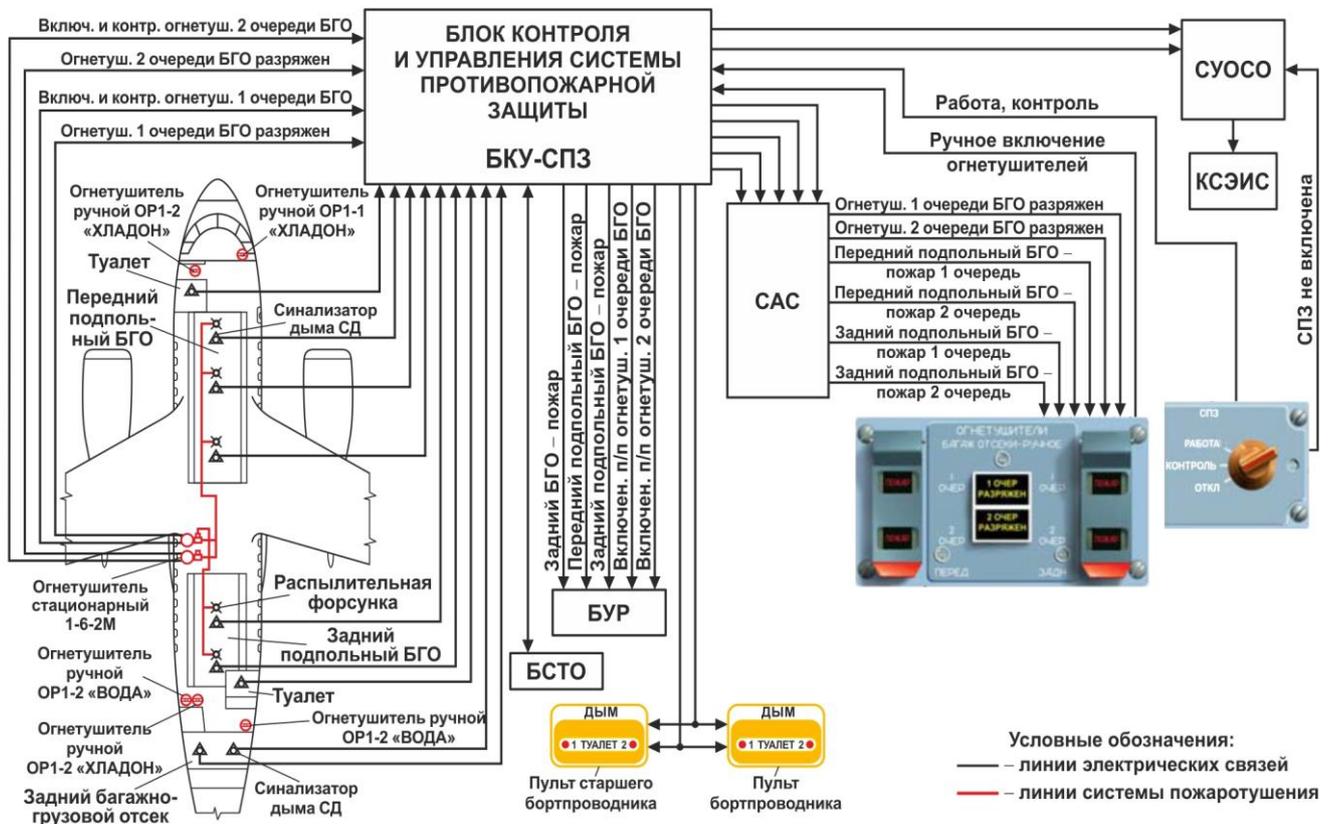
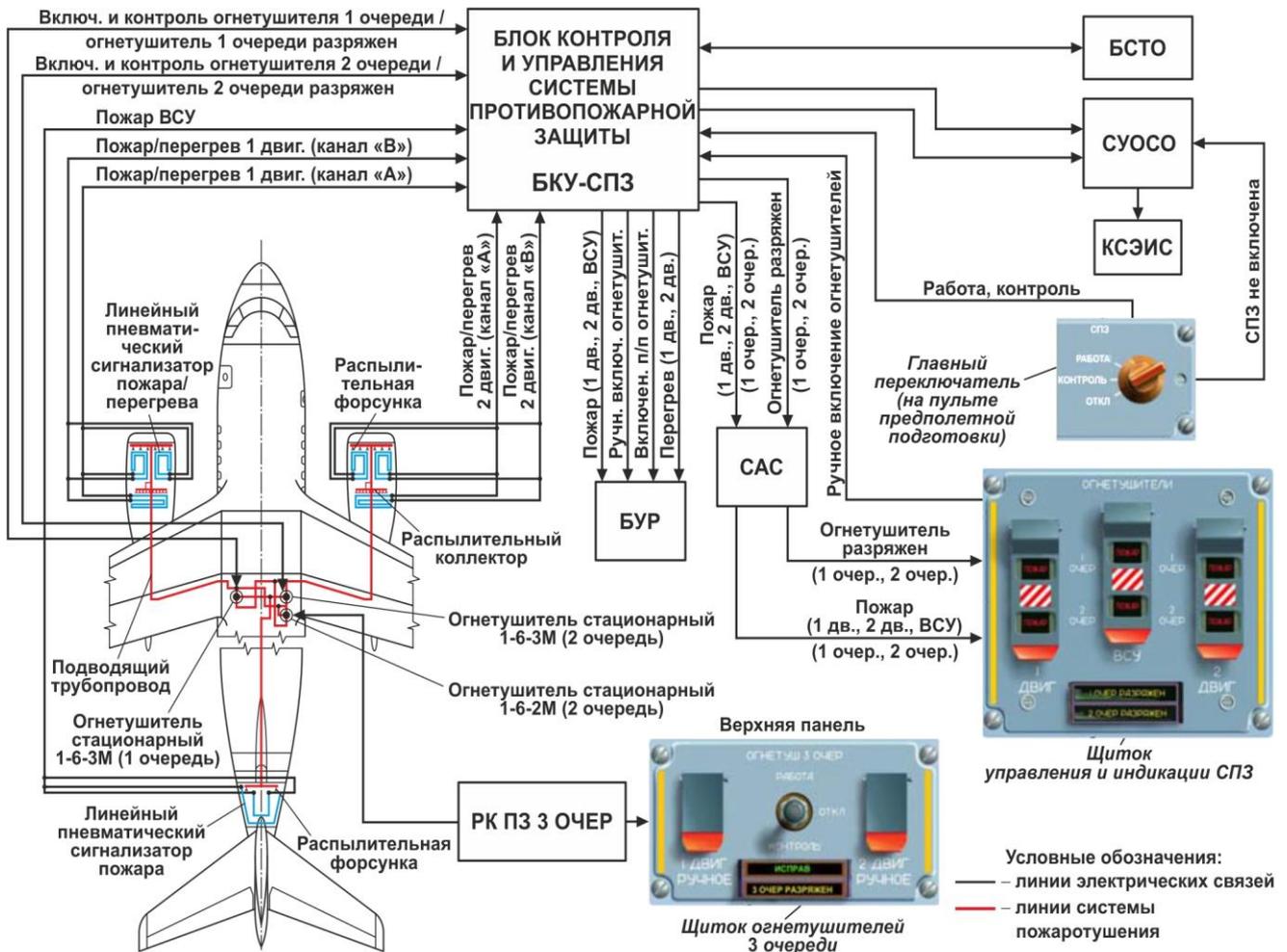


Рисунок 2.38 – Схема противопожарного оборудования

При проектировании системы был проведен расчет необходимого количества вещества для тушения пожара и осуществлены наземные и летные испытания относительно замера концентрации этого вещества в пожароопасных зонах самолета.

Ниже приведен перечень доказательных документов относительно силовой установки и ее систем семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158:

- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148100Е). Сертификационные огневые испытания типичных элементов капотов МДУ.
- ◆ Научно-технический отчет. Разработка систем шумоглушения для силовых установок самолетов Ан-74ТК-300 с двигателями Д-36 серии 4А и Ан-148 с двигателями Д-436-148, обеспечивающих снижение уровней шума на местности до норм Главы 4 стандарта ИКАО.
- ◆ Отчет о научно-исследовательской работе. Определение наводимых молнией напряжений в электроцепях систем и оборудования СУ самолета Ан-148.
- ◆ Топливная система. Управление и топливоизмерение. Принципиальная схема.
- ◆ Топливоизмерительная система ТИС-158(А). Проверка и регулирование на самолете. Инструкция.
- ◆ Акт Межведомственных испытаний системы ТИС-158.
- ◆ Топливоизмерительная система ТИС-158. Руководство по технической эксплуатации.
- ◆ Самолет Ан-158. Дополнительные сертификационные наземные и летные испытания топливной системы с топливоизмерительной системой ТИС-158.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Оценка соответствия топливоизмерительной системы ТИС-158 самолета требованиям пункта 25.1309(а) сертификационного базиса СБ-148.
- ◆ Система пожарной защиты БГО (багажно-грузового отсека) и кабин. Схема функциональная.
- ◆ Система пожарной защиты двигателей и ВСУ. Схема функциональная.
- ◆ Сертификационные наземные и летные испытания средств пожарной защиты силовой установки и вспомогательной силовой установки.

2.2.8 Основные выводы относительно силовой установки и ее систем

1. Применение одно- и двухслойных ЗПК акустического заполнителя в конструкции мотогондолы обеспечивает снижение уровня шума самолета от двигателя на местности в соответствии с нормами Раздела 4 стандарта ИКАО, а наибольшее снижение шума самолета обнаружили при взлетном режиме работы двигателя.

2. Агрегаты мотогондолы, армированные металлической сеткой, препятствуют на протяжении 15 мин сквозному проникновению пламени с температурой $T = (1\ 100 \pm 50) \text{ }^\circ\text{C}$ и плотностью теплового потока $P = (10,5 \pm 0,315) \text{ Вт/см}^2$ при одновременном влиянии вибрации частотой 25 Гц и амплитудой колебаний 0,8 мм и перегрузки 2g, что отвечает требованиям п. 25.1193(e) СБ-148.

3. Конструкция агрегатов мотогондолы с КМ и с применением медной сетки защищает системы и агрегаты, установленные на двигателе, от молнии и HIRF и подтверждает соответствие конструкции мотогондолы двигателя требованиям п. 25.581, п. 25.1316 СБ-148.

4. Освоенная технология изготовления полностью замкнутой оболочки из КМ двухслойной конструкции акустического заполнителя позволила повысить газодинамические характеристики воздухозаборного устройства, увеличить площадь ЗПК, уменьшить вес и повысить эксплуатационную технологичность.

5. Применение электронных САУ типа FADEC для управления маршевыми двигателями и ВСУ обеспечило работу двигателей силовой установки самолета с высокими удельными показателями расходов топлива и позволило эксплуатировать силовую установку самолета в соответствии с техническим состоянием.

6. Использование двух фиксированных режимов работы двигателя при отказе основной САУ двигателя дало возможность упростить конструкцию топливного регулятора, уменьшить его массогабаритные характеристики и позволило повысить устойчивость к отказам двигателя и надежность силовой установки самолета в целом.

7. Прямое управление режимами работы маршевых двигателей по сигналам от САУ самолета с перемещением РУД в следящем режиме позволило исключить влияние электромеханических приводов РУД и обеспечило автоматическое самолетовождение, в том числе при заходе на посадку по ША категории ИКАО, с необходимой точностью.

8. Использование электронно-гидравлической системы управления реверсом

тяги каждого маршевого двигателя обеспечило минимальное время выхода силовой установки на режим максимального реверса тяги, что улучшило ВПХ самолета.

9. Применение на двигателе электронного преобразователя сигналов от датчиков вибрации обеспечило минимизацию длины слаботочных цепей, что, в свою очередь, повысило надежность системы в целом, а также повысило достоверность информации о состоянии вибрации двигателя.

10. Использование электронного блока управления и контроля, а также цифрового последовательного кода для обмена информацией между компонентами силовой установки и системами самолета позволило сократить количество связей, что привело к повышению надежности силовой установки и самолета с уменьшением его весовых характеристик.

11. Установка в кабине экипажа резервного индикатора параметров силовой установки дает возможность осуществить безопасное завершение полета при отказе основных средств индикации с сохранением постоянного контроля основных параметров работы каждого маршевого двигателя.

12. Использование как ВСУ двигателя АИ-450-МС с приводом служебного компрессора от свободной турбины исключило влияние переменных отборов мощности и воздуха на режим работы двигателя, что обеспечило минимизацию расхода топлива.

13. Интеграция системы контроля ВСУ в систему автоматического управления позволила минимизировать массогабаритные характеристики компонентов САУ ВСУ и сократила длину линий связи.

14. Топливоизмерительная система ТИС-158 реализована на современной элементной базе, обеспечивает удобную, своевременную и наглядную информацию экипажа на экранах КИСС (комплексный индикатор систем и сигнализации) и многофункциональном индикаторе, автоматическое предупреждение экипажа и систем управления самолета и отвечает заданным требованиям относительно точности измерения.

15. Использование топливоизмерительной системы ТИС-158 позволило обеспечить контроль состояния агрегатов топливной системы и топливомера без использования вспомогательной аппаратуры средствами встроенного контроля.

16. Установка в кабине экипажа пульта контроля и управления ПКУ-158 позволила обеспечить сохранность постоянного контроля состояния агрегатов

топливной системы и количества топлива в баках самолета при отказе основных средств индикации в кабине экипажа.

17. Использование блока БКУ-СПЗ дало возможность обеспечить постоянный автоматический контроль исправности всех элементов в системе пожарной защиты в полете и на земле.

18. Установка электронного блока управления и контроля, а также использование цифрового последовательного кода для обмена информацией между элементами системы противопожарной защиты и системами самолета позволили уменьшить количество связей, что привело к повышению надежности и уменьшению его весовых характеристик.

19. Конструкция силовой установки (маршевый и вспомогательный двигатели и их системы управления) позволяет эксплуатацию самолетов Ан-148100/Ан-158 на аэродромах с высотой базирования до 4 100 м.

20. В целях сохранения ресурса двигателя, экономии топлива при выполнении взлета самолета с полос большой длины внедрен взлет на максимальнодлительном режиме. Для уменьшения нагрузки на членов экипажа включение этого режима автоматизировано.

21. Для обеспечения использования режима реверса тяги при скоростях ниже 110 км/ч (на взлетных полосах с недостаточной силой сцепления) внедрен режим минимального реверса. В целях улучшения условий применения этого режима на пульте управления двигателями установлен промежуточный упор.

2.3 КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Создание системы управления полетом региональных пассажирских самолетов выполнено на основе разработанной новой концепции управления, заключающейся в разработке и создании системы управления, которая получает питание от двух гидравлических систем и двух централизованных электрических систем.

В семействе самолетов Ан-148-100/Ан-158 применена инновационная система управления полетом. На момент первого взлета 27 декабря 2004 года самолет Ан-148 стал первым в мире самолетом транспортной категории, бустерная необратимая система управления которого получает питание только от двух

гидравлических систем. Ранее для обеспечения выполнения требований норм летной годности по надежности и безопасности питания бустерных необратимых систем управления самолетов осуществлялось не менее чем тремя гидравлическими системами.

На самолетах Ан-148/Ан-158 вместо дополнительных гидравлических систем для питания силовых приводов («бустеров») основных поверхностей управления используют энергию двух централизованных электрических систем переменного тока.

Принятые системотехнические решения позволили обеспечить:

- а) снижение массы устанавливаемого оборудования;
- б) оптимизацию энергопотребления системы управления полетом;
- в) улучшение экологической безопасности путем значительного снижения объема токсичной рабочей жидкости гидросистем;
- г) повышение живучести самолета путем разнородного резервирования силовой энергии приводов поверхностей системы управления.

Подобный подход к проектированию системы управления полетом и энергетическим комплексом самолета стал общепринятым и нашел применение в новейших разработках ведущих авиастроительных компаний: Airbus (A380, A400M, A350), Dassault (Falcon 7X), Gulfstream (G650) и т. д.

2.3.1 Общее описание

Система управления полетом самолетов Ан-148/Ан-158 состоит из двух систем:

- ◆ системы штурвального управления (СШУ), предназначенной для управления пространственным положением и воздушным торможением самолета;
- ◆ системы управления механизацией крыла (СУМК), предназначенной для увеличения подъемной силы крыла при взлете и посадке.

Аэродинамические поверхности управления самолета показаны на рисунке 2.41.

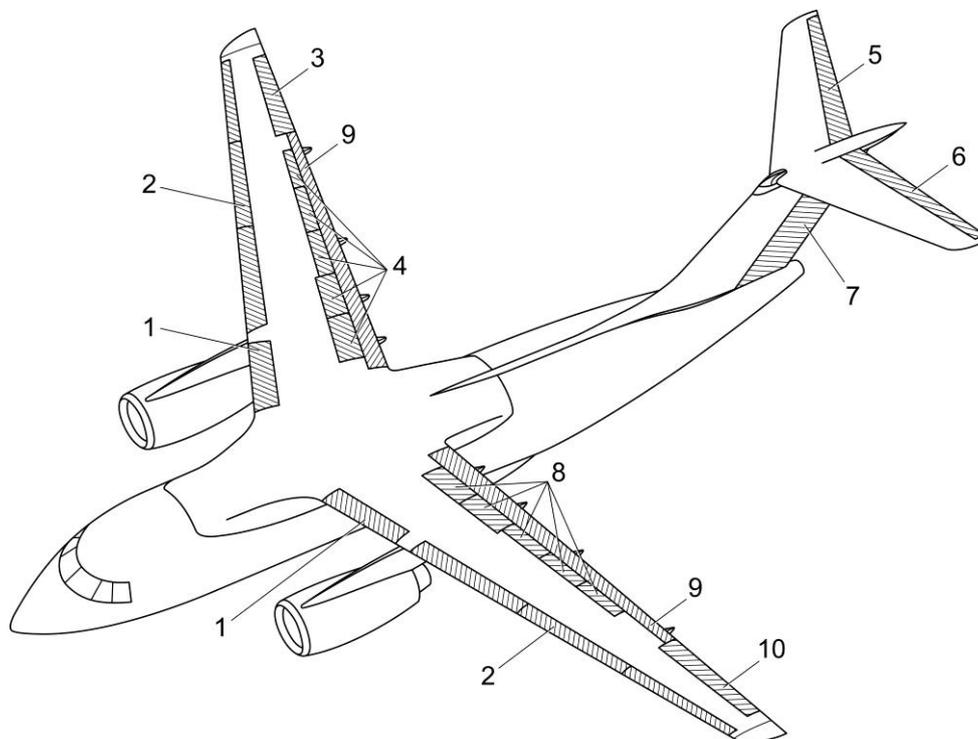


Рисунок 2.39 – Размещение аэродинамических поверхностей управления самолетом: 1 – отклоняемый носок крыла; 2 – предкрылки; 3 – правый элерон; 4 – правые интерцепторы; 5 – правая секция руля высоты; 6 – левая секция руля высоты; 7 – руль направления; 8 – левые интерцепторы; 9 – закрылки; 10 – левый элерон

2.3.2 Индикация системы управления полетом

Положение поверхностей управления, а также визуальная сигнализация о функционировании системы управления полетом отображаются на многофункциональном индикаторе (МФИ) и комплексном индикаторе систем и сигнализации (КИСС) комплексной системы экранной индикации и сигнализации (КСЭИС) (рисунок 2.40).

2.3.3 Система штурвального управления

Система штурвального управления (СШУ) обеспечивает управление самолетом по тангажу, крену и курсу.

СШУ получает сигналы управления от пилотов или системы автоматического управления полетом.

Управление самолетом по тангажу обеспечивается с помощью двух секций руля высоты, установленных на неподвижном горизонтальном оперении (стабилизаторе).

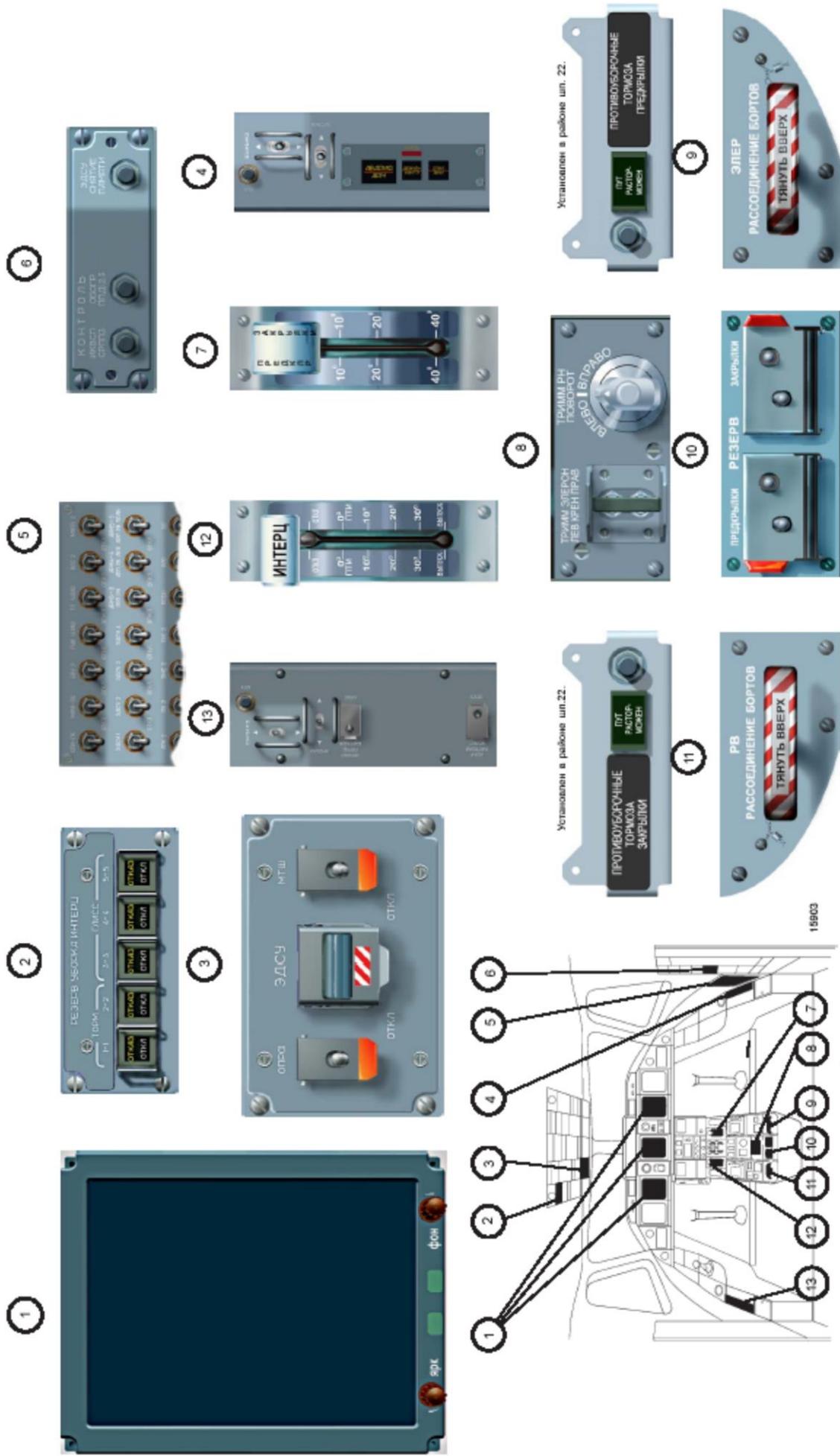


Рисунок 2.40 – Размещение органов управления системы управления самолетом в кабине экипажа

Управление самолетом по крену осуществляется с помощью двух элеронов (по одной поверхности на каждой консоли) и трех пар многофункциональных интерцепторов (пары № 3 № 4 и № 5; нумерация пар – от корня консоли).

Управление самолетом по курсу обеспечивается односекционным рулем направления, установленным на вертикальном оперении.

СШУ также обеспечивает управление воздушным торможением:

- ◆ в полете с помощью многофункциональных интерцепторов;
- ◆ при движении по земле с помощью многофункциональных и тормозных интерцепторов (пары № 1 и № 2).

СШУ состоит из двух подсистем: основной, что обеспечивает функционирование в основном режиме, и резервной, что обеспечивает функционирование в резервном режиме.

Основная подсистема СШУ построена на базе основной электродистанционной системы управления (ЭДСУ) типа «ЭДСУ-148».

Основная ЭДСУ является четырехканальной системой. Электронное оборудование основной ЭДСУ размещено в двух контейнерах («А» и «Б»), в которых, в свою очередь, содержатся по два независимых канала.

Каждый из каналов (№ 1 № 2 № 3 и № 4) электронного оборудования основной ЭДСУ функционально разделен на вычислительное устройство и совокупность устройств управления приводами. Вычислительные устройства выполнены в виде двухканальной схемы: канал управления и канал контроля.

Электронное оборудование основной ЭДСУ питается постоянным электрическим током с напряжением 27 (28) В. Вентиляторы охлаждения подключены к сети однофазного переменного тока с напряжением 115 В и частотой 400 Гц.

СШУ обеспечивает безударную смену режимов функционирования. Переход из основного режима управления в резервный осуществляется или автоматически для всей системы в целом, или индивидуально для отдельных поверхностей управления, в зависимости от состояния систем энергоснабжения и электронного оборудования основной ЭДСУ, или вручную с помощью переключателя «ЭДСУ – ОТКЛ» для всей СШУ в целом.

Приводы поверхностей управления СШУ получают питание от двух централизованных гидравлических систем (ГС1 и ГС2) и централизованной системы электроснабжения трехфазным переменным током с напряжением 115 В и частотой 400 Гц.

В СШУ применены комбинированные приводы, которые получают питание как от одной из двух централизованных гидросистем, так и от централизованной системы электрического снабжения трехфазным переменным током 115 В/400 Гц. Комбинированные приводы используют для отклонения многофункциональных интерцепторов, а также как резервные приводы рулей высоты и направления.

Управление режимами энергоснабжения комбинированных приводов (гидравлический или электрический) осуществляется модулями системы управления энергоснабжения приводов (СУЭП) блоков «БРУИ-148-01». В состав СШУ входят три блока «БРУИ-148-01», каждый из которых осуществляет управление режимами энергоснабжения трех комбинированных приводов: одной из трех пар многофункциональных интерцепторов и, соответственно, руля высоты или руля направления.

Предусмотрена возможность принудительного переключения всех комбинированных приводов СШУ в режим электрического питания с помощью лампы-кнопки «АРП».

2.3.4 Управление элеронами и многофункциональными интерцепторами

Органами управления по крену являются штурвалы первого и второго пилотов. Штурвалы механически связаны между собой. Усилия на штурвалах имитируются пружинными загрузчиками (устройствами загрузки). Предусмотрена возможность разъединения механической связи между штурвалами с помощью рукоятки «ЭЛЕР РАССОЕДИНЕНИЕ БОРТОВ».

В соответствии с сигналами управления по крену осуществляется отклонение элеронов и пар многофункциональных интерцепторов № 3, № 4 и № 5.

Многофункциональные интерцепторы также выполняют функцию воздушных тормозов. Органом управления воздушным торможением является рукоятка «ИНТЕРЦ».

Для отклонения каждого из элеронов используют два электрогидравлических рулевых агрегата (РА) типа РА110-01. При этом один из РА на каждом элероне функционирует в режиме управления, второй – в режиме демпфирования.

Поверхности элеронов обеспечены весовым балансированием. На элеронах установлены весовые балансиры.

К каждой из поверхностей многофункциональных интерцепторов (пары № 3, № 4 и № 5) подсоединено по одному комбинированному приводу типа АРМ-19Н.

Предусмотрены два режима управления по крену:

- ◆ основной режим – при нормальном функционировании основной ЭДСУ;
- ◆ резервный режим – с помощью резервной системы управления интерцепторами (РСУИ) (построенной на модулях РСУИ блоков «БРУИ-148-01»).

В основном режиме управления по крену обеспечивается:

- ◆ отклонение элеронов и многофункциональных интерцепторов пропорционально углу поворота штурвалов;
- ◆ изменение балансировочного положения поверхностей управления (без изменения нейтрального положения штурвалов) с помощью переключателей управления балансированием;
- ◆ выполнение функции демпфера крена;
- ◆ изменение коэффициента передачи в каналах управления элеронами и многофункциональными интерцепторами в зависимости от приборной скорости (V_{np}) или положения закрылков.

Для осуществления воздушного торможения в полете или при движении по земле осуществляется симметричное отклонение пар многофункциональных интерцепторов пропорционально положению рукоятки «ИНТЕРЦ» дополнительно к сигналам управления многофункциональными интерцепторами по крену. Во время движения по земле при установке рукоятки «ИНТЕРЦ» в положении «0°/ПТИ» или рычагов управления двигателями «РУД» в положение «РЕВЕРС» многофункциональные интерцепторы полностью отклоняются после появления сигналов обжатия обеих основных опор шасси.

В резервном режиме управления по крену осуществляется путем отклонения многофункциональных интерцепторов (пары № 3, № 4 и № 5) пропорционально

углу поворота штурвалов с обеспечением изменения коэффициента передачи в трактах управления многофункциональными интерцепторами в зависимости от положения закрылков. Элероны находятся во флюгерном положении. Управление балансированием по крену отсутствует.

2.3.5 Управление рулем направления

Органами управления по курсу являются педали ножных пультов левого и правого пилотов (рисунок 2.41).

Педали левого и правого пилотов механически связаны между собой. Загрузка педалей осуществляется пружинными загрузчиками (устройствами загрузки). Регулирование педалей под рост пилотов обеспечивается электромеханическими приводами.

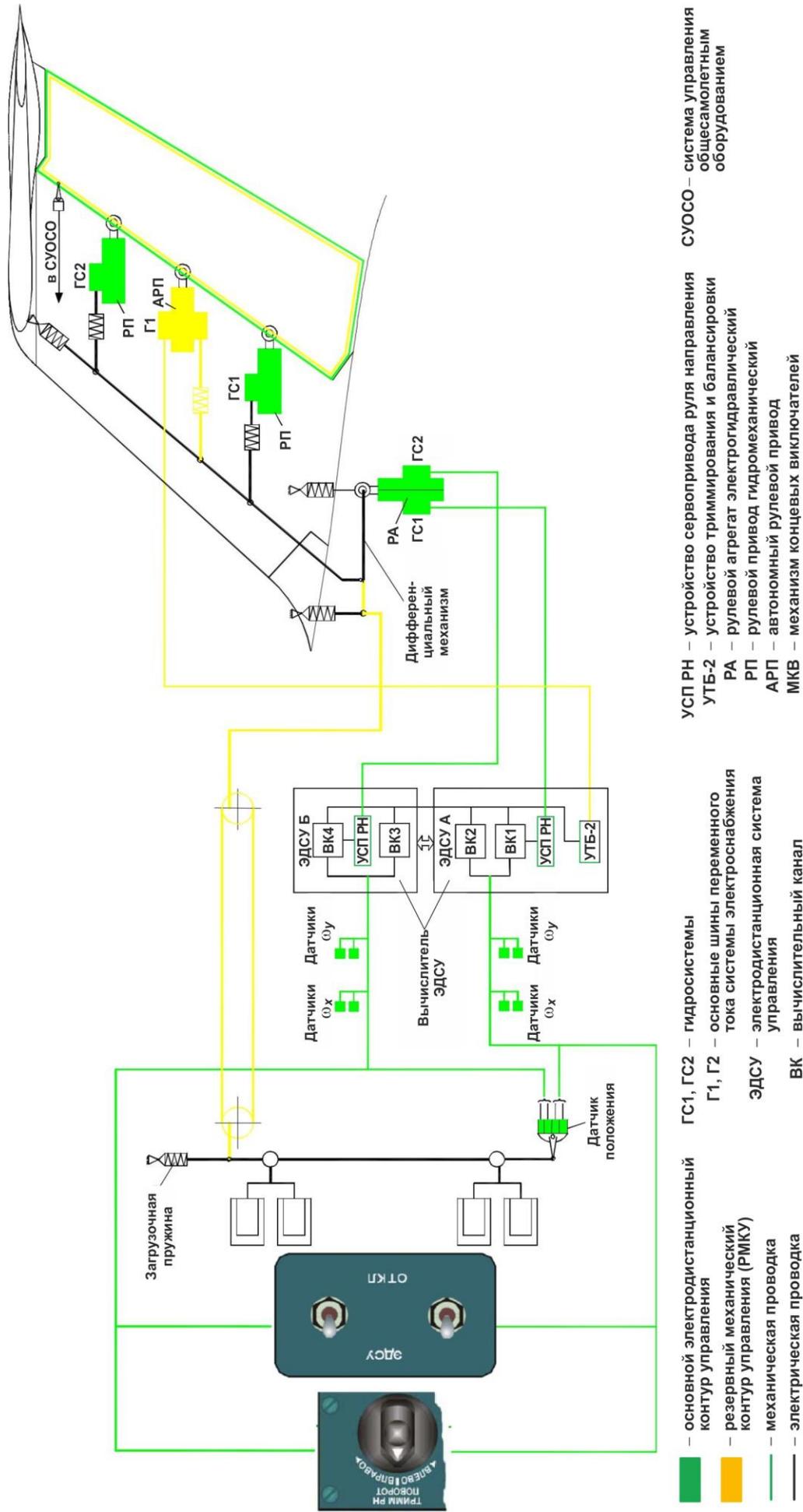
Отклонение руля направления выполняется двумя гидромеханическими приводами (типа РП67А), входные звенья которых перемещаются двухканальным электрогидравлическим сервоагрегатом (типа РА81Н) основной ЭДСУ, или комбинированным приводом (типа АРП-21Н), который управляется с помощью механической проводки.

Обеспечиваются два режима управления рулем направления:

- ◆ основной – при исправном функционировании основной ЭДСУ и хотя бы одной из двух гидравлических систем (ГС1 или ГС2);
- ◆ резервный – с помощью механической проводки управления и РП, при отказе соответствующих двух каналов основной ЭДСУ, или АРП, при отказе обеих гидравлических систем ГС1 и ГС2.

В основном режиме управления рулем направления обеспечивается:

- ◆ отклонение руля направления пропорционально ходу педалей пилотов;
- ◆ изменение балансирующего положения руля направления (без изменения нейтрального положения педалей) с помощью переключателя управления балансированием;
- ◆ выполнение функции демпфера рыскания;
- ◆ координированный разворот;
- ◆ изменение коэффициента передачи в зависимости от V_{np} или положения закрылков.



- — основной электродистанционный контур управления
- — резервный механический контур управления (РМКУ)
- — механическая проводка
- — электрическая проводка
- ГС1, ГС2 — гидросистемы
- Г1, Г2 — основные шины переменного тока системы электроснабжения
- ЭДСУ — электродистанционная система управления
- ВК — вычислительный канал
- УСП РН — устройство сервопривода руля направления
- УТБ-2 — устройство триммирования и балансировки
- РА — рулевой агрегат электрогидравлический
- РП — рулевой привод гидромеханический
- АРП — автономный рулевой привод
- МКВ — механизм концевых выключателей
- СУОСО — система управления общесамолетным оборудованием

Рисунок 2.41 – Схема управления рулем направления

В основном режиме СШУ управление каналами сервоагрегата РА81Н осуществляют каналы № 1 и № 4 основной ЭДСУ. Сервоагрегат перемещает механическую проводку, непосредственно связанную со входными звеньями рулевых приводов РП67А. Комбинированный привод АРП-21Н функционирует в режиме кольцевания.

В резервном режиме отклонение руля направления осуществляется пропорционально перемещению педалей, но при этом максимальное отклонение руля меньше, чем в основном режиме. Управление балансированием и изменением коэффициента передачи отсутствуют.

2.3.6 Управление рулем высоты

Органами управления по тангажу являются штурвальные колонки первого и второго пилотов, механически связанные между собой (рисунок 2.42). Имитация усилий на штурвальных колонках осуществляется пружинными загрузчиками. Предусмотрено ручное рассоединение штурвальных колонок с помощью рукоятки «РВ РАССОЕДИНЕНИЕ БОРТОВ».

На рычагах штурвальных колонок под полом кабины экипажа установлены механизмы тряски штурвалов (МТШ), которые обеспечивают тактильную сигнализацию о приближении к предельному значению угла атаки.

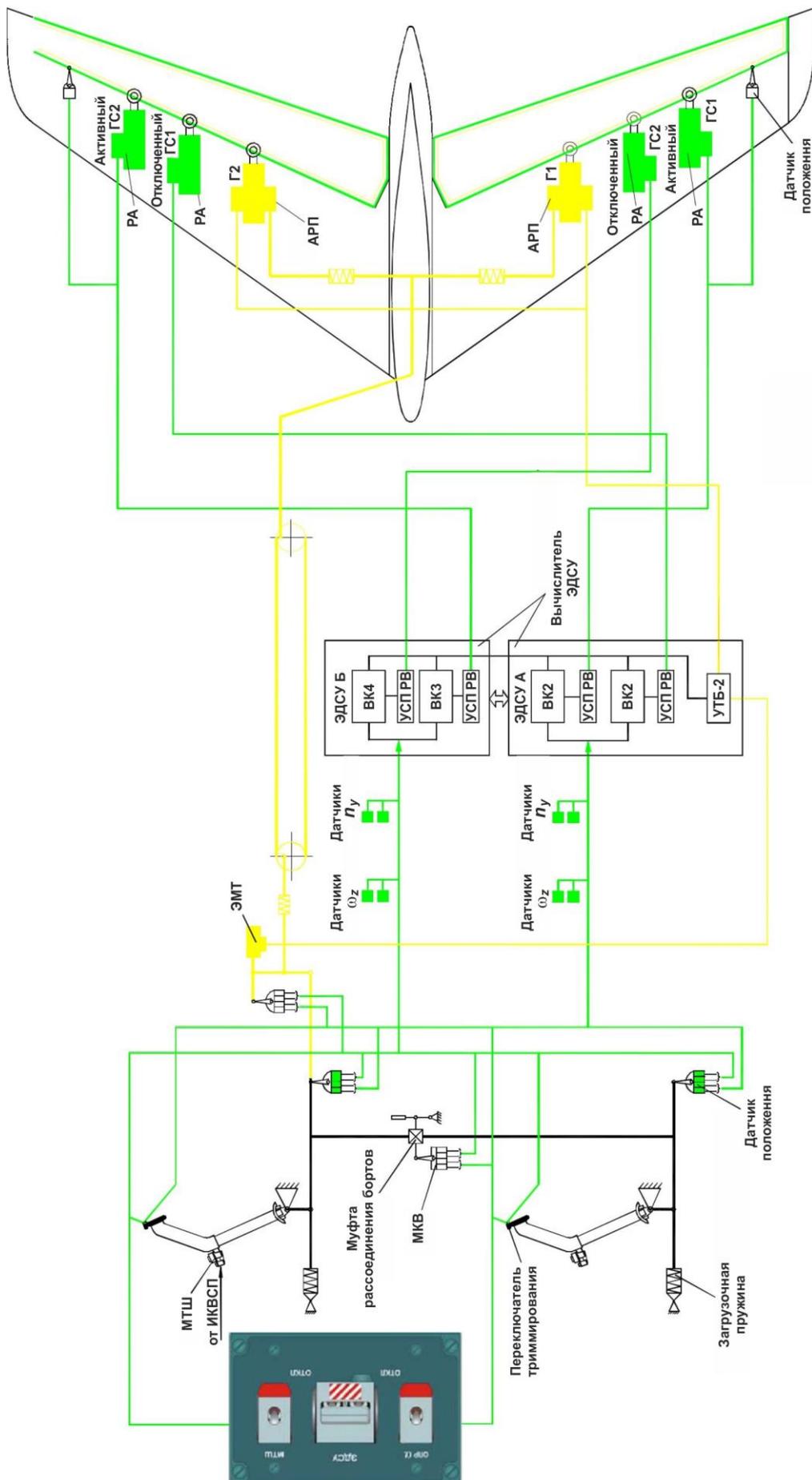
Приводами каждой из секций руля высоты являются два электрогидравлических агрегата (типа РА100-01) основной ЭДСУ и комбинированный привод (типа АРП-20Н).

Предусмотрены два режима управления рулем высоты:

- ◆ основной – при исправном функционировании соответствующих каналов основной ЭДСУ и хотя бы одной из гидравлических систем (ГС1 или ГС2);
- ◆ резервный – обеспечивается с помощью механической проводки управления и комбинированных приводов в случае отказа основной ЭДСУ или двух гидравлических систем (ГС1 и ГС2).

В основном режиме управления рулем высоты обеспечивается:

- ◆ отклонение рулей высоты пропорционально отклонению штурвальных колонок;



- — основной электродистанционный контур управления
- — резервный механический контур управления (РМКУ)
- — механическая проводка
- — электрическая проводка
- ГС1, ГС2 — гидросистемы
- Г1, Г2 — основные шины переменного тока системы электрооборудования
- ЭДСУ — электродистанционная система управления
- ВК — вычислительный канал
- УСПРВ — устройство сервопривода руля высоты
- УТБ-2 — устройство триммирования и балансировки
- УСПРВ — рулевой агрегат электрогидравлический
- РА — рулевой привод гидромеханический
- АРП — автономный рулевой привод
- УСПРВ — устройство сервопривода руля высоты
- УТБ-2 — устройство триммирования и балансировки
- РА — рулевой агрегат электрогидравлический
- РП — рулевой привод гидромеханический
- АРП — автономный рулевой привод
- МКВ — механизм концевых выключателей
- ЭМТ — электромагнитный триммирование
- МТШ — механизм тряски штурвала
- ИКВСП — информационный комплекс высотных параметров

Рисунок 2.42 – Схема управления рулем высоты

- ◆ изменение балансирующего положения руля высоты (без изменения нейтрального положения штурвальных колонок) с помощью переключателей управления балансированием;
- ◆ выполнение функции демпфера тангажа;
- ◆ ограничение предельных режимов по углу атаки;
- ◆ изменение коэффициента передачи в трактах управления рулем высоты по сигналам V_{np} и положению закрылков.

В основном режиме управления только один из двух рулевых агрегатов РА100-01 на каждой секции руля высоты функционирует в режиме управления, второй – в режиме демпфирования. Комбинированный привод АРП-20Н при этом функционирует в режиме кольцевания.

В резервном режиме оба РА одноименной секции руля высоты функционируют в режиме демпфирования, в то время как АРП – в режиме управления. При этом обеспечивается:

- ◆ отклонение рулей высоты пропорционально отклонению штурвальных колонок (максимальное отклонение руля высоты меньше, чем в основном режиме);
- ◆ изменение балансирующего положения секций руля высоты (без изменения нейтрального положения штурвальных колонок) с помощью переключателей управления балансировкой.

2.3.7 Механическая проводка управления

Механическую проводку управления используют в резервных подсистемах управления секциями руля высоты и руля направления.

Механическая проводка проходит в правой верхней части фюзеляжа (в направлении полета) над панелями потолка пассажирского салона. К качалкам, тягам, тросам, секторам и другим элементам проводки предусмотрен доступ через обзорные люки и панели. В проводке управления применен трос типа КСАН диаметром 2,5 мм.

Тросы проложены между направляющими, при этом промежуток между ветвями тросовой проводки по всей длине обеспечивается роликами и текстолитовыми направляющими. Направляющие прикреплены к конструкции

планера и оборудованы ограничителями, которые препятствуют соскальзыванию тросов. В роликах установлены шарикоподшипники закрытого типа, которые не нуждаются в смазке на протяжении срока эксплуатации.

Для удобства установки и регулировки тросовая проводка оборудована тандерными соединениями.

Тросы имеют идентифицирующую маркировку. Маркировка нанесена на соответствующих частях тандеров и состоит из цветовой кодировки и двух символов.

2.3.8 Управление тормозными интерцепторами (воздушными тормозами при движении по земле)

Для замедления движения по земле обеспечивается отклонение тормозных интерцепторов (пары № 1 и № 2) на полный ход.

Сигналами подготовки системы до выпуска тормозных интерцепторов являются:

- ◆ установка рукоятки «ИНТЕРЦ» в положение «0°/ПТИ» или «ВЫПУСК»;
- ◆ установка рычагов управления двигателями «РУД» в положение «РЕВЕРС».

Выпуск тормозных интерцепторов происходит с появлением сигналов обжатия обеих основных опор шасси.

При снижении скорости движения на земле до значения менее чем 30 км/ч происходит уборка тормозных интерцепторов.

Каждый тормозной интерцептор отклоняется одним гидроцилиндром.

Управление выпуском тормозных интерцепторов осуществляют каналы № 2 и № 4 основной ЭДСУ.

2.3.9 Система управления механизацией крыла

Система управления механизацией крыла (СУМК) предназначена для перемещения поверхностей механизации передней и задней кромок крыла.

СУМК получает сигналы управления от пилотов.

Аэродинамическими поверхностями СУМК на каждой консоли являются внутренняя и внешняя секции закрылков, секция отклоняемого носка крыла и три

секции предкрылков.

СУМК структурно состоит из двух подсистем: системы управления закрылками (СУЗ) и системы управления отклоняемыми носками крыла и предкрылками (СУНП).

Обе системы построены (базируются) на идентичных электродистанционных системах с основным следящим режимом управления и резервным позиционным управлением.

2.3.10 Система управления закрылками

Система управления закрылками (СУЗ) предназначена для управления перемещением поверхностей закрылков (рисунок 2.43). Механизмы перемещения закрылков связаны с механической трансмиссией, которая состоит из шариково-винтовых подъемников, редукторов и жестких валов, которые приводятся в движение исходным валом комбинированного привода механизации (КПМ типа «КПМ-148Н»).

КПМ оборудован гидромотором и электродвигателем.

На внешних концах звеньев трансмиссии установлены противоуборочные тормоза, которые предотвращают уборку закрылков, и датчики положения закрылков, которые передают сигналы обратной связи в блок управления (типа «БУКЗ-140-01»).

СУЗ может функционировать в двух режимах: основном и резервном. Переключение между режимами управления осуществляется с помощью переключателя «ЗАКРЫЛКИ ВКЛ – ОТКЛ».

В основном режиме СУЗ обеспечивает следящее управление в соответствии с положением рукоятки управления закрылками и предкрылками с помощью блока управления «БУКЗ-140-01» и гидромотора КПМ.

Рукоятка управления закрылками и предкрылками (РУЗП) имеет такие фиксированные положения: 0° , 10° и 40° ; в положении 20° установлен двухсторонний проходной упор.

В резервном режиме выпуск и уборка закрылков осуществляется по сигналам переключателей «ЗАКРЫЛКИ УБОРКА – ВЫПУСК» с помощью электрического двигателя КПМ.

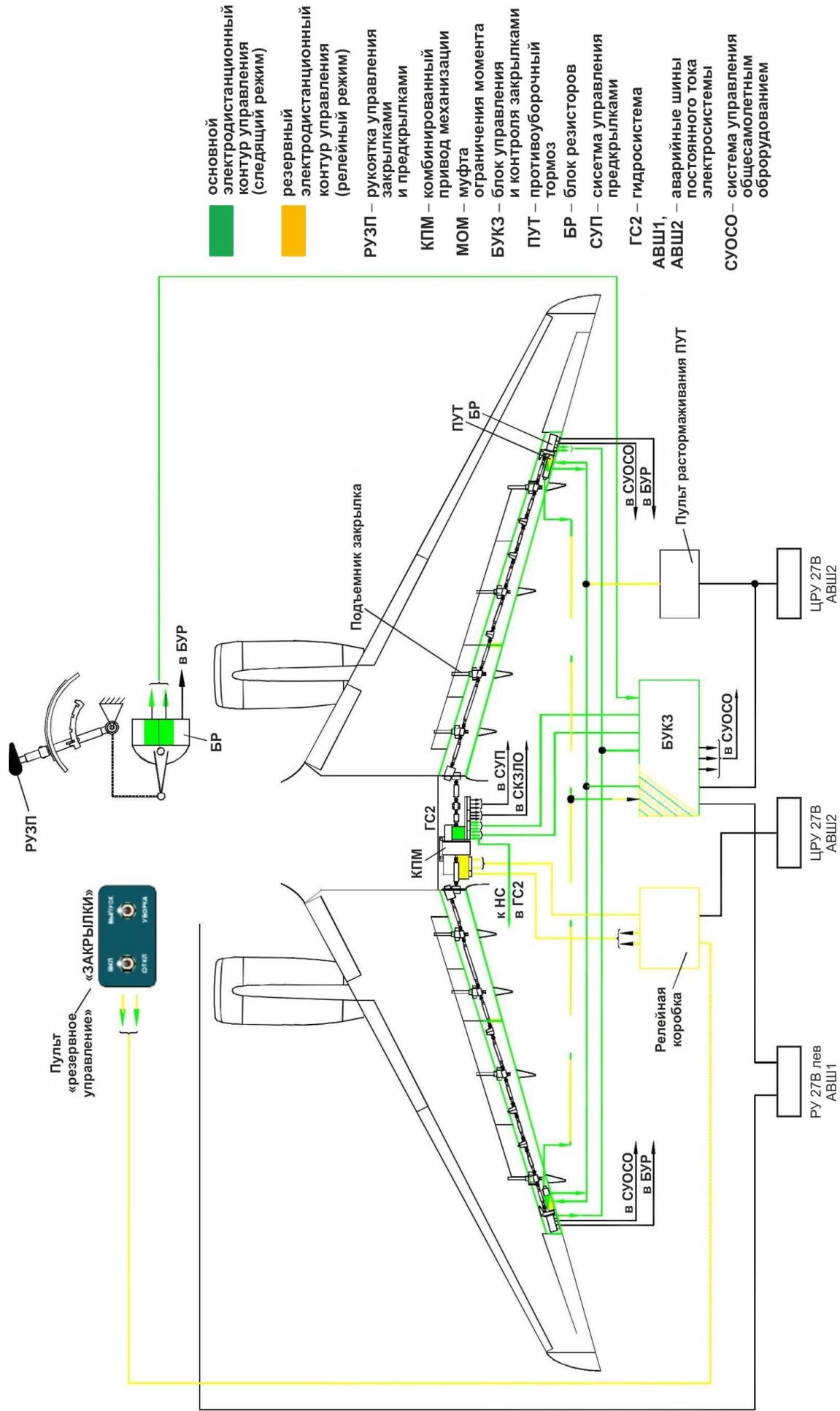


Рисунок 2.43 – Схема системы управления закрылками

В основном и резервном режимах управления обеспечиваются выключение КПП и блокировка трансмиссии при таких условиях:

- ◆ асимметрия закрылков;
- ◆ смещение закрылков от заданного положения;
- ◆ движение закрылков в направлении, противоположном заданному.

При включении противоуборочных тормозов основная и резервная подсистемы управления выключаются.

В случае заклинивания предусмотрена защита поверхностей закрылков и трансмиссии от повышенной нагрузки со стороны выходного вала КПП с помощью муфт ограничения момента.

Блок управления «БУКЗ-140-01» передает сигналы о состоянии СУЗ для отображения сообщений на МФИ и КИСС системы КСЭИС.

СУЗ получает электрическое питание от системы постоянного тока с напряжением 27 (28) В и гидравлическое питание от ГС2.

2.3.11 Система управления отклоняемыми носками крыла и предкрылками

Система управления отклоняемыми носками крыла и предкрылками (СУНП) предназначена для управления перемещением поверхностей отклоняемых носков крыла и предкрылков. Механизмы перемещения поверхностей связаны с механической трансмиссией, которая состоит из шариково-винтовых подъемников, механизмов «шестерня-рейка», редукторов и жестких валов, которые приводятся в движение исходным валом комбинированного привода механизации (КПП типа «КПП-148Н»).

КПП идентичный примененному в СУЗ.

На внешних концах звеньев трансмиссии установлены противоуборочные тормоза, которые предотвращают уборку отклоняемых носков крыла и предкрылков, и датчики положения, которые передают сигналы обратной связи в блок управления (типа «БУКЗ-140-01»).

СУНП может функционировать в двух режимах: основном и резервном. Переключение между режимами управления осуществляется с помощью переключателя «ПРЕДКРЫЛКИ ВКЛ – ОТКЛ».

В основном режиме СУНП обеспечивает следящее управление в соответствии с положением РУЗП с помощью блока управления «БУКЗ» и гидромотора КПП.

Предусмотрены два фиксированных положения поверхностей: убрано и выпущено.

В резервном режиме выпуск и уборка отклоняемых носков и предкрылков осуществляется по сигналам переключателей «ПРЕДКРЫЛКИ УБОРКА – ВЫПУСК» с помощью электрического двигателя КПМ.

В основном и резервном режимах управления обеспечиваются выключение КПМ и блокировка трансмиссии при таких условиях:

- ◆ асимметрия поверхностей;
- ◆ смещение поверхностей от заданного положения;
- ◆ движение поверхностей в направлении, противоположном заданному.

При включении противоуборочных тормозов основная и резервная подсистемы управления выключаются.

В случае заклинивания предусмотрена защита поверхностей и трансмиссии от повышенной нагрузки со стороны выходного вала КПМ с помощью муфт ограничения момента.

Блок управления «БУКЗ» передает сигналы о состоянии СУНП для отображения сообщений на МФИ и КИСС системы КСЭИС.

СУНП получает электрическое питание от системы постоянного тока с напряжением 27 (28) В и гидравлическое питание от ГС2.

Ниже приведен перечень доказательных документов относительно системы управления семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158:

- ◆ Инженерный анализ документации, которая регламентирует летную и техническую эксплуатацию самолета Ан-148-100 на соответствие требованиям сертификационного базиса СБ-148.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Сертификационные испытания по определению летных характеристик, характеристик маневренности, устойчивости и управляемости. Оценка системы управления. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Специальные сертификационные летные испытания в условиях естественного обледенения. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Специальные сертификационные наземные и летные испытания в условиях высоких температур наружного воздуха и высокогорья. Технический акт.

- ◆ Самолет Ан-148-100. Специальные сертификационные наземные и летные испытания по определению соответствия характеристик самолета общим требованиям норм летной годности при имитации отказов функциональных систем. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Компоновка кабины экипажа. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Система внутрикабинной индикации. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Сертификационные испытания по оценке компоновки кабины экипажа. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Исследование на ИПС-148 характеристик самолета Ан-148-100 по оценке выполнения общих требований летной годности СБ-148 при отказах системы управления и гидравлической системы. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Характеристики устойчивости и управляемости при отказах функциональных систем. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Сертификационные наземные и летные испытания по определению вибрационных и ударных нагрузок, действующих на бортовое оборудование и конструкцию планера. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Сертификационные наземные и летные испытания по определению уровней акустического шума, действующего на бортовое оборудование. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Сертификационные наземные и летные испытания по определению воздействия внешних факторов на оборудование. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Сертификационные наземные испытания по определению основных эксплуатационно-технических характеристик. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Заключение о соответствии типовой конструкции самолета требованиям СБ-148 по условиям статической прочности. Инженерный анализ.
- ◆ Заключение об установлении начальных назначенных ресурсов и срока службы планера, шасси, двигателей и механических элементов систем управления и изменения конфигурации самолета типовой конструкции

- Ан-148-100 10 000 полетов, 20 000 летных часов, 10 лет по условиям прочности конструкции при длительной эксплуатации.
- ◆ Заключение СЦ «Материал» о соответствии материалов, используемых в типовой конструкции самолета Ан-148-100, требованиям 25.603, 25.609 и 25.613 СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия самолета требованиям 25.581 (a*) (2), 25.672 (a*), 25.1316 и 25.1431 (a*) СБ-148 в части системы 027 «Система управления полетом». Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Сводный отчет по анализу и расчету вероятностей возникновения видов отказов функциональных систем.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Оценка пожарной безопасности самолета типовой конструкции в зонах с воспламеняющимися жидкостями.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Анализ последствий нелокализованного разрушения двигателя и ВСУ, расчет уровня риска катастрофического повреждения конструкции самолета и его систем.
 - ◆ Одобрение комплектующих изделий категории «Б» для применения на самолете Ан-148-100.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Сертификационные наземные и летные испытания системы электроснабжения и светотехнического оборудования. Технический отчет.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Сертификационные стендовые испытания системы штурвального управления СШУ-148. Технический отчет.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Сертификационные стендовые испытания системы управления закрылками СУЗ-148. Технический отчет.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Сертификационные стендовые испытания системы управления отклоняемыми носками и предкрылками СУП-148. Технический отчет.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия самолета Ан-148-100 требованиям 25.677(a), (c), СТУ/148-25.677(b), 25.685(a*), (b*), (c*), 25.689, 25.697(a), (b), (c) СБ-148. Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия самолета Ан-148-100 требованиям 25.607(в), 25.609 сертификационного базиса СБ-148 по

- обеспечению защиты элементов конструкции от воздействия окружающей среды и истирания в части системы управления.. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия самолета Ан-148-100 требованиям 25.685(a), (в), (с) сертификационного базиса СБ-148 относительно обеспечения зазоров между конструкцией планера и деталями, узлами и агрегатами системы управления. Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия самолета Ан-148-100 требованиям 25.671(в) сертификационного базиса СБ-148 по маркировке деталей, узлов и агрегатов системы управления. Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия самолета Ан-148-100 требованиям сертификационного базиса СБ-148 по обеспечению уборки поверхностей механизации крыла из полностью выпущенного положения при установившемся полете и максимальной продолжительной мощности двигателя на скорости $V_F + 16,5$ км/ч. Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Инженерный анализ систем управления на соответствие требованиям 25.671(с) сертификационного базиса СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия самолета Ан-148-100 требованиям 25.671(с)(3) сертификационного базиса СБ-148 при заклинивании одного из постов управления в системе управления на критических режимах полета. Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия самолета Ан-148-100 требованиям 25.671(с)(3) сертификационного базиса СБ-148 при заклинивании золотника одного из двух рулевых приводов руля направления в системе управления. Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия самолета Ан-148-100 требованиям 25.607 сертификационного базиса СБ-148 в части системы управления (введение двойных контровок). Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия самолета Ан-148-100 требованиям 25.671(d) сертификационного базиса СБ-148 в части системы управления (полет при отказе всех двигателей). Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) требованиям 25.1301(с)

и 25.1301(a*) сертификационного базиса СБ-148 в части системы управления (027) при условиях эксплуатации на подготовленных грунтовых ВПП. Инженерный анализ.

- ◆ Одобрение импортируемых комплектующих изделий категории «Б» для применения на самолете Ан-148-100. Технический отчет.

2.3.12 Основные выводы относительно системы управления полетом

1. В семействе самолетов Ан-148-100/Ан-158 применена инновационная система управления полетом, которая отличается следующим:

- ◆ бустерная необратимая система управления получает питание только от двух гидравлических систем; вместо дополнительных гидравлических систем для питания силовых приводов поверхностей управления используют энергию двух централизованных электрических систем переменного тока;
- ◆ в системе применены комбинированные приводы, которые получают питание как от одной из двух централизованных гидросистем, так и от централизованной системы электрического снабжения трехфазным переменным током 115 В/400 Гц. Комбинированные приводы используют для отклонения многофункциональных интерцепторов, закрылков, предкрылков, а также как резервные приводы рулей высоты и направления.

2. Принятые системотехнические решения позволили обеспечить:

- а) снижение массы устанавливаемого оборудования;
- б) оптимизацию энергопотребления системы управления полетом;
- в) улучшение экологической безопасности путем значительного снижения объема токсичной рабочей жидкости гидросистем;
- г) повышение живучести самолета путем разнородного резервирования силовой энергии приводов поверхностей системы управления.

2.4 Выводы

1. Разработана концепция, принципы и методы интегрированного проектирования регионального пассажирского самолета.

2. Метод проектирования апробирован на базе параметров самолета Ан-148. Сравнение результатов расчетов по методу, который предлагается, с параметрами существующих самолетов ряда Ан-148 свидетельствует о корректности разработанного метода и результатов расчетов.

3. Результаты расчетов свидетельствуют о том, что все основные технические характеристики самолета являются лучшими из характеристик самолетов-аналогов фирм Embraer и Bombardier. Кроме того, самолет имеет много преимуществ, таких, как возможность эксплуатации на аэродромах с малоподготовленными и грунтовыми ВПП, наличие дверей-трапа, высокая защищенность двигателей от повреждения посторонними предметами, высокий уровень комфорта пассажиров и большие багажные полки, высокая эффективность эксплуатации. Эти преимущества обеспечивают высокий уровень конкурентоспособности самолета на мировом рынке.

4. Разработана концепция создания силовой установки. Конструкция силовой установки (маршевый и вспомогательный двигатели и их системы управления) позволяет эксплуатацию самолетов Ан-148-100/Ан-158 на аэродромах с высотой базирования до 4 100 м. В целях сохранения ресурса двигателя, экономии топлива при выполнении взлета самолета с полос большой длины внедрен взлет на максимальнопродолжительном режиме. Для уменьшения нагрузки на членов экипажа включения этого режима автоматизировано.

5. В семействе самолетов Ан-148-100/Ан-158 применена инновационная система управления полетом, которая отличается следующим: бустерная необратимая система управления получает питание только от двух гидравлических систем; вместо дополнительных гидравлических систем для питания силовых приводов поверхностей управления используют энергию двух централизованных электрических систем переменного тока; в системе применены комбинированные приводы, которые получают питание как от одной из двух централизованных гидросистем, так и от централизованной системы электрического снабжения трехфазным переменным током 115 В/400 Гц. Комбинированные приводы используют для отклонения многофункциональных интерцепторов, закрылков, предкрылков, а также как резервные приводы рулей высоты и направления.

Глава 3

НОВЫЕ РЕШЕНИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

3.1 ОСОБЕННОСТИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕГИОНАЛЬНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Создание реактивного регионального самолета нового поколения на 75 – 85 пассажиров было обусловлено потребностью рынка пассажирских авиаперевозок, в первую очередь в странах СНГ, вызванной прекращением полетов морально и физически устаревших самолетов Ту-134 в результате нерентабельности их эксплуатации, а также несоответствием их характеристик все более жестким требованиям Авиационных правил относительно шума и эмиссии.

Актуальность работ по созданию нового реактивного регионального самолета для нашего государства подтверждается тем, что такая тема была внесена в мероприятия «Государственной комплексной программы развития авиационной промышленности Украины на период до 2010 года», утвержденной постановлением КМУ от 12.12.2001 года № 1665-25, и частично финансировалась в части разработки Ан-148-100, а также капитальных расходов для организации производства самолета.

При создании современного регионального реактивного пассажирского самолета обеспечения его аэродинамических характеристик является важным заданием [36, 42].

В данной главе приведены основные результаты расчетных и экспериментальных исследований по обеспечению аэродинамических характеристик регионального пассажирского самолета, которые были проведены на Государственном предприятии «АНТОНОВ» при создании семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158.

3.1.1 Расчетно-опытные работы по выбору аэродинамической компоновки самолета

Главные требования к характеристикам полета по маршруту и к базированию семейства региональных самолетов Ан-148-100/Ан-158 (рисунки 3.1, 3.2)

(Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е и Ан-158) первоначально определялись утвержденным Генеральным конструктором техническим заданием, в котором были заданы контрольные значения таких параметров, как крейсерские высота и скорость полета, практические дальности полета с различной коммерческой нагрузкой, максимальная эксплуатационная скорость V_{MO} , а также условия базирования – необходимые длины взлетно-посадочной полосы для взлета и посадки.

Безопасные условия эксплуатации самолета должны были обеспечиваться выполнением требований Сертификационного базиса СБ-148, который содержит требования Авиационных правил СНГ (Союз Независимых Государств) АП-25 и Европы CS-25.

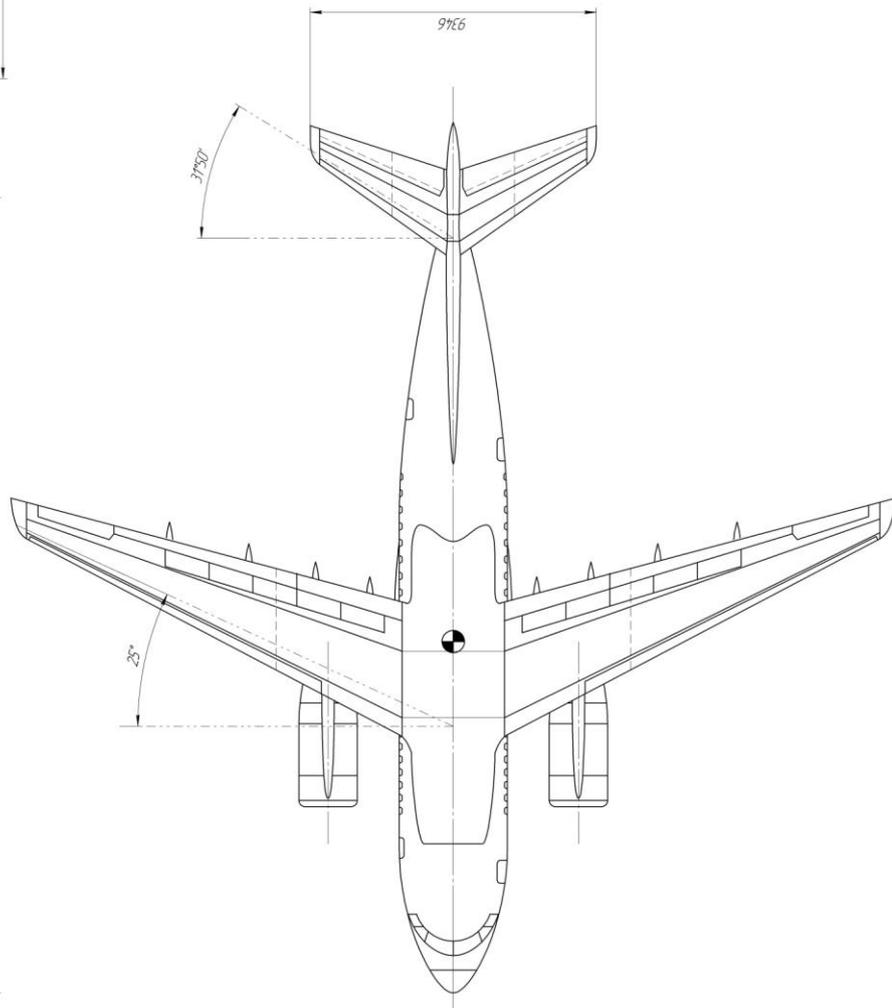
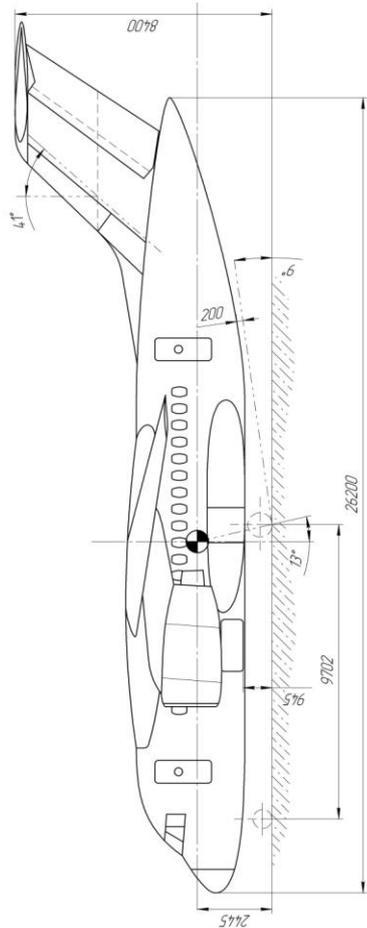
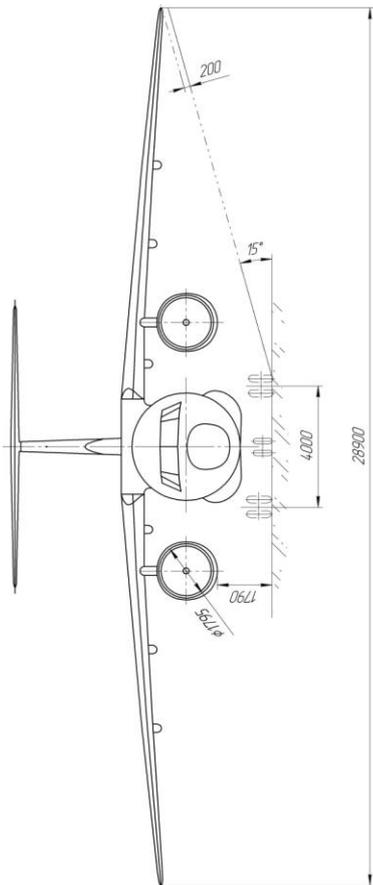
Достижения необходимых летно-технических характеристик, устойчивости и управляемости обеспечивались, прежде всего, надежно разработанной аэродинамической компоновкой самолета и его главного агрегата – крыла.

Аэродинамическая компоновка в значительной части относится к этапу синтеза схемы самолета (поскольку определяет его внешнюю конфигурацию) и имеет своими целями [74]:

- достижение максимального значения аэродинамического качества в крейсерском полете или на главном эксплуатационном режиме самолета;
- обеспечение необходимых взлетно-посадочных характеристик;
- обеспечение нормируемых запасов устойчивости и управляемости на всех режимах полета;
- гарантированное обеспечение безопасной и эффективной работы силовой установки самолета;
- обеспечение безопасности при входе (случайном) на предельные режимы полета.

Перечисленные цели достигаются [74]:

- оптимальной аэродинамической компоновкой отдельных агрегатов самолета, таких, как крыло или мотогондолы, которые представляют собой самостоятельную сложную задачу;
- снижением потерь аэродинамического качества на балансировку путем выбора рациональной схемы балансировки самолета;



1	Масса	0,725		
2	Нагрузка	км	12,5	
3	Вместимость	чел./2000	240	
4	Длина	м	600	
5	Ширина	км	3900	
6	Площадь	к2	2654	
7	Масса	к2	35064	
8	Мощность	к2	8500	
9	Пасс.	чел	5	
10	Пасс.	чел	80	
11	Рд	дм	12760	
12	f_0		0,37	
13	Колькость / тол. обшивки		2х1200	
14	Скорость	м ²	87,32	
15	S _{об}	м ²	18,95	
16	S _{об}	м ²	19,91	
17	Площадь		4,045	
18	Хвост		27,9 ^д	
19	Агрегат		94,95	
20	Длина	м	3,35	
21	Агрегат		7,82	

Рисунок 3.1 – Общий вид современного регионального пассажирского самолета



Рисунок 3.2 – Современный региональный пассажирский самолет Ан-148-100В

- выбором взаимного расположения агрегатов самолета, который обеспечивает их благоприятную интерференцию (аэродинамическое взаимодействие);
- использованием несущей способности агрегатов, которые выступают в поток, путем выбора их оптимального угла атаки (заклинивание);
- выбором рациональных параметров и места расположения горизонтального и вертикального оперения с учетом их «незатенения» на критических режимах полета;
- расположением воздухозаборников в зонах со стабилизированным потоком воздуха без больших возмущений и потерь давления;
- расположением сопла турбореактивного двигателя в зонах, которые обеспечивают благоприятную интерференцию струи с агрегатами самолета на основных (крейсерских) режимах полета;
- устранением вредного влияния скоса потока от закрылков на другие агрегаты самолета (например, на мотогондолы, расположенные на хвостовой части фюзеляжа).

Разработка аэродинамической компоновки крыла. Самолеты семейства Ан-148-100/Ан-158 выполнены по схеме высокоплана с Т-образным хвостовым оперением и с двумя турбореактивными двухконтурными двигателями Д-436-148, установленными на пилонах под крылом.

В результате комплексного анализа аэродинамических, конструктивных, технологических и других требований были выбраны такие (компромиссные) геометрические характеристики крыла:

- площадь крыла $S = 87 \text{ м}^2$;
- трапециевидная форма в плане крыла без передних и задних наплывов;
- удлинение $\lambda = 9,58$;
- сужение $\eta = 4,05$;
- стреловидность по линии 1/4 хорд $\chi_{1/4} = 25^\circ$.

Расчетные исследования выполняли с помощью современных трехмерных численных методов CFD (комплекс программ ЦАГИ) проектирования крыла, которые позволили существенно уменьшить объем трубных испытаний. Во время расчетных исследований оптимизировалось количество базовых аэродинамических профилей, сами профили, углы геометрической кривки, законы формирования внешней поверхности, параметры взаимного расположения крыла и фюзеляжа и другие характеристики.

В конце расчетных исследований были выбраны четыре варианта крыла в полетной конфигурации: К19А, К21А, К23А и К20А для проведения сравнительных экспериментальных исследований в аэродинамической трубе (АДТ) Т-106М ЦАГИ в широком диапазоне чисел Маха и Рейнольдса.

В 2000 – 2001 гг. в АДТ Т-106М ЦАГИ была испытана модель самолета Ан-148 с четырьмя вариантами крыла – К19А, К20А, К21А и К23А. Максимальное достигнутое критическое число Маха (когда $dC_{x_{xв}}/dM = 0,1$) $M_{крит} = 0,785$ при $C_y = 0,45$ обеспечивалось крылом К19А. При крейсерском числе Маха $M = 0,78$ наибольшие значения максимального коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}}$ и критического угла атаки $\alpha_{крит}$ полной модели также обеспечивались крылом К19А.

Основу аэродинамической компоновки крыла К19А составили разработанные на ГП «АНТОНОВ» сверхкритические профили П-68а (рисунок 3.3).

Теоретические контуры верхней и нижней поверхностей крыла К19А сформированы по семи базовым профилям по сплайновым зависимостям вдоль размаха крыла.

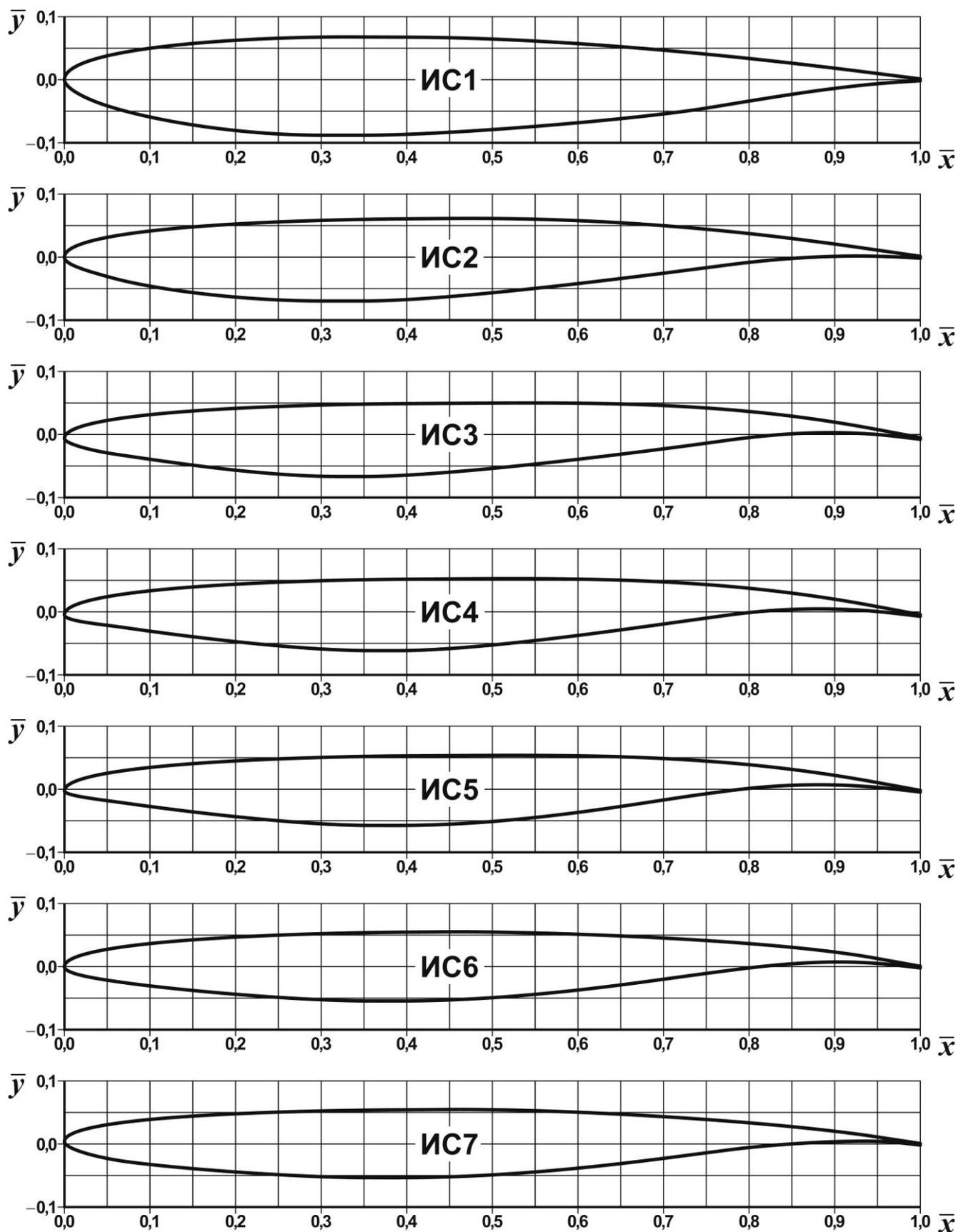


Рисунок 3.3 – Профили крыла самолета

Максимальная относительная толщина профилей крыла плавно уменьшается от значения $\bar{c}_{max} = 15,5 \%$ в бортовом сечении до $\bar{c}_{max} = 11 \%$ в концевом

сечении. Применение таких «толстых» сверхкритических профилей при достаточно высоком значении удлинения крыла $\lambda = 9,58$ обеспечило высокий уровень аэродинамических характеристик самолета на всех этапах полета. При значительной относительной толщине профилей кессонной части крыла увеличивается вместимость расположенных в кессоне крыла топливных баков, которые обеспечивают достижение заданной дальности полета.

Следует отметить, что максимальная относительная толщина профилей крыла К19А семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 является большей относительной толщины крыльев самолетов Airbus А320 и Ан-124 (рисунок 3.4).

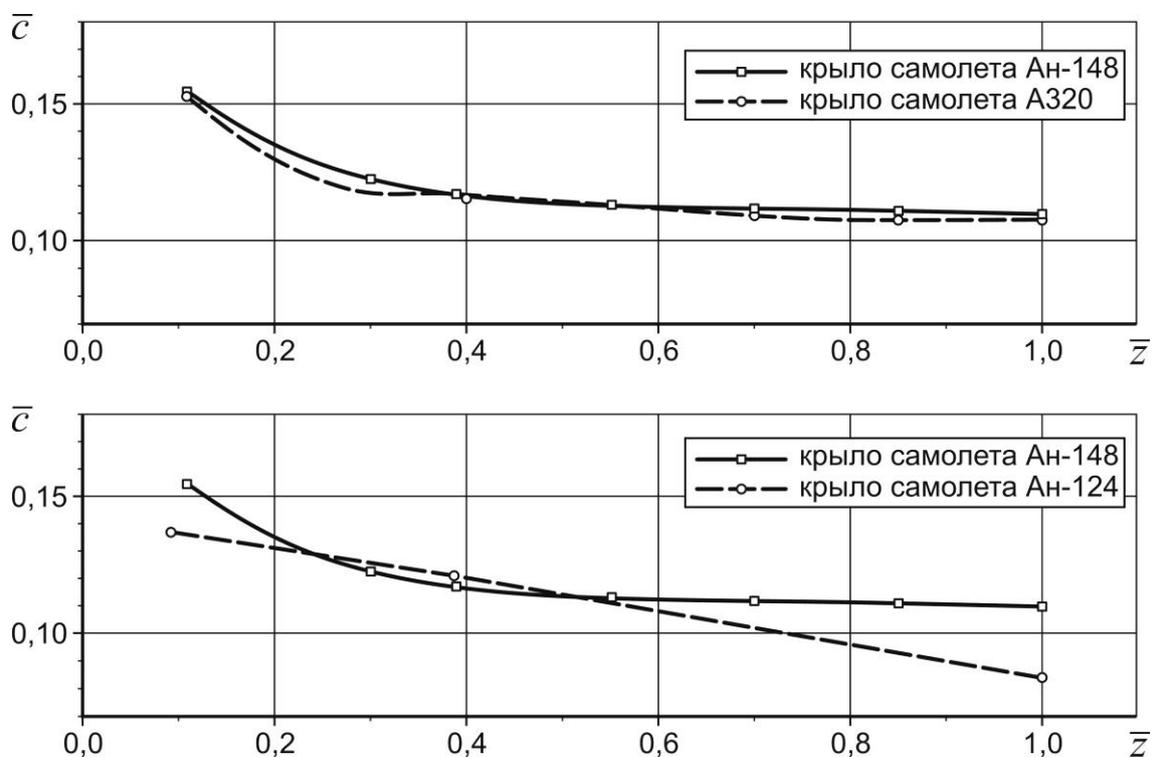


Рисунок 3.4 – Самолет Ан-148. Зависимость толщины профиля от относительного размаха крыла

Уточнение в процессе конструктивной проработки угла установки крыла от 2,2 до 3° и изменение положения оси геометрической кривки крыла на 15 % в плоскости хорд привело к модификации крыла, которое получило обозначение К19-4А (установочный угол крыла $\varphi_{уст} = 3^\circ$ минимизирует аэродинамическое сопротивление самолета и обеспечивает необходимое положение фюзеляжа в полете $\alpha_\varphi = 1...2^\circ$).

Проведенное сравнение результатов исследований профильного отсека крыла самолета Ан-148 в аэродинамической трубе АДТ-106М ЦАГИ с прототипами (профилями, разработанными в ЦАГИ) показало существенное преимущество профиля крыла П-68а4 ($\bar{c}_{max} = 11,3 \%$) по всем характеристикам, которые оценивались:

- значением критического числа Маха;
- несущими характеристиками $C_{y_{max}}$, $C_{y_{дон}}$;
- значением эффективной вогнутости ($\Delta\alpha_0 = 0,6^\circ$);
- величиной приведенного аэродинамического качества $K_{привед}$ (на $C_y = 0,5$; $M = 0,78$).

На основе комплексного сравнительного анализа полученных результатов продувок для последующего проектирования самолета выбрано крыло К19А.

Для обеспечения необходимой высоты пассажирского салона центроплан крыла на самолетах семейства Ан-148-100/Ан-158 не «утоплен» в фюзеляж, а расположен сверху фюзеляжа.

Выполненные расчетные и экспериментальные исследования показали, что при типовом выполнении зализа крыла с фюзеляжем Z1 для такого высокого расположения крыла относительно фюзеляжа на крейсерских режимах полета в районе центроплана зарождается система прямых скачков, которые распространяются по размаху крыла с увеличением числа M . Поэтому были разработаны новые варианты зализов для увеличения критического значения числа M и уменьшения волнового сопротивления – зализы Z2, Z3, Z4, Z7 и Z8. Следовательно, по результатам комплексного аэродинамического и весового анализа была разработана аэродинамическая компоновка зализа Z4М, которая обеспечила необходимое значение критического числа M .

После утверждения Генеральным конструктором аэродинамической компоновки самолета в крейсерской (полетной) конфигурации была спроектирована и изготовлена исполнительная модель самолета для проведения испытаний в высокоскоростной аэродинамической трубе Т-106М ЦАГИ.

По результатам этих испытаний были рассчитаны исходные аэродинамические характеристики самолета для определения летно-технических характеристик, а

также характеристик устойчивости, управляемости и динамики полета самолета в полетной конфигурации.

Полученное по результатам исполнительной модели в АДТ Т-106М-ЦАГИ и подтвержденное летными испытаниями опытных самолетов крейсерское аэродинамическое качество самолета Ан-148 ($M = 0,75$; $C_y = 0,5$) составляет $K = 15,8$. Достигнутый уровень аэродинамического совершенства самолета обеспечил выполнение заданных требований к максимальной скорости и высоте крейсерского полета, а также к дальности полета с разной коммерческой нагрузкой.

По уровню аэродинамического совершенства семейство самолетов Ан-148-100/Ан-158 не уступает зарубежным аналогам (рисунок 3.5).

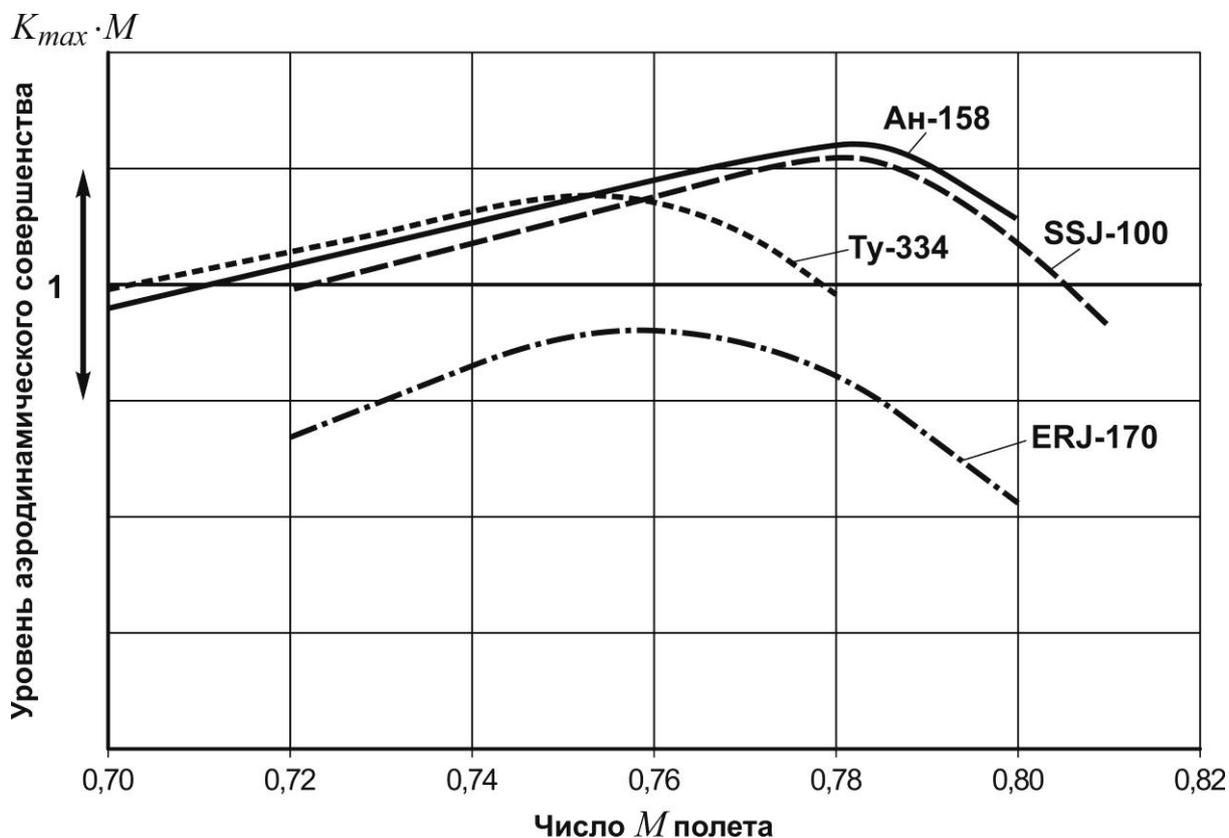


Рисунок 3.5 – Сравнение уровня аэродинамического совершенства региональных самолетов

Аэродинамическая компоновка самолета Ан-158 отличается от такой компоновки базового самолета Ан-148 некоторыми особенностями – удлиненным фюзеляжем, который обеспечивает увеличенную до 99 пассажиров вместимость салона, и установленными на крыле концевыми аэродинамическими поверхностями.

Аэродинамическое проектирование механизации крыла. Высокие несущие свойства крыла самолета на взлетно-посадочных режимах обеспечиваются применением эффективной механизации задней кромки крыла в виде щелевых закрылков и механизации передней кромки крыла в виде предкрылков и отклоняемых носков.

На этапе предварительного проектирования самолета Ан-148-100 с учетом главных требований к базированию самолета были выполнены в большом объеме параметрические расчетные исследования по выбору типа механизации крыла и ее параметров (относительный размах, относительная хорда, относительные выдвигания и углы отклонения на взлетно-посадочных режимах), в том числе с учетом вязкости и отрывных течений.

Для проведения экспериментальных параметрических исследований в АДТ АТ-1 ГП «АНТОНОВ» для последующей оптимизации параметров механизации крыла был изготовлен прямоугольный механизированный отсек крыла на характерном сечении крыла относительного размаха $Z = 0,55$.

По результатам аналитических и экспериментальных исследований была разработана аэродинамическая компоновка механизации крыла самолета, которая легла в основу подготовки математической модели и выпуска теоретических чертежей механизации передней и задней кромок крыла.

Принятая и установленная на самолете механизация крыла выполнена в виде двухщелевых закрылков с фиксированным дефлектором, щелевых предкрылков на консольной части крыла и безщелевых поворотных (отклоняемых) носков на участке между нервюрами № 3 и 7 консольной части крыла.

В результате проведенных исследований механизации передней кромки крыла максимальный угол отклонения носка принят: $\delta_{НК} = 22^\circ$ (по полету), а его относительная хорда $\bar{b}_{НК} = 0,096...0,108$. Максимальный угол отклонения предкрылков $\delta_{ПР} = 19^\circ$, а относительная хорда предкрылка $\bar{b}_{ПР} = 0,133...0,1674$. Для повышения эффективности предкрылков управление и навешивание предкрылков выполнены совместными.

Закрылки с относительной хордой $\bar{b}_{закр} = 0,28...0,30$ и относительным размахом $\bar{l}_{закр} = 0,6415$ выпускаются по коническому закону. Для взлета приняты

углы отклонения закрылков $\delta_{закр} = 10^\circ$ или 20° , для посадки углы отклонения закрылков составляют $\delta_{закр} = 20^\circ$ или 40° .

На обеих консолях крылья расположены по пять секций интерцепторов. Относительная хорда интерцепторов $\bar{b}_{ИН} = 0,148$. Две внутренние секции интерцепторов (на каждой из консолей) с максимальным углом отклонения $\delta_{ИН} = 50^\circ$ выполняют тормозную функцию. Три внешних секции интерцепторов (на каждой консоли) с максимальным углом отклонения $\delta_{ИН} = 40^\circ$ выполняют функцию элеронных, глиссадных и тормозных интерцепторов.

Была спроектирована и изготовлена механизированная модель самолета для испытаний в АДТ АТ-1 ГП «АНТОНОВ». Достигнутые в этих испытаниях максимальные значения коэффициентов поднимающей силы $C_{y_{max}}$ для взлетно-посадочного положения механизации крыла при пересчете на натурные числа Рейнольдса обеспечили такие значения характеристик скоростей взлета и посадки самолета, по которым требования к базированию были полностью выполнены. По результатам этих испытаний были рассчитаны исходные аэродинамические характеристики для определения взлетно-посадочных характеристик, а также характеристик устойчивости, управляемости и динамики полета.

3.1.2 Расчетно-опытные работы для обеспечения необходимых характеристик устойчивости, управляемости и динамики полета самолета

Необходимые характеристики устойчивости, управляемости и динамики полета семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 (Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е, Ан-158) обеспечены средствами аэродинамической компоновки самолета и средствами автоматики системы штурвального управления.

Для семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 выбрана схема хвостового оперения с расположением горизонтального оперения на вершине киля. Такая схема позволяет уменьшить размеры хвостового оперения и его сопротивление, а также улучшить аэродинамическое качество самолета. Для упрощения конструкции стабилизатор самолета выполнен неподвижным, вопросы продольной балансировки и управления решены применением руля высоты с большой относительной хордой. Рациональность такого варианта решения

подтверждена многолетним опытом эксплуатации самолетов Ан (Ан-74, Ан-124 и др.). Для решения вопросов путевой балансировки самолета в полете с несимметричной тягой применен руль направления большой относительной хорды. Органы поперечного управления состоят из обычных элеронов и интерцепторов-элеронов, которые представляют собой отклоняемые поверхности крыла и располагаются над носком выдвижных щелевых закрылков. Такие интерцепторы-элероны, эффективность которых растет с увеличением угла отклонения закрылков, обеспечивают получение необходимой угловой скорости крена на всех режимах полета, включая режим посадки самолета.

Для получения достоверных аэродинамических характеристик самолета, которые влияют на его устойчивость и управляемость, был выполнен большой объем весовых испытаний модели самолета в скоростной аэродинамической трубе Т-106М ЦАГИ и механизированной модели в аэродинамической трубе АТ-1 ГП «АНТОНОВ». Влияние ледообразования на аэродинамические характеристики самолета исследовалось на модели изолированного хвостового оперения самолета, модели полукрыла с элероном и модели отсека крыла с закрылком. На этих же моделях были исследованы характеристики шарнирных моментов органов управления самолета.

Для уменьшения размеров и веса хвостового оперения семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 реализована концепция, согласно которой самолет спроектирован со сниженными запасами собственной продольной и путевой статической устойчивости.

Соответствие характеристик устойчивости, управляемости и динамики полета требованиям норм летной годности обеспечивается автоматическими системами улучшения устойчивости и управляемости самолета. Для решения этой задачи на самолетах Ан-148-100/Ан-158 применена цифровая электродистанционная система управления (ЭДСУ).

Допускается полный отказ ЭДСУ в продольном и путевом каналах управления или всех гидравлических систем самолета. В этих случаях система управления переходит от основного в резервный режим управления. Управление самолетом по тангажу и рысканию осуществляется через механическую проводку и автономные рулевые приводы (АРП). Управление по крену осуществляется с

помощью интерцепторов-элеронов, которые отклоняются автономными рулевыми машинами (АРМ) с помощью сигналов, проходящих через электрическую проводку.

Выбранные запасы собственной статической устойчивости самолета, эффективность его органов управления и кинематика системы управления обеспечивают безопасное завершение полета в резервном режиме управления.

В продольном и путевом каналах резервной механической системы управления используют штурвальные колонки и педали, которые связывают рычаги управления с автономными рулевыми приводами. Для упрощения конструкции загрузчики рычагов управления выполнены в виде простых («пассивных») пружин. В связи с этим тримирование усилий на рычагах управления во всех каналах осуществляется путем замены сигнала перемещения рычага управления сигналом на отклонение органа управления от кнопки тримирования. Все алгоритмы работы ЭДСУ также осуществляются через отклонение соответствующего органа управления. Аналогичный принцип формирования алгоритмов ЭДСУ отработан на транспортном самолете Ан-70.

Алгоритм работы системы штурвального управления самолета в главном и резервном режимах управления сформирован в результате многочисленных расчетов, моделирования и исследований на опытно-пилотажном стенде (ОПС) при участии пилотов. Результаты этой работы изложенные в требованиях отделения аэродинамики и динамики полета к системе штурвального управления семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158.

Система управления рулем высоты в основном режиме управления обеспечивает:

- изменение передаточных чисел в алгоритмах управления в соответствии с положением закрылков и скорости полета;
- увеличение продольной статической устойчивости в соответствии со значениями скорости полета и числа M ;
- улучшение характеристик статической управляемости в соответствии со значениями перегрузки и динамической устойчивости, зависящей от сигнала угловой скорости тангажа;
- ограничение угла атаки системой ограничения предельного режима ОГР- α ;
- тактильную сигнализацию (тряска штурвала) при приближении к режиму

сваливания.

Система управления рулем направления в основном режиме управления обеспечивает:

- изменение передаточных чисел в алгоритмах управления в соответствии с положением закрылков и скорости полета;
- ограничение угла скольжения системой ОГР- n_z ;
- демпфирование колебаний в канале рыскания, в том числе и взаимосвязанных боковых колебаний (типа «голландский шаг»);
- координированное движение при управлении элеронами и рулем направления.

Система поперечного управления в основном режиме обеспечивает:

- изменение нелинейных кинематических зависимостей в соответствии с положением закрылков и скорости полета;
- демпфирование колебаний в канале крена.

Характеристики устойчивости, управляемости и динамики полета самолета Ан-158 по результатам расчетных и экспериментальных исследований, а также летных испытаний практически не отличаются от характеристик самолета Ан-148-100.

3.1.3 Математическое моделирование летных характеристик и характеристик устойчивости и управляемости

На этапах аэродинамического проектирования самолета, его летных испытаний и подготовки доказательной документации для сертификации применялись математические модели движения самолета, основанные:

- на аэродинамических характеристиках самолета полученных путем пересчета характеристик самолетов-аналогов, и по результатам испытаний аэродинамических моделей самолета в АДТ АТ-1 ГП «АНТОНОВ» и Т-106М ЦАГИ;
- геометрических и массово-инерционных характеристиках;
- высотно-скоростных тяго-расходных характеристиках силовой установки;
- известных уравнениях перемещения самолета как материальной точки и как тела с шестью степенями свободы.

С помощью этих математических моделей, реализованных в виде комплекса программ, выполнялись расчеты:

- взлетных и посадочных характеристик с различными положениями механизации крыла в ожидаемых условиях эксплуатации при различных состояниях поверхности взлетно-посадочных полос (ВПП);
- характеристик полета по маршруту, как в «сухом» воздухе, так и в условиях обледенения;
- характеристик устойчивости, управляемости и динамики полета.

Все расчеты были выполнены как при условии нормального функционирования двигателей и систем самолета, так и при различных функциональных отказах.

Математические модели летных характеристик, полученные на основании результатов испытаний моделей в аэродинамических трубах, были протестированы и уточнены в процессе сертификационных летных испытаний.

Создание математических моделей летных характеристик самолета, которые отвечают его фактическим характеристикам, позволило существенно сократить объем и длительность проведения летных испытаний, определить летные характеристики самолета для ожидаемых условий эксплуатации.

Среди основных летных характеристик семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 следует отметить такие:

- эксплуатация на аэродромах с различным состоянием покрытия, в том числе на слабоподготовленных грунтовых и заснеженных аэродромах;
- обеспечение взлета/посадки на высокогорных аэродромах (по высоте 4100 м), а также при высоких температурах наружного воздуха;
- выполнение взлета на сниженных режимах работы двигателя (с целью повышения ресурсных характеристик);
- выполнение крейсерского полета на высоте до 12 200 м;
- обеспечение высоты полета с одним работающим двигателем до 4 000...6 000 м, который обеспечивает безопасную эксплуатацию в условиях высокогорья и при высоких температурах наружного воздуха;
- выполнение крейсерского полета на скоростях 800...850 км/ч ИС (истинная скорость), что сокращает время рейса и увеличивает эксплуатацию воздушного судна.

Максимальная скорость крейсерского полета составляет 870 км/ч ИС;

- низкие часовые расходы горючего при полете на эшелоне – 1510...1840 кг/ч;
- возможность выполнения посадки по категории IIIА ИКАО.

Летные характеристики, определенные с помощью математических моделей, были использованы для формирования Руководства по летной эксплуатации самолета.

Главные летно-технические характеристики семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е и Ан-158) приведены в таблице 3.1.

Соответствие характеристик устойчивости, управляемости и динамики полета семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 нормам летной годности АП-25 для штатного функционирования ЭДСУ подтверждено расчетами, а также исследованиями, проведенными на опытно-пилотажном стенде семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 (ОПС-148). Характеристики устойчивости, управляемости и динамики полета самолета в отказных ситуациях исследованы с помощью расчета и опытно-пилотажного стенда.

Расчет характеристик устойчивости и управляемости самолета, математическое моделирование динамики полета и синтез алгоритмов системы управления выполнялись с использованием специализированного программного обеспечения, разработанного ГП «АНТОНОВ».

В процессе летных испытаний самолета было выполнено незначительное корректирование алгоритмов работы ЭДСУ.

Следовательно, сертификационные летные испытания семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 подтвердили полное соответствие характеристик их устойчивости, управляемости и динамики полета требованиям сертификационного базиса как для штатных, так и для отказных ситуаций, вынесенных на летные испытания.

Самолеты как объекты управления в штатных и отказных ситуациях получили высокую оценку пилотов, которые являются важным фактором при формировании заказов на эти самолеты потенциальными эксплуатантами.

Таблица 3.1 – Главные летно-технические характеристики семейства региональных пассажирских самолетов

№ п/п	Наименование характеристики	Семейство самолетов Ан-148-100/Ан-158 Двигатель Д-436-148Д			
		Ан-148- 100А	Ан-148- 100В	Ан-148- 100Е	Ан-158
1	Вес самолета, кгс				
	– максимальный взлетный	38 950	41 950	43 700	43 700
	– максимальный посадочный	37 800		38 800	
2	Максимальный вес коммерческой нагрузки, кгс	9 000		9 800	
3	Характеристики базирования				
	– класс аэродрома	А, Б, В			
	– высота аэродрома над уровнем моря, м	до 2 200			
	– состояние искусственной ВПП (ИВПП) ($\mu \geq 0,3$):	– сухая, влажная, мокрая; – с отдельными участками стоячей воды; – покрытая инеем или изморозью; – покрытая слоем слякоти до 15 мм; – со слоем сухого снега – толщиной не больше 50 мм; – со слоем мокрого снега – толщиной не больше 50 мм			
4	Взлетные характеристики (ИВПП, $\mu \geq 0,6$, СА, $H_{\text{аэр}} = 0$, штиль $\delta_{\text{закр}} = 20^\circ$)				
	– длина разбега, м	1 050	1 235	1 335	1 335
	– взлетная дистанция $H = 10,7$ м	1 365	1 595	1 725	1 750
	– сбалансированная дистанция взлета (конечная полоса торможения КПП = 400 м), м	1 485	1 730	1 885	1 900
5	Характеристики полета по маршруту				
	Максимальная высота полета, м	12 200		11 580	
	Крейсерские высоты полета, м	10 100...12 200		10 100...11 580	
	Максимальная крейсерская скорость полета (режим работы двигателей МП, $H = 10 100$ м), км/ч ИС (истинная скорость)	870			
	Крейсерская скорость на крейсерском режиме работы двигателей, км/ч ИС	800...850			
	Часовые расходы топлива на крейсерских высотах и скоростях, кг/ч	1 640... ...1 510	1 760... ...1 510	1 840... ...1 510	1 840... ...1 560

Окончание таблицы 3.1

№ п/п	Наименование характеристики	Семейство самолетов Ан-148-100/Ан-158 Двигатель Д-436-148Д			
		Ан-148- 100А	Ан-148- 100В	Ан-148- 100Е	Ан-158
	Практическая дальность ($G_{взл\max}$; $H_{наив}$; $V_{наив}$; АНЗ топлива – 1300 кг), км				
	◆ с максимальной нагрузкой	1 240 (9000 кгс)	2 570 (9000 кгс)	3 290 (9000 кгс)	2 270 (9800 кгс)
	◆ с пассажирами *)	1 940 (80 пас.)	3 280 (80 пас.)	3 990 (80 пас.)	2 460 (99 пас.)
		2 180 (75 пас.)	3 520 (75 пас.)	4 240 (75 пас.)	2 930 (89 пас.)
	◆ с максимальной заправкой «под завязку»/количество пассажиров*	5 220/16	4 890/47	4 700/65	4 110**)/ 64
	◆ перегоночная дальность	5 460		4 880 АНЗ**)	
	Техническая дальность, км				
	◆ с N пассажирами;	2 860/75	4 200/75	4 920/75	3 310/99
	◆ максимальная заправка/ количество пассажиров	5 970/16	5 600/47	5 400/65	4 950/64
	топливная эффективность, г/пас.×км	28,04 (80 пас.)	27,73 (80 пас.)	28,03 (80 пас.)	24,65 (99 пас.)
6	Посадочные характеристики (ИВПП; $\mu \geq 0,6$; $H_{аэр} = 0$; СА; штиль; глиссада $\theta = -3^{\circ}40'$; конфигурация крыла $\delta_{закр} = 40^{\circ}$)				
	◆ длина разбега, м	765		795	
	◆ необходимая длина ИВПП, м	1 950		2 045	

*) вес одного пассажира с багажом принят таким, который равняется 95 кгс;

**) АНЗ топлива на 1 ч полета на высоте круга над аэродромом.

Ниже приведен перечень технических отчетов, инженерных анализов и технических справок по аэродинамике, ЛТХ, ВПХ, устойчивости, управляемости и динамике полета самолетов семейства Ан-148-100/Ан-158:

- ◆ Самолет Ан-148-100. Аэродинамика. Книга 1. Летные характеристики. Часть 1. Исходные данные для аэродинамического расчета. Технический отчет.

- ◆ Самолет Ан-148-100. Аэродинамика. Книга 1. Летные характеристики. Часть 2. Взлетно-посадочные и маршрутные характеристики. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Аэродинамика. Книга 1. Летные характеристики. Часть 5. Расчет вредного аэродинамического сопротивления. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Аэродинамика. Книга 2. Устойчивость, управляемость и динамика полета. Часть 1. Исходные данные для расчета характеристик устойчивости, управляемости и динамики полета. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Аэродинамика. Книга 2. Устойчивость, управляемость и динамика полета. Часть 2. Характеристики устойчивости, управляемости и динамики полета. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Аэродинамика. Книга 2. Устойчивость, управляемость и динамика полета. Часть 3. Характеристики устойчивости и управляемости на режимах сваливания, штопора и послештопорного пикирования. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Характеристики устойчивости и управляемости при отрыве маршевой силовой установки. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование возможности снятия противообледенительной системы с горизонтального оперения при условии обеспечения необходимых характеристик продольной устойчивости и управляемости. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Аэродинамические характеристики. Часть 1. Исходные данные расчета летных характеристик. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Аэродинамические характеристики. Часть 2. Исходные данные расчета характеристик устойчивости, управляемости и динамики полета. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Летные характеристики в ожидаемых условиях эксплуатации. Инженерный анализ.

- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Критический промежуток времени при отказе двигателя и автоматической системы управления двигателем. Техническая справка.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Соответствие самолета с оборудованием TCAS-2000 требованиям СТУ/148-F.1.1.3.18,19 СБ-148: ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Характеристики устойчивости и управляемости в условиях естественного обледенения. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Аэродинамика. Основные результаты аэродинамического проектирования, трубных и летных испытаний (1999 – 2005 гг.). Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Коэффициент трения при торможении на мокрой искусственной взлетно-посадочной полосе. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Характеристики устойчивости и управляемости на искусственной взлетно-посадочной полосе, покрытой атмосферными осадками. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Летные характеристики в условиях обледенения. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Взлетно-посадочные характеристики на искусственных взлетно-посадочных полосах, покрытых атмосферными осадками. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Расчетная скорость пикирования. Скоростные характеристики. Характеристики самолета при разбалансировке. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Характеристики устойчивости и управляемости при отказах функциональных систем. Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Минимальные эволютивные скорости разбега, взлета и посадки. Инженерный анализ.

- ◆ Самолет Ан-148-100. Сравнение сходимости расчетных и экспериментальных исходных траекторий взлета и посадки для сертификации по шуму на местности. Техническая справка.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Расчет уровня воздухообмена в пожароопасных зонах хвостового оперения. Техническая справка.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Оценка степени опасности ситуации при разрушении агрегатов. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Летные характеристики при отказах функциональных систем. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Соответствие требованию 25.1001(а) СБ-148: система аварийного слива топлива. Техническая справка.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Остойчивость и плавучесть при аварийной посадке на воду. Технический отчет.
- ◆ Вычислительная система самолетовождения ВСС-100. Летно-технические характеристики самолета Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Летные характеристики в ожидаемых условиях эксплуатации с увеличенным взлетным весом и увеличенным весом без топлива. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Характеристики устойчивости и управляемости на посадке. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Расчет максимально допустимой скорости ветра при рулении. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Взлетно-посадочные характеристики и характеристики устойчивости и

- управляемости при эксплуатации на грунтовых ВПП. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Определение влияния отклонений конфигураций внешней поверхности по проекту «configurationdeviationlist» на аэродинамические и летные характеристики самолета. Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е, Ан-158). Определение соответствия требованиям СБ-148 по летными характеристикам, характеристикам устойчивости и управляемости в связи с введением главного изменения в типовой конструкции: «Увеличение высоты аэродромного базирования». Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Взлетно-посадочные характеристики с отключенной тормозной системой одного колеса и отказом в тормозной системе одной стойки ГОШ. Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Определение соответствия требованиям СБ-148 по летным характеристикам, характеристикам устойчивости и управляемости в связи с введением главного изменения в типовой конструкции: «Увеличение максимального посадочного веса до 37 800 кгс». Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Взлетные характеристики самолета на искусственных взлетно-посадочных полосах, покрытых атмосферными осадками, при $V_1 < V_R$. Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Оценка последствий отказа функциональных систем самолета в связи с Главным изменением: «Увеличение максимального посадочного веса до 37 800 кгс» (режим штурвального управления). Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Летные характеристики самолета при выполнении полета с выпущенными шасси. Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100В. Летные характеристики с увеличенным максимальным взлетным весом до 42,55 тс. Инженерный анализ.

- ◆ Самолет Ан-158. Исходные данные для расчета летных характеристик. Научно-технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-158. Летные характеристики. Научно-технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-158. Характеристики устойчивости, управляемости и динамики полета. Научно-технический отчет.
- ◆ Сравнение характеристик устойчивости, управляемости и динамики полета самолетов Ан-158 и Ан-148-100 по результатам летных испытаний на режимах, которые используют при заходе на посадку по I, II и III категориями ИКАО. Научно-технический отчет.
- ◆ Самолет Ан-158. Плавуемость и остойчивость при аварийной посадке на воду. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-158. Устойчивость, управляемость и динамика полета. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-158. Летные характеристики. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-158. Аэродинамические характеристики по результатам летных испытаний. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-158. Сравнительный анализ аэродинамических характеристик самолетов Ан-158 и Ан-148-100 для оценки последствий отказов функциональных систем самолета Ан-158. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-158. Вычислительная система самолетовождения ВВС-100. Летно-технические характеристики. Технический отчет.
- ◆ Самолет типа Ан-148-100 (модель Ан-158). Определение соответствия требованиям СБ-148 по летным характеристикам, характеристикам устойчивости и управляемости в связи с введением главного изменения в типовую конструкцию: «Увеличение максимального посадочного веса до 38 800 кгс». Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-158. Летные характеристики самолета при выполнении полета с необрунным шасси. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е и Ан-158). Соответствие самолета требованиям СБ-148 по характеристикам взлета в связи с внесением главного изменения в типовую конструкцию: «Выполнение взлета на режиме работы двигателей, меньше взлетного».

Инженерный анализ.

- ◆ Самолеты Ан-148-100, Ан-148-200, Ан-158. Определение соответствия требованиям СБ-148 по летным характеристикам, характеристикам устойчивости и управляемости в связи с введением главного изменения в типовую конструкцию: «Увеличение высоты аэродромного базирования свыше 2 200 м». Инженерный анализ.

Все эти технические отчеты, инженерные анализы и технические справки входят в перечень необходимой доказательной документации при последующей сертификации самолета.

3.1.4 Экспериментальные аэродинамические исследования

Экспериментальные аэродинамические исследования являются важным этапом разработки аэродинамической компоновки семейства самолетов Ан-148/100/Ан-158 и определения их аэродинамических характеристик, необходимых для выполнения расчета летных характеристик, а также характеристик устойчивости, управляемости и динамики полета.

Экспериментальные аэродинамические исследования семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 проведены в таких аэродинамических трубах (АДТ):

- дозвуковая АДТ АТ-1 ГП «АНТОНОВ»;
- трансзвуковая АДТ Т-106М ЦАГИ (Российская Федерация).

АТ-1 – дозвуковая аэродинамическая труба замкнутого типа с открытой рабочей частью. Скорость потока в рабочей части трубы, при которой проводились испытания моделей, составляла ~ 50 м/с.

В АТ-1 были проведены такие виды испытаний:

- весовые испытания по определению суммарных аэродинамических характеристик моделей самолета как с макетами мотогондол, так и с имитаторами маршевых двигателей;
- дренажные испытания по определению распределения давления по поверхности агрегатов моделей;
- тензометрические испытания по определению шарнирных моментов органов управления;
- физические исследования относительно визуализации линий течения и картин обтекания.

На рисунках 3.6 – 3.9 изображены фотографии моделей самолетов Ан-148-100, и Ан-158 в рабочей части АТ-1 при проведении экспериментов.



Рисунок 3.6 – Визуальные испытания модели самолета Ан-148 методом шелковинок в аэродинамической трубе АТ-1

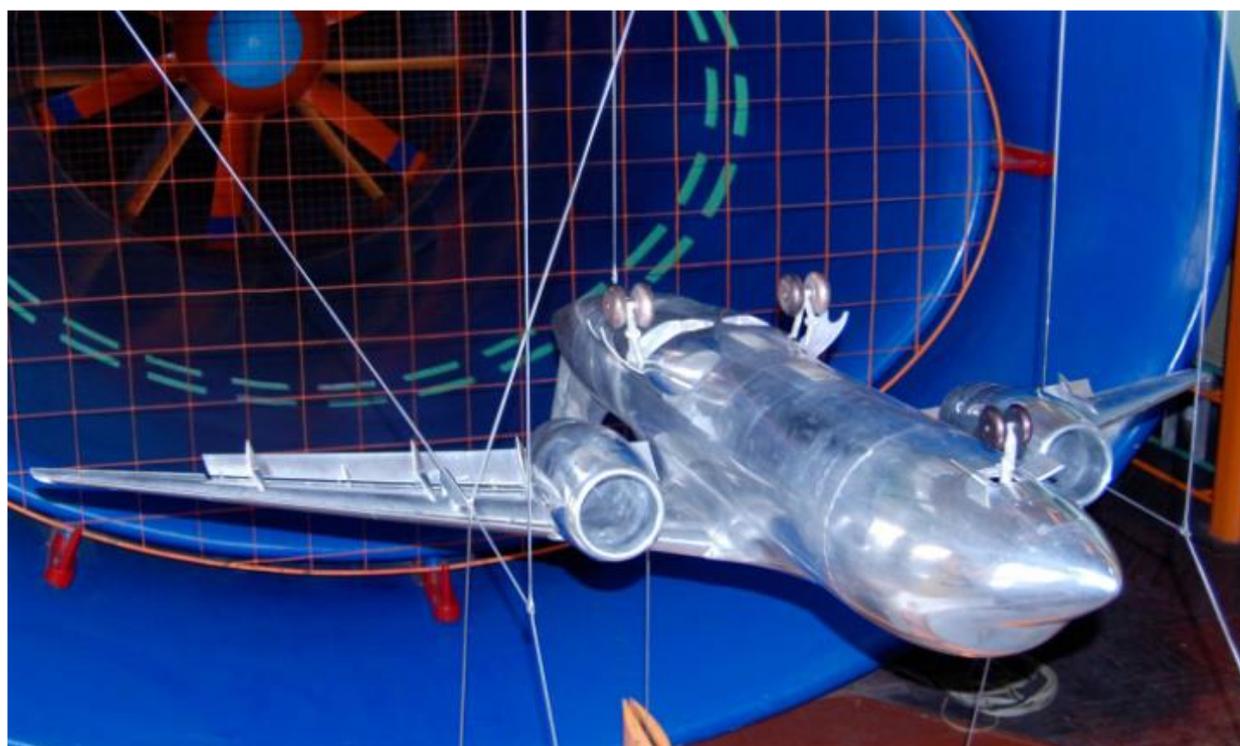


Рисунок 3.7 – Механизированная модель самолета Ан-148 в аэродинамической трубе АТ-1



Рисунок 3.8 – Механизированная модель самолета Ан-158
в аэродинамической трубе АТ-1



Рисунок 3.9 – Модель самолета Ан-148 вблизи экрана
в аэродинамической трубе АТ-1

Т-106 – трансзвуковая аэродинамическая труба замкнутого типа непрерывного действия и переменной плотности с закрытой рабочей частью. Исследования в этой АДТ позволили определить влияние сжимаемости по числу Маха (число

M) и толщины пограничного слоя по числу Рейнольдса (число Re) на аэродинамические характеристики самолета.

Скорость потока в рабочей части трубы изменялась в диапазоне чисел $M = 0,15...0,9$, а число Re – в диапазоне $1,51 \cdot 10^6...7,1 \cdot 10^6$ в зависимости от вида испытаний.

В АДТ Т-106М ЦАГИ проводились такие виды испытаний:

- определение суммарных аэродинамических характеристик моделей на электромеханических и тензометрических весах;
- измерение распределения давления по поверхности модели электронными модулями давлений;
- физические исследования относительно визуализации линий течений и картин обтекания.

На рисунках 3.10 – 3.12 изображены фотографии моделей самолета Ан-148-100 в рабочей части Т-106М ЦАГИ при проведении экспериментов.

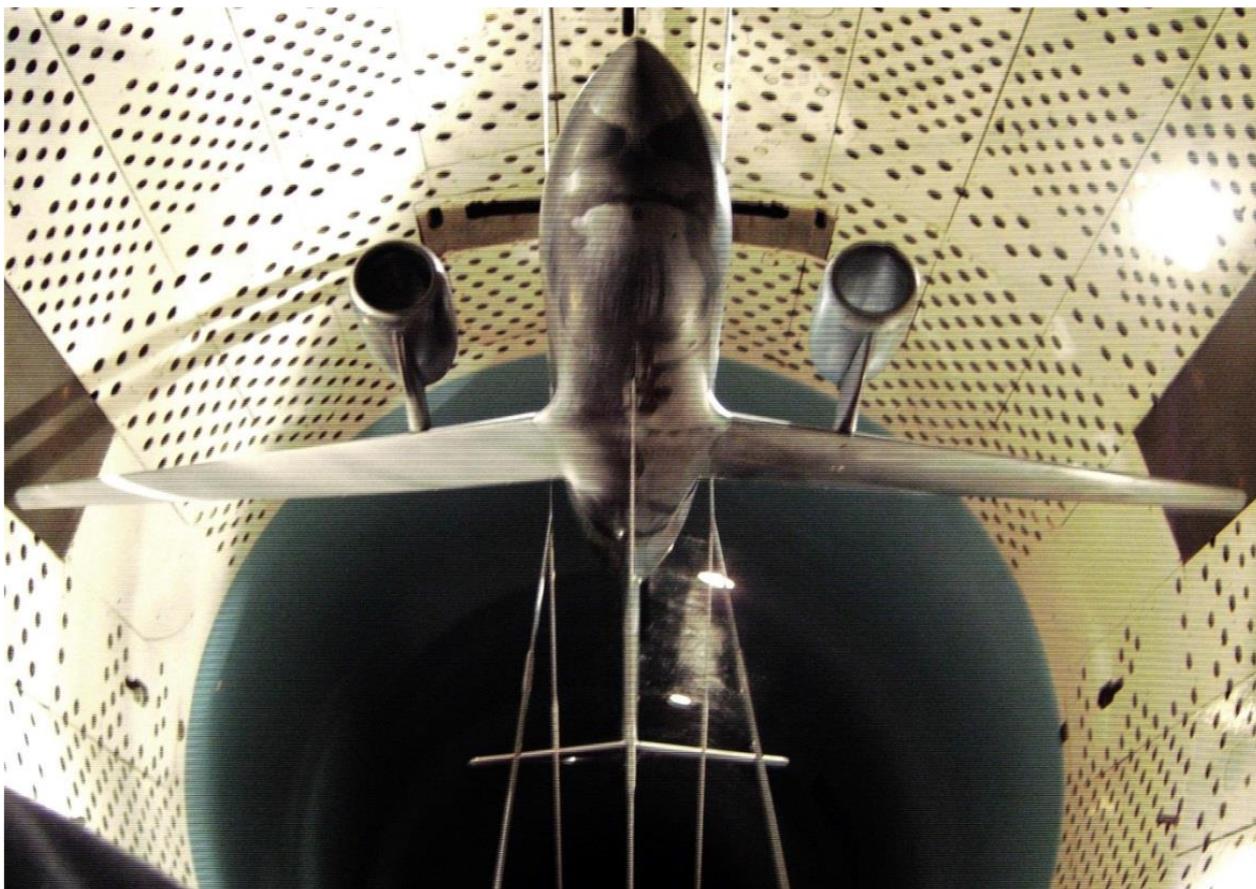


Рисунок 3.10 – Модель самолета Ан-148-100 в рабочей части АДТ Т-106М ЦАГИ. Весовые испытания

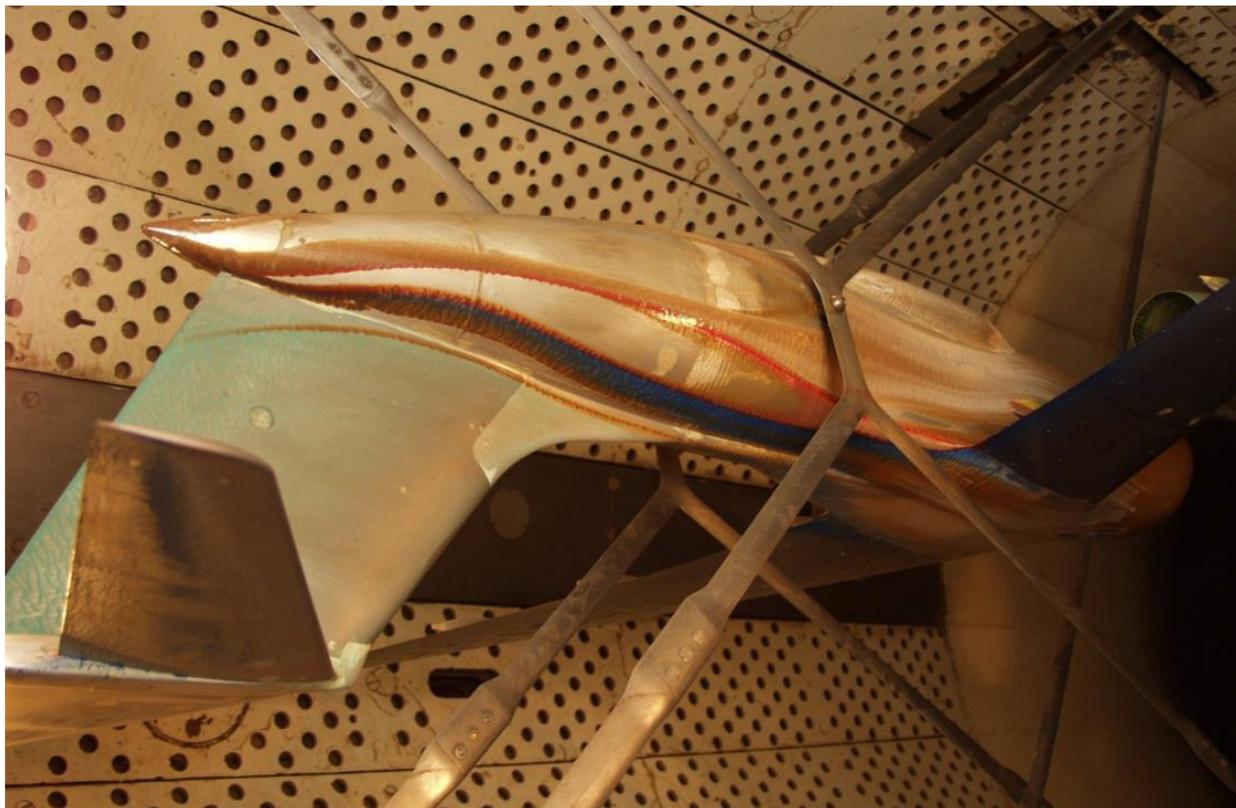


Рисунок 3.11 – Физические исследования обтекания модели

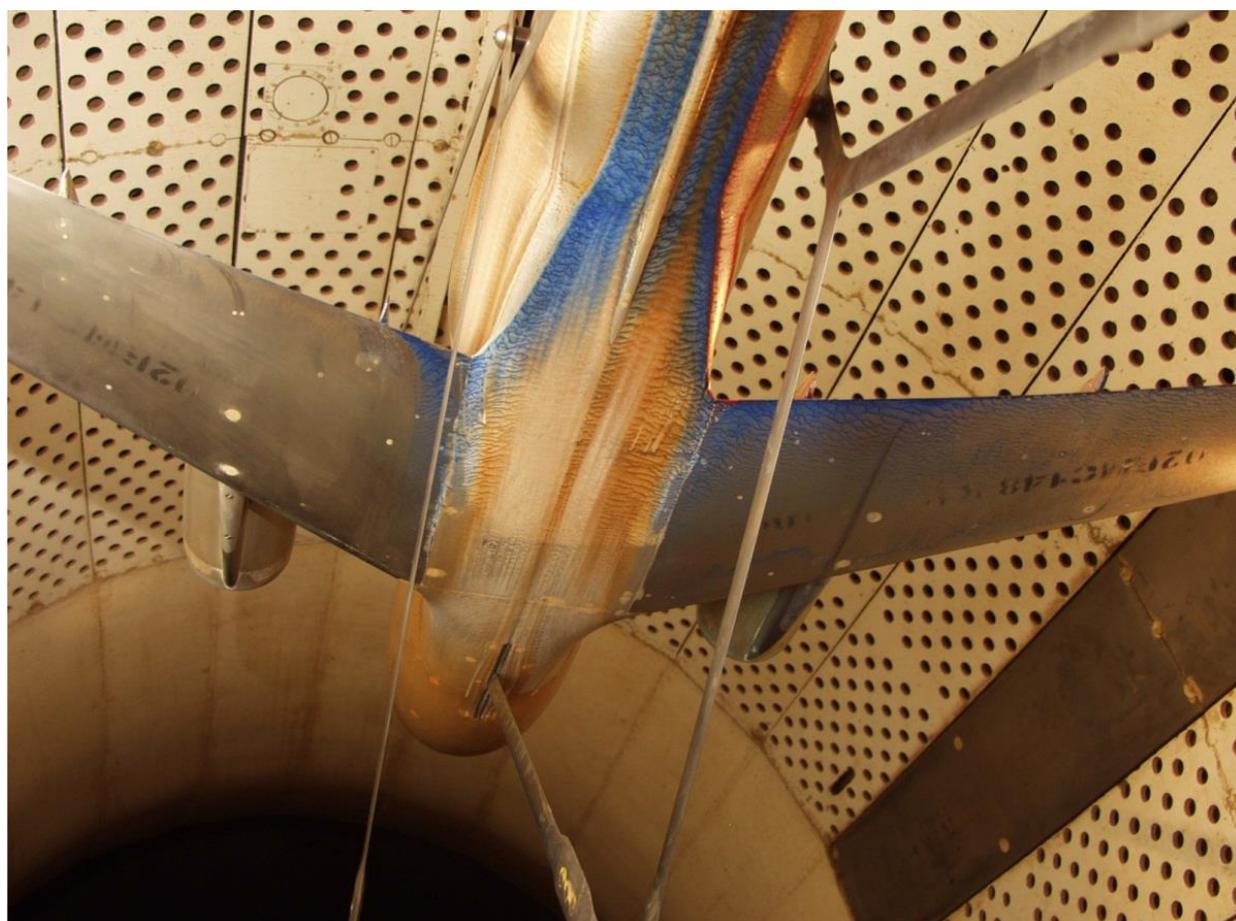


Рисунок 3.12 – Физические исследования обтекания модели

Взлетно-посадочные режимы полета самолета были исследованы в АДТ АТ-1 на моделях:

- 03МС148.001 – полная механизированная модель самолета с макетами мотогондол и с имитаторами маршевых двигателей в масштабе М 1:12;
- 10МОК148.001 – механизированный отсек крыла с хордой $b = 0,5$ м и двумя дренажными сечениями;
- 08ПМК148.001 – механизированная модель консоли крыла самолета в масштабе М 1:6 с тензометрированными интерцепторами и элероном;
- 04МХО148.001 – модель изолированного хвостового оперения самолета в масштабе М 1:5 с тензометрированными рулями высоты и направления.

Исследования крейсерских режимов полета самолета и отработки его аэродинамической компоновки выполнены в АДТ Т-106 на моделях:

- 002(Б,В,И) МС148.106 – полная модель самолета в крейсерской конфигурации в масштабе М 1:16 и ее модификации;
- 014МОК148.106 – профильный отсек крыла с хордой $b=0,3$ м и одним дренажным перерезом;
- 007МС148.106 – полная дренированная модель самолета в крейсерской конфигурации в масштабе М 1:16.

Характеристики входа самолета в штопор и выхода из него исследованы в аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ на модели 005МС148.105, выполненной в масштабе М 1:25.

Для исследований аварийной посадки самолета на воду были проведены испытания модели 006КМС148.ГК на стенде гидродинамической лаборатории ЦАГИ.

Модели самолетов для всех видов испытаний в аэродинамических трубах спроектированы и изготовлены на ГП «АНТОНОВ».

Общий объем испытаний моделей в АДТ АТ-1 составлял 3800 трубочасов, а в АДТ Т-106 – 3350 трубочасов.

Полученные материалы экспериментальных работ относительно аэродинамических исследований использовали для доведения аэродинамической компоновки самолета в целом и отдельных его агрегатов.

Ниже приведен перечень отчетов по исследованию аэродинамических характеристик самолета Ан-148 на моделях в аэродинамической трубе АТ-1 ГП «АНТОНОВ»:

- ◆ Исследование в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (02БМС148.106) по доведению местной аэродинамики. Отчет.
- ◆ Результаты экспериментальных и расчетных исследований по выбору предварительных мест установки плит приема воздушного давления на самолете Ан-148. Техническая справка.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели прямоугольного отсека среднего сечения крыла самолета Ан-148 (10МОК148.001) по определению эффективности механизации. Отчет.
- ◆ Исследование в аэродинамической трубе АТ-1 эффективности двух типов реверсивных устройств на имитаторах двигателей модели самолета Ан-148. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели отсека крыла самолета Ан-148 (10МОК148.001) по определению влияния на эффективность предкрылка и закрылка параметров их установки. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 исполнительной механизированной модели самолета Ан-148. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 исполнительной модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по определению эффективности горизонтального оперения, руля высоты и руля направления. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 исполнительной модели самолета Ан-148 по определению эффективности элеронов и интерцепторов. Отчет.
- ◆ Исследование в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по устранению участка неустойчивости по тангажу на докритических углах атаки в крейсерской конфигурации. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели хвостового оперения самолета Ан-148 (04МХО148.001) по определению аэродинамических характеристик, эффективности руля высоты и руля направления и влияния имитаторов льда на ГО и ВО. Отчет.

- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели прямоугольного механизированного отсека крыла самолета Ан-148 (10МОК148.001) по определению эпюр распределения давления и оценивания влияния имитатора льда. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по определению шарнирных моментов элерона, эффективности органов управления при закрылках, отклоненных на 20° , и боковых аэродинамических характеристик вблизи экрана. Техническая справка.
- ◆ Результаты визуальных испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по исследованию траектории движения откидных дверей для аварийного покидания самолета при заводских испытаниях. Техническая справка.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели хвостового оперения самолета Ан-148 (04МХО148.001) по определению шарнирных моментов рулей высоты и направления и влияния имитаторов льда. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в АТ-1 модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по определению местных углов атаки в области установления флюгеров датчиков углов атаки. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по определению аэродинамических характеристик с имитаторами двигателей, которые работают на режиме прямой тяги и реверса. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по определению эффективности секций тормозных интерцепторов. Техническая справка.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели 03МС148.001 по определению распределение давления по поверхности хвостовой части фюзеляжа и створках носовой опоры шасси. Техническая справка.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 по определению аэродинамических характеристик и эффектив-

- ности органов управления на больших углах атаки. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (02Б.МС148.106) по определению эффективности вертикальных и горизонтальных аэродинамических поверхностей крыла. Техническая справка.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели отсека крыла самолета Ан-148 (010МОК148.001) по оцениванию влияния имитаторов льда, которые соответствуют ледообразованию при отказе ПОС, на аэродинамические характеристики. Техническая справка.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 по определению влияния щитков на обтекание крышки-щита нижнего аварийного люка. Техническая справка.
 - ◆ Результаты испытаний модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по определению влияния имитатора льда на носовой части фюзеляжа на аэродинамические характеристики, местные углы атаки и величины полного и статического давления в области размещения приемников бортовых средств измерения. Техническая справка.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по определению влияния макета датчика обледенения на местные углы атаки и на полное давление в местах установки ДАУ и ППД-1М. Техническая справка.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по исследованию влияния вихрегенераторов на мотогондолах и перегородок на крыле. Отчет.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели отсека крыла самолета Ан-148 (10МОК148.001) по определению влияния имитаторов льда с разным выходом на верхнюю поверхность носка профиля. Техническая справка.
 - ◆ Исследование в аэродинамической трубе АТ-1 по определению сопротивления макета заднего узла системы навески двигателя Д-436 самолета Ан-148. Техническая справка.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 моделей самолетов

- Ан-148 и Ан-74ТК-300 по исследованию путевой устойчивости и эффективности вертикального оперения. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели изолированного хвостового оперения самолета Ан-148 (04МХО148.001) по определению эпюр распределения давления. Техническая справка.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 дренированной модели самолета Ан-148 (07МС148.001) по определению влияния тел вытеснения, установленных в зоне соединения пилона с крылом. Техническая справка.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (03МС148.001) с имитаторами льда на крыле. Техническая справка.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по увеличению подъемной силы в посадочной конфигурации. Отчет.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по определению эффективности интерцепторов для различных вариантов отклонения их секций. Техническая справка.
 - ◆ Исследование в аэродинамической трубе АТ-1 консольной части крыла самолета Ан-148 (08ПМК148.001) по определению влияния имитаторов льда на аэродинамические характеристики модели и шарнирные моменты элерона и интерцепторов. Научно-технический отчет.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (03МС148.001) по исследованию вытекания воспламеняемых жидкостей из зон дренажа. Техническая справка.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели отсека крыла самолета Ан-148 (10МОК148.001) по оцениванию влияния имитатора остаточного льда, который образуется на верхней поверхности крыла за зоной обогрева. Техническая справка.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 по исследованию влияния вихрегенераторов, установленных на мотогондолах. Отчет.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели консольной

- части крыла самолета Ан-148 (08ПМК148.001) по определению влияния концевой аэродинамической поверхности ЗЦб на аэродинамические поверхности модели и шарнирные моменты элерона. Техническая справка.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели хвостового оперения самолета Ан-148 (04МХО148.001) по определению влияния имитатора льда, который соответствует ледообразованию при отсутствии ПОС на горизонтальном оперении. Техническая справка.
 - ◆ Исследование в аэродинамической трубе АТ-1 на модели самолета Ан-148 (03ИМС148.001) в посадочной конфигурации средств предотвращения сваливания на крыло. Научно-технический отчет.
 - ◆ Исследование в аэродинамической трубе АТ-1 на модели 03КМС148.001 в посадочной конфигурации средств предотвращения сваливания на крыло. Научно-технический отчет.
 - ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-148 (10МОК148.001) по оцениванию влияния генераторов вихрей на элементах механизации. Отчет.
 - ◆ Результаты весовых и дренажных испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели прямоугольного механизированного отсека крыла самолета Ан-148 (10МОК148.001) по оценке влияния отклоненного интерцептора на аэродинамические характеристики модели и на эпюры распределение давления. Отчет.

Перечень отчетов по результатам испытаний моделей самолета Ан-148-100 в ЦАГИ:

- ◆ Экспресс-отчет. Результаты экспериментальных исследований модели 002.МС74-68.106 с крылом К20А в АДТ-106М.
- ◆ Экспресс-отчет. Результаты экспериментальных исследований модели 002.МС74-68.106 с крылом К23 в АДТ-106М.
- ◆ Экспресс-отчет. Результаты экспериментальных исследований модели 002.МС74-68.106 с крылом К21 в АДТ-106М.
- ◆ Экспресс-отчет. Результаты экспериментальных исследований модели 002.МС74-68.106 с крылом К19А в АДТ-106М.
- ◆ Экспресс-отчет. Результаты дополнительных экспериментальных исследова-

- ний по изучению влияния некоторых элементов модели 002.МС74-68.106 с крылом К19А на аэродинамические характеристики в АДТ-106М
- ◆ Экспресс-отчет. Результаты экспериментальных исследований по изучению влияния носовой части (НЗ) и зализа крыла (Z2) модели 002.МС74-68.106 с крылом К19А на аэродинамические характеристики в АДТ-106М.
 - ◆ Экспресс-отчет. Результаты экспериментальных исследований по изучению влияния зализов крыла (Z2 и Z3t) модели 002.МС74-68.106 с крылом К19А на аэродинамические характеристики в АДТ-106М.
 - ◆ Научно-технический отчет. Результаты экспериментальных исследований по изучению влияния зализов крыла (Z2Д, Z4, Z6), обтекателя шасси ОШ5 и удлинения цилиндрической части фюзеляжа на аэродинамические характеристики модели 002.МС74-68.106 с крылом К19-4 в АДТ-106М.
 - ◆ Научно-технический отчет. Результаты экспериментальных исследований модели 002ВМС148.106 с крылом К19-4А в АДТ-106М.
 - ◆ Научно-технический отчет. Результаты экспериментальных исследований профилируемого отсека 14МОК148.106 крыла модели самолета Ан-148 в АДТ-106М.
 - ◆ Отчет о научно-исследовательской работе. Предварительное заключение о штопоре самолета Ан-148.
 - ◆ Отчет. Приложение к предварительному заключению о штопоре самолета Ан-148.
 - ◆ Визуальные исследования предварительной модели 002.МС74-68.106 самолета Ан-148 в АДТ-106М ЦАГИ.
 - ◆ Исследование характеристик штопора модели самолета Ан-148 в вертикальной аэродинамической трубе Т-105.
 - ◆ Отчет. Результаты испытаний исполнительной модели самолета Ан-148 в АДТ-106М ЦАГИ.
 - ◆ Научно-технический отчет. Исследование посадки на воду модели самолета Ан-148.
 - ◆ Экспресс-отчет. Определение распределения давления на крыле К19-4А, мотогондоле, пилоне, ОМЗ. Книга 1.1 (Крыло – часть 1).
 - ◆ Отчет о научно-исследовательской работе. Обработка и анализ результатов

- испытаний дренированной модели самолета Ан-148 в АДТ-106М ЦАГИ.
- ◆ Отчет. Анализ результатов испытаний дренированной модели самолета Ан-148 на ленточной подвеске в АДТ-106М ЦАГИ.
 - ◆ Экспресс-отчет. Определение распределения давления на крыле К19-4А, мотогондоле, пилоне, ОМЗ. Книга 1.2 (Крыло – часть 2).
 - ◆ Экспресс-отчет. Определение распределения давления на крыле К19-4А, мотогондоле, пилоне, ОМЗ. Книга 1.5 (Обтекатели механизмов закрылков – часть 1).
 - ◆ Экспресс-отчет. Определение распределения давления на крыле К19-4А, мотогондоле, пилоне, ОМЗ. Книга 1.6 (Обтекатели механизмов закрылков – часть 2).
 - ◆ Экспресс-отчет. Определение распределение давления на крыле К19-4А, мотогондоле, пилоне, ОМЗ. Книга 1.7 (Обтекатели механизмов закрылков – часть 3).
 - ◆ Отчет. Обработка и анализ результатов испытаний дренированной модели самолета Ан-148 в АДТ-106М ЦАГИ. Книга 1 (Крыло-часть 1).
 - ◆ Отчет. Обработка и анализ результатов испытаний дренированной модели самолета Ан-148 в АДТ-106М ЦАГИ. Книга 2 (Крыло-часть 2).
 - ◆ Отчет. Обработка и анализ результатов испытаний дренированной модели самолета Ан-148 в АДТ-106М ЦАГИ. Книга 3 (Горизонтальное оперение).
 - ◆ Отчет. Экспериментальные исследования аэродинамической модели 002ИМС148.106 самолета Ан-148 в аэродинамической трубе Т-106М с вариантами зализов и мотогондолой МГ-10.
 - ◆ Экспресс-отчет. Определение распределения давления на фюзеляже, ГО, ВО, обтекателе. Книга 2.1.а (фюзеляж – часть 1.а).
 - ◆ Экспресс-отчет. Определение распределения давления на фюзеляже, ГО, ВО, обтекателе. Книга 2.1.б (фюзеляж – часть 1.б).
 - ◆ Экспресс-отчет. Определение распределения давления на фюзеляже, ГО, ВО, обтекателе. Книга 2.2.а (фюзеляж – часть 2.а).
 - ◆ Экспресс-отчет. Определение распределения давления на фюзеляже, ГО, ВО, обтекателе. Книга 2.2.а (фюзеляж – часть 2.б).
 - ◆ Отчет о научно-исследовательской работе. Расчетные исследования концевых аэродинамических поверхностей самолета Ан-148.

- ◆ Отчет. Экспериментальные исследования аэродинамической модели 002ИМС148.106 самолета Ан-148 в аэродинамической трубе Т-106М с вариантами зализов и мотогондолой МГ-10.
- ◆ Отчет. Экспериментальные исследования аэродинамических моделей 002ИМС148.106, 002КМС148.106, 002ЛМС148.106 самолета Ан-148 в аэродинамической трубе Т-106М.
- ◆ Отчет о научно-исследовательской работе. Экспериментальные исследования аэродинамической модели 002МС148.106 варианта развития аэродинамической компоновки самолета Ан-148 в аэродинамической трубе Т-106М. Весовые испытания.
- ◆ Отчет о научно-исследовательской работе. Экспериментальные исследования аэродинамической модели 002МС148.106 варианта развития аэродинамической компоновки самолета Ан-148 в аэродинамической трубе Т-106М. Физические испытания.
- ◆ Отчет. Анализ результатов испытаний и оценка развития аэродинамической компоновки самолета Ан-148.
- ◆ Экспресс-отчет. Определение распределения давления на фюзеляже, ГО, ВО, обтекателе.
- ◆ Экспресс-отчет. Определение распределения давления на фюзеляже, ГО, ВО, обтекателе. Книга 2.1.б (фюзеляж – часть 1.б).

Перечень отчетов по результатам исследования аэродинамических характеристик самолета Ан-158 на моделях в аэродинамической трубе АТ-1 ГП «АНТОНОВ»:

- ◆ Результаты исследований в аэродинамической трубе АТ-1 исполнительной механизированной модели самолета Ан-148-200 (003КМС148.001). Научно-технический отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 исполнительной модели самолета Ан-148-200 (03КМС148.001) по определению эффективности горизонтального оперения, руля высоты и руля направления. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 исполнительной модели самолета Ан-148-200 (003КМС148.001) по определению эффективности элеронов и интерцепторов. Отчет.

- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-158 (003КМС148.001) по определению местных углов атаки и статического давления в области размещения приемников бортовых средств измерения. Техническая справка.
- ◆ Результаты исследований в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-158 (003КМС148.001) по определению влияния исследованных вариантов концевых аэродинамических поверхностей. Научно-технический отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-158 (003КМС148.001) по определению основных аэродинамических характеристик при круговой продувке. Техническая справка.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 по оцениванию двух вариантов обтекателей шасси самолета Ан-178 на модели самолета Ан-158 (003КМС148.001). Техническая справка.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели самолета Ан-158 (003КМС148.001) по определению аэродинамических характеристик и эффективности руля высоты на больших углах атаки. Отчет.
- ◆ Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели консольной части крыла самолета Ан-158 (008ПМК148.001) по определению влияния уменьшения подреза профиля б8а в области элерона на аэродинамические характеристики модели и шарнирные моменты элерона. Техническая справка.

Перечень отчетов по результатам испытаний моделей самолета Ан-158 в ЦАГИ:

- ◆ Научно-технический отчет. Исследование посадки на воду модели самолета Ан-148-200.
- ◆ Отчет о научно-технической работе. Экспериментальные исследования аэродинамической модели 002МС148.106 самолета Ан-148-200 с КАП12А3 в аэродинамической трубе Т-106М.
- ◆ Отчет о научно-технической работе. Исследование характеристик штопора модели самолета Ан-158 в вертикальной аэродинамической трубе Т-105.

Материалы испытаний исполнительных моделей самолетов семейства Ан-148/Ан-158 легли в основу разработки исходных аэродинамических характеристик самолета для последующего расчета его взлетно-посадочных и летно-технических характеристик, а также характеристик устойчивости, управляемости и динамики полета.

3.1.5 Основные выводы относительно аэродинамики самолетов

1. Достигнутый уровень аэродинамического совершенства самолетов обеспечил выполнение заданных требований к их летно-техническим характеристикам – максимальной скорости, высоты крейсерского полета и дальности полета с различной коммерческой нагрузкой.

2. Разработана аэродинамическая компоновка, которая позволила создать семейство региональных пассажирских самолетов-высокопланов со скоростью полета до 870 км/ч ИС ($M = 0,8$), которое не имеет аналогов в мировой практике авиастроения.

3. Основу аэродинамической компоновки скоростного крыла с умеренной стреловидной семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 составили разработанные для него сверхкритические профили нового поколения с большой максимальной относительной толщиной (большей, например, чем у самолетов Airbus A320 и Ан-124). Значение аэродинамического качества самолета на крейсерском режиме полета составляет $K_{крейс} = 15,8$, что отвечает мировому уровню.

4. Разработана аэродинамическая компоновка механизации крыла, что обеспечило высокие несущие свойства крыла на этапах взлета и посадки и позволило полностью выполнить требования к необходимым длинам взлетно-посадочных полос аэродромов базирования $L_{ВПП} = 1485...1950$ м.

5. Необходимые по нормам характеристики устойчивости, управляемости и динамики полета в основном режиме управления обеспечиваются разработанными алгоритмами, которые реализуются в электродистанционной системе управления. Выбраны запасы собственной статической устойчивости самолета, эффективность его органов управления обеспечивают безопасное завершение полета в резервном режиме управления.

6. Сертификационные летные испытания самолетов Ан-148-100/Ан-158

подтвердили полное соответствие их взлетно-посадочных и летно-технических характеристик, а также характеристик устойчивости, управляемости и динамики полета требованиям Сертификационного базиса, как в штатных, так и в отказных ситуациях, которые выносились на летные испытания.

7. Самолеты как объекты управления в штатных и отказных ситуациях получили высокую оценку пилотов, что является важным фактором при формировании заказов на данные самолеты потенциальными эксплуатантами.

3.2 НОВЫЕ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ПЛАНЕРА РЕГИОНАЛЬНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Проектирование и конструирование регионального пассажирского самолета выполняются в соответствии с основными требованиями норм летной годности самолетов транспортной категории [79].

Конструкция самолета не должна иметь таких особенностей и частей, которые создают аварийные условия или являются ненадежными. Годность таких частей и деталей должна определяться путем соответствующих проектно-конструкторских работ и экспериментальных исследований [14, 15, 19, 21, 23, 30, 40, 45, 48, 49, 52, 55].

3.2.1 Конструкторско-проектные работы относительно планера

Идеология проектирования планера основана на принципе безопасности повреждаемой конструкции. В соответствии с данным принципом на основании опыта и испытаний выполнен выбор рациональных материалов [26] и технологии производства, которые обеспечивают постоянство качества конструкции планера. Расчетные значения характеристик прочности материалов определены с учетом уменьшения вероятности разрушения конструкции из-за переменчивости свойств материалов и влияния условий окружающей среды, таких, как температура, влажность и др.

Обеспечена возможность осмотра элементов конструкции для проведения периодического контроля, в том числе неразрушающего инструментального.

Самолет спроектирован таким образом, что при всех его конфигурациях и при всех расчетных условиях не возникает аэроупругой неустойчивости.

Разработка конструкции планера выполнена с помощью CAD системы трехмерного параметрического моделирования и системы управления данными об изделии (рисунок 3.13). Для расчетной оптимизации и инженерных анализов применены конечно-элементные CAD/CAE системы MSC.Software, Фронт и другие системы. Самолеты Ан-148/Ан-158 – это первые самолеты ГП «АНТОНОВ», спроектированные с помощью компьютерных интегрированных систем (рисунок 3.14).



Рисунок 3.13 – Мастер-геометрия регионального пассажирского самолета

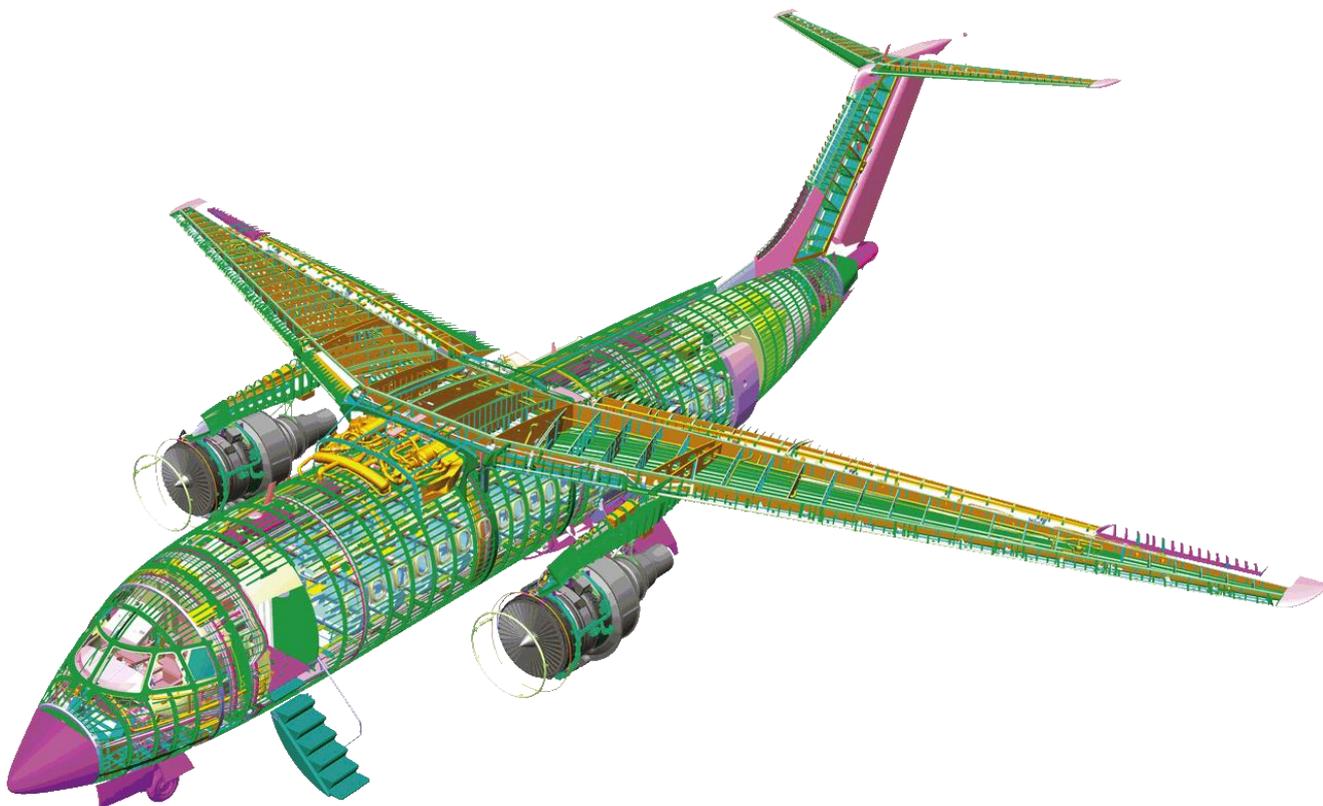


Рисунок 3.14 – Фрагмент модели полного определения самолета Ан-148

Сущность процесса разработки в компьютерных интегрированных системах проектирования заключается в том, что на концептуальной стадии (техническое предложение и эскизный проект) закладываются характеристики будущего изделия [56, 67].

На стадии рабочего проектирования создается конструкция на базе единой цифровой модели конструкции изделия, которое удовлетворяет этим характеристикам. На стадии изготовления и испытания опытного образца проводят летные и наземные испытания для получения и подтверждения характеристик в целях получения сертификата изделия. По результатам испытаний уточняется цифровая модель и электронные чертежи для серийного выпуска изделия.

При таком подходе на концептуальной стадии создается цифровой виртуальный прототип изделия для расчетного компьютерного определения и контроля характеристик систем. На стадии рабочего проектирования проводят уточнение параметров модели через параметры и характеристики разрабатываемой конструкции изделия. На стадии изготовления опытного образца осуществляют корректировку модели и уточнение ее характеристик, а также летные и наземные испытания в ограниченном объеме для получения и подтверждения характеристик для сертификации изделия. На базе откорректированной модели уточняют электронные чертежи для серийного выпуска изделий.

В силовой конструкции планера невозможно избежать зон с повышенным уровнем напряжений – так называемых нерегулярных зон. К таким зонам относят поперечные стыки панелей и обшивок, законцовки стрингеров, различные вырезы, престыковки, усиления в виде накладок и т. д. (рисунок 3.15). Повышенная концентрация напряжений приводит к необходимости значительного снижения напряжений в этих зонах или к раннему появлению трещин относительно регулярных зон. Проектирование таких зон выполнялось на базе конечно-элементной оптимизации на моделях различного уровня глубины подробностей моделирования с использованием опыта предыдущих конструкторских решений.

В зависимости от степени подробностей моделирования конструкции и размеров моделируемой части конструкции, были реализованы три уровня моделирования.

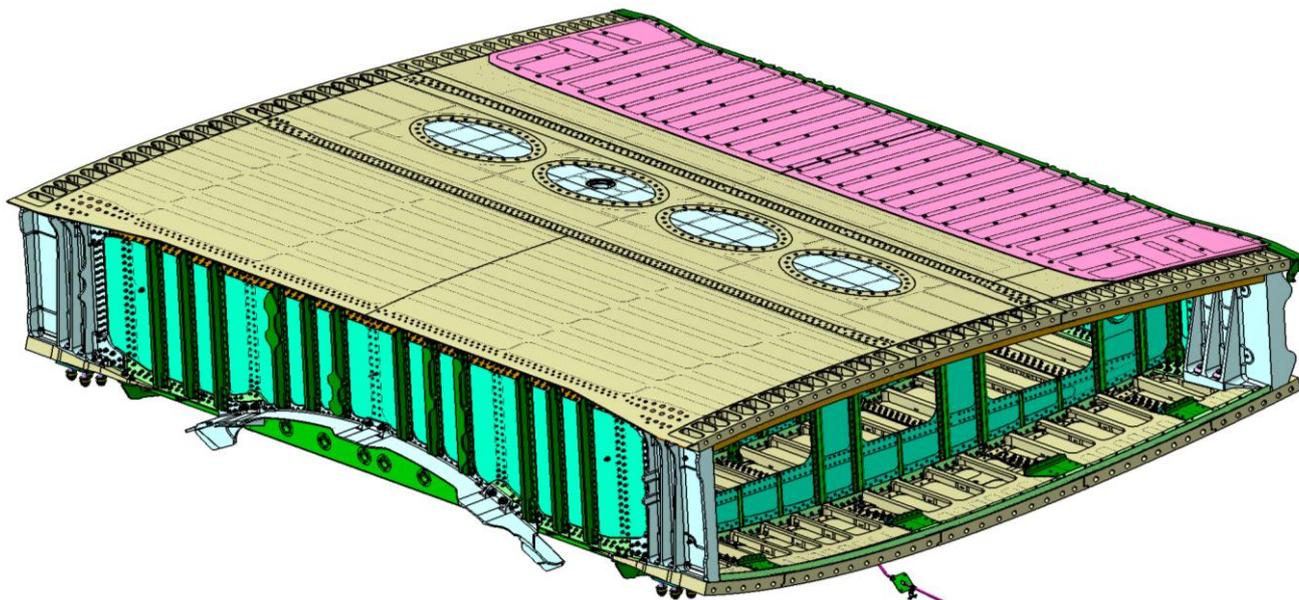


Рисунок 3.15 – Фрагмент модели центроплана крыла самолета Ан-148

Первым уровнем моделирования является уровень общего напряженно-деформированного состояния (моделировалась вся конструкция агрегата планера). Данная модель использовалась для расчетов распределения основных силовых потоков в агрегате, расчетов общего напряженно-деформированного состояния (НДС), оптимизационных задач относительно распределения жесткостей и масс конструкции и др.

Уровень моделирования местного НДС в отсеках агрегатов – второй уровень моделирования. Такие модели использовали для расчета местного НДС в более точной постановке, определения несущей способности конструкции, оценивания живучести конструкции, получения данных для уточненного анализа ресурсных характеристик.

На третьем уровне моделировали узлы, фитинги, участки стыков и элементов конструкции (рисунок 3.16). При этом выполняли расчеты местного НДС на наиболее детальном уровне, определяли контактные напряжения, распределение усилий относительно крепления, выполняли анализ характеристик усталости и живучести.

При этом вся геометрическая информация была получена из модели мастер-геометрии. Применение систем MSC.Software позволило выполнить инженерный анализ в виде многодисциплинарного комплексного анализа на базе взаимозависимых продуктов для решения задач анализа в различных областях (нагрузок,

статической и усталостной прочности, живучести, аэроупругости и др.) при обеспечении совместимости по данным и возможности использования тех же моделей или заимствования данных из различных моделей. При этом существенно повысилось качество спроектированных изделий при одновременном ускорении процесса разработки конструкции, появилась возможность создавать конструкцию с минимальной массой, которая в большей степени отвечает заявленным проектным параметрам.

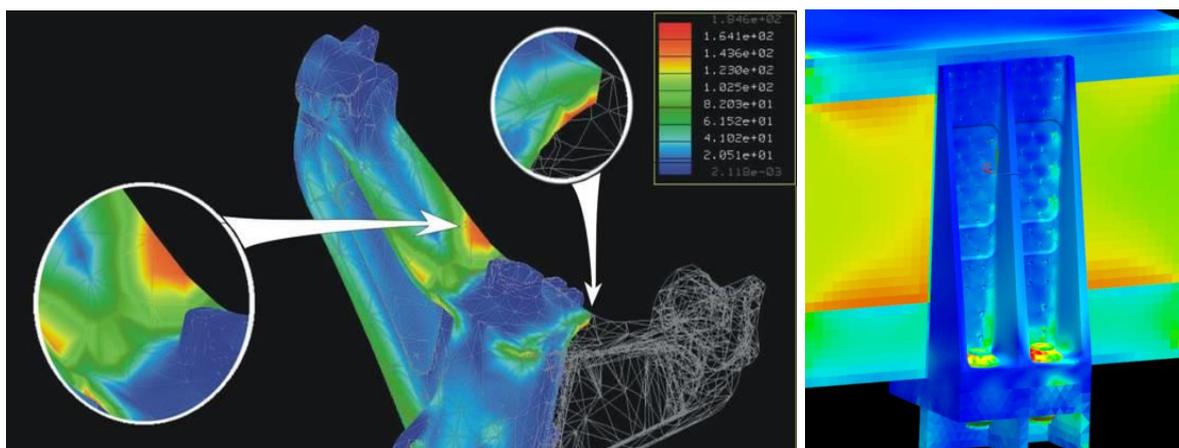


Рисунок 3.16 – Характер распределения напряженно-деформированного состояния в узлах элементов конструкции самолета

Семейство самолетов Ан-148-100/Ан-158 спроектировано и изготовлено во всеклиматическом исполнении с соблюдением всех требований относительно антикоррозийной защиты для этого вида выполнения.

Планер самолета состоит из фюзеляжа, крыла, пилонов навески силовых установок и оперения. В конструкции планера реализованы нерегулярности с учетом максимальной нейтрализации концентрации напряжений, концепция многопутной передачи нагрузки с обеспечением достаточного уровня остаточной прочности. Широко применены конструктивно-технологические решения, которые повышают ресурсные характеристики элементов конструкции кессона (крепеж с натягом, различные виды упрочнения, оптимальные усиления в зонах концентрации напряжений) [72, 78].

3.2.2 *Пассажирское оборудование самолетов*

Пассажирское оборудование семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 предназначено для создания комфортных условий пребывания пассажиров на

борту самолета во время полета и на земле. Кроме декоративной и эргономичной функций, облицовки интерьера защищают монтажи и оборудование самолетных систем от повреждений и постороннего вмешательства. Облицовки также выполняют роль второй звукоизолирующей стенки, поэтому стыки панелей уплотняют.

По компоновке пассажирская кабина самолета делится на передний вестибюль, пассажирский салон и задний вестибюль. Принципиальная схема интерьера в базовом варианте изображена на рисунке 3.17.

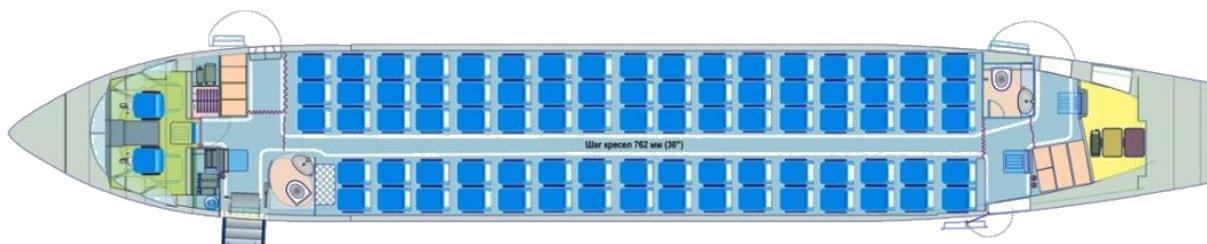


Рисунок 3.17 – Принципиальная схема интерьера в базовом варианте для перевозки 83 пассажиров (шаг кресел – 762 мм (30"))

Для обеспечения уровня шума и вибрации в салоне не превышающих нормируемые значения внутренняя поверхность фюзеляжа покрыта теплозвукоизоляцией (ТЗИ), а в зоне 28–39 шпангоутов дополнительно на обшивку фюзеляжа устанавливается самоклеящее вибропоглощающее покрытие. На облицовку пассажирского салона установлена дополнительная ТЗИ.

Пассажирский салон освещен отраженным светом от люминесцентных ламп, установленных в четырех продольных коробах. Два верхних находятся за центральной панелью потолка, а два боковых – по бортам, на стыке оконных панелей и панелей обслуживания.

Основными конструкционными материалами в интерьере самолета являются стеклопластики и трехслойные панели с сотовым наполнителем из полимерной бумаги.

Секции (модули) потолка, багажных полок, панелей обслуживания, оконные панели, нижние панели, буфеты, гардероб собираются вне самолета с последующей установкой на фюзеляжных узлах крепления, установленных по взаимосвязанной оснастке.

Как декоративно-отделочные материалы в интерьере пассажирской кабины применяют лакокрасочное покрытие (ЛКП) или, по желанию заказчика, защитно-декоративные пленки. Цветовая схема обработки может быть выбрана заказчиком самолета.

Для удобства обслуживания самолетных систем панели обслуживания пассажиров, багажные полки и потолочные панели выполнены откидными, а оконные панели и панели нижние – легкоъемными.

Пассажирский салон самолета в базовой компоновке рассчитан на размещение 80 пассажиров в экономическом классе с шагом кресел 30 дюймов (762 мм). По правому борту установлены тройные блоки кресел, по левому – двойные. Ширина прохода на уровне подлокотников кресел – 483 мм. Типовое сечение интерьера пассажирского салона изображено на рисунке 3.18.

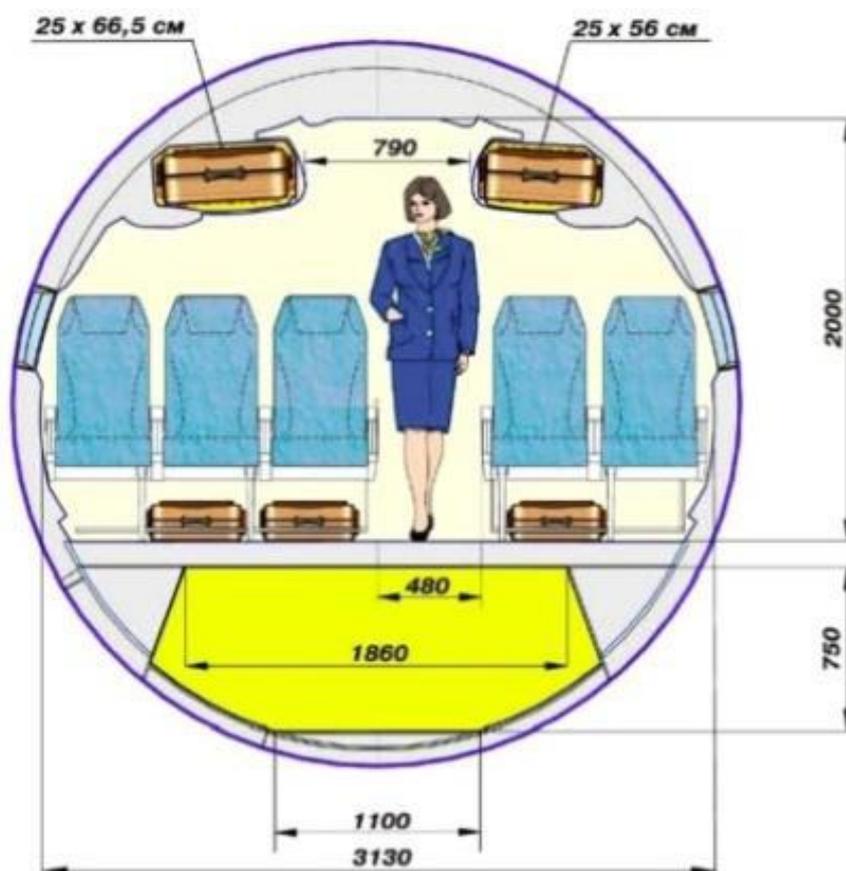


Рисунок 3.18 – Типовое сечение интерьера пассажирского салона

По всей длине пассажирского салона интерьер имеет одинаковую геометрию сечения, соответствующую теоретическому контуру интерьера, несмотря на сужение фюзеляжа в хвостовой части. Агрегаты и панели интерьера салона имеют

модульную конструкцию, которая обеспечивает их взаимозаменяемость и простоту обслуживания.

Облицовочный комплекс интерьера содержит такие конструктивно-технологические и функциональные зоны:

- потолок;
- багажные полки для ручной клади пассажиров;
- панели обслуживания пассажиров;
- облицовка боковых коробов освещения;
- оконная облицовка;
- панели нижние;
- ковровое покрытие пола.

Потолок салона состоит из центральных и боковых панелей. Центральные панели содержат в себе плафоны освещения и крепятся с помощью петель и замков. Замки открываются с помощью ключа-шестигранника. Откидываются панели к правому борту, обеспечивая доступ к обзору и обслуживанию оборудования, установленного за потолком. При открытии панелей необходимо придерживать их руками во избежание поломок и повреждений.

Боковые панели крепят с помощью направлений-захватов и замков. При необходимости они полностью снимаются.

Между центральными и боковыми панелями потолка выполнены профилируемые каналы для выдувания воздуха из системы кондиционирования.

Багажные полки – закрытого модульного типа объемом ~ 4,1 м³, вмещают стандартный багаж 560×450×250 мм, который отвечает требованиям Европейской ассоциации авиаперевозчиков, и обеспечивают объем 0,0512 м² или вес 9,9 кг на пассажира в базовой компоновке.

Полки вмещают длинномерную кладь длиной до 2,1 м. Допустимая загрузка одного модуля полки составляет 72 кг.

Багажные полки крепят к фюзеляжу с помощью кронштейнов и специальных вибропоглощающих втулок, что позволяет снизить вибрацию интерьера и дополнительно уменьшить уровень шума в салоне.

Чтобы открыть полку, нужно нажать клавишу замка на створке багажной

полки и убрать руку. Створка сама откроется под действием актуатора-демпфера. Закрывается створка вручную до защелкивания замка.

Для осмотра и обслуживания систем самолета полка может быть откинута на оси крепления. Для этого необходимо сначала снять верхние фланцы, открутив винты отверткой, а затем с помощью ключа-шестигранника выкрутить оси навески багажной полки и, придерживая руками, откинуть полку вниз.

Под багажными полками установлены панели обслуживания пассажиров, на которых смонтированы светильники индивидуального освещения, насадки индивидуальной вентиляции, кнопки вызова бортпроводника, информационные табло и радиодинамик. Между панелями обслуживания над каждым рядом кресел установлены блоки с автоматическими аварийными кислородными масками. По желанию заказчика самолета между панелями обслуживания могут быть установлены TV-мониторы информационно-развлекательной системы. Кроме того, на панелях обслуживания установлены световые индикаторы с нумерацией пассажирских мест.

Чтобы откинуть панель обслуживания, необходимо в промежуток между панелью обслуживания и проставкой (в зоне замка по обе стороны) вставить плоский предмет (типа металлической линейки) и нажать на рычаг замка для открытия панели.

Между панелями обслуживания и оконными панелями установлены панели облицовки боковых коробов освещения салона. Для замены ламп эти панели легко откидываются без применения инструмента.

Оконные панели выполнены в виде модулей на три окна. На панелях смонтированы солнцезащитные щитки (светофильтры) сдвигов, третье оконное стекло и промежуточная окантовка для уменьшения шума в салоне. Оконные панели по верхней кромке крепятся с помощью пружинных зажимов, а по нижней кромке – с помощью поворотных замков.

Панели нижние закрывают зону борта от оконных панелей до пола. Через продольные отверстия в нишах нижних панелей осуществляется отбор системой кондиционирования отработанного воздуха из пассажирской кабины. Крепятся панели нижние по верхней кромке с помощью пружинных зажимов, а по нижней кромке – с помощью винтов.

Ковер покрывает всю площадь пола салона и крепится к полу с помощью липкой ленты и профилей-прижимов по рельсам крепления кресел. Для обеспечения доступа к оборудованию, установленному в пространстве под полом, центральная дорожка коврового покрытия может скатываться в рулон в любую сторону. По бортам кромки ковра поднимаются на нижние панели на высоту ниши. Кроме декоративной функции ковры используют в качестве дополнительной теплозвукоизоляции.

Передний вестибюль расположен между кабиной экипажа и пассажирским салоном и в зависимости от варианта компоновки может быть отделен от пассажирского салона шторой, туалетом по левому борту и гардеробом по правому борту. От кабины экипажа вестибюль отделяют этажерка «авионики» по левому борту и гардероб членов экипажа по правому борту.

Передний вестибюль является одновременно рабочей зоной бортпроводника, здесь установлены его кресло и буфет. Зона буфета отделена продольной шторой. Часть гардероба по правому борту по желанию заказчика может быть оборудована дополнительным буфетным модулем.

Облицовка и потолок вестибюля выполнены из композиционных материалов на основе стекловолокна и декоративно обработаны аналогично с пассажирским салоном.

Пол в вестибюле покрыт специальным антифрикционным влагостойким покрытием. Освещается вестибюль круглым плафоном, установленным на потолке.

Задний вестибюль расположен между пассажирским салоном и задним багажным отсеком и отделен от салона туалетом по правому борту, шторой по проходу и перегородкой по левому борту. Верхняя прозрачная часть этой перегородки выполнена откидной для облегчения загрузки и выгрузки больных на носилках. Кроме этого она обеспечивает прямой обзор пассажирского салона с места бортпроводника. Чтобы отбросить стекло, необходимо открыть замок в верхней части стекла, нажав пальцем на его кнопку, и, придерживая стекло, осторожно изъять его в крайнее нижнее положение.

Задний вестибюль, как и передний, является рабочей зоной для двух бортпроводников, здесь также установлены два кресла и буфет. Зона буфета

отделена поперечной шторой. Справа от кресла бортпроводника по правому борту установлен контейнер для мусора.

Облицовка, потолок, декоративная обработка, покрытие пола и освещение заднего вестибюля такие же, как и в переднем вестибюле.

Буфеты являются универсальными модулями с гнездами для размещения сменного буфетного оборудования. Конструктивно буфеты собраны из сотовых панелей. Все оборудование в гнездах надежно закреплено поворотными замками для обеспечения необходимой безопасности при взлете и посадке самолета. Конструкция буфетов предусматривает возможность размещения оборудования в разных вариантах комплектации.

Максимальная комплектация переднего буфета такова:

- 2 контейнера стандарта ATLAS;
- 3 полуразмерных тележки стандарта ATLAS;
- 1 кофеварка (модель 416-0001-29 фирмы В/Е Aerospace);
- 2 конвекционные печи (модель DF-300 фирмы В/Е Aerospace).

Передний буфет также оборудован откидным столиком и отсеком для отходов.

В максимальную комплектацию заднего буфета входят:

- 4 контейнера стандарта ATLAS;
- 2 полуразмерные тележки стандарта ATLAS;
- 2 полноразмерные тележки стандарта ATLAS;
- 2 кофеварки (модель 416-0001-29 фирмы В/Е Aerospace);
- 2 конвекционные печи (модель DF-1075 или DF-115 фирмы В/Е Aerospace).

Задний буфет также оборудован откидным столиком.

Водоснабжение буфетов осуществляется из бака водоснабжения самолета. Бак заправляется через панель централизованной заправки водой. Вода подходит к кофеваркам. Кофеварки используются для приготовления кофе и подогрева воды, легко снимаются с постоянно установленной подставки. В конструкции буфетов предусмотрены небольшие бачки для слива воды, пролитой при эксплуатации кофеварки. По мере наполнения эти бачки необходимо снимать и воду сливать (в туалет).

Печи конвекционные предназначены для подогрева и хранения еды.

По требованию покупателя самолет может поставляться в различных компоновках (см. рисунки 3.19 – 3.24).



Рисунок 3.19 – Компоновка самолета Ан-148 на 80 пассажиров
(шаг кресел – 762 мм (30"))

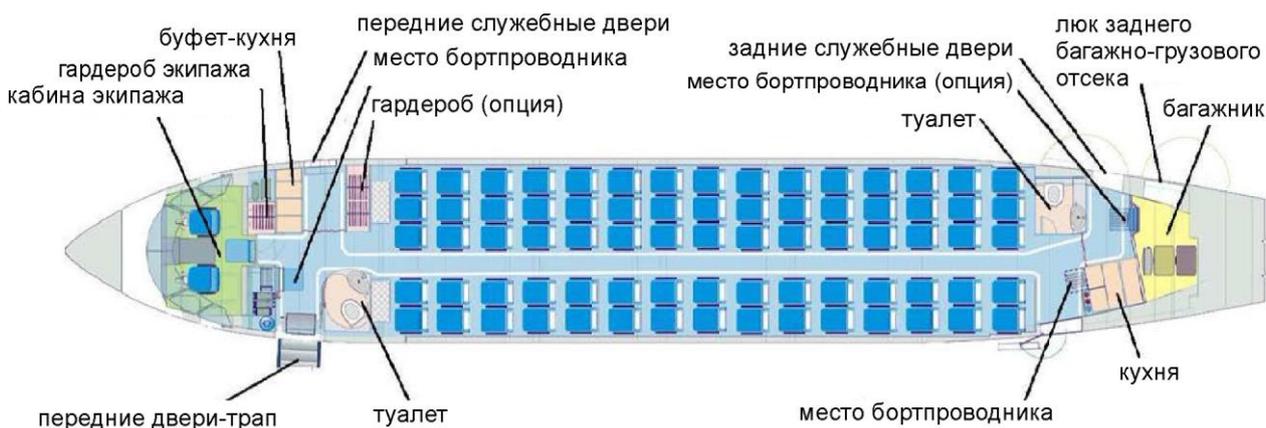


Рисунок 3.20 – Компоновка самолета Ан-148 на 75 пассажиров
(шаг кресел – 813 мм (32"))

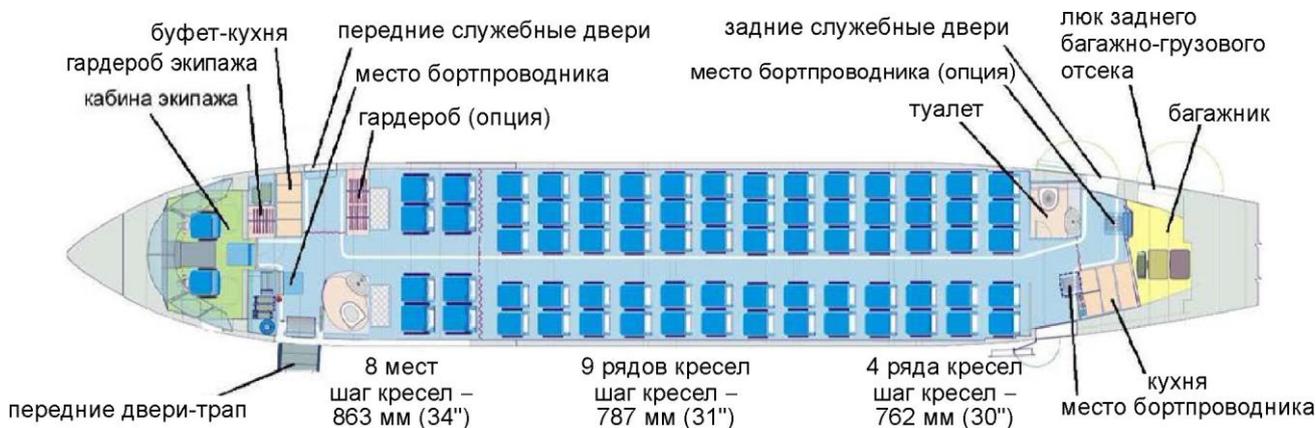


Рисунок 3.21 – Компоновка самолета Ан-148 на 73 пассажира

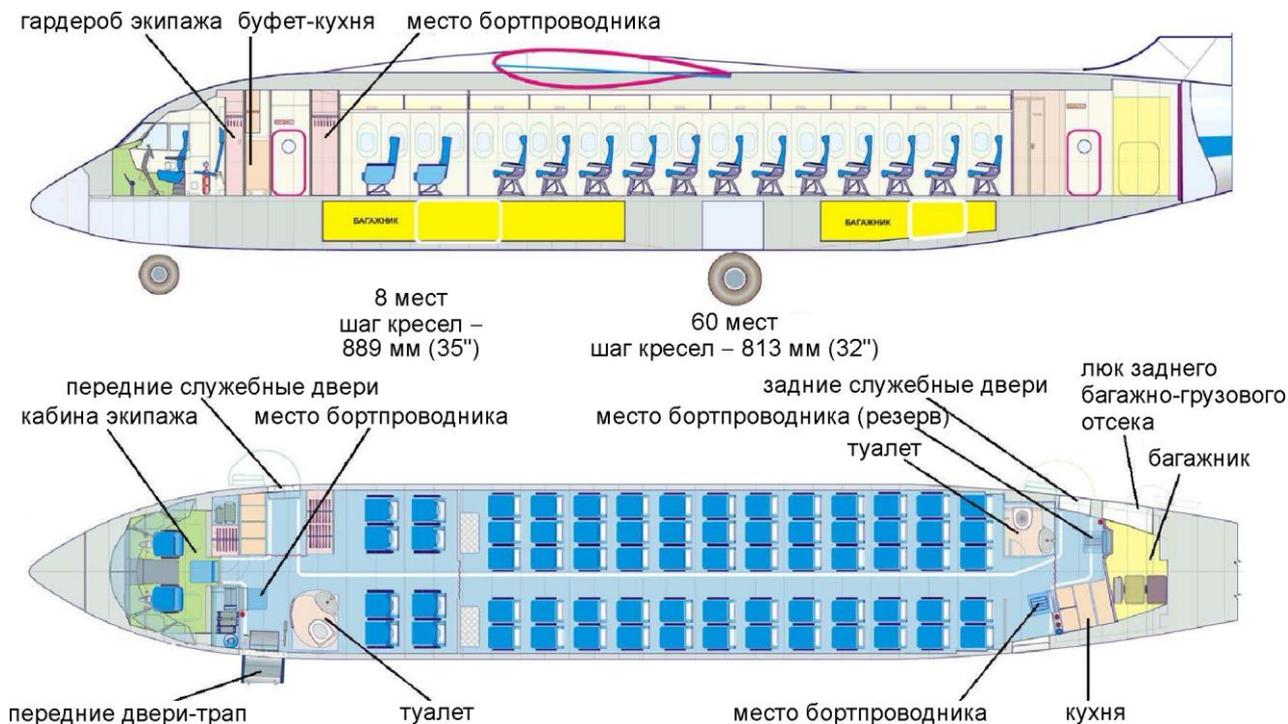


Рисунок 3.22 – Компоновка самолета Ан-148 на 68 пассажиров

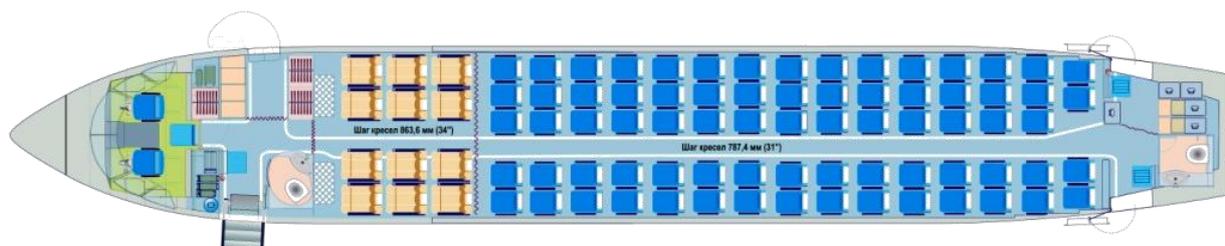


Рисунок 3.23 – Компоновка самолета Ан-158 на 86 пассажиров в двухклассном варианте

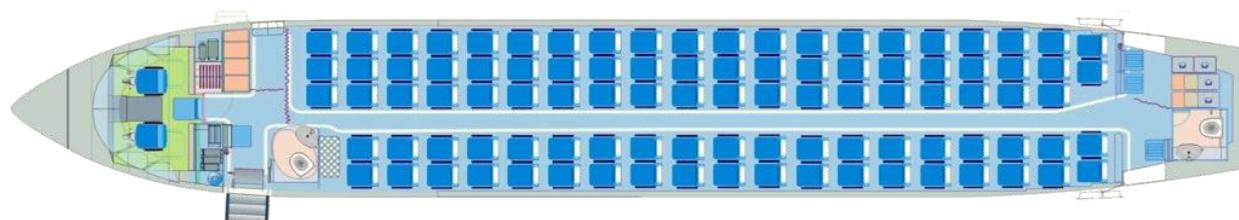


Рисунок 3.24 – Компоновка самолета Ан-158 на 97 пассажиров в одноклассном варианте

В разряд опционов, которые поставляются в счет коммерческой нагрузки, входят:

- шторы;
- перегородки между классами;
- передний туалет;

- передний гардероб;
- задний дополнительный буфет.

Передний гардероб имеет два варианта выполнения – просто гардероб и гардероб с буфетным модулем.

Задний дополнительный буфет устанавливается в передней части заднего багажно-грузового отсека и может содержать:

- опцион 1: одну полуразмерную тележку и 2 контейнера (ATLAS);
- опцион 2: 6 контейнеров (ATLAS).

3.2.3 Аварийно-спасательное оборудование

На самолетах Ан-148-100/Ан-158 установлена система аварийно-спасательного оборудования в соответствии с нормами летной годности АП-25. В состав аварийно-спасательного оборудования входят: кресла пассажирские, кресла пилотов, визир, кресло инспектора, кресло бортпроводника по 8 шпангоуту (шп.), кресла бортпроводников по 37 и 39 шп., поручни, колыбели детские, канаты, топор, световая дорожка, жилеты спасательные, плоты спасательные, колыбели детские спасательные, электромегафон, скоба у передних входных дверей, поручни над креслом бортпроводника на 8 шп., поручни у входных дверей, надписи и пиктограммы, ограничители дверных проемов, ремни детские, вставки для полных пассажиров, демонстрационные комплекты и щитки водозащитные.

Конструкция аварийно-спасательного оборудования не имеет таких особенностей и частей, что, как показал опыт, создают аварийные условия или являются ненадежными. Пригодность и долговечность материалов, использованных для изготовления деталей аварийно-спасательного оборудования, поломка которых может негативно повлиять на безопасность, определены по опыту эксплуатации сертифицированных самолетов марки «Ан».

Обеспечены проверка и осмотр основных элементов конструкции аварийно-спасательного оборудования, замена составных частей, которые обычно нуждаются в замене, регулировки и смазке, необходимых для поддержки летной годности. Условия и технология осмотра каждого изделия отвечают интервалу этого осмотра.

Каждое кресло, поясной привязной ремень, привязная система и

прилегающие части самолета на каждом месте, предназначенном для размещения людей во время взлета и посадки, спроектированные так, чтобы человек, который правильно использует эти средства, не получил серьезной травмы при аварийной посадке в результате действия инерционных сил.

Все кресла оснащены энергопоглощающими опорами, которые рассчитаны для поддержки рук, плеч, головы и позвоночника, комбинированными привязными системами, которые состоят из поясных и плечевых ремней с одноточечными приводами расстегивания. Спинки всех пассажирских кресел обеспечивают стойкую опору для рук и позволяют людям поддерживать равновесие во время передвижения по проходу при умеренной болтанке. Кроме того, с этой же целью выполнены углубления в конструкции багажных полок.

Каждый предмет, который выступает и может травмировать людей, сидящих или передвигающихся в самолете в условиях нормального полета, имеет мягкую обивку.

Табло, которые сообщают о том, когда должны быть застегнуты ремни на креслах, установлены на панелях индивидуального обслуживания пассажиров над каждым блоком кресел. Табло включаются и выключаются с каждого кресла пилота, и во включенном состоянии легко читаются каждым человеком, который сидит в пассажирской кабине, при всех возможных условиях освещения кабины.

Поверхность пола всех помещений, которые в эксплуатации могут стать мокрыми, имеет ковровое покрытие и линолеум, которые имеют противоскользящие свойства.

Кабина экипажа и пассажирские салоны во всех вариантах эксплуатации самолета оснащены аварийными выходами и световой маркировкой аварийных выходов и путей эвакуации, которые обеспечивают быструю эвакуацию при аварийной посадке с учетом возможности пожара на самолете.

Каждый аварийный выход для пассажиров легко доступен и расположен там, где он будет наиболее эффективен при эвакуации пассажиров.

Аварийные выходы для пассажиров (передние входные двери-трап, задние входные двери на левом борту и обе служебные на правом борту) выполнены в виде подвижных дверей, которые открываются наружу. Аварийные выходы для

экипажа выполнены в виде форточки фонаря, которая откидывается (правая) и сдвигается (левая). Все аварийные выходы обеспечивают беспрепятственный выход наружу, что подтверждено результатами демонстрации аварийной эвакуации при сертификационных наземных испытаниях самолета.

Каждый аварийный выход открывается изнутри и снаружи. Обеспечена возможность открытия каждого аварийного выхода при отсутствии деформации фюзеляжа.

Средства открытия аварийных выходов просты, понятны для использования и не требуют приложения чрезмерно больших усилий.

Форточки фонаря кабины экипажа открываются одним движением, после чего левая форточка сдвигается назад, а правая снимается внутрь.

Сведение к минимуму вероятности заклинивания аварийных выходов в результате деформации фюзеляжа при посадке с небольшой аварией обеспечено с помощью зазоров между конструктивными элементами дверей и люков и окружающей их конструкцией фюзеляжа, а также исключением возможности защемления элементов механизмов задвигания. Обеспечена достаточная прочность и твердость окантовок прорезей в фюзеляже для восприятия нагрузок.

Каждый аварийный выход для пассажиров, средства подхода к нему и средства его открытия имеют хорошо заметную маркировку.

Расположения каждого аварийного выхода для пассажиров обозначены световым табло и обеспечивают его распознавание на расстоянии, равном ширине кабины.

Предусмотрена система напольной маркировки пути аварийного выхода (световая дорожка) вдоль продольного и поперечных проходов к аварийным выходам и световые табло обозначения аварийных выходов, которые расположены на такой высоте от пола, чтобы люди могли найти выходы в условиях густого дыма.

Расположение каждого аварийного выхода для пассажиров обозначено табло, которые могут видеть люди при их приближении по основному продольному проходу для пассажиров.

На самолете установлена система аварийного освещения, которая не зависит от

основной системы освещения и имеет свои собственные источники энергоснабжения.

Система аварийного освещения содержит световые табло расположения и маркировки аварийных выходов, источник общего освещения кабины, внутреннее освещение зон аварийных выходов и расположенную вблизи пола маркировку пути эвакуации и внешнее аварийное освещение.

На самолете установлена переговорная громкоговорящая система, которая работает независимо от сети оповещения пассажиров и обеспечивает двухстороннюю связь между кабиной экипажа и каждым пассажирским салоном в транспортной кабине. Она легкодоступна для немедленного использования с каждого рабочего места пилотов в кабине экипажа.

Переговорная громкоговорящая система обеспечивает ее использование с рабочих мест бортпроводников так, что все аварийные выходы на уровне пола в каждом вестибюле могут быть видны с рабочих мест этих бортпроводников, имеет систему звукового и визуального предупреждения для вызова летным экипажем бортпроводников и бортпроводниками летного экипажа. При этом система предупреждения обеспечивает четкое распознавание обычного и аварийного вызовов. Переговорная громкоговорящая система обеспечивает двухстороннюю связь на земле между наземным персоналом и обоими членами экипажа.

Самолет оборудован одним портативным мегафоном с автономным питанием. Он является легкодоступным с обычного кресла бортпроводника, непосредственно ответственного за аварийную эвакуацию пассажиров. Мегафон расположен в хвостовой части пассажирской кабины.

На самолете есть места установления и средства крепления аварийных медицинских аптечек АБ-50 (2 шт.) для предоставления первой медицинской помощи в полете и в аварийной ситуации на земле. Аптечки расположены в легкодоступных для бортпроводника местах в гардеробе возле кресла бортпроводника.

При проведении полетов над пустынными, арктическими или тропическими районами на самолете обеспечена возможность размещения снаряжения со средствами жизнеобеспечения людей и аварийной сигнализации, соответствующей

щими условиям района, над которым осуществляется полет. Для размещения и крепления этого снаряжения определены специальные легкодоступные места на багажных полках пассажирского салона.

В кабине экипажа установлен один аварийный топор.

Самолет Ан-148-100 осуществляет пассажирские перевозки над большими водными пространствами. В конструкции самолета приняты все практически осуществимые конструктивные мероприятия, совместимые с общими характеристиками самолета, которые сводят к минимуму вероятность того, что при аварийной посадке на воду поведение самолета вызовет непосредственное травмирование людей или не позволит им покинуть самолет. Для этого обеспечена местная и общая статическая прочность конструкции фюзеляжа самолета, включая входные и служебные двери, багажные двери и люки, для восприятия вероятных внешних гидростатических давлений, которые возникают при посадке самолета на водную поверхность. Обеспечена статическая прочность всех кресел для размещения людей на самолете, их привязных систем и узлов их креплений к конструкции самолета.

Для исключения вероятности травмирования людей при действии перегрузок все оборудование транспортной кабины и кабины экипажа жестко закреплено или зашвартовано. Грузы и багаж, которые расположены на одном уровне с людьми в заднем багажно-грузовом отсеке, зашвартованы для исключения опасного сдвига грузов.

Самолет сконструирован, исходя из требований обеспечения возможности эвакуации пассажиров при аварийной посадке, и имеет достаточные проходы вдоль транспортной кабины и к аварийным выходам.

Для правильного поведения в аварийной ситуации и использования аварийно-спасательных средств разработан оригинал-макет инструкции по безопасности, которая дает пассажирам информацию о необходимых действиях в случае вынужденной посадки самолета на водную поверхность.

При допустимо возможном состоянии водной поверхности время нахождения самолета на плаву и его сбалансированное положение позволят людям покинуть самолет и занять места в спасательных плотках. Самолет с

открытыми двумя внешними дверями после эвакуации людей держится на плаву до погружения крыла в воду, в котором расположены пустые топливные баки после слива топлива перед посадкой на воду, порядка 18,5 ч. Время для эвакуации пассажиров из самолета, определенное при условии погружения самолета до уровня поверхности пола возле передней входной и служебной дверей при передней центровке самолета и на которое можно рассчитывать, составляет 3,5 мин. Таким образом, время нахождения самолета на плаву и его сбалансированное положение позволят людям покинуть самолет и занять места в спасательных плотках. В аварийных выходах, где прорези расположены ниже ватерлинии, предусмотрено установление водозащитных щитков, которые препятствуют попаданию воды в кабину при открытых дверях. Привязной фал, который закрепляется возле аварийного выхода, помогает пассажиру попасть в спасательный плот.

Необходимое спасательное оборудование, которое используется экипажем в аварийной ситуации, является легкодоступным. Места его размещения располагаются так, чтобы к оборудованию обеспечивался прямой доступ, а его размещение было очевидным. Спасательное оборудование экипажа защищено от случайного повреждения.

Спасательные плоты размещены близко от выходов, через которые они могут быть спущены при аварийном приводнении. Спасательные жилеты размещены в пределах легкой досягаемости для каждого человека, который сидит. Количество плотов достаточно в случае потери одного плота для размещения всех пассажиров и членов экипажа. Места размещения каждого спасательного плота обеспечивают быстрое его отсоединение и снятие для использования через предложенные аварийные выходы. Плоты закреплены швартовыми ремнями, которые исключают их отрыв в условиях аварийной посадки. Плоты имеют буксировочные и привязные фалы, предназначенные для удерживания плотов близко к самолету, а также средства, которые отделяют его при полном затоплении самолета.

Аварийный радиомаяк дальнего действия расположен у дверей в кабине экипажа. Он должен быть взят одним из пилотов для использования на одном из плотов при аварийном приводнении.

Таким способом на самолете Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) типовой конструкции в аварийно-спасательном оборудовании предусмотрены все практически осуществимые конструктивные мероприятия для спасения пассажиров и членов экипажа во всех возможных аварийных ситуациях, при аварийной посадке на землю и при аварийном приводнении.

3.2.4 Двери, люки, фонарь кабины пилотов, окна

Фюзеляж имеет систему дверей и люков. Все двери и крышки люков открываются наружу (рисунок 3.25). При этом навеска всех дверей и крышек люков (кроме люка аварийного покидания самолета в полете) выполнена таким образом, что при действии избыточного давления внутри фюзеляжа все они работают как заглушки с точечным опиранием по поперечным балкам окантовок.

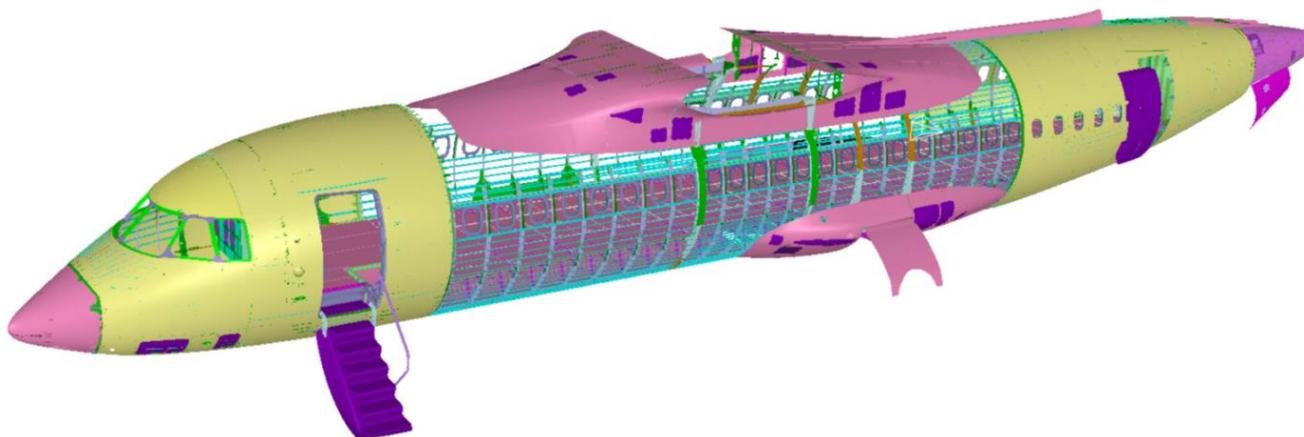


Рисунок 3.25 – Фрагмент модели конструктивно-силовой схемы фюзеляжа самолета Ан-158

Двери и крышки люков – каркасной конструкции, образованы поперечными и продольными балками, окантовкой, а также обшивкой, которая выходит на контур фюзеляжа и принимает избыточное давление.

Передние входные двери выполнены в виде трапа (см. рисунок 3.25). В открытом положении они опираются на два узла навески на пороге и удерживаются двумя подкосами без опирания на землю.

Двери и крышки люков имеют средства для предотвращения их открытия в полете в результате механического отказа любого одного элемента конструкции.

Они спроектированы таким образом, чтобы в полете как с незагерметизованной, так и с загерметизованной кабиной их отпирание из полностью закрытого, замкнутого и застопоренного положения было практически невыполнимым. В конструкции дверей предусмотрены средства для предотвращения открытия дверей в полете в результате неумышленных действий людей. Кроме того, предусмотрены конструктивные мероприятия для сведения к минимуму возможности умышленного открытия дверей в полете.

Механизмы защелкивания и стопорения спроектированы так, чтобы при всех вариантах нагрузки самолета в полете и на земле при закрытых дверях отсутствовали силы или моменты, которые направлены на открытие замков. При этом исключена возможность отпирания замков при нахождении стопоров в положении, которое стопорит.

На пульте управления дверями предусмотрено выразительное средство управления дверями для указания, что все необходимые действия относительно закрытия, запираания и стопорения двери выполнены. В кабине экипажа предусмотрены визуальные средства сигнализации, а также звуковая сигнализация, которые предупреждают пилотов о том, что какая-нибудь из дверей не полностью закрыта, замкнута и застопорена.

Фонарь кабины пилотов расположен в верхней части отсека Ф-1 между шпангоутами 2 – 6 (рисунок 3.26).

Каркас фонаря представляет собой цельносварную пространственную стержневую конструкцию, выполненную из профилей и поволок материала 30ХГСА (рисунок 3.27).

Фонарь кабины экипажа обеспечивает достаточно широкий, беспрепятственный и неискаженный обзор экипажа, что позволяет безопасно выполнять все маневры в пределах эксплуатационных ограничений, включая руление, взлет, заход на посадку и посадку.

При наличии осадков предусмотрены устройства, обеспечивающие чистоту участка лобового стекла для того, чтобы оба пилота имели широкий обзор по траектории полета при нормальном положении самолета.

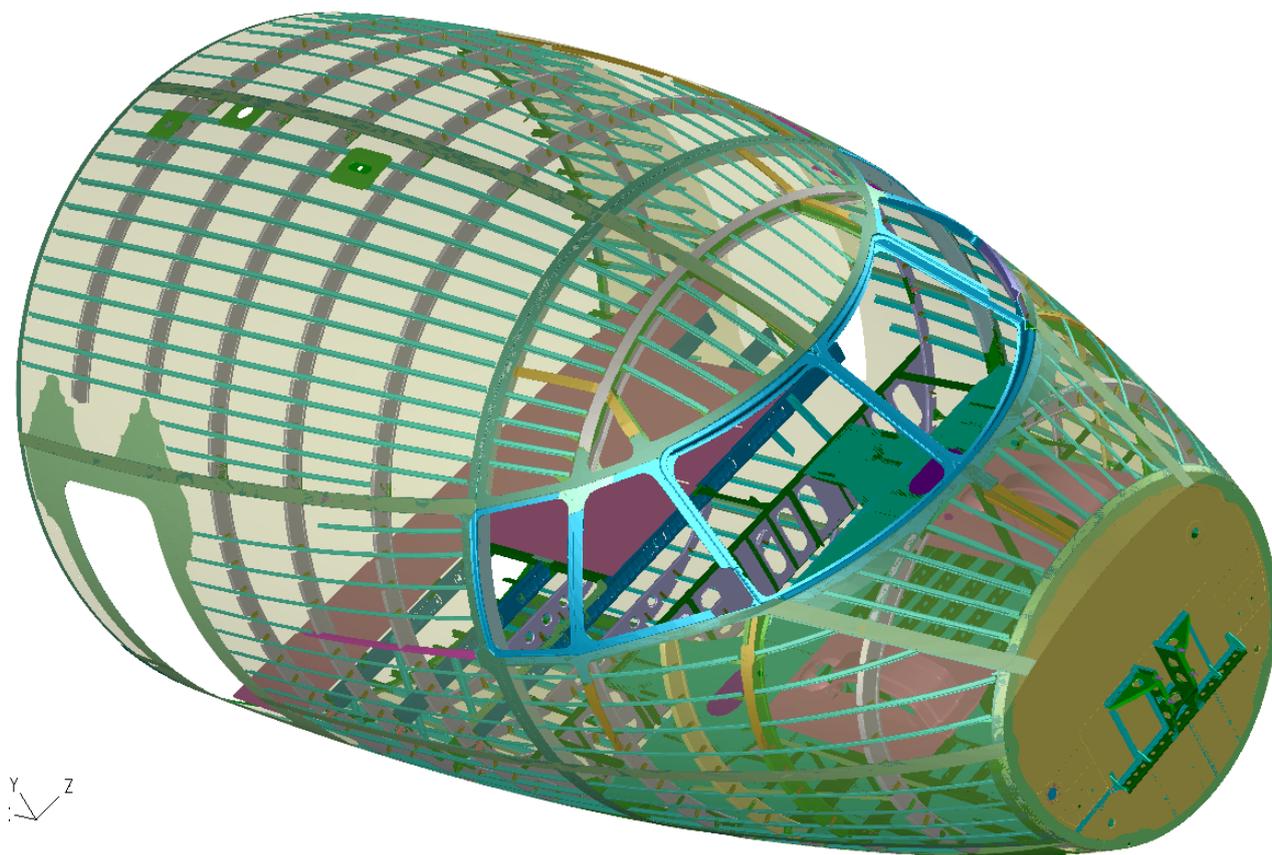


Рисунок 3.26 – Фрагмент модели конструктивно-силовой схемы отсека Ф-1 фюзеляжа самолета Ан-158

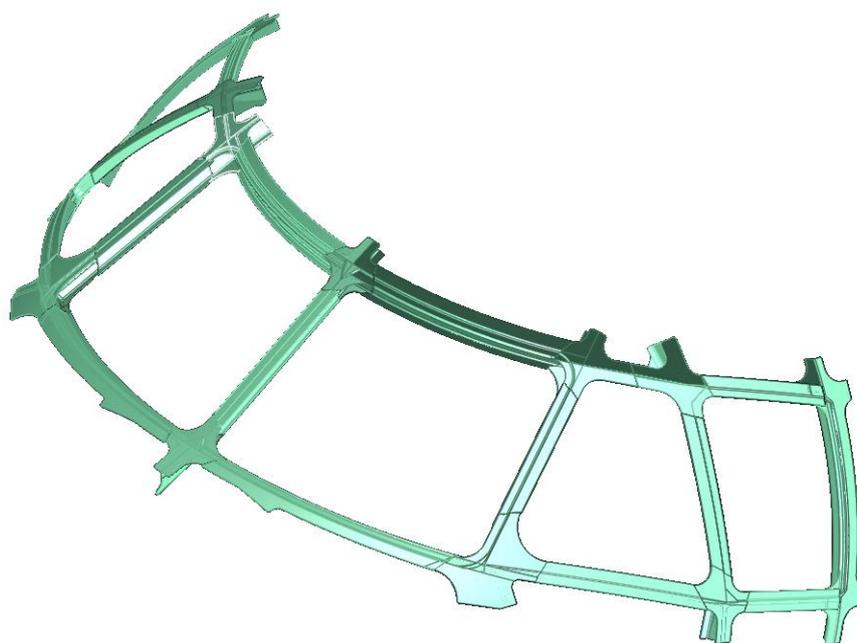


Рисунок 3.27 – Каркас фонаря кабины экипажа

Предусмотрены средства, которые предотвращают запотевание внутренних сторон панелей лобового стекла и окон на площади, достаточной для сохранения обзора. Внутренние панели оконного стекла изготовлены из материала, который

не разбивается на осколки. Лобовое стекло и элементы конструкции фонаря, находящиеся перед рабочими местами пилотов, выдерживают регламентированный удар птицы в соответствии с нормами АП-25 [79].

По левому и правому борту расположены окна пассажирского салона (рисунок 3.28).

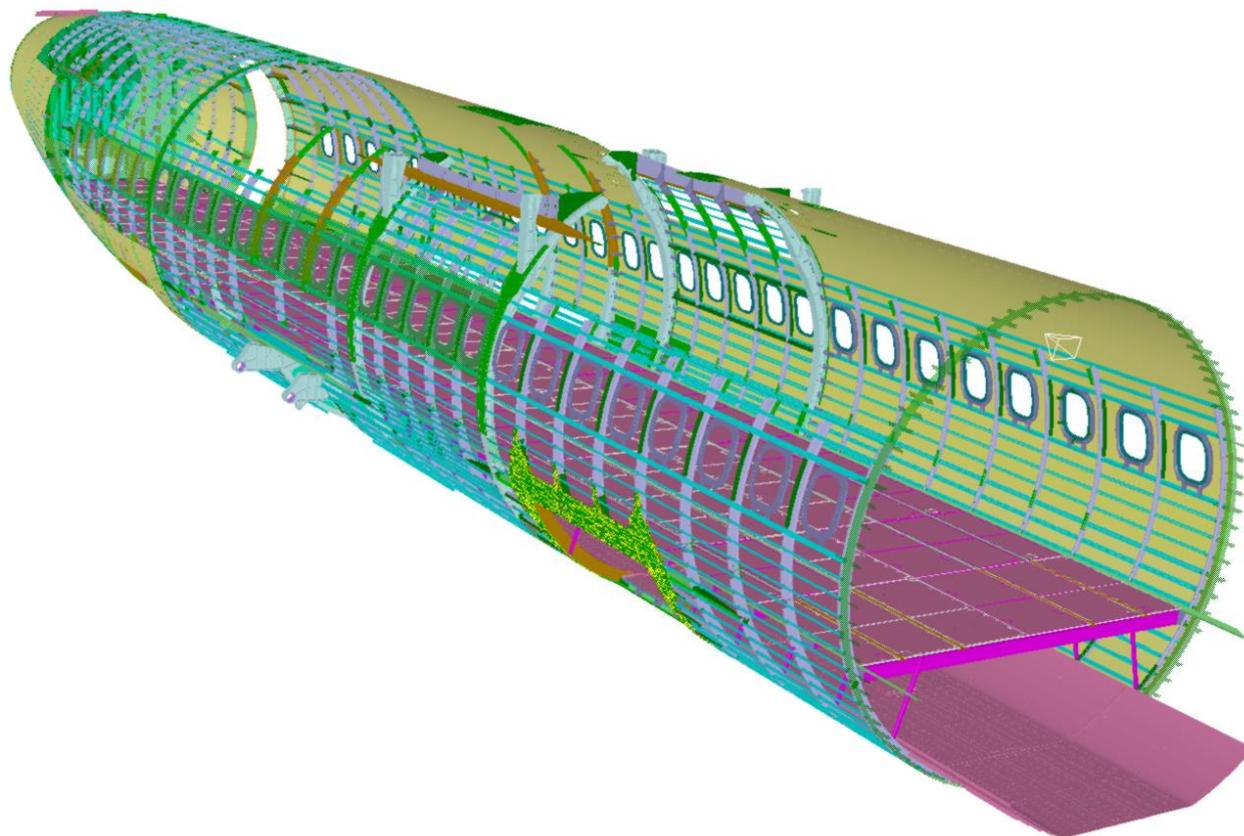


Рисунок 3.28 – Фрагмент модели конструктивно-силовой схемы отсеков фюзеляжа регионального пассажирского самолета Ан-158

Окна (рисунок 2.29) спроектированы на нагрузку от максимального перепада давления в пассажирском салоне в комбинации с критическим аэродинамическим давлением и температурой.

В штатной эксплуатации избыточное давление, аэродинамическая и температурная нагрузки принимаются только внешним стеклом, внутреннее стекло включается в работу только в случае разрушения внешнего стекла.

Для обеспечения соответствия конструкции планера регионального пассажирского самолета требованиям раздела D (проектирование и конструкция) АП-25 [79] выполнен комплекс научно-технических и проектно-конструкторских работ:



Рисунок 3.29 – Модель окна пассажирского салона

- ◆ Самолет Ан-148. Сводные материалы о статической прочности крыла. $G = 36,4$ т (Книга 1).
- ◆ Самолет Ан-148. Расчет на прочность поперечных стыков крыла.
- ◆ Самолет Ан-148. Расчет на прочность центроплана.
- ◆ Самолёт Ан-148. Расчёт на прочность нервюр центроплана №№ 0, 1, 2.
- ◆ Самолёт Ан-148. Расчёт на прочность нервюр КЧК (бортовая № 3, гермонервюры, типовые).
- ◆ Самолет Ан-148-100. Кессон крыла. Анализ напряженно-деформированного состояния и прочности нервюр КЧК по узлам навески закрылков и элеронов.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Кессон крыла. Анализ напряженно-деформированного состояния и прочности нервюр КЧК по узлам навески пилонов МДУ.
- ◆ Самолет Ан-148. Расчет избыточного давления топлива в баках-кессонах крыла.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Кессон крыла. Анализ напряженно-деформированного состояния кессона крыла методом конечных элементов (с 01 – 01 по 01 – 03).
- ◆ Самолет Ан-148-100. Кессон крыла. Анализ напряженно-деформирован-

- ного состояния серийного крыла методом конечных элементов (NASTRAN).
- ◆ Самолет Ан-148-100. Сравнительный анализ расчетных и экспериментальных данных НДС кессона крыла.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Расчет кессона крыла с регламентированными повреждениями на остаточную прочность.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Оценка прочности бака-кессона центроплана для случая аварийной посадки в соответствии с требованиями 25.963(d) СБ-148.
 - ◆ Исследование по МКЭ устойчивости образцов монолитных панелей крыла самолета Ан-148-100.
 - ◆ Расчет коэффициентов перехода от теоретических масс продольного набора кессона крыла к практическим массам агрегатов крыла.
 - ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование возможности использования центроплана самолета Ан-158 для самолетов Ан-148-100. Инженерный анализ.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Пилон. Сводные материалы по статической прочности (на период лётных испытаний).
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Пилон навески МДУ. Анализ напряженно-деформированного состояния кессона пилона методом конечных элементов (для серии).
 - ◆ Самолет Ан-148. Носовая часть крыла. Расчет на статическую прочность.
 - ◆ Самолет Ан-148. Отклоняемый носок. Расчет на статическую прочность.
 - ◆ Самолет Ан-148. Интерцепторы. Расчет на статическую прочность. Часть 1.
 - ◆ Самолет Ан-148. Хвостовая часть крыла. Расчет на статическую прочность.
 - ◆ Самолет Ан-148. Элерон. Расчет на статическую прочность.
 - ◆ Выбор варианта моделирования трехслойных конструкций из композиционных материалов в MSC/NASTRAN. Расчеты механизации крыла с повреждениями, допускаемыми к вылету с внебазового аэродрома.
 - ◆ Отчет по научно-исследовательской работе. Разработка методики выполнения конечно-элементного анализа носовой части крыла комбинированной конструкции из металла и ПКМ в MSC/NASTRAN.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности конструкции фюзеляжа и оборудования, установленного в фюзеляже,

- требованиям СБ-148.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности герметичной кабины фюзеляжа требованиям СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности конструкции фюзеляжа в случае аварийной посадки на землю требованиям СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности конструкции фюзеляжа в случае аварийной посадки на воду требованиям СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности конструкции фюзеляжа и лобового стекла в случае столкновения с птицей требованиям СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности конструкции фюзеляжа при его повреждении нелокализованными обломками маршевых двигателей и двигателя вспомогательной установки требованиям СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности стыковых узлов фюзеляжа требованиям СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности конструкции фюзеляжа и оборудования, установленного в фюзеляже, выполненных из литья, требованиям СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия дополнительных коэффициентов безопасности для элементов конструкции фюзеляжа, выполненных из композиционных материалов, и принятых расчетных характеристик композиционных материалов, примененных в конструкции фюзеляжа, требованиям СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Оценка остаточной прочности конструкции фюзеляжа.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности средств фиксации бортового оборудования в кабине экипажа и транспортной кабине требованиям СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности

- конструкции кресел пилотов, инспектора, бортпроводников и пассажиров, их привязных систем и узлов установки требованиям СБ-148.
- ◆ Самолет Ан-148-100. Заключение о соответствии конструкции пассажирских кресел, их привязных систем и узлов крепления требованиям СБ-148 в части динамической прочности и травмобезопасности.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование выбора точек на конструкции фюзеляжа для выполнения ударов при проведении динамических испытаний на случай соударения с птицей в соответствии с пп. 25.571(е)(1), 25.631, 25.775(b), (с) СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности конструкции фюзеляжа при разрушении шин опор самолета требованиям СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Оценка жесткости конструкции приспособления для испытания двери в кабине экипажа на стойкость к насильственному вторжению.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности панелей и поперечных балок пола транспортной кабины после воздействия высоких температур требованиям СБ-148.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности и усталостной прочности рамок электрообогреваемого стекла ТСК 008У.01.000, установленного на фонаре кабины пилотов.
 - ◆ Самолет Ан-148-100. Обоснование соответствия статической прочности конструкции кресел пилотов, инспектора, бортпроводников, их привязанных систем, узлов установки и конструкции фюзеляжа в зоне установки кресел требованиям СБ-148.
 - ◆ Оценка прочности от разлета нелокализованных обломков ВСУ (вспомогательной силовой установки), устанавливаемой на противопожарном экране.
 - ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности, средств фиксации бортового оборудования в кабине экипажа и транспортной кабине требованиям СБ-148. Инженерный анализ.

- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности конструкции кресел пассажиров, их привязных систем и рельсов под установку кресел требованиям СБ-148. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности средств фиксации вновь установленного оборудования в кабинах самолета требованиям СБ-148. Инженерный анализ.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности багажных полок, доработанных по с/з. 148.01.02.1091.131, требованиям СБ-148.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Заключение о соответствии конструкции самолета Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) с установленными в нем креслами фирмы GEVEN требованиям СБ-148 в части динамической прочности и травмобезопасности пассажиров (моноклассная компоновка на 83 пассажирских места).
- ◆ Самолет Ан-148-100ЕМ. Обоснование соответствия статической прочности конструкции пассажирских кресел и дивана, привязных систем и узлов их крепления и конструкции фюзеляжа в зоне установки кресел и дивана требованиям СБ-148. Инженерный анализ.
- ◆ Инженерный анализ о соответствии неметаллических материалов, применяемых в типовых конструкциях интерьера самолета Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) требованиям Сертификационного Базиса СБ-148, пп. 25.853 (а), 25.853 (d) и 25.853 (е).
- ◆ Заключение о соответствии конструкции пассажирских кресел, их привязных систем и узлов крепления требованиям СБ-148 в части динамической прочности и травмобезопасности.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности средств фиксации бортового оборудования в кабине экипажа и транспортной кабине требованиям СБ-148.

- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия электрооборудования буфетов требованиям СБ-148.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности кресел пилотов, инструктора, бортпроводников, их привязных систем, узлов установки и конструкции фюзеляжа в зоне установки кресел требованиям СБ-148.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Сертификационные испытания аварийно-спасательного оборудования.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Сертификационные огневые испытания элементов конструкции интерьера пассажирской кабины и кабины пилотов.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия мероприятий по обеспечению безопасности во время аварийной посадки на воду требованиям СБ-148.
- ◆ Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Оценка соответствия конструкции аварийных выходов и аварийно-спасательного оборудования требованиям СБ-148.
- ◆ Самолет Ан-148-100 А, В, Е. Результаты наземных сертификационных испытаний по оценке аварийно-спасательного оборудования.

3.2.5 Основные выводы относительно конструкции планера

В конструкции планера семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 (фюзеляж, крыло, пилоны навески силовых установок и оперения) применен ряд новых конструктивно-технологических решений:

1. В фюзеляже расширен объем применения композиционных материалов, включая балки пола и стояки их крепления в элементы конструкции фюзеляжа.
2. Отсек вспомогательной силовой установки выполнен полностью из КМ.
3. Крепление обшивки к каркасу фюзеляжа выполнен с помощью заклепок с компенсатором, который обеспечивает высокое качество внешней поверхности и исключает необходимость фрезерования головок заклепок после их установления.
4. Каркас фонаря фюзеляжа изготовлен методом сварки, который

существенно упростил технологию его сборки.

5. Применена двухопорная соединенная схема навески и управления выдвиганием секций предкрылка с использованием эвольвентного зацепления в приводах выпуска – уборки предкрылка по механизмам навески в виде пары зубчатое колесо – зубчатая рейка.

Благодаря использованию шарнирных подшипников в местах крепления рельсов с кронштейнами предкрылков и серьгами обеспечены взаимное перемещение и поворот последних относительно плоскости механизма в результате изменения расстояния между опорами секций предкрылка при их деформации и изгибе кессона крыла под нагрузкой в полете.

Это позволило исключить взаимную нагрузку предкрылка и кессона крыла из-за возникающих перемещений и обеспечить надежный контакт и работу зубчатой пары зубчатое колесо – рейка.

6. Разработана рациональная конструкция кессона крыла с теоретической поверхностью двойной кривизны, высокой технологичностью и эксплуатабельностью с обеспечением живучести и высокого ресурса.

7. Разработан семизвенный механизм уборки-выпуска закрылка, который обеспечивает заданную траекторию выдвигания закрылка.

8. Разработана комбинированная конструкция закрылка с металлической кессонной частью, носовой и хвостовой частью и дефлектором из композиционных материалов (КМ).

9. Применено покрытие из молибдена, что повысило износостойкость высоконагруженных деталей из титановых сплавов больше чем в 20 раз.

10. Разработана монолитная интегральная конструкция интерцепторов и элеронов из КМ.

11. Разработана рациональная конструкция пилона навески маршевой силовой установки с обеспечением оптимальных характеристик жесткости для достижения заданных характеристик флатерной безопасности, широким применением композитных материалов в хвостовой и носовой частях.

12. Разработана конструкция поясов из прессуемых полуфабрикатов с двумя законцовками.

13. Разработана интегральная конструкция руля направления и руля высоты из композиционных материалов.

3.3 НОВЫЕ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СТАТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ И РЕСУРСА РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Обеспечение безопасности полетов и ресурса конструкций авиационной техники является одной из актуальных проблем создания летательных аппаратов. Заданные статическая прочность, ресурс и надежность авиационной техники закладываются при проектировании и конструировании, обеспечиваются в процессе производства и достигаются во время эксплуатации [1 – 5, 7 – 13, 59 – 61, 63, 77].

Проектирование современной авиационной техники по принципу допустимости повреждений является комплексной научно-технической проблемой, которая решается на основе интеграции научных исследований специалистов авиационной промышленности и научных центров.

Главными факторами, которые приводят к нарушению характеристик работоспособности или отказов деталей, узлов и агрегатов авиационной техники, являются усталость, коррозия, износ, фреттинг-коррозия, человеческий фактор [95, 99]. Эти факторы в значительной мере зависят от состояния поверхности деталей, ее физических и химических свойств. Изменяя свойства поверхности, удается улучшить усталостные, триботехнические и коррозионные характеристики авиационных конструкций.

Разрушение конструктивных элементов вследствие усталости является результатом действия циклических динамических нагрузок и дополнительных факторов (конструктивных, эксплуатационных, производственных, окружающей среды, качества материала, покрытий, технологичности производства, контроля состояния конструкции на протяжении ее жизненного цикла) [57, 64, 67, 72, 86].

Опыт эксплуатации авиационной техники показывает, что полностью исключить коррозию авиационных материалов невозможно. Исходя из характерных типов коррозионного повреждения и места расположения

конкретного конструктивного элемента при проектировании выбирают материал конструкции, схему его покрытия, конструктивное решение с учетом коррозионного поведения, сроков выполнения периодических осмотров и регламентных работ.

Вопросы износа для деталей механизмов авиационной техники являются актуальными. Различают такие виды износа: окислительный, адгезионный, абразивный, эрозионный, фреттинг-износ. Наиболее опасным для узлов авиационной техники является фреттинг [86].

Безопасная эксплуатация по условиям прочности реализуется на основе принципа допустимости повреждений. Допустимость повреждений предусматривает гарантию безопасности конструкции путем установления сроков ее осмотра в эксплуатации для выявления возможных повреждений и ремонта или замены поврежденных элементов, прежде чем дефекты и повреждения достигнут критических размеров и приведут к разрушению конструкции.

При выборе конструкционных материалов для обеспечения ресурса необходимо учитывать их статическую прочность, пластичность, сопротивление усталости, статическую и циклическую трещиностойкость, коррозионную стойкость, сопротивление коррозионному растрескиванию под напряжением, коррозионно-механическую усталость, износостойкость, сопротивление фреттинг-усталости [26].

В соответствии с авиационными правилами [79] при анализе прочности, уровня проектирования и качества производства необходимо показать, что аварийной или катастрофической ситуации из-за усталости, коррозии, дефектов производства или случайного повреждения можно избежать на протяжении всего времени эксплуатации авиационной техники. Этот анализ должен быть проведен для основных силовых элементов (Principal structural element, PSE), воспринимающих значительную часть нагрузок в полете и на земле, или нагрузок избыточного давления, разрушение которых может привести к аварийной или катастрофической ситуации. К таким элементам относятся детали крыла, оперения, управления, систем, фюзеляжа, крепления двигателя, шасси и их основные узлы крепления. При проведении анализа должны быть применены соответствующие запасы (коэффициенты надежности).

Каждый анализ должен основываться на следующем:

- типовой спектр нагрузок, температура и влажность, ожидаемые в эксплуатации;
- перечне основных силовых элементов и отдельных узлов конструкции (и их критических мест), разрушение которых может привести к аварийной или катастрофической ситуации;
- результатах испытаний, как правило, натурных, и расчете основных силовых элементов конструкции и отдельных узлов;
- данных эксплуатации самолетов аналогичных типов.

Вся силовая конструкция самолета должна отвечать требованиям допустимости повреждений. Исключение могут составлять те части (элементы, детали) конструкции, где требования допустимости повреждений практически неосуществимы, например детали шасси.

Конструкции планеров самолетов, спроектированные по принципу безопасной повреждаемости или такие, которые эксплуатируются по техническому состоянию, должны иметь достаточные живучесть и ресурс (T) при наличии в их элементах усталостных трещин докритической длины.

$$T = \frac{N_{до\ n.тр}}{\eta} + \frac{N_{с\ тр}}{\eta_{тр}},$$

где $N_{до\ n.тр}$ – долговечность до появления трещины; $N_{с\ тр}$ – долговечность с момента образования трещины до разрушения конструкции; η , $\eta_{тр}$ – коэффициенты надежности.

Долговечность конструкций ранее спроектированных по принципу безопасного ресурса и находящихся в настоящее время в эксплуатации, можно существенно повысить применением интегрированных способов задержки развития усталостных трещин, восстановления прочности и герметичности [24, 41, 63, 66, 98].

Для мест конструкции, критических по условиям усталостной прочности, на стадии проектирования должно предусматриваться обеспечение сопротивления усталости с учетом значений проектного ресурса. Рекомендуется обеспечивать интервал до первого осмотра по условиям сопротивления усталости не меньше, чем 50 % проектного ресурса. Для этого нужно обращать внимание на выбор

соответствующего материала, общую напряженность конструкции, максимально возможное снижение концентрации напряжения, а также на максимальное повышение сопротивления усталости путем применения соответствующих конструктивно-технологических мероприятий. Технологические процессы изготовления элементов конструкции самолета и их сборки должны обеспечивать стабильность характеристик, которые влияют на работоспособность и сопротивление усталости в пределах установленных ресурсов в ожидаемых условиях эксплуатации.

Эффективность мероприятий проверяется лабораторными испытаниями отдельных конструктивных элементов (узлов, стыков, панелей, отсеков и др.).

Для критических по условиям коррозионной прочности мест конструкции, установленных на основе имеющегося опыта, при проектировании должна быть предусмотрена эффективная антикоррозионная защита. Одновременно следует обратить внимание на выбор соответствующего конструкционного материала, учесть его чувствительность к коррозии под напряжением и к другим видам коррозии, а также рассмотреть степень агрессивности окружающей среды. Особенное внимание следует обратить на поверхности стыкующихся элементов, допускающих взаимное перемещение в процессе нагрузки, а также на те элементы конструкции, в которых возможно возникновение коррозии под напряжением, где необходимо предусмотреть мероприятия, обеспечивающих отсутствие значительных внутренних остаточных напряжений (монтажных, сварочных, технологических и др.).

По результатам работ должен быть проведен соответствующий анализ и обоснованы возможность и условия (мероприятия) отработки самолетом проектного ресурса. Следует разработать и обосновать процедуру (систему) обеспечения и поддержки безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации на основе учета и анализа результатов исследований, испытаний и накапливаемого опыта эксплуатации самолетов данного типа. В качестве такой процедуры для отечественных самолетов, которые эксплуатируются в зарубежных странах, рекомендуется использовать указания п. 7 МОС по поводу поэтапного установления и увеличения назначенных ресурсов (сроков службы). В других случаях, например при продаже отечественных самолетов за границу или эксплуатации зарубежных самолетов, могут быть разработаны другие процедуры, которые обеспечивают эквивалентную безопасность, в том числе и с учетом

опыта мирового авиационного сообщества.

Проектирование, производство, испытание и эксплуатация высокоресурсной авиационной техники по принципу безопасной повреждаемой нуждаются в усилиях многих ученых и инженеров, которые владеют методологией интегрированного проектирования, производства и инженерного анализа с помощью систем CAD/CAM/CAE/PLM.

В данном разделе предоставлены лишь некоторые результаты исследований и рекомендации относительно обеспечения статической прочности и усталостной долговечности региональных пассажирских самолетов Ан-148 и Ан-158 (рисунки 3.30, 3.31).



Рисунок 3.30 – Региональный пассажирский самолет Ан-148



Рисунок 3.31 – Региональный пассажирский самолет Ан-158

3.3.1 Обеспечение статической прочности

Разработка конструкции планера и систем выполнялась по авиационным правилам АП-25 [79]. Эксплуатационные и расчетные нагрузки (эксплуатационные нагрузки, умноженные на соответствующие коэффициенты безопасности) определены предложенным способом для всего диапазона расчетных скоростей и высот полета, перегрузок, масс и центровок самолета, массы топлива, массы груза и различных возможных в эксплуатации комбинаций их распределения, с учетом:

- ◆ динамической нагрузки и упругих характеристик конструкции самолета при полете в неспокойном воздухе и при посадке;
- ◆ динамической нагрузки конструкции системы управления при порывах ветра на земле;
- ◆ отказов и неисправностей систем, которые непосредственно влияют на характеристики прочности (§25.302 Сертификационного базиса СБ-148).

Применены надежные методы определения интенсивности и распределения нагрузок и их уравнивания в полетных и наземных случаях нагрузки с учетом влияния упругих деформаций конструкции.

Для определения аэродинамических нагрузок, которые действуют в расчетных случаях нагружения, применены результаты испытаний моделей самолета Ан-148 в аэродинамических трубах Т-106 ЦАГИ и АТ-1 ГП «АНТОНОВ» (рисунок 3.32).

Приняты значения нагрузок подтверждены результатами летных испытаний самолетов Ан-148 № 01-01 и № 01-02. По результатам летных испытаний самолета Ан-148 определен также уровень нагрузок, которые возникают при бафтинге и вибрациях в момент достижения самолетом предельных скоростей или скоростей сваливания.

В наземных случаях нагрузки выбраны с учетом характеристик амортизации шасси, проверены копровыми испытаниями основного и носового шасси. Достаточный уровень принятых нагрузок на шасси и конструкцию самолета в наземных случаях подтвержден результатами летных испытаний самолета Ан-148.

Расчетные нагрузки определены также в случаях неисправностей или отказов систем. Достаточный уровень нагрузок при разных отказах, принятых в расчетах,

подтвержден результатами сертификационных испытаний самолета при имитации отказных ситуаций.

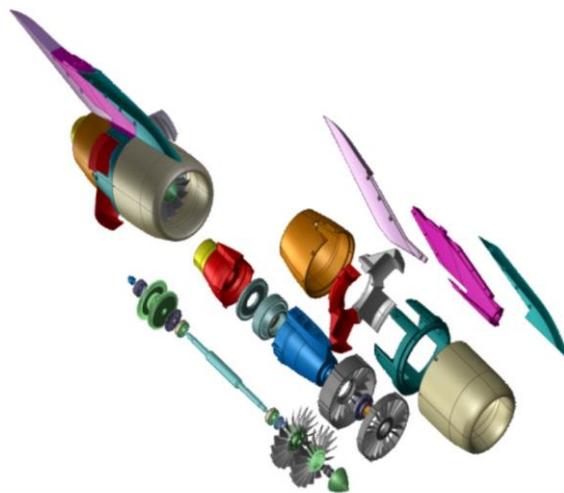


Рисунок 3.32 – Исследование моделей в аэродинамических трубах

Приняты расчетные условия обеспечения статической прочности, использованы при установлении эксплуатационных ограничений по прочности.

Летные испытания проведены на самолетах Ан-148 № 01-01 и № 01-02. При сертификационных летных испытаниях осуществили измерение нагрузок на все основные агрегаты самолета во всех диапазонах ожидаемых условий эксплуатации, включая испытание на предельных по условиям прочности режимах полета, на режимах сваливания, при исследовании скоростных характеристик, определении границ бафтинга. По результатам летных испытаний были подтверждены принятые в расчетах закономерности нагрузки основных агрегатов самолета: крыла, механизации крыла, хвостового оперения, крепления двигателя, шасси, фюзеляжа и системы управления.

Измеренные при летных испытаниях нагрузки не превышают максимальных эксплуатационных нагрузок, принятых для обеспечения прочности.

Результаты летных испытаний показали, что типовая конструкция самолетов Ан-148-100/Ан-158 по условиям статической прочности не имеет особенностей и частей, которые создают аварийные условия или являются ненадежными. Результаты летных испытаний подтвердили правильность выбора установленных эксплуатационных ограничений, приведенных для внесения в Руководство по летной эксплуатации (РЛЭ).

В конструкции самолетов применены материалы, стабильность свойств которых гарантирована производителями материалов и подтверждена выводом Сертификационного центра (СЦ) «Материал».

Для определения характеристик прочности конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) на этапе проектирования применены базовые расчетные значения материалов (с использованием базиса «В»), а также учтены технологические особенности изготовления конструкций, деградация свойств материалов при длительном влиянии климатических факторов и возможность возникновения локальных повреждений от механических воздействий путем введения специальных коэффициентов снижения расчетных значений. На самолетах Ан-148-100/Ан-158 агрегаты с применением ПКМ выполнены по типовым конструктивным схемам с применением проверенных материалов и технологий, которые применялись на сертифицированных самолетах Ан-124, Ан-72, Ан-74, Ан-140, а также на самолете Ан-70, с учетом опыта проектирования и многолетней эксплуатации подобных конструкций и соответствующих ПКМ в различных климатических зонах. Материалы и полуфабрикаты паспортизированы и поставляются в соответствии с утвержденными техническими условиями ВИАМ. Изготовление и контроль элементов конструкции из композиционных материалов (КМ) осуществляются по отработанной в ГП «АНТОНОВ» и внедренной на серийном производстве технологической документации, которая прошла многолетнюю проверку при производстве сертифицированных самолетов «Ан». Качество изготовления агрегатов с применением КМ на серийном производстве и их прочность проверены при статических испытаниях агрегатов самолета Ан-148 №01-03 (секций закрылка, предкрылка, отклоняемого носка,

элерона, интерцептора, рулей высоты и направления), которые изготовлены на серийном заводе-изготовителе.

Расчет прочности конструкций из ПКМ проведен с применением надежных методов расчетного моделирования (в том числе NASTRAN) (рисунок 3.33) и проверен при статических испытаниях агрегатов с проведением тензометрии.

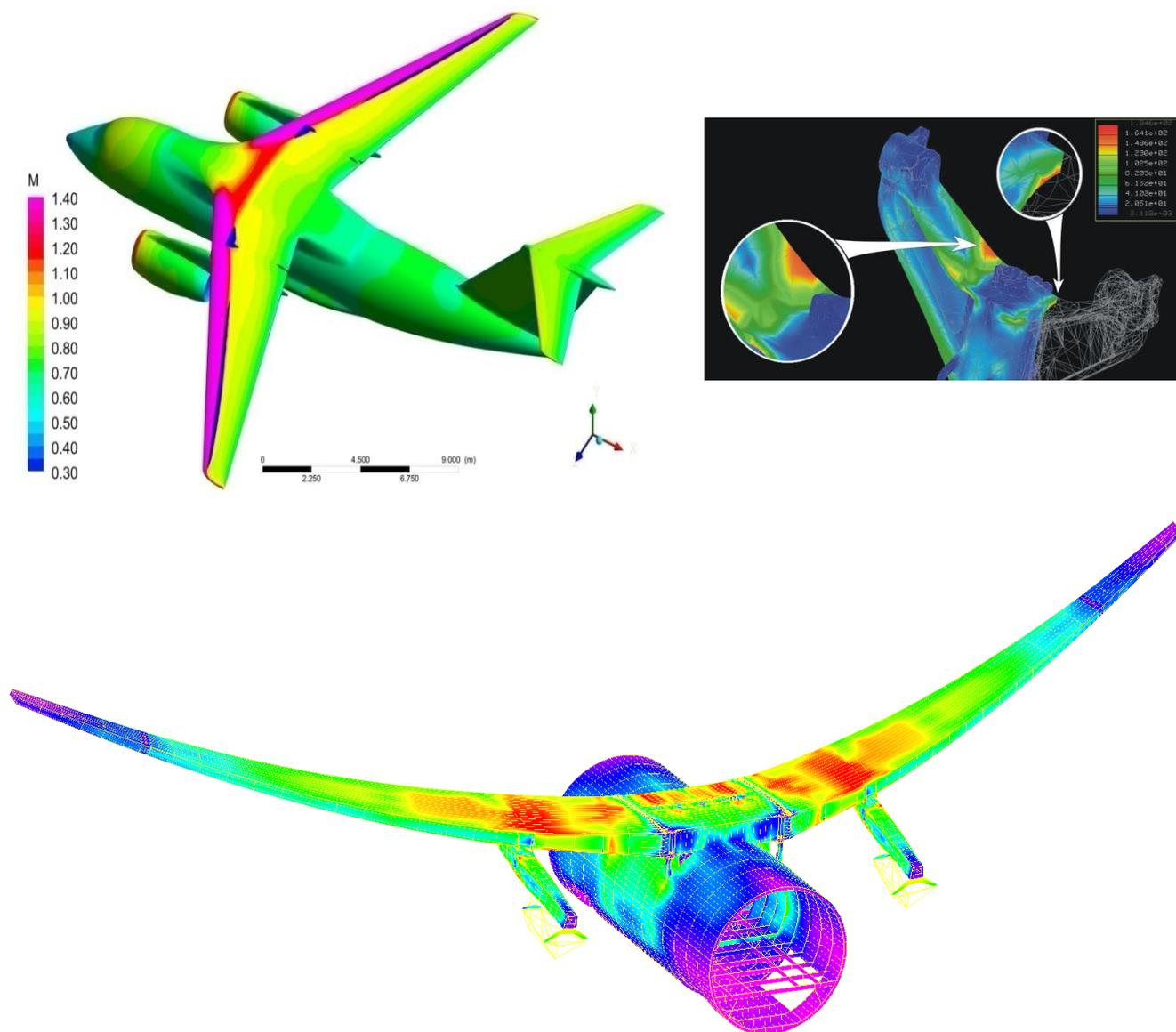


Рисунок 3.33 – Характер распределения нагрузок, общего и локального напряженно-деформированного состояния

Характеристики прочности материалов и их расчетные значения, которые определены на основании примененных критериев, а также технология изготовления агрегатов удовлетворяют требованиям АП-25 [79].

Статическая прочность самолетов Ан-148-100/Ан-158 типовой конструкции

подтверждена расчетами на прочность, статическими испытаниями агрегатов самолета Ан-148 № 01-03 и статическими испытаниями отдельных элементов конструкции самолета Ан-148 № 01-03 на стендах.

Статические испытания, проведенные на самолете Ан-148 №01-03 в лаборатории испытаний на прочность ГП «АНТОНОВ» (рисунок 3.34) по согласованной с ЦАГИ программе, включали нагружение конструкции эксплуатационными нагрузками и нагрузками вплоть до расчетных на протяжении не менее 3 секунд с проведением необходимых проверок в соответствии с требованиями АП-25 [79]. Программа статических испытаний выполнена в полном объеме.



Рисунок 3.34 – Стенд для проведения статических и ресурсных исследований планера самолета

Для использования результатов статических испытаний самолета Ан-148 № 01-03 при подтверждении статической прочности типовой конструкции Ан-148-100 выполнены такие расчетные работы:

- конечно-элементный расчет на прочность агрегатов планера самолета на максимальные эксплуатационные нагрузки ($67\% P_p$) расчетных случаев, реализованных в ходе статических испытаний самолета с выполнением тензометрии;
- сравнение полученных при статических испытаниях результатов тензо-

метрии элементов конструкции планера самолета с соответствующими результатами конечно-элементного расчета на прочность.

Выполнены расчеты на прочность агрегатов планера типовой конструкции Ан-148-100/Ан-158 с учетом всех доработок, направленных для внедрения в серийное производство, в расчетных случаях нагружения с применением моделей, уточненных по результатам сравнения тензометрии при статических испытаниях с конечно-элементным расчетом конструкции планера.

Определение напряженно-деформированного состояния конструкции проводилось методом конечных элементов с применением редуцирования обшивки в сжатых зонах. Критические напряжения общей потери устойчивости определялись с применением диаграмм деформации материалов и редуцирования обшивки, а также с учетом результатов испытаний на сжатие натуральных образцов панелей.

Результаты статических испытаний показали, что типовая конструкция самолетов Ан-148-100/Ан-158 по условиям статической прочности не имеет особенностей и частей, которые создают аварийные условия или являются ненадежными.

При проведении статических испытаний после нагрузки агрегатов эксплуатационными нагрузками и их снятия, а также дополнительно после проведения испытаний на максимальные нагрузки выполнена проверка возможности открытия и закрытия люков и дверей, выпуска и уборки шасси, проверка отсутствия заедания механической проводки системы штурвального управления (СШУ). Замечаний к функционированию проверенных агрегатов нет.

Относительно самолета Ан-158 для обеспечения прочности, в связи с ростом нагрузки выполнены усиления конструкции крыла и фюзеляжа. При этом статическая прочность обеспечена на уровне самолета Ан-148-100.

3.3.2 Обеспечение ресурса и сроков службы

Определение условий отработки самолетами семейства Ан-148-100/Ан-158 проектного срока службы 30 лет выполнено на основе сравнительного анализа коррозионной стойкости конструкций самолетов «Ан», срок службы которых превышает 30 лет, и рекомендаций ЦАГИ.

Самолеты Ан-148-100/Ан-158 спроектированы и изготавливаются во всеклиматическом исполнении с соблюдением всех требований относительно антикоррозионной защиты при этом виде выполнения.

В силовой конструкции самолетов Ан-148-100/Ан-158 применены прессуемые, катаные и кованные полуфабрикаты из традиционных сплавов Д16Т, Д16чТ, из новых сплавов 1161Т, 1163Т, 1933ТЗ, а также из традиционного сплава В95пч, термообработанного по режиму Т2.

По сравнению с самолетами Ан-12, Ан-22, Ан-24, Ан-26, Ан-30, что достигли срока службы 40-45 лет, выбор материалов и режимов их термообработки определялся стремлением без ущерба для характеристик выносливости и трещиностойкости улучшить коррозионную стойкость силовой конструкции самолета.

Так, верхние панели центроплана и концевых частей крыла (КЧК) изготовлены соответственно из прессованных панелей (рисунок 3.35), а также листов и профилей сплавов 1973 и В95пч, термообработанных по режиму Т2. Верхние же панели центроплана, средней и концевой частей (СЧК, КЧК) крыла самолетов Ан-12, Ан-22, Ан-24, Ан-26, Ан-30 изготовлены из полуфабрикатов сплава В95, термообработанного по режиму Т1.

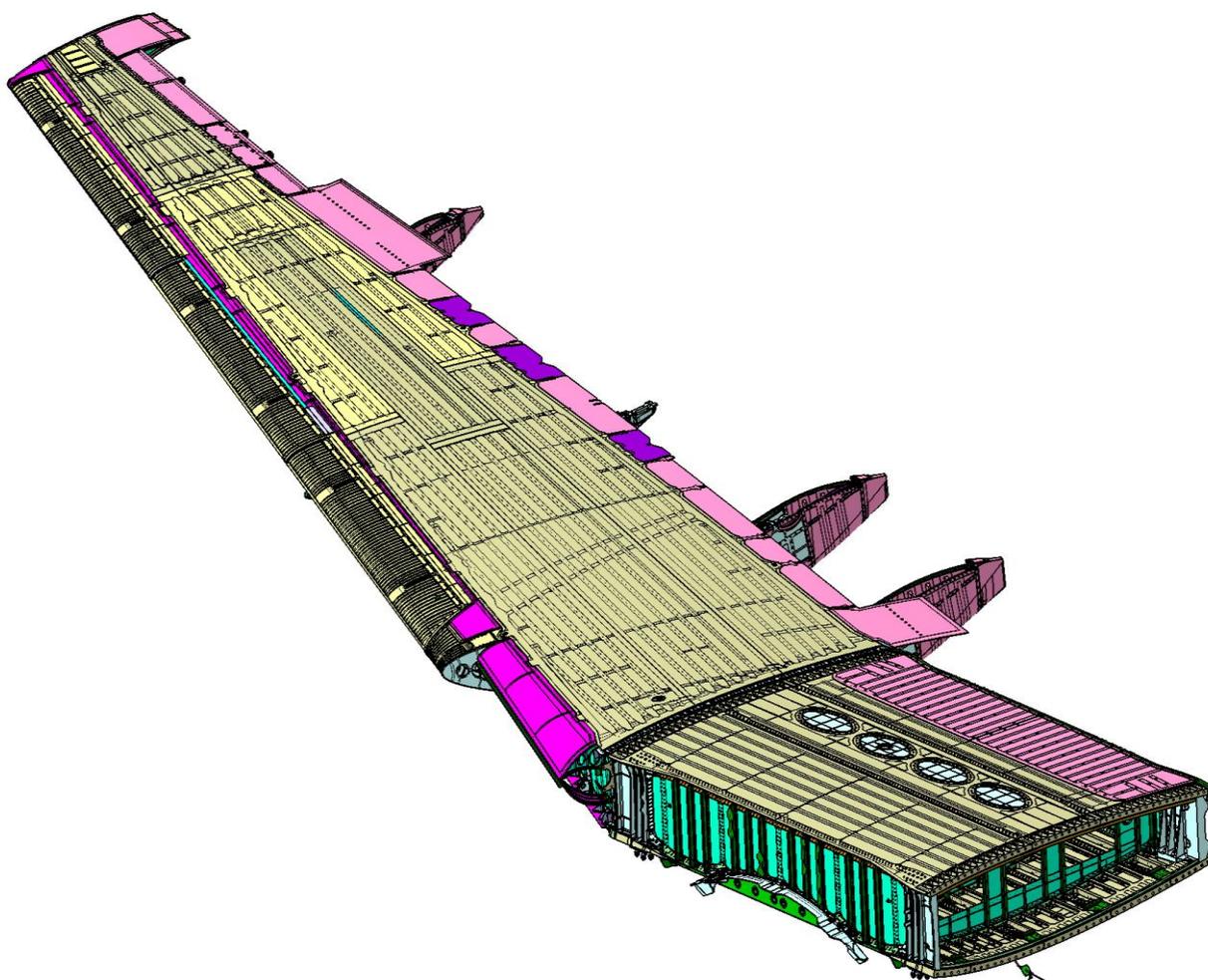


Рисунок 3.35 – Центроплан и консольная часть крыла

Двухступенчатый режим старения Т2 по сравнению с одноступенчатым режимом Т1 значительно улучшает сопротивление коррозии расслоения и коррозионному растрескиванию полуфабрикатов из сплавов 1973 и В95 (таблица 3.2).

Таблица 3.2

№ п/п	Основные силовые элементы конструкции	Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-32, Ан-12, Ан-72, Ан-74, Ан-22			Ан-148-100/Ан-158		
		Сплав	Коррозия под напряже- нием (предельное напряжение), кг/мм ²	Коррозия расслоения, баллы	Сплав	Коррозия под напряже- нием (предельное напряжение), кг/мм ²	Коррозия расслоения, баллы
1	Верхние панели центроплана, СЧК, КЧК	В95Т1 В95пчТ1	5	6 – 7	1973Т2 В95пчТ2	17,5	2 – 3
2	Нижние панели центроплана, СЧК, КЧК	Д16Т Д16чТ	5	6 – 7	1161Т Д16чТ 1163Т	5 – 6	6 – 7
3	Верхние пояса лонжеронов крыла	В95Т1 В95пчТ1	5	6 – 7	В95пчТ2	17,5	2 – 3
4	Нижние пояса лонжеронов крыла	Д16Т Д16	5	6 – 7	Д16чТ 1163Т	5 – 6	6 – 7
5	Пояса лонжеронов стабилизатора и киля	Д16Т Д16	5	6 – 7	Д16чТ 1163Т	5 – 6	6 – 7
6	Кронштейны, фитинги крыла и фюзеляжа, боковины шпангоутов фюзеляжа	АК6Т1	5 – 6	6 – 7	1933Т3	24	2
		В93Т1	5 – 6	6 – 7			
		В93пчТ2	15	4			
		1933Т3	24	2			
7	Стрингерный набор фюзеляжа	Д16Т			В95пчАТ2	17,5	2 – 3
		Д16чТ					
		01420					

Стрингерный набор расположенный в зоне под полом фюзеляжей самолетов, сравниваемых с самолетами Ан-148-100/Ан-158, изготовлен из прессованных профилей сплава Д16Т, Д16чТ. Опыт эксплуатации этих самолетов показал недос-

таточную коррозионную стойкость профилей из сплава Д16Т, Д16чТ, особенно в отношении коррозии расслоения. Поэтому на самолетах Ан-148-100/Ан-158 весь стрингерный набор, который расположен под полом фюзеляжа, изготовлен из листов сплава В95пчА, термообработанного по двухступенчатому режиму Т2.

Все высоконагруженные кронштейны, фитинги крыла и фюзеляжа, боковины шпангоутов фюзеляжа в самолетах Ан-148-100/Ан-158 изготовлены из штамповок сплава 1933Т3. Сплав 1933, термообработанный по двухступенчатому режиму Т3, в сравнении со сплавами АК-6Т1 и В93пчТ1, из которых изготовлены подобные элементы конструкции самолетов Ан-12, Ан-22, Ан-24, Ан-26 и Ан-30, в значительной мере превосходит последние по сопротивлению коррозионному растрескиванию и коррозии расслоения (таблица 3.2).

В конструкции самолетов Ан-148-100/Ан-158 используют материалы, опыт применения которых в парке самолетов «Ан» со сроком службы более 40 лет не выявил деградации их свойств (механических, сопротивлению усталости и трещиностойкости). Следовательно, отработка самолетами Ан-148-100/Ан-158 проектного срока службы 30 лет не нуждается в проведении при эксплуатации специальных мероприятий по замене силовых элементов или их усилению по условиям деградации материалов.

В самолетах применен ряд конструкторских и технологических решений по защите от снижения прочности в процессе эксплуатации от атмосферных влияний, коррозии и износа:

1. Большая часть типового стрингерного набора фюзеляжа самолетов Ан-148-100/Ан-158 состоит из гнутых профилей Д16АТ и В95пчАТ2. Гнутые профили изготавливают из плакированных листов, и благодаря наличию плакирования на поверхности листов гнутые профили имеют повышенную коррозионную стойкость по сравнению с прессованными профилями.

2. В целях исключения возможного скопления воды, обеспечения проветривания и осмотра состояния обшивки и внутреннего набора теплозвукоизоляция не приклеивается, как в ранее спроектированных самолетах, а подвешивается так, чтобы был промежуток между ней и обшивкой.

3. Для предупреждения создания застойных зон (скопление влаги) в фюзеляже есть дренажные отверстия, дренажные клапаны и щели.

4. Компактная водно-вакуумная туалетная система исключает попадание агрессивных жидкостей в подпольное пространство фюзеляжа.

5. При конструировании съемных лючков, съемных панелей предусмотрены регламентированные зазоры, которые заполняются герметиком, и обеспечено их снятие через смазывание.

6. Детали конструкции, которые выходят на внешний контур, анодируются после припасовки, сверления и зенкования отверстий. В герметичных отсеках заклепки поставлены на герметик.

7. Размещение маршевых двигателей и вспомогательной силовой установки исключает попадание выхлопных газов на силовые элементы конструкции.

8. Основным способом защиты от коррозии деталей из алюминиевых сплавов является серно-кислотное анодное оксидирование с последующим нанесением лакокрасочного покрытия (ЛКП). Толщина анодно-оксидного покрытия на обшивочных лакированных листах для самолетов Ан-148-100/Ан-158 составляет 6...12 мкм. На деталях из прессованных полуфабрикатов, которые выходят на внешний контур, а также на силовых деталях внутреннего набора ответственного назначения, изготовленных из прессованных полуфабрикатов, – толщина анодно-оксидного покрытия составляет не менее 6 мкм. Толщина анодно-оксидного покрытия на деталях ранее спроектированных самолетов – не менее 4 мкм.

9. Обшивочные листы части фюзеляжа в зоне под полом, нижние плоскости крыла и оперения, где возможны конденсация и скопление влаги, имеют двухстороннее лакирование толщиной не менее 40 мкм на каждую сторону.

10. Заклепки всех агрегатов, за исключением заклепок металлизации, подвергнуты анодному оксидированию в серной кислоте с наполнением покрытия в растворе бихромата калия. Фрезерованные головки заклепок, а также заклепки металлизации перед окончательным окрашиванием подвергаются местному химическому оксидированию.

11. Детали баков-кессонов подвержены серно-кислотному анодному оксидированию с наполнением покрытия в растворе бихромата калия. Внутренняя поверхность баков-кессонов покрыта топливостойким лакокрасочным покрытием (грунтовка ЭП-0215).

12. Для защиты деталей, которые выходят на внешний контур, применены такие варианты окрашивания:

- на основе перхлорвиниловых эмалей;
- на основе эпоксидных эмалей;
- на основе полиуретановых эмалей.

13. Закрытые зоны конструкции дополнительно защищены профилактическим, периодически возобновляемым в эксплуатации, антикоррозийным составом типа Динитрол.

14. Технологические процессы изготовления деталей самолетов Ан-148/Ан-158 включают:

- анодирование деталей из *Al* и *Ti* сплавов;
- оксидирование деталей из *Al* и *Mg* сплавов;
- кадмирование, фосфатирование, твердое хромирование деталей из конструкционных сталей;
- применение специальных видов химико-термической обработки (азотирование, цементация);
- нанесение соответствующих грунтовочных и лакокрасочных покрытий, выполненных в соответствии с требованиями всеклиматического исполнения.

15. Конструктивно предусмотрена возможность легкого доступа к закрытым зонам конструкции:

- фюзеляж – съемные панели пола, откидные панели силового зализа;
- крыло – люки-лазы на верхних (для центроплана) и нижних (для КЧК) панелях кессона крыла, откидные панели на крыле и зализе крыла с фюзеляжем;
- оперение – съемные и откидные панели на стабилизаторе и киле.

16. В пособии по технической эксплуатации самолетов Ан-148-100/Ан-158 (раздел 51) приведены стандартизированные технологические процессы удаления коррозии и предупреждения ее развития.

Выполнен анализ эффективности принятых конструкторских решений, выбранных конструкционных материалов, режимов термообработки и защитных покрытий. Там же определены допустимые интервалы между осмотрами для основных силовых элементов и рекомендованы интервалы для включения в Программу технического обслуживания самолета.

Таким образом, можно констатировать, что основные силовые элементы типовой конструкции самолетов Ан-148-100/Ан-158 защищены от снижения или потери прочности в процессе эксплуатации по какой-либо причине, включая атмосферные влияния, коррозию и износ, а также обеспечены достаточными средствами вентиляции и дренажа.

Для подтверждения безопасности конструкции, подверженной акустическому влиянию, выполнена оценка прочности и усталости при высокочастотной нагрузке, вызванной пульсациями аэродинамического давления, которые возникают при работе силовой установки Д-436-148. Расчетные данные подтверждены результатами испытаний образцов, агрегатов конструктивно-подобного исполнения и опытом эксплуатации самолетов-прототипов.

Результаты проведенных работ позволяют утверждать:

- появление усталостных трещин от акустических нагрузок в какой-либо детали конструкции самолета, подвергнутой акустическому влиянию, не являются вероятными;
- аварийное или катастрофическое разрушение из-за трещины от акустических нагрузок не является вероятным.

Элементы конструкции фюзеляжа, крыла, пилонов навески маршевых двигателей и оперения самолетов Ан-148-100/Ан-158, в которых применены материалы на основе углеродных, стеклянных, органических, комбинированных волокон и их текстильных форм с применением полимерной термореактивной матрицы (ПКМ), условно можно разделить на такие группы:

- *выполненные из стеклопластика или органопластика*: обтекатель РЛС, обтекатели основных опор самолета, зализ крыла с фюзеляжем, радиопрозрачный отсек форкиля, передний обтекатель киля, задняя часть стекателя киля, элементы пилонов навески маршевых двигателей, обтекатели законцовок крыла, подвижные и неподвижные обечайки обтекателей механизмов закрылков, панели зализа центроплана;
- *выполненные из углепластика*: створки основных опор самолета, поперечные балки пола, каркасы интерцепторов, руль высоты, руль направления, панели хвостовой части крыла, киля и стабилизатора, каркасы элеронов, элементы конструкции закрылков.

К основным силовым элементам конструкции можно отнести выполненные из углепластика поперечные балки пола, каркасы интерцепторов, рули высоты (рисунок 3.36) и направления (рисунок 3.37), а также элероны.

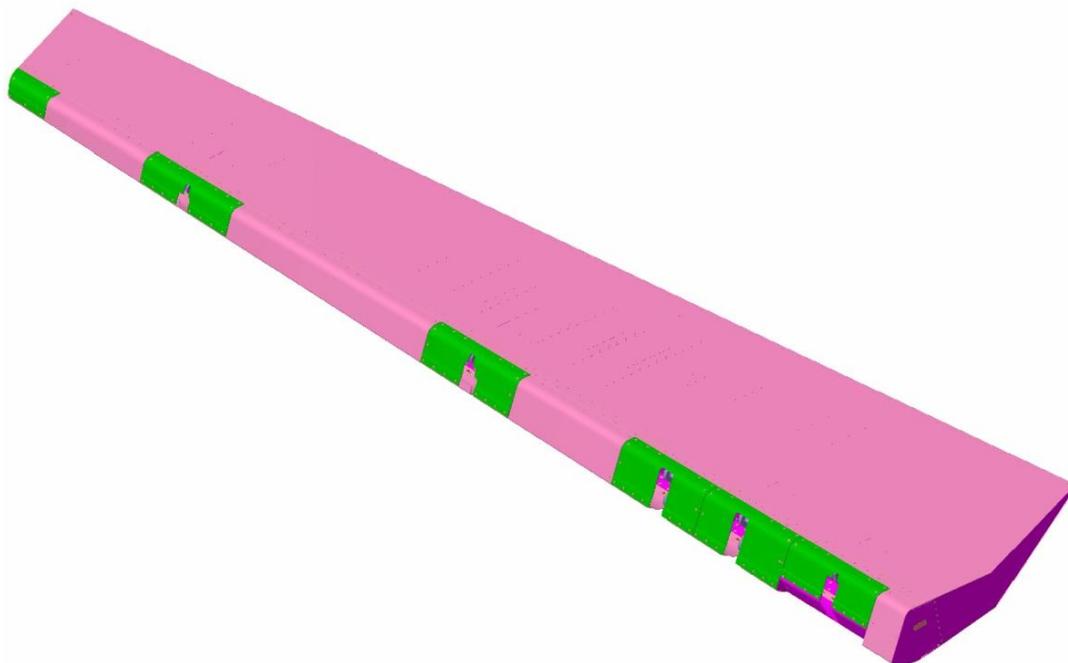


Рисунок 3.36 – Руль высоты

Агрегаты из ПКМ имеют такие особенности:

- высокое усталостное сопротивление при оптимальном содержании волокна в сравнении с металлическими сплавами и отсутствие влияния фреттинг-коррозии на усталость механических соединений;
- нечувствительность прочности и усталости к малым концентраторам напряжений, соизмеримым с поперечным размером;
- насыщение влагой и снижение вследствие этого как механических свойств самого материала, так и несущей способности конструкций, особенно при сжатии (сдвиге) в условиях эксплуатационных температур.



Рисунок 3.37 – Руль направления

При выборе конструктивного выполнения отмеченных агрегатов применен опыт проектирования, производства и более чем 20-летней эксплуатации композиционных агрегатов самолета Ан-70. В частности, применена отработанная интегральная конструкция.

В связи с тем, что на долговечность конструкций значительно влияет окружающая среда, для их защиты применены эффективные методы защиты поверхностей и особенно торцов композиционных деталей от проникновения влаги посредством герметиков, лакокрасочных и специальных защитных покрытий.

Кроме того, на долговечность композитных конструкций влияют локальные повреждения структуры материала от механических ударов. Для агрегатов из полимерных композиционных материалов самолетов Ан-148-100/Ан-158 в эксплуатации предусмотрены целевые осмотры, как визуальные, так и с применением инструментальных методов контроля (акустические), а также разработаны соответствующие карты неразрушающего контроля.

Для подтверждения возможности отработки проектных ресурса и срока службы агрегатов из ПКМ проводят их испытание на усталость с имитацией типовых случайных повреждений при обслуживании, а также на остаточную и климатическую прочность и живучесть в соответствии с «Комплексным планом работ из обеспечения прочности и ресурса конструкции самолета Ан-148».

Следовательно, можно утверждать, что по результатам проведенных работ и с учетом планируемых испытаний на прочность обеспечивается возможность отработки проектных ресурса и срока службы агрегатов из ПКМ.

При обеспечении и поддержке безопасности эксплуатации конструкции самолетов Ан-148-100/Ан-158 по условиям прочности при длительной эксплуатации за основу взят принцип поэтапного установления и продления назначенных ресурсов и сроков службы, который позволяет организовать эффективное взаимодействие разработчика и эксплуатанта авиационной техники. Основные положения принятого подхода:

- начальный назначенный ресурс не превышает 27 % проектного и составляет 20 000 летных часов, 10 000 полетов для Ан-148-100А, Ан-148-100В и 8 000 полетов для Ан-148-100Е, Ан-158. Указанные

величины подтверждены проведенными испытаниями на усталость самолета Ан-148-100 № 01-03 и на основании расчета, а также с учетом требования о соотношении предельно допустимой наработки самолета в эксплуатации;

- начальный назначенный срок службы не превышает максимально достигнутого для самолетов-прототипов срока службы до первого капитального ремонта (или КВР) и составляет 10 лет;
- увеличение ресурсов и сроков службы проводят на основе анализа эксплуатационных данных (служебной информации, информации о выявленных неисправностях и полетной информации с бортовых устройств регистрации и регистратора параметров прочности РПП-148);
- считывание, предварительная обработка (включая предварительный анализ) и накопление информации проводят на формах оперативного технического обслуживания;
- передача накапливаемых эксплуатационных данных ГП «АНТОНОВ» выполняется с периодичностью 1 раз в год;
- непрерывное (при необходимости) уточнение эксплуатационно-технической документации (ЭД) самолета и своевременное информирование об этом эксплуатанта (при необходимости через Авиационные Департаменты).

Перечисленные выше положения нашли отражение в эксплуатационной документации (ЭД) самолетов Ан-148-100/Ан-158. Отработку проектных ресурсов (сроков службы) проводят поэтапно. Действующие этапы отработки проектных ресурсов (сроков службы) указывают в разделе «Ограничения летной годности» Руководства по летной эксплуатации (РЛЭ). ГП «АНТОНОВ» обеспечивает опережающее увеличение ресурсов (сроков службы) действующего этапа путем подготовки необходимых доказательных документов в соответствии с требованиями АП и представление их в Авиарегистр МАК и Госавиаслужбу Украины.

В разделе 04 РЛЭ «Ограничения летной годности» установлены специальные требования по условиям эксплуатации основных силовых элементов конструкции самолета, которые обеспечивают возможность выявления случайных и коррозионных повреждений, в отдельных случаях выявление повреждений от усталости. Для действующего этапа отработки проектного ресурса устанавливают

допустимые наработки для планера, навески двигателей, шасси и механических элементов системы их уборки-выпуска, механических элементов системы управления и изменения конфигурации, элементов конструкции, которые обеспечивают взаимную силовую стыковку частей планера и агрегатов самолета.

Для конструкции самолетов (силовых элементов и критических мест конструкции) периодическое техническое обслуживание (ТО) содержит такие формы:

- форма sA, выполняется через каждые 300 полетов или 6 месяцев;
- форма sC, выполняется через каждые 3000 полетов или 36 месяцев;
- работы по индивидуальным Программам контроля старения, выполняются для самолетов, которые достигли 15000 полетов или 10 лет, на формах, кратных sC.

ГП «АНТОНОВ» обеспечивает безопасность эксплуатации самолетов в пределах отмеченного ресурса (срока службы) путем:

- внесения уточнений ЭД;
- выпуска бюллетеней, перечней замен деталей (единиц оборудования), которые имеют ограниченный ресурс (срок службы), технической документации (ТД) на ремонты и доработки (при необходимости);
- выдачи рекомендаций по технической эксплуатации самолета при обнаружении дефектов, которые выходят за рамки ЭД;
- разработки индивидуальных Программ контроля старения каждого экземпляра самолета;
- информационной поддержки эксплуатации самолетов.

Для обеспечения отработки проектного ресурса и опережающего снятия ограничений в соответствии с требованием был проведен комплекс испытаний на усталость, испытаний на усталость и функционирование, живучести и остаточной прочности. При этом обеспечивается двойная опережающая наработка конструкции при усталостных испытаниях относительно налета парка самолетов.

Летная годность в части обеспечения ресурса (срока службы) обеспечивается при условии выполнения Эксплуатантом:

- требований эксплуатационной документации (ЭД);
- работ из индивидуальных Программ контроля старения на трудоемких

- формах ТО для самолетов, которые достигли 15 000 полетов или 10 лет;
- предоставление Эксплуатантом самолета для анализа в ГП «АНТОНОВ» информации о налете самолета в часах и полетах, отказах и неисправностях, условиях эксплуатации, в том числе по данным РПП-148 и бортового регистратора БУР-95-02. В случаях несвоевременного и неполного информирования ГП «АНТОНОВ» используют консервативный подход при увеличении назначенных ресурсов и сроков службы.

Проведенные оценки прочности показывают, что аварийной или катастрофической ситуации из-за усталости, коррозии, дефектов производства или случайного повреждения можно избежать на протяжении всего времени эксплуатации самолетов.

Относительно самолета Ан-158 проектный ресурс и срок службы планера при эксплуатации по техническому состоянию отвечают аналогичным данным самолета Ан-148-100Е и обеспечиваются путем проведения соответствующих доработок силовых элементов. Отработка ресурсов и срока службы выполняется в соответствии с эксплуатационной документацией самолета.

Ниже приведен перечень технических отчетов, инженерных анализов и технических справок по прочности, ресурсу и срокам службы самолетов Ан-148-100/Ан-158:

- Самолет Ан-148. Расчет внешних нагрузок.
- Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование статической прочности конструкции. Сводные данные.
- Отчет о статических испытаниях кресла инспектора самолета Ан-148, узлов крепления кресла и привязной системы AM SAFE 4137-1-011-3577 к двери в кабину экипажа.
- Отчет о статических испытаниях кресла бортпроводника самолета Ан-148-100, узлов крепления кресла и узлов крепления привязной системы AM SAFE model 4057.
- Отчеты о статических испытаниях пассажирских кресел фирмы «Geven».
- Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности конструкции кессона крыла

- требованиям Сертификационного базиса СБ-148 (Сводные материалы).
- Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности конструкции механизации крыла требованиям СБ-148 (Сводные материалы).
 - Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности конструкции оперения требованиям СБ-148 (Сводные материалы).
 - Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Шасси. Сводные материалы по обоснованию прочности. Инженерный анализ.
 - Самолет Ан-148-100. Расчет на прочность гидроагрегатов.
 - Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Сводные материалы по статической прочности силовой установки (СУ).
 - Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности конструкции пилона навески МДУ требованиям СБ-148 (Сводные материалы).
 - Самолет Ан-148-100. Обоснования соответствия статической прочности конструкции фюзеляжа и оборудования, установленного в фюзеляже, требованиям СБ-148. Инженерный анализ.
 - Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности конструкции кресел пилотов, инструктора, бортпроводников, их привязных систем и узлов установки, а также каркаса фюзеляжа в зоне установки кресел требованиям СБ-148. Инженерный анализ.
 - Самолет Ан-148-100. Сводные материалы по обоснованию прочности основной силовой конструкции проводки управления самолета типа Ан-148-100, модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е. Инженерный анализ.
 - Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В и Ан-148-100Е). Оборудование багажно-грузовых отсеков (Сводные материалы по прочности).
 - Результаты копровых испытаний на работоёмкость и многократные сбросы передней опоры шасси самолета Ан-148.

- Результаты копровых испытаний на работоёмкость и многократные сбросы основной опоры шасси самолета Ан-148.
- Самолет Ан-148-100. Сертификационные летные испытания по исследованию закономерностей нагружения агрегатов планера в диапазоне эксплуатационных ограничений и на предельных по условиям прочности режимах. Технический отчет.
- Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Сертификационные летные испытания по определению вибрационной и бафтинговой безопасности. Технический отчет.
- Заключение о соответствии материалов, используемых в типовой конструкции самолета Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е), требованиям пп. 25.603, 25.609 и 25.613 Сертификационного Базиса СБ-148.
- Самолет Ан-148-100. Оценка соответствия конструкции при повреждении нелокализованными обломками двигателей требованиям 25.571(е) СБ-148.
- Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Оценка прочности защиты от разлета нелокализованных обломков вспомогательной силовой установки (ВСУ), устанавливаемой на противопожарном экране.
- Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование прочности конструкции при повреждении от столкновения с птицей согласно требованиями 25.571(е)(1) и 25.631 СБ-148 (крыло, пилон навески МДУ, оперение).
- Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование прочности конструкции при повреждении от столкновения с птицей согласно требованиями 25.571(е (1) и 25.631 СБ-148 (фюзеляж и лобовые стекла фонаря).
- Стекло лобовое ТСК 008У.01.000. Отчет о результатах стендовых динамических испытаний.
- Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности герметической кабины фюзеляжа требованиям СБ-148. Инженерный анализ.

- Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности конструкции фюзеляжа в случае аварийной посадки на землю требованиям СБ-148. Инженерный анализ.
- Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование соответствия статической прочности конструкции фюзеляжа в случае аварийной посадки на воду требованиям СБ-148. Инженерный анализ.
- Самолет Ан-148-100. Руководство по летной эксплуатации.
- Самолет Ан-148-100. Летное руководство.
- Самолет Ан-148-100. Руководство по загрузке и центровке.
- Технические условия на изготовление, контроль, приемку и поставку самолета Ан-148 № 01-03, предназначенного для проведения прочностных испытаний.
- Самолет Ан-148-100 № 01-03. Анализ причин разрушения конструкции фюзеляжа при проведении статических испытаний. Обоснование достаточности выполненных усилений типовой конструкции фюзеляжа. Инженерный анализ.
- Кессон крыла. Сводные материалы по статической прочности
- Пилон. Сводные материалы по статической прочности.
- Механизация крыла. Сводные материалы по статической прочности.
- Сводные материалы по статической прочности фюзеляжа и оборудования устанавливаемого в фюзеляже.
- Оперение. Сводные материалы по статической прочности.
- Шасси. Сводные материалы по статической прочности.
- Самолет Ан-148-100. Технический отчет. Расчет спектров перегрузок и усталостных нагрузок на элементы конструкции в прогнозируемых условиях типовой эксплуатации.
- Самолет Ан-148-100. Сертификационные наземные испытания по определению основных эксплуатационно-технических характеристик. Технический отчет.

- Самолет Ан-148-100. Специальные сертификационные летные испытания по определению статистических характеристик повторяемости нагрузок на режимах типовой эксплуатации. Технический отчет.
- Самолет Ан-148. Перечень особо ответственных конструктивных элементов.
- Отчет о результатах тензометрии самолета Ан-148-100 № 01-03 при проведении усталостных испытаний.
- Отчет о результатах испытаний на усталость самолета Ан-148 № 01-03.
- Самолет Ан-148-100. Программа испытаний на усталость самолета Ан-148-100 № 01-03. ГП АНТК им. О.К. Антонова, ПЗ № 615, ЦАГИ, СЦ «ЦАГИ-ТЕСТ».
- Самолет Ан-148-100. Пояснительная записка к Программе № 148.00.0132.006 ПМ испытаний на усталость самолета Ан-148-100 № 01-03.
- Самолет Ан-148. Программа испытаний на выносливость и функциональную работоспособность механизмов уборки-выпуска шасси и механизмов створок шасси самолета. ГП АНТК им. О. К. Антонова.
- Самолет Ан-148. Программа испытаний системы поворота стойки передней опоры шасси на ресурс и функционирование.
- Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Заключение об установлении начального назначенного ресурса 20 000 летных часов, 10 000 полетов, 10 лет особо ответственным элементам, узлам и агрегатам функциональных систем шасси по условиям усталостной прочности и функционирования при длительной эксплуатации.
- Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обоснование Заключения об установлении начального назначенного ресурса 20 000 летных часов, 10 000 полетов, 10 лет особо ответственным элементам, узлам и агрегатам функциональных систем шасси самолета по условиям усталостной прочности и функционирования.
- Самолет Ан-148-100. Заключение о соответствии типовой конструкции самолета Ан-148-100 требованиям Сертификационного Базиса СБ-148 по условиям безопасности от флаттера, реверса и дивергенции.
- Самолет Ан-148-100. Обоснование проектного ресурса крыла.

- Самолет Ан-148-100. Расчет эквивалентов между нагрузками при испытаниях на усталость по Программе № 148.00.0132.006 ПМ и нагрузками в ожидаемых условиях эксплуатации.
- Самолет Ан-148-100. Обоснование проектного ресурса фюзеляжа.
- Самолет Ан-148-100. Обоснование проектного ресурса оперения.
- Самолет Ан-148-100. Анализ остаточной прочности и уровней напряжений конструкции крыла, пилона навески МДУ и оперение для определения допустимости повреждений (безопасного разрушения) в соответствии с 25.571(a),(b) СБ-148. Инженерный анализ.
- Самолет Ан-148-100. Обоснования проектного ресурса пилона, навески двигателя Д-436-148Б и навески ВСУ АИ-450-МС.
- Самолет Ан-148-100. Обоснование проектного ресурса закрылков, предкрылков и отклоняемых носков.
- Самолет Ан-148-100. Обоснование проектного ресурса руля высоты, руля направления, элерона и интерцепторов с элементами их навески.
- Самолет Ан-148-100. Обоснование проектного ресурса шасси.
- Самолет Ан-148-100. Расчет усталостной долговечности стоек шасси.
- Самолет Ан-148-100. Обоснование проектного ресурса механической проводки СШУ в кабине экипажа и системы управления закрылками, предкрылками и отклоняемыми носками.
- Самолет Ан-148-100. Программа испытаний на сопротивление усталости и функциональную работоспособность отклоняемого носка и предкрылка самолета совместно с механической системой управления.
- Самолет Ан-148-100. Программа испытаний на сопротивление усталости и функциональную работоспособность закрылка самолета совместно с механической системой управления.
- Самолет Ан-148-100. Программа испытаний на сопротивление усталости и функциональную работоспособность руля высоты с элементами его навески и управления.
- Самолет Ан-148-100. Программа испытаний на усталость и функционирование механической проводки системы штурвального управления в Ф1.

- Самолет Ан-148-100. Документ по планированию технического обслуживания (ДПТО/MPD).
- Перечень материалов основных силовых элементов самолета Ан-148-100.
- Самолет Ан-148-100. Обоснование проектного срока службы 30 лет конструкции самолета по условиям коррозионной прочности.
- Сводные даны по оценке усталостной прочности при акустических нагрузках.
- Самолет Ан-148-100. Исходные данные для планирования технического обслуживания.
- Самолет Ан-148-100. Регламент технического обслуживания.
- Самолет Ан-148-100. Программа усталостных испытаний основной и передней опор самолета.
- Самолет Ан-148-100. Программа испытаний на сопротивление усталости пилона и навески двигателя Д-436-148Б.
- Самолет Ан-148-100 (Модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Оценка остаточной прочности конструкции фюзеляжа при регламентированных повреждениях. Инженерный анализ.
- Самолет Ан-148 (модели Ан-148-100А; Ан-148-100В; Ан-148-100Е). Обоснование соответствия конструкции крепления двигателя Д-436-148 требованиям Сертификационного базиса СБ-148 п.25.571(а),(b) [Анализ допустимости повреждений (безопасного разрушения)]. Техническая справка.
- Самолет Ан-148 (модели Ан-148-100А; Ан-148-100В; Ан-148-100Е). Анализ изменения ресурсных характеристик самолетов с различными системами автоматического регулирования давления (САРД).
- Заключение о соответствии самолета Ан-158 требованиям Сертификационного базиса СБ-148 по условиям статической прочности.
- Заключение о соответствии самолета типа Ан-148-100 (модель Ан-158) в связи с введением Главного изменения типовой конструкции «Увеличения максимального посадочного веса до 38 800 кгс» требованиям Сертификационного базиса СБ-148 по условиям статической прочности.
- Заключение о соответствии самолета типа Ан-148-100 (модель Ан-158) требованиям Сертификационного базиса СБ-148 по условиям прочности

конструкции при длительной эксплуатации при увеличении максимального посадочного веса до 38 800 кгс.

- Самолет Ан-158. Обоснование проектного ресурса и срока службы 80 000 летных часов, 30 000 полетов, 30 лет по условиям прочности при длительной эксплуатации.
- Самолет Ан-158. Заключение о соответствии типовой конструкции самолета Ан-158 требованиям Сертификационного базиса СБ-148 по условиям безопасности от флаттера, реверса и дивергенции.
- Самолет Ан-158. Заключение о соответствии типовой конструкции самолета Ан-158 требованиям Сертификационного базиса СБ-148 и установлении ему начальных назначенных ресурса и срока службы 20 000 летных часов, 8 000 полетов, 10 лет по условиям прочности конструкции при длительной эксплуатации.

Все эти отчеты входят в перечень необходимой доказательной документации при последующей сертификации самолета.

Основные выводы относительно обеспечения прочности.

На основании результатов проведенного комплекса расчетных, экспериментальных и исследовательских работ по обеспечению прочности и безопасности конструкции самолетов Ан-148-100/Ан-158 при отработке проектного ресурса и срока службы достигли 80000 летных часов, 60000 полетов для модели Ан-148-100А, 40000 полетов для модели Ан-148-100В, 30000 полетов для Ан-148-100Е, 50000 полетов для Ан-158, 30 лет по условиям прочности конструкции при длительной эксплуатации:

- обоснована возможность отработки самолетами проектного ресурса и срока службы по условиям усталостной прочности (при акустических нагрузках в том числе) и коррозионной стойкости;
- определены и обоснованы условия (мероприятия) отработки проектного ресурса и срока службы;
- определены принципы обеспечения и поддержки безопасности эксплуатации.

Подтверждена возможность установки соответствия типовой конструкции

самолетов Ан-148-100/Ан-158 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е и Ан-158) по условиям прочности при длительной эксплуатации требованиям авиационных правил АП-25, которые относятся к характеристике «Прочность».

3.4 Выводы

1. В конструкции планера семейства реактивных региональных пассажирских самолетов Ан-148-100/Ан-158 (фюзеляж, крыло, пилоны навески силовых установок и оперения) применен ряд новых конструктивно-технологических решений:

- в фюзеляже расширен объем применения композиционных материалов, включая балки пола и стойки их крепления к элементам конструкции фюзеляжа; крепление обшивки к каркасу фюзеляжа выполнено с помощью заклепок с компенсатором, что обеспечивает высокое качество внешней поверхности и исключает необходимость фрезерования головок заклепок после их установки; отсек вспомогательной силовой установки выполнен полностью из КМ;
- разработана рациональная конструкция кессона крыла с теоретической поверхностью двойной кривизны, высокой технологичностью и эксплуатабельностью, с обеспечением живучести и высокого ресурса;
- разработана рациональная конструкция пилонa навески маршевой силовой установки с обеспечением оптимальных характеристик жесткости для достижения заданных характеристик флаттерной безопасности, широким применением композиционных материалов в хвостовой и носовой частях;
- разработана конструкция поясов из прессованных полуфабрикатов с двумя законцовками;
- разработана интегральная конструкция руля направления и руля высоты из композиционных материалов.

2. Разработана аэродинамическая компоновка, которая позволила создать семейство региональных пассажирских самолетов-высокопланов со скоростью полета до 870 км/ч ИС ($M = 0,8$), не имеющее аналогов в мировой практике авиастроения. Основу аэродинамической компоновки скоростного крыла с умеренной стреловидностью семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 составили разработанные для него сверхкритические профили нового поколения с большой

максимальной относительной толщиной (большей, например, чем у самолетов Airbus A320 и Ан-124). Значение аэродинамического качества самолета на крейсерском режиме полета составляет $K_{крейс} = 15,8$, что отвечает мировому уровню.

3. На основании результатов проведенного комплекса расчетных, экспериментальных и исследовательских работ по обеспечению прочности и безопасности конструкции самолетов Ан-148-100/Ан-158 при отработке проектного ресурса и срока службы достигли 80 000 летных часов, 60 000 полетов для модели Ан-148-100А, 40 000 полетов для модели Ан-148-100В, 30 000 полетов для Ан-148-100Е, 50 000 полетов для Ан-158, 30 лет по условиям прочности конструкции при длительной эксплуатации.

Глава 4

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ МЕТОДОВ ИНТЕГРИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПРОИЗВОДСТВА СЕМЕЙСТВА РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

4.1 ОСОБЕННОСТИ ПРОИЗВОДСТВА РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Производство самолетов Ан-148-100 в Украине было начато в 2007 году на «Киевском государственном авиационном заводе «АВИАНТ», который в 2010 году вошел в состав ГП «АНТОНОВ» и переименован в Филиал ГП «АНТОНОВ» «Серийный завод «АНТОНОВ» (рисунок 4.1).



Рисунок 4.1 – Цех окончательной сборки на ГП «АНТОНОВ» («Серийный завод «АНТОНОВ»)

Подготовка и производство самолетов Ан-158 были начаты в 2010 году в Филиале ГП «АНТОНОВ» «Серийный завод «АНТОНОВ».

В производстве самолетов принимают участие свыше 214 фирм из 15 стран мира. Поставщики основных агрегатов самолета: Открытое акционерное общество «Воронежское акционерное самолетостроительное общество» из Российской Федерации, Харьковское государственное авиационное производ-

ственное предприятие, Государственное предприятие «Производственное объединение «Южный машиностроительный завод» им. А. М. Макарова» (г. Днепр). Поставщиком двигателей является Запорожское Акционерное общество «Мотор Сич». Поставки материалов и комплектующих изделий в основном осуществляют предприятия и фирмы Украины, Российской Федерации, Германии, Франции, Великобритании, Соединенных Штатов Америки.

4.1.1 Организация производства самолета Ан-148-100 и Ан-158 в Филиале ГП «АНТОНОВ» «Серийный завод «АНТОНОВ»

1. В ходе запуска в производство самолета Ан-148-100 от Разработчика получено и после проведения конструкторской и технологической проработки выдано в производство более 20 500 комплектов документов. Полный комплект документации содержал документацию на бумажных носителях, полный комплект трехмерных электронных моделей мастер-геометрии и комплект трехмерных электронных моделей части деталей и агрегатов. Электронные модели были разработаны и получены с помощью системы CADDS-5.

2. Для сокращения цикла и распределения расходов на подготовку производства при запуске нового типа самолета была организована широкая кооперация относительно агрегатов планера самолета.

Производство основных агрегатов было распределено между предприятиями следующим образом:

- носовая и средняя части фюзеляжа и консольные части крыла изготавливают в Киеве;
- каркас фонаря и остекление кабины пилотов, хвостовая часть фюзеляжа, двери, хвостовое оперение, агрегаты механизации крыла и систем управления ею, пилоны и мотогондолы изготавливают в Воронеже;
- центроплан изготавливают в Харькове;
- стойки шасси изготавливают в Днепре.

Для точного распределения работ между производствами-кооперантами и организации взаимных поставок составных частей планера самолета по кооперации были разработаны, согласованы и утверждены более 30 Технических условий на поставку агрегатов, узлов и деталей.

3. Планер самолета Ан-158 отличается от планера самолета Ан-148-100 удлиненной на 1 700 мм средней частью фюзеляжа, измененной хвостовой частью фюзеляжа, усиленной центральной частью крыла и наличием концевой аэродинамической поверхности на консольных частях крыла. Часть систем самолета была заменена, в частности топливно-измерительная система СУИТ-148 российского производства была заменена на ТИС-158 украинского производства.

4. В отличие от схемы кооперации по самолету Ан-148-100 производство фюзеляжа (рисунок 4.2), киля и стабилизатора для самолетов Ан-158 целиком выполняется Филиалом ГП «АНТОНОВ» «Серийный завод «АНТОНОВ», что позволило уменьшить зависимость от поставщиков, сократить цикл и уменьшить стоимость самолета.



Рисунок 4.2 – Станция сборки и стыковки агрегатов фюзеляжа

4.1.2 Технологическая подготовка производства

1. При запуске в производство самолета Ан-148-100 была выполнена технологическая подготовка производства для изготовления около 65 000 деталей, узлов и агрегатов.

Определены нормы расходов материалов на 52 620 деталей, для изготовления которых применены 5 682 наименования материалов. В связи с применением большого количества новых материалов проведены работы для расширения

справочников-шифраторов материалов, справочника стандартных изделий с одновременным применением их для работы в сети ETHERNET.

2. Обеспечение производства самолета Ан-148-100 технологической оснасткой потребовало напряженной работы технологических служб и цехов подготовки производства.

Всего было спроектировано и изготовлено больше 19 300 наименований специальной технологической оснастки и инструментов. Трудоемкость работ по обеспечению оснасткой составила около 1 250 000 нормо-ч. Было разработано более 75 000 комплектов рабочей технологической документации на процессы изготовления, сборки, контроля и испытаний деталей, узлов, агрегатов и систем самолетов.

3. При запуске в производство самолета Ан-158 была выполнена дополнительная технологическая подготовка производства для около 12 314 деталей, узлов и агрегатов, спроектировано и изготовлено более 72 648 наименований специальной технологической оснастки и инструментов. Трудоемкость работ из обеспечения оснасткой составила около 2 270 998 нормо-ч.

4.1.3 Отработка и внедрение технологических процессов

Заготовительно-штамповочное производство

Отработаны, усовершенствованы и внедрены новые технологические процессы, в том числе:

- изготовление профильных заготовок стрингеров и ободов шпангоутов из листов методом ограниченного изгиба;
- изготовление элементов тонкостенного свариваемого высокоресурсного трубопровода из титановых и алюминиевых сплавов, в том числе решение проблем изготовления типовых элементов трубопровода типа «колено» и «тройник», а также калибрование законцовок элементов трубопроводов под сварку;
- отработка и внедрение технологических процессов изготовления трубопроводов из АМг2М с шумозащитными перегородками;
- многопереходные процессы изготовления гермозаглушек кессонной части крыла (больше 44 наименований);

- технология штамповки и доводки специальных подсечек глубиной 4,0 и 5,0 мм;
- процессы изготовления сложных деталей крыла и баков методами глубокого вытягивания на прессе QAB-31.5;
- процессы изготовления трубопроводов из полимерных композиционных материалов;
- процессы изготовления балок и стоек из углеленты УОЛ-300-2А;
- процессы осадки труб новых типоразмеров;
- процессы изготовления новой номенклатуры металлофторопластовых втулок согласно ОСТ 1 10289-78.

Внедрен высокопроизводительный станок с программным управлением HANG WANG FL-3015 для высокоточного раскроя листовых заготовок с помощью промышленного лазера (рисунок 4.3).



Рисунок 4.3 – Участок лазерного раскроя материалов

После завершения исследовательских работ это оборудование позволило существенно уменьшить припуск на раскрой листовых заготовок, повысить точность их изготовления, а также изготавливать часть деталей самолета без

следующей доработки. В настоящий момент этот станок применяют для изготовления малонагруженных деталей самолета и шаблонов, что существенно уменьшило цикл и трудоемкость.

Механосборочное производство

В период запуска в серийное производство самолетов Ан-148-100, Ан-158 был испытан и внедрен прогрессивный покупной инструмент фирм Guhring, UFP, Sandwik Coroment: фрезы, борфрезы, сверла, метчики из твердых сплавов и быстрорежущих сталей для обработки резанием высокопрочных, коррозионно-стойких сталей и титановых сплавов, которые обеспечивают высокую производительность труда, высокое качество и точность обрабатываемых деталей. Проведены испытания и внедрены в серийное производство новые виды смазочно-охлаждающей жидкости при механической обработке резанием, что существенно повысило стойкость инструмента и позволило применить скоростные режимы обработки.

Выполнены работы по восстановлению работоспособности и модернизации технологического оборудования: капитально отремонтировано 530 станков, модернизировано 160 фрезерных станков путем замены устаревших систем числового программного управления (ЧПУ) на современные. Приобретено и внедрено новое металлорежущее оборудование:

- токарные станки модели CA564C200Ф10 (2 шт.) и CA564C150Ф10 (9 шт.), прецизионный токарный станок с автоматической системой управления циклами E50 фирмы «WEILER»;
- высокоскоростные станки с ленточной пилой фирмы «Behringer» (2 шт.);
- станок с ленточной пилой фирмы «Behringer» для раскроя заготовок по прямой линии из плит размером 1600×4000×400 мм;
- станок с ЧПУ гидроабразивного резания «Idroline 2040» фирмы «CMS» для фигурного раскроя заготовок из плит 2000×4000×250 мм;
- высокоточные универсально-фрезерные станки модели FSS450NS.01 (10 шт.), модели OMM67 (6 шт.);
- 5-координатные вертикально-фрезерные станки DMU-60, DMU-80, DMU 100 Blok Mono (3 шт.), DMU-100 Blok Duo и станок MCFV-1060 со стойкой Haidenhaim, включенные в общую сеть (рисунок 4.4);

- 5-координатный фрезерный станок с числовым программным управлением для изготовления деталей типа стрингеров и пояса лонжерона длиной до 12 000 мм (рисунок 4.5);



Рисунок 4.4 – Участок 5-координатных фрезерных станков



Рисунок 4.5 – Фрезерный станок из ЧПУ для изготовления длинномерных деталей крыла

- зубодолбежный станок 5M161 (2 шт.);
- электроэрозионный прецизионный проволочно-вырезной станок с линейными сервоприводами AQ537LLP33W;
- установка для безабразивной ультразвуковой финишной обработки (БУФО), полуавтоматический универсальный шлифовальный станок Omicron-3620, шлифовальный станок SIEFLEX-500;
- 5-координатный шлифовально-заточной станок Norma фирмы «SCHNEEBERGER».

Для оперативного контроля деталей сложной конфигурации приобретена контрольно-измерительная машина («рука») Romer Arm – 2030 Sigma.

Отработаны и внедрены новые технологические процессы изготовления деталей и узлов:

- изготовление панелей консольной части крыла (КЧК);
- предварительная сборка панелей крыла с подгонкой соединений обшивок между собой, со стрингерами, поясами лонжеронов и профилями разъемов;
- изготовление горячевысаживаемых болтов с нарезанием резьбы после термообработки;
- изготовление высокоточных заклепок АНУ0314;
- барьерное обжатие в зоне отверстий для перетекания топлива в стрингерах консольной части крыла;
- финишная обработка деталей из нержавеющей стали с самоустанавливающейся головкой и алмазными брусками для получения шероховатости 0,1;
- изготовление зубчатых секторов системы управления предкрылками с выполнением операций зубообработки до и после старения;
- изготовление механизмов уборки-выпуска закрылков из титановых сплавов, в том числе шлифования по молибденовому покрытию на контурно-шлифовальном станке;
- изготовление, сборка и обкатывание механизмов уборки-выпуска предкрылков с проверкой пятна контакта на специально спроектированной и изготовленной технологической оснастке;
- изготовление деталей с напылением Br010 (БРА-7) на подслое ВКНА;

- финишная обработка деталей шасси до и после хромирования;
- изготовление винтов МЗ с полукруглой головкой и крестообразным шлицем №1.

Внедрение программной обработки деталей

Для обеспечения изготовления деталей самолетов Ан-148-100, Ан-158 на станках с числовым программным управлением были проведены такие работы:

- освоена методика разработки управляющих программ (УП) и разработки технологических процессов в CAD/CAM-системах Pro/ENGINEER и GeMMA-9.5, освоены модули IMSverify 3-Axis Verification (верификация обработки с удалением материала по CL-файлам для 3-координатных станков), IMSverify Upgrade to 5-Axis Verification (расширение верификации до пяти осей), IMSverify Machine Simulation (симуляция обработки УП на модели станка), что позволяет повысить качество УП, в частности, при 5-осевой обработке деталей;
- разработано около 31 365 УП для изготовления 2 390 наименований деталей;
- восстановлены, модернизированы и введены в эксплуатацию более 150 станков с ЧПУ, в том числе: FCQV со стойкой Siemens 802D, CAM5, РФП-6 со стойкой NC-230, МА655 со стойкой Siemens 802D и Нейрон, ВФ-11 со стойками NC-210, NC-220, 2ФП-131 со стойками S8600 и Siemens 840;
- на стойках станков с ЧПУ заменены устаревшие системы считывания информации на современные контроллеры, что позволило отказаться от физических носителей информации (перфолент и магнитных лент); практически все станки подключены к единой заводской сети ADNC;
- разработан и внедрен единый электронный архив управляющих программ (ЭАУП), что позволило значительно сократить время на запись/перезапись и передачу УП цехам-потребителям.

Производство изделий из композиционных и неметаллических материалов

Для обеспечения требований к процессам изготовления агрегатов из ПКМ на основе углематериалов выполнена глубокая модернизация автоклава 1-28-80 20-4

и установок для пропитки тканей УПСТ-300 и УПСТ-1000. Отработаны и внедрены сложные в производстве и новые технологические процессы и процессы изготовления изделий:

- изготовление балок пола из углематериалов ЭЛУР-ПА и УОЛ-300-2А;
- изготовление панелей из ПКМ носовых, хвостовых частей и законцовок крыла;
- изготовление крупногабаритных панелей из ПКМ: обтекателей шасси (ОШ), створок шасси и зализов крыла с предварительной сборкой панелей ОШ с крышками люков;
- изготовление радиопрозрачного носового обтекателя с приклейкой антенн и шин защиты от молнии;
- изготовление стекла иллюминаторов пассажирской кабины;
- изготовление панелей пола пассажирской кабины с обработкой конструкции и склеиваемых материалов для обеспечения прочности.

Освоены процессы, организован и оборудован участок по изготовлению подшипников скольжения с покрытием «ОРГАЛОН».

Освоены процессы, организован и оборудован участок по изготовлению элементов интерьера методом формования листовых термопластов типа «Европлекс» с применением новой вакуум-формовочной машины фирмы «GEISS».

Выполнена глубокая модернизация парового автоклава ВКР-20/60, что позволило сократить циклы изготовления слоистых конструкций путем специализации и разгрузки существующего оборудования.

Металлургическое производство

Отработаны и внедрены сложные в производстве и новые технологические процессы и процессы изготовления изделий кузнечно-штамповочного, литейного и термического производства:

- штамповка на КГШП сплава ВКС-170;
- высадка болтов с ВНС-5Ш на ГКМ-400;
- раскрой прутиков под ковку и штамповку на пиле «BERINGER»;
- контроль прибором ОВЕНТРМ1-УР температуры при изготовлении отливок;
- процесс сушки компонентов литья и оснастки в новой печи для прокаливания СДВ;

- процесс изготовления на 3D-принтере литейной оснастки на основе гипса;
- процесс зонального индукционного отжига (ЗИО) поперечных кольцевых сварных швов титанового трубопровода;
- закаливание стали 30ХГСА в модернизированной вакуумной электропечи СЭВ-5.5/11,5;
- процесс газового азотирования с контролем расхода аммиака по ротаметру;
- процесс нанесения титанового и титаново-никелевого покрытия методом конденсации с ионной бомбардировкой в установке ННВ 6.6И1;
- процессы термообработки деталей из высокопрочной мартенситностареющей стали 03Н18Д08М5Т-ВД (ВКС-170ВД);
- процессы газового азотирования винтов подъемников закрылков.

Выполнены капитальный ремонт и модернизация семи печей для термической обработки деталей.

Освоено и внедрено новое оборудование и технологические процессы сварки:

- источники питания постоянного тока для сварки нержавеющей и титановых сплавов Fronius Trans Tig 2600, для аргодуговой сварки неплавящимся электродом на переменном и постоянном токе СЭЛМА УДГУ-351(SELMA UDGU-351), для сварки алюминиевых сплавов Fronius Magic Wave 3000;
- сварочные головки открытого типа MU IV 104 с системой управления Fronius FPA2000 и закрытого типа MW65, MW115 с системой управления Fronius FPA2020 для автоматической сварки тонкостенного трубопровода из нержавеющей сталей и титановых сплавов;
- машины контактной точечной сварки МТ1917, МТ 2023, МТ 2024;
- процесс сварки кольцевых поворотных и неповоротных стыков трубопроводов из титановых сплавов с толщиной стенки 0,6 мм;
- процесс сварки тонкостенных трубопроводов из алюминиевых сплавов сложных сечений с введением в режим сварки дополнительных параметров: баланс и частота тока.

Освоены и внедрены новое оборудование и технологические процессы нанесения лакокрасочных покрытий:

- лакокрасочное оборудование фирмы «Кремлин» для безвоздушного

- распыления лакокрасочных материалов при окрашивании самолетов;
- процессы окрашивания внешней поверхности самолета полиуретановыми лакокрасочными материалами фирмы AkzoNobel;
- процессы окрашивания интерьера лакокрасочными материалами Alexit.

Освоены и внедрены новое оборудование и технологические процессы гальванохимического производства (рисунок 4.6):

- введены в эксплуатацию после ремонта линии хромирования, меднения, оловянирования, хлористо-аммонийного кадмирования, покрытия сплавом «олово-висмут»;
- введены в эксплуатацию новые гальванические линии обработки титановых сплавов, химической пассивации нержавеющей сталей, предварительной подготовки деталей к нанесению покрытий.



Рисунок 4.6 – Участок гальванических покрытий деталей самолета

Для проведения контроля в Центральной заводской лаборатории приобретено и внедрено новое оборудование и процессы:

- вихретоковый дефектоскоп ВД-33Н (для контроля трещин);
- толщиномер УТ-31 (для измерения толщины металла в труднодоступных местах);
- дефектоскоп УД-2-70 (для ультразвукового контроля (УЗК) штамповок и поковок);

- толщиномер «Константа-5» (для контроля толщины лакокрасочных покрытий и гальванопокрытий);
- рефрактомер «ТУРІ 20 Е» (для контроля концентрации смазочно-охлаждающей жидкости);
- акустический импедансный дефектоскоп ИД-91 (для контроля конструкций из композиционных материалов).

Агрегатно-сборочное и сборочное производство

Для обеспечения серийного выпуска самолетов спроектирован, изготовлен и внедрен в производство комплект сборочной оснастки, что с учетом поставок по кооперации обеспечивает выпуск 12 самолетов и 24 комплектов консольных частей крыла в год (рисунок 4.7).



Рисунок 4.7 – Общий вид стапеля сборки кессонов крыла

Проектирование технологической оснастки выполнялось с применением ЭВМ и трехмерных электронных математических моделей самолета, что позволило обеспечить привязку оснастки к единому источнику с минимальным использованием эталонов и калибров, сократить цикл проектных работ и уменьшить трудоемкость изготовления и монтажа оснастки. Для контроля стапелей используют лазерный контрольно-измерительный комплекс, который

обеспечивает высокую точность измерений и возможность сравнения полученных данных с математической моделью.

В процессе подготовки производства были отработаны и внедрены новые технологические процессы:

- выполнение заклепочных соединений высокоресурсными заклепками АНУ 0314, что способствовало улучшению герметичности отсеков самолета и исключило необходимость дополнительного фрезерования головок заклепок после клепки;
- установка деталей на заполнителе ВЗ-27М, что дало возможность исключить процесс шабровки в соединении деталей сложной конфигурации и значительно сократило время на их установку.

Оснащение процесса сборки консольных частей крыла выполнено для совместной программы выпуска самолетов на ГП «АНТОНОВ» и ОАО «ВАСО» и содержит:

- стелды предварительной сборки-комплектации верхней и нижней панелей крыла в механосборочном цехе 21 по изготовлению длинномерных деталей;
- один комплект стапелей для сборки панелей, два комплекта стапелей для сборки лонжеронов, три комплекта стапелей, унифицированных для обеспечения общей сборки кессонных частей крыла самолетов Ан-148 и Ан-158, стелд фрезерования плоскостей стыка консолей крыла с центропланом, камера полимеризации герметика, стелд испытаний баков-кессонов топливом, три стелда для внестапельной сборки и общей сборки крыла в цехе.

Сборка хвостового оперения оснащена стапелями для общей сборки киля и консолей стабилизатора без членения на под сборки, а также стелдами для внестапельной сборки и обработки плоскостей стыка. Для обеспечения выпуска 12 комплектов хвостового оперения в год запланировано из стапелей общей сборки выделить и оснастить сборку лонжеронов и панелей.

Сборка фюзеляжа оснащена комплектом приспособлений, стапелей и стелдов для сборки шпангоутов, панелей, секций, отсеков и общей сборки фюзеляжа, которые обеспечивают сборку 12 фюзеляжей в год. Для обеспечения сборки фюзеляжа Ан-158 изготовлен новый комплект стапелей для сборки

унифицированной хвостовой части фюзеляжа и выполнена модернизация сборки комплекта стапелей для сборки средних частей и стенда стыковки для возможности изготовления фюзеляжей самолетов Ан-148 и Ан-158 с незначительной переналадкой.

Для уменьшения зависимости от снабжения по кооперации была проведена подготовка производства, изготовлена необходимая технологическая оснастка и освоено изготовление задних дверей и крышек багажных люков для самолетов Ан-148-100 и Ан-158, была выполнена подготовка производства, изготовлена технологическая оснастка и освоено изготовление передних дверей и фонаря кабины пилотов для этих самолетов.

Для оптимизации распределения работ из цеха сборки фюзеляжа выделен цех предварительной сборки, в котором осуществляется укомплектование фюзеляжа дверями, оконным стеклом, другими навесными агрегатами и элементами систем, а также выполняются испытания на прочность и герметичность. Для обеспечения условий опирания и нагрузок фюзеляжа при монтаже дверей и элементов интерьера изготовлены технологические стойки шасси и весовые имитаторы консолей крыла с двигателями и хвостовым оперением.

В производство электросборок и жгутов были внедрены новые виды проводов, в том числе оптоволоконные и малогабаритные, которые позволили выполнить требования к функционированию систем с новым цифровым оборудованием.

Общие сборка-стыковка планера и окончательная сборка самолета оснащены комплектом помостов для обеспечения доступа в зоны работ, технологическими стойками шасси и гидравлическими подъемниками. Полностью укомплектовано пять рабочих мест, что обеспечивает выпуск не менее 12 самолетов ежегодно. Изготовлено и внедрено новое оборудование для испытаний систем самолета и комплексов бортового радиоэлектронного и аэронавигационного оборудования на современной элементной базе.

4.1.4 Внедрение информационных технологий

Для обеспечения высокотехнологичного производства самолетов Ан-148-100, Ан-158, разработанных с широким применением цифровых технологий проектирования, была создана и развивается информационная инфраструктура

предприятия.

Для оперативного обмена информацией между подразделениями завода организованы информационные сети, которые содержат:

- серверные узлы и межкорпусные магистрали на основе оптоволоконного кабеля фирмы Corning с высокой пропускной способностью и внутрикорпусные магистрали на основе сертифицированного экранированного кабеля «витая пара», которые соединили основные службы и цеха основного и подготовительного производства;
- созданные сети DNC станков с ЧПУ в механических цехах;
- коммутирующее оборудование (коммутаторы или свичи), установленное в 20 центрах коммутации;
- необходимое для функционирования сетей программное обеспечение, в том числе сертифицированная программа защиты от внешних и внутренних атак Check point и лицензионная программа антивирусной защиты Kaspersky Business Space Security.

В данный момент на заводе используют несколько серверных групп:

- серверы Версия, SUN, HP на базе процессоров XEON и AMD Opteron с тактовой частотой 2...3 MHz, работающие под управлением ОС Windows 2003 Server R2, Windows 2008 Server, Solaris 10 и выполняют роли PDC, SDC, DNS, DHCP, файлового сервера;
- серверы возобновлений антивирусов;
- серверы баз данных InterBase, MS SQL Server 2008;
- сервер PDM для Pro/ENGINEER, Siemens NX, AUTOCAD;
- маршрутизирующий сервер, Проxy-сервер, почтовый сервер, сервер защиты от взлома CheckPoint, почтовый сервер MS Exchange 2010.

На предприятии разработана и функционирует интегрированная автоматизированная система управления производством (АСУ), основанная на выполнении основного объема вычислительных работ на центральной вычислительной машине (комплекс BK2M4602) с возможностью подключения пользователей по просмотру данных.

Для обеспечения устойчивой и бесперебойной работы существующих АСУ комплекс BK2M4602 модернизирован на комплекс эмуляции центрального

процессора на базе ПЭВМ. Проведенные работы позволили продлить ресурс работы комплекса ВК2М4602 путем выведения из эксплуатации накопителей на магнитных дисках, магнитных лентах, которые были узким местом в работе комплекса.

Для повышения эффективности работы организованы автоматизированные рабочие места на базе персональных ЭВМ.

В сети Ethernet функционируют больше тридцати автоматизированных систем, разработанных программистами ВАСУВ в средах Delphi 7, Visual C++, С#, .net., что позволяют решать разнообразные прикладные задачи в цехах и отделах.

В процессе освоения производства самолетов Ан-148-100, Ан-158 были выполнены такие работы:

- установлено и настроено программное обеспечение CADDS-5, PDM, OPTEGRA, PLM Windchill, СУБД ORACLE;
- созданы геометрические проекты агрегатов Ан-148 в OPTEGRA;
- отработана межкорпусная программная связь по электронной сети;
- отработана электронная связь по сети (к центральному серверу) рабочих станций: SUN в КБ жгутов, SUN в КБ крыла и два терминала, SUN в КБ силовых установок и два терминала, 8 рабочих станций HP в плазовом отделении для работы с CADDS-5;
- установлена и внедрена система ProEngineer (Creo) для трехмерного проектирования изделий и технологической оснастки на 60 рабочих местах в подразделениях служб главного конструктора, главного технолога, главного металлурга;
- установлена и внедрена система автоматизированного проектирования технологических процессов «Эксперт» и «Эксперт-2» в цехах основного производства;
- установлена и внедрена система АРМ штамповки и АРМ литья в службе главного металлурга;
- установлено и внедрено программное обеспечение на сервер распределенного управления станками с ЧПУ;
- внедрено автоматизированное черчение плазов электрожгутов по моделям

- разверток жгутов;
- настроена загрузка в заводскую сеть и доступ пользователей к математическим моделям деталей и сборочных единиц самолета Ан-148, получаемых от Разработчика.

4.1.5 Обеспечение материалами, комплектующими изделиями и составными частями самолета, которые изготавливают в кооперации

Для обеспечения своевременного снабжения материалами, комплектующими изделиями и составными частями изделия от большого количества поставщиков и кооперантов, в том числе новых из стран дальнего зарубежья, были проведены и систематически проводятся мероприятия и встречи, направленные на организацию взаимовыгодного сотрудничества.

При выходе на серийное производство были урегулированы вопросы оплаты и увеличены размеры партий поставки материалов и полуфабрикатов, что позволило практически исключить производственные потери из-за их несвоевременной поставки. Аналогичная работа ведется с поставщиками комплектующих изделий, однако их высокая стоимость существенно сдерживает прогресс в этом направлении.

Работа с предприятиями-кооперантами, которые поставляют составные части изделия, была настроена в процессе запуска Ан-148-100 в серийное производство и позволила сократить сроки подготовки производства в результате параллельной работы всех участников производственной кооперации.

4.1.6 Качество

Запуск в производство самолетов Ан-148-100 и Ан-158 осуществлялся в соответствии с требованиями действующего на предприятии с 2003 года «Пособия по обеспечению качества производства авиационной техники». Впоследствии это руководство периодически пересматривалось и актуализировалось в соответствии с требованиями «Руководства 21.2С по сертификации и надзору за производством авиационной техники», «Руководства 21.2D процедуры сертификации и контроля за производством изделий гражданской авиационной техники», стандартов ISO9001-2009 и EN9100 «Системы менеджмента качества.

Требования». Функционирование системы качества постоянно контролируется проведением внутренних проверок.

Производство самолетов Ан-148-100 и Ан-158 сертифицировано Авиационным регистром Межгосударственного авиационного комитета (АР МАК) и Государственной Авиационной службой Украины. По результатам аудитов, проведенных этими организациями, получены Свидетельства и Сертификаты об одобрении производства:

- «Свидетельство об одобрении производства № ОП 14-ПВС» от 07.07.2008 г;
- «Сертификат об одобрении производства СВ № 0001» от 24.06.2008 г;
- «Свидетельство об одобрении производства № ОП 23-ПВС» от 25.06.2010 г;
- «Сертификат об одобрении производства СВ № 0023» от 02.08.2010 г;
- «Свидетельство об одобрении производства № ОП 23-ПВС» от 24.09.2012 г;
- «Сертификат об одобрении производства СВ № 0023» от 27.09.2012 г.

4.1.7 Основные выводы об организации производства

1. Производство самолетов одобрено Авиационным регистром Межгосударственного авиационного комитета (АР МАК) и Государственной Авиационной службой Украины. По результатам аудитов, проведенных этими организациями, получены соответствующие документы.

2. Производство самолетов Ан-148-100 и Ан-158 осуществляется в соответствии с требованиями «Руководства 21.2С по сертификации и надзору за производством авиационной техники», «Руководства 21.2D процедуры сертификации и контроля за производством изделий гражданской авиационной техники», стандартов ISO9001-2009 и EN9100 «Системы менеджмента качества. Требования». Функционирование системы качества постоянно контролируется проведением внутренних проверок.

3. Во время организации запуска в производство самолетов Ан-148-100/158:
- выполнена технологическая подготовка производства для около 65 000 деталей, узлов и агрегатов определены нормы расхода материалов на 52 620 деталей, для изготовления которых использованы 5 682 наименования материалов;
 - спроектировано и изготовлено свыше 19 300 наименований специальной

- технологической оснастки и инструментов, трудоемкость работ по обеспечению оснасткой составляла около 1 250 000 нормо-ч;
- разработано свыше 75 000 комплектов рабочей технологической документации на процессы изготовления, сборки, контроля и испытаний деталей, узлов, агрегатов и систем самолетов;
 - во время запуска в серийное производство самолета Ан-158 проделана дополнительная технологическая подготовка производства для порядка 2 314 деталей, узлов и агрегатов, были спроектированы и изготовлены более 72 648 наименований специальной технологической оснастки и инструментов; трудоемкость работ по обеспечению оснасткой составила порядка 2 270 998 нормо-ч;
 - отработаны, усовершенствованы и внедрены новые технологические процессы в заготовительно-штамповочном, механосборочном, агрегатно-сборочном производствах;
 - испытан и внедрен в производство прогрессивный металлообрабатывающий инструмент;
 - проделаны работы по восстановлению работоспособности и модернизации технологического оборудования: капитально отремонтированы 530 станков, модернизированы 160 фрезерных станков путем замены устаревших систем ЧПУ на современные;
 - отработаны и внедрены новые технологические процессы изготовления деталей и узлов на станках с числовым программным управлением;
 - освоена методика разработки управляющих программ (УП): разработано 31 365 УП для изготовления 2 390 наименований деталей, внедрено изготовление на оборудовании с ЧПУ порядка 1 700 деталей, разработаны УП для изготовления около 200 наименований технологической оснастки;
 - отработаны и внедрены сложные в производстве и новые технологические процессы изготовления изделий из композиционных и неметаллических материалов, изделий кузнечно-штамповочного, литейного и термического производства;
 - освоены и внедрены новое оборудование и технологические процессы сварки;

- спроектирован, изготовлен и внедрен в производство комплект сборочной оснастки, что с учетом снабжения по кооперации обеспечивает выпуск 12 самолетов в год;
- изготовлен новый комплект стапелей для сборки унифицированной хвостовой части для Ан-148/158 и выполнена модернизация существующего комплекта стапелей для сборки средних частей фюзеляжа и стенда стыковки для возможности изготовления фюзеляжей самолетов Ан-148/158 с незначительной переналадкой;
- проведена подготовка производства по изготовлению дверей и люков, фонаря кабины пилотов;
- проектирование технологической оснастки выполняли с применением ЭВМ и трехмерных электронных математических моделей самолета, что позволило обеспечить привязку оснастки по единому источнику с минимальным использованием эталонов и калибров, сократить цикл проектных работ и уменьшить трудоемкость изготовления и монтажа оснастки. Для контроля стапелей используют лазерный контрольно-измерительный комплекс, который обеспечивает высокую точность измерений и возможность сравнения полученных данных с математической моделью;
- изготовлено и внедрено новое оборудование для испытаний систем самолета и комплексов бортового радиоэлектронного и аэронавигационного оборудования на современной элементной базе;
- создана и развивается информационная инфраструктура предприятия;
- разработана и функционирует интегрированная автоматизированная система управления производством (АСУ), основанная на выполнении основного объема вычислительных работ на центральной вычислительной машине с возможностью подключения пользователей к просмотру данных;
- организованы автоматизированные рабочие места на базе персональных ЭВМ;
- организована широкая кооперация по агрегатам планера самолета;
- выполнены работы по приведению к нормативным требованиям параметров производственной среды в производственных цехах.

Организованы и проведены мероприятия по набору и обучению персонала:

- численность работников завода была увеличена на 870 человек, в том числе производственных рабочих цехов основного производства на 560 человек и специалистов на 169 человек;
- прошли обучение и получили разряды 696 учеников;
- прошли обучение 3 260 рабочих и специалистов.

Серийное производство семейства региональных самолетов Ан-148-100/Ан-158 на ГП «АНТОНОВ» с применением новых производственных и информационных технологий создает новые рабочие места, способствует возобновлению авиационной отрасли и повышает экономический уровень государства.

4.2 ОСОБЕННОСТИ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Летные испытания представляют собой заключительный этап процесса создания нового самолета или его модификаций. Особенности летных испытаний является то, что их проводят в случайных внешних условиях. При этом средства измерения размещают на борту самолета. Для экономии суммарного летного времени разрабатывают комплексные задания для одного полета.

Летные испытания опытного самолета выполняются летно-испытательными доводочными базами (ЛИДБ), расположенными на аэродроме.

В работе [74] представлен комплекс наземных работ по подготовке опытного воздушного судна к первому испытательному полету, который содержит:

- подготовительные наземные работы на самолете;
- подготовку информационно-измерительной системы;
- подготовку летного экипажа;
- определение массы, координат центра масс и моментов инерции;
- наземные проверки работоспособности и оценка соответствия требованиям характеристик бортовых функциональных систем и оборудования воздушного судна (ВС);
- комплексную оценку ВС при движении по аэродрому и при подлетах.

По результатам этих работ составляют акт готовности самолета к

выполнению первого полета.

В работе [74] представлены методы и программы летных испытаний воздушных судов, которые включают:

- программы испытаний опытного воздушного судна;
- первый вылет опытного самолета;
- определение характеристик устойчивости и управляемости самолета;
- определение летно-технических характеристик;
- определение характеристик маневренности самолета;
- определение взлетно-посадочных характеристик самолета;
- летные испытания самолета по определению характеристик прочности;
- испытание самолета в предельной области, определение эксплуатационных ограничений;
- летные испытания силовых установок и их систем;
- летные испытания пилотажно-навигационных комплексов;
- оценку безопасности в особых случаях полета;
- методы специальных летных исследований критических режимов самолета;
- методы автоматизированной обработки полетных материалов и управления летным экспериментом;
- методы идентификации характеристик;
- летные сертификационные испытания.

По результатам этих работ оценивают характеристики воздушного судна, его двигателей и оборудования во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации и требований авиационных правил [79].

Современный региональный пассажирский самолет (рисунок 4.8) является сложной динамической системой.

От качества и полноты информации, полученной при летных испытаниях, зависит своевременное выявление и устранение всех его недостатков, способных снизить безопасность полетов или существенно ограничить его летно-эксплуатационные возможности. Методология летных испытаний – это научный поиск таких условий (процедуры) проведения летного эксперимента, который позволяет существенно сократить необходимый объем испытательных полетов,

не снижая при этом доказательной ценности экспериментальных материалов.



Рисунок 4.8 – Современный региональный пассажирский самолет Ан-148

Организация летных испытаний предусматривает выработку рациональной структуры и эффективной системы управления, способной решить все поставленные задачи.

Методическая подготовка летных испытаний современного опытного самолета многоплановая и содержит:

- разработку информационно-измерительной системы обеспечивающей получение в необходимом объеме всей нужной информации;
- эффективные методики проведения летного эксперимента, связанного с установлением соответствия характеристик воздушного судна действующим нормам и последовательности выполнения испытательных полетов;
- разработку алгоритмов и программ автоматизированной обработки.

Методы обработки результатов летного эксперимента базируются на методах теории связи, автоматического управления, передачи сигналов, теории систем, а также численных методов обработки натурального эксперимента базирующихся на методах математической статистики, аппроксимации функций, теории идентификации и фильтрации, теории оптимальных процессов и нелинейного программирования.

Для выполнения сертификационных летных испытаний регионального пассажирского самолета Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) были задействованы два летных экземпляра самолета.

Первый полет самолета Ан-148-100 № 01-01 состоялся 17 ноября 2004 г., Ан-148-100 № 01-02 – 19 апреля 2005 г.

В целях повышения экономических показателей и конкурентоспособности семейства самолетов Ан-148-100 была разработана модификация самолета Ан-158 (рисунок 4.9) с увеличенной пассажировместимостью до 99 человек в одноклассной компоновке для эксплуатации на маршрутах протяженностью до 2 500 км.



Рисунок 4.9 – Региональный пассажирский самолет Ан-158

Для выполнения сертификационных летных испытаний самолета Ан-158 был задействован один летный экземпляр самолета.

Первый полет самолета Ан-158 состоялся 28 апреля 2010 г.

На самолетах выполнялись сертификационные испытания по таким тематикам:

- по определению летных характеристик, характеристик устойчивости и управляемости, маневренности и характеристик функциональных систем и оборудования самолета в условиях:
 - а) близких к стандартным;
 - б) высоких температур наружного воздуха и высокогорья;
 - в) низких температур наружного воздуха;
 - г) естественного обледенения;
- на больших углах атаки;
- на предельных по прочности режимах;
- по оценке соответствия типовой конструкции самолета требованиям

- Сертификационного базиса СБ-148 при имитации отказов функциональных систем;
- по определению характеристик устойчивости и управляемости с имитаторами льда;
 - на взлетно-посадочных полосах с низким коэффициентом сцепления и на взлетно-посадочных полосах с разнообразным покрытием;
 - на взлетных полосах, покрытых снегом;
 - по определению маневренных характеристик самолета для установления метеоминимума;
 - по определению метеоминимума самолета на взлете и при посадке;
 - по определению соответствия характеристик ПНО, РТО, НП и УПР, РЗО требованиям СБ-148, в том числе в высоких широтах и при имитации отказов различных элементов этого оборудования;
 - по оценке обеспечения полетов на международных трассах;
 - по эргономичной оценке компоновки кабины экипажа;
 - по оценке возможности выявления тлеющего пожара и дымовыделения;
 - по оценке аварийно-спасательного оборудования, систем пожарной защиты, чистоты воздуха и уровня шума в кабинах;
 - по оценке внешних влияний на работоспособность систем и оборудования, а также по оценке электромагнитной совместимости систем и оборудования при их совместной работе.

Для выполнения всех перечисленных выше летных испытаний оформлялись комплексные программы сертификационных испытаний самолетов Ан-148-100/Ан-158, разработанные специалистами ЛИИДБ ГП «АНТОНОВ» на основании:

- рабочих программ (в количестве 40);
- специальных сертификационных программ (в количестве 12) с учетом высокой степени комплексования тематик и полетных заданий в каждом испытательном полете.

По состоянию на дату вручения сертификата типа 26 февраля 2007 г. (для самолета Ан-148-100) и 28 февраля 2011 г. (для самолета Ан-158) фактический налет составлял:

- на самолете Ан-148-100 № 01-01 – 414 полетов (672 ч);
- на самолете Ан-148-100 № 01-02 – 267 полетов (529 ч);

- суммарный налет – 681 полет (1201 ч);
- на самолете Ан-158 № 01-02 – 152 полета (262 ч).

Темп испытаний оценивается показателями среднемесячного налета (полетов/часов) опытных самолетов.

Налет на один самолет за месяц при летных испытаниях Ан-148-100 составлял 13,5 полета и 24 часа, а для самолета Ан-158 – 15,2 полета и 26 часов. Диапазон температур наружного воздуха, в которых проводились испытания, достигал от минус 55 °С (рисунок 4.10) до +45 °С (рисунок 4.11).



Рисунок 4.10 – Испытание при сверхнизких температурах (до минус 55 °С).
Якутск, Нерюнгри (Россия)



Рисунок 4.11 – Испытание при высоких температурах (до +45 °С)

и в условиях высокогорья (высота аэродромов до 4 100 м). Гюмри (Армения), Карши (Узбекистан), Иран, Ла-Паз (Боливия)

Для расширения ожидаемых условий эксплуатации самолетов Ан-148-100/Ан-158 и обеспечения регулярности полетов в условиях низких минимумов в июле-сентябре 2009 г. в аэропортах Киев – Антонов, Борисполь, Донецк и Симферополь бригадой специалистов ГП «АНТОНОВ» при участии экспертов сертификационных центров выполнены наземные и летные испытания самолета по программе «Дополнительные сертификационные испытания по оценке главного изменения типовой конструкции «Обеспечение минимума посадки по ША категории ИКАО».

В целом по этой программе было выполнено 111 испытательных полетов. По результатам выполненных испытаний был оформлен технический отчет.

Для обеспечения максимального использования широких эксплуатационных возможностей самолетов Ан-148-100/Ан-158 (моделей Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е и Ан-158) – расширения ожидаемых условий их эксплуатации на подготовленных грунтовых аэродромах – в период с 03.11.2007 г. по 09.11.2007 г. выполнены наземные и летные испытания самолета по программе «Дополнительные сертификационные наземные и летные испытания на грунтовых взлетно–посадочных полосах» (рисунок 4.12).



Рисунок 4.12 – Испытание на грунтовой взлетной полосе

Летные испытания проводились в аэропорту коммунального предприятия «Международный аэропорт Одесса» в фактических метеоусловиях и при фактическом состоянии грунтовой взлетной полосы. Выполнено 12 испытательных полетов и три скоростных пробежки с общим налетом 15 ч 15 мин. По результатам выполненных испытаний оформлен технический отчет.

Для обеспечения максимального использования широких эксплуатационных возможностей самолета Ан-148-100 и расширения ожидаемых условий его эксплуатации в части высоты аэродромного базирования до 2 200 м выполнены наземные и летные испытания самолета на аэродромах, расположенных на высотах 2 050 м (Шахрекورد, Исламская Республика Иран) и 1 800 м (Керман, Исламская Республика Иран). Выполнено 17 испытательных полетов с общим налетом 19 ч 15 мин. По результатам выполненных испытаний оформлен технический акт.

Дополнительно на самолете Ан-158 выполнены работы относительно расширения ожидаемых условий эксплуатации в части высоты аэродромного базирования выше 2 200 м. Наземные и летные испытания самолета были выполнены на аэродромах, расположенных на высотах 2 800 м (Латакунга, Эквадор) и 4 058 м (Ла-Паз, Боливия).

Для регистрации и отображения информации поступающей от системы бортовых измерений, был разработан и внедрен программно-аппаратный комплекс (ПАК) АВИАНИКС-КИ. В состав комплекса входят устройства согласования для приема информации от систем сбора ГАММА-1101, ГАММА-3101 и 64 потоков штатной информации ARINC-429. Программно-аппаратный комплекс АВИАНИКС-КИ позволяет одновременно регистрировать до 17 000 параметров. Система отображения информации построена на базе трех персональных компьютеров и позволяет ведущему инженеру по летным испытаниям, который принимает участие в испытательном полете, принимать решение о ходе выполнения летного эксперимента. Система АВИАНИКС-КИ была разработана и аттестована совместно с Независимой Инспекцией. По результатам аттестации было принято решение об использовании ПАК АВИАНИКС-КИ в летных испытаниях самолетов разработки ГП «АНТОНОВ».

На самолете были установлены два рабочих места ведущих инженеров по летным испытаниям, полностью компьютеризованные для анализа и записи

бортовой информации. Рабочие места были оборудованы пятью компьютерами, а также системой видеообзора, что позволило проводить видеонаблюдение за действиями экипажа внутри самолета и внешнее видеонаблюдение за состоянием самолета. Рабочие места были также оборудованы резервными приборами определения скорости, высоты, перегрузки, часами, кислородными приборами и переговорным устройством.

Для обработки кодовой информации после выполнения полета зарегистрированной ПАК АВИОНИКС-КИ был создан наземный комплекс автоматизированной обработки (НКАО) – разработан и реализован проект сети с тремя серверами на базе NOVELL 5.0 и 25 рабочими местами на базе WINDOWS XP.

На рабочих местах было установлено специальное программно-математическое обеспечение (СПМО) ГАММА-ПКС. СПМО позволило выполнять обработку материалов в полном объеме, а также проводить оперативный просмотр, получать физические значения из кодов и вторичную обработку.

По результатам проведенных наземных и летных испытаний (каждого из перечисленных видов работ, проверок и испытаний) оформлены технические акты, протоколы, тематические отчеты, материалы испытаний или другие документы. Эти материалы использованы в качестве доказательной документации для подтверждения соответствия требованиям СБ-148 каждой из систем или характеристик. Их наименования приведены в перечне доказательной документации, который состоит из 68 книг объемом 7200 печатных страниц, 7900 графиков и таблиц в Приложениях.

Все доказательные документы летных испытаний, а также больше чем 200 аналитических документов (инженерных анализов, протоколов, отчетов по результатам трубных, стендовых испытаний, моделирования, полетов на имитаторе полета самолета, выводов профильных институтов авиапромышленности и др.) согласованы независимой инспекцией и одобрены Авиарегистром Межгосударственного авиационного комитета и Государственной авиационной администрацией Украины.

Параллельно с выполнением зачетных сертификационных испытаний велась непрерывная работа относительно совершенствования алгоритмов и программ

функционирования, индикации и сигнализации, улучшения эргономики кабины экипажа, комфорта пассажиров, выполнялись доработки, связанные как с продолжением полетов по программе, так и доводкой самолета, систем и оборудования до уровня соответствия требованиям норм летной годности в ожидаемых условиях эксплуатации.

При летных испытаниях самолета Ан-148-100 был разработан и внедрен ряд систем, комплексов, методов, методик и аппаратно-программных продуктов, которые позволили автоматизировать процесс сбора, регистрации, оперативного анализа и обработки параметров и обеспечить безопасность и выполнение зачетных полетов как на основной базе (аэродром Киев – Антонов 2), так и вне базы в различных географических районах – Крайнего Севера (аэропорты Архангельск и Нарьян-Мар), Сибири РФ (аэропорты Якутск, Чульман, Новосибирск, Красноярск), Средней Азии (аэропорты Карши, Бухара, Ташкент), Армении (аэропорт Гюмри), Крыма (аэродром Кировское), а также различных аэропортах СНГ. Среди них: базовый полигон и эквивалентная методика проведения испытаний для измерения шума на местности, система управления летным экспериментом, уникальный аппаратно-программный комплекс и методика летных испытаний в условиях естественного обледенения, авторская методика испытаний по оценке характеристик выполнения полета по стандартным терминальным процедурам (SID, STAR, APPROACH, HOLD), в том числе в системе точной зональной навигации PRNAV, создание полигона в Крыму для испытания режимов «ГОРЫ» EGPWS, разработка универсальных методик расчета ВПХ и ЛТХ по данным, полученным при летных испытаниях, которые позволяют выполнять предварительные расчеты исследуемых характеристик в ожидаемых условиях эксплуатации (ОУЭ), в том числе при отказах двигателей или функциональных систем самолета.

По результатам летных испытаний самолета Ан-148 и его модификаций оформлены такие технические отчеты:

1. Сертификационные летные испытания по исследованию закономерностей нагрузки агрегатов планера в диапазоне эксплуатационных ограничений и на предельных по условиям прочности режимах.

2. Сертификационные летные испытания по определению статических

характеристик повторяемости нагрузок на режимах типовой эксплуатации.

3. Испытание по определению вибрационных и ударных нагрузок на бортовое оборудование и планер.

4. Испытание по определению вибронапряжений в трубопроводах топливной системы.

5. Испытание по определению уровней акустического шума, который действует на бортовое оборудование.

6. Испытание по определению акустических нагрузок, которые действуют на конструкцию планера.

7. Испытание по определению уровня шума, создаваемого самолетом на местности.

8. Испытание по определению уровней вибрационной и бафтинговой безопасности.

9. Испытание по определению влияний внешних факторов на оборудование.

10. Сертификационные испытания по определению летных характеристик, характеристик маневренности, устойчивости и управляемости. Оценка системы управления.

11. Специальные сертификационные летные испытания по определению характеристик самолета на больших углах атаки и при сваливании.

12. Специальные сертификационные летные испытания в условиях естественного обледенения.

13. Специальные сертификационные испытания на взлетно-посадочных полосах разнообразного состояния.

14. Специальные сертификационные испытания по определению максимально допустимой скорости ветра.

15. Специальные сертификационные наземные и летные испытания в условиях высоких температур и высокогорья.

16. Специальные сертификационные наземные и летные испытания в условиях низких температур.

17. Специальные сертификационные наземные и летные испытания по определению соответствия характеристик самолета общим требованиям норм летной годности при имитации отказов функциональных систем.

18. Сертификационные наземные и летные испытания маршевой двигательной установки с двигателями Д-436-148.
19. Сертификационные наземные и летные испытания топливной системы.
20. Сертификационные наземные и летные испытания ВСУ для ВГТД АИ-450-МС.
21. Сертификационные наземные и летные испытания средств пожарной защиты силовой установки и ВСУ.
22. Сертификационные наземные и летные испытания пилотажно-навигационного оборудования.
23. Сертификационные наземные и летные испытания радиотехнического оборудования навигации, посадки и управления воздушным движением.
24. Специальные сертификационные летные испытания по установлению минимума взлета и посадки.
25. Сертификационные наземные и летные испытания бортового вычислительного комплекса ВСС-100.
26. Сертификационные наземные и летные испытания системы управления общесамолетным оборудованием СУОСО-148.
27. Сертификационные наземные и летные испытания кислородного оборудования.
28. Сертификационные наземные и летные испытания системы подготовки воздуха и системы кондиционирования воздуха.
29. Сертификационные наземные и летные испытания комплекса шасси.
30. Сертификационные наземные и летные испытания гидравлической системы.
31. Сертификационные наземные и летные испытания по оцениванию удаления дыма при тлеющем пожаре в кабинах.
32. Сертификационные наземные и летные испытания бытового и санитарно-технического оборудования.
33. Сертификационные наземные и летные испытания системы электроснабжения и светотехнического оборудования.
34. Сертификационные наземные и летные испытания бортовой системы технического обслуживания БСТО-148.

35. Сертификационные наземные и летные испытания бортового устройства регистрации БУР-92А-05.

36. Сертификационные наземные и летные испытания регистратора параметров прочности РПП.

37. Сертификационные испытания аварийно-спасательного оборудования.

38. Сертификационные наземные и летные испытания системы пожарной защиты кабин и багажно-грузовых отсеков (БГО).

39. Сертификационные испытания средств обеспечения авиационной безопасности.

40. Сертификационные наземные и летные испытания КСЭИС-148.

41. Летные испытания по определению характеристик устойчивости, управляемости и возможности безопасного завершения полета при работе СШУ в резервном режиме управления.

42. Дополнительные сертификационные испытания при внесении Главного изменения: «Обеспечение эксплуатации самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) на подготовленных грунтовых аэродромах».

43. Дополнительные испытания системы пожарной защиты БГО.

44. Дополнительные сертификационные испытания в связи с введением Главного изменения типовой конструкции: «Обеспечение минимума посадки по ША категории ИКАО».

45. Дополнительные сертификационные испытания в связи с вводом Главного изменения типовой конструкции: «Увеличение высоты аэродромного базирования».

46. Дополнительные сертификационные наземные и летные испытания в связи с вводом в типовую конструкцию самолета Ан-148-100 Главного изменения «Самолет Ан-158».

47. Дополнительные специальные сертификационные летные испытания по определению декрементов затухания колебаний конструкции самолета после импульсов рулевыми поверхностями в связи с вводом Главного изменения типовой конструкции самолета Ан-158 «Самолет Ан-158».

48. Специальные сертификационные летные испытания по определению

характеристик самолета на больших углах атаки и при сваливании в связи с введением Главного изменения типовой конструкции самолета Ан-158 «Самолет Ан-158».

49. Дополнительные сертификационные наземные и летные испытания топливной системы с топливно-измерительной системой ТИС-158.

50. Дополнительные сертификационные испытания в связи с введением в типовую конструкцию Второстепенного изменения: «Выполнение взлета на режиме работы двигателей меньше взлетного».

51. Самолет Ан-158. Дополнительные сертификационные испытания системы пожарной защиты кабин и багажно-грузовых отсеков.

52. Дополнительные сертификационные испытания в связи с вводом в типовую конструкцию главного изменения: «Увеличение высоты аэродромного базирования более 2 200 м».

53. Дополнительные сертификационные испытания в связи с вводом в типовую конструкцию Второстепенного изменения: «Внедрение режима работы маршевых двигателей «Малый газ реверса».

Все эти отчеты входят в перечень необходимой доказательной документации при последующей сертификации самолета.

4.3 ОСОБЕННОСТИ СЕРТИФИКАЦИИ РЕГИОНАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Сертификация авиационной техники является частью системы обеспечения безопасности полетов в гражданской авиации и направленная на обеспечение допуска в эксплуатацию гражданской авиационной техники, которая отвечает государственным требованиям летной годности и охране окружающей среды. Соответствие объекта сертификации установленным требованиям удостоверяется документом, который предоставляется специально уполномоченным органом, на который возложено проведение обязательной сертификации авиационного и гражданского назначения [74].

Сертификация самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) проведена в соответствии с процедурами Части 21 Авиационных правил Украины (АПУ-21) «Процедуры сертификации авиационной техники» [27]

и Части 21 Авиационных правил Межгосударственного Авиационного Комитета (АП-21) «Процедуры сертификации авиационной техники» [92].

Согласно утвержденному Авиарегистром МАК и Укравиатрансом «Решению об одновременной сертификации типа самолета Ан-148 по авиационным правилам АП-25 и JAR-25» АНТК им. О. К. Антонова был разработан Сертификационный базис СБ-148 для самолета типа Ан-148-100.

Учитывая то, что требования летной годности, которым должен отвечать гражданский транспортный самолет, обеспечивают уровень безопасности эксплуатации самолета, а также в целях обеспечения соответствия самолета типа Ан-148-100 как требованиям авиационных правил Межгосударственного авиационного комитета АП-25, действующих в странах СНГ (согласно межгосударственному Договору о гражданской авиации и использовании воздушного пространства, утвержденной в 30.12.1991 г в г. Минске), так и европейским нормам CS-25, в СБ-148 включены требования CS-25 (JAR-25, редакция 16), которые или отсутствуют в АП-25, или устанавливают более высокий уровень летной годности.

Таким образом, сертификация Ан-148-100 выполнена в соответствии с Сертификационным базисом СБ-148, который содержит:

- Авиационные правила МАК Часть 25 «Нормы летной годности самолетов транспортной категории» [79], с поправками по пятую включительно с учетом требований CS-25;
- Технические требования к самолетам транспортной категории, которые выполняют всепогодные полеты;
- Специальные технические условия – дополнительные относительно Авиационных правил требования к летной годности самолета в результате наличия новых особенностей конструкции и такие, которые устанавливают более высокий уровень летной годности.

Относительно шума на местности СБ-148 предусматривает соответствие Ан-148-100 требованиям таких документов:

- Международные стандарты ИКАО, Дополнение 16 к Конвенции по международной гражданской авиации «Охрана окружающей среды», том 1 «Авиационный шум» (с поправками по седьмую включительно), глава 4;

- АП-36 «Сертификация воздушных судов по шуму на местности» с поправкой 1, Степень 4.

Относительно эмиссии СБ-148 предусматривает соответствие требованиям Международных стандартов ИКАО, дополнение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации «Охрана окружающей среды», том 2: «Эмиссия авиационных двигателей» (с поправками по четвертую включительно, Часть II «Выброс топлива»).

Заявка на сертификацию самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) 10.01.2004 г. была подана в Авиарегистр Межгосударственного Авиационного комитета (АР МАК) и в Авиационную власть Украины.

Сертификационный базис самолета типа Ан-148-100 утвержден Госавиаадминистрацией Украины 05.02.2008 г., а также Авиарегистром МАК 22.02.2007 г.

Согласно трехстороннему (АНТК им. О. К. Антонова, Госавиаслужба Украины и Авиационный регистр МАК) «Решению о порядке проведения сертификационных работ по самолету Ан-148-100», принятому в марте 2005 г., сертификационные заводские испытания, а также сертификационные контрольные испытания самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) объединены в один этап и проведены общей бригадой специалистов АНТК им. О. К. Антонова и Сертификационных центров под руководством и контролем Авиарегистра МАК и Госавиаадминистрации Украины по согласованной всеми участниками Комплексной программе сертификационных испытаний № 148.700.008.ПМ-2003.

Комплексная программа сертификационных испытаний самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) № 148.700.008.ПМ-2003 согласованна с Сертификационными центрами и одобрена Авиационной властью Украины 02.09.2005 г. и Авиарегистром МАК 29.07.2005 г.

Сертификационные испытания самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) относительно установления и подтверждения соответствия Ан-148-100 требованиям СБ-148 выполнены в соответствии с Комплексной программой № 148.700.008.ПМ-2003.

Были проведены стендовые сертификационные испытания и исследования

самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е), в том числе:

- моделирование отказов систем и оборудования на опытно-пилотажном стенде ОПС-148;
- прочностные испытания (статические и на усталость) самолета Ан-148-100 № 01-03 на стенде статических испытаний планера самолета (рисунок 3.34);
- прочностные испытания органов управления (на 12 стендах);
- копровые испытания шасси на стендах института «СИБНИА»;
- функциональные испытания гидравлической системы, системы штурвального управления, системы управления механизацией крыла и шасси (рисунок 4.13) на натуральных стендах;



Рисунок 4.13 – Стенды исследования работы шасси самолета

- функциональные испытания комплексной системы подготовки и кондиционирования воздуха, системы автоматической регуляции давления и противообледенительной системы на комплексных стендах и стенде элементов трубопроводов;
- функциональные испытания системы электроснабжения на натурном стенде;

- функциональные испытания бортовой системы технического обслуживания;
- испытание на молниестойкость углепластиковых конструкций, критических функциональных систем, топливного бака-кессона и антенно-фидерного оборудования самолета;
- огневые испытания деталей конструкции и интерьера;
- испытания кресел;
- испытания элементов конструкции планера на случай столкновения с птицей;
- статические, динамические и баллистические испытания дверей в кабину экипажа;
- комплекс работ по одобрению комплектующих изделий, установленных на самолете согласно главной спецификации № 148.00.0000.000.000.

Наземные и летные сертификационные испытания самолета типа Ан-148-100 были выполнены на двух экземплярах самолета Ан-148-100 № 01-01 и № 01-02 по таким тематикам:

- определение летных характеристик, характеристик устойчивости и управляемости, маневренности и характеристик функциональных систем и оборудования самолета в условиях:
 - близких к стандартным;
 - высоких температур наружного воздуха и в условиях высокогорья;
 - низких температур наружного воздуха;
 - обледенения (рисунки 4.14);
 - на больших углах атаки (рисунок 4.15);
 - на предельных по прочности режимах;
- оценка соответствия типовой конструкции самолета требованиям СБ-148 при имитации отказов функциональных систем;
- определение характеристик устойчивости и управляемости с имитаторами льда (рисунок 4.16);
- определение характеристик на взлетно-посадочных полосах (ВПП) в разных состояниях (рисунок 4.17);
- определение характеристик при эксплуатации с боковым ветром;

- определение метеоминимумов самолета на взлете и при посадке;
- определение соответствия характеристик ПНО (пилотажно-навигационное оборудование), РТО НП (радиотехническое оборудование навигации и посадки) и управления воздушным движением и оборудования радиосвязи требованиям СБ-148;
- эргономичная оценка компоновки кабины экипажа;
- оценка возможности выявления тлеющего пожара и удаления дыма;
- оценка аварийно-спасательного оборудования, систем пожарной защиты, чистоты воздуха и уровня шума в кабинах;
- оценка внешних влияний на работоспособность систем и оборудования, а также оценка электромагнитной совместимости систем и оборудования при их одновременной работе.



Рисунок 4.14 – Испытание самолета в условиях естественного обледенения при температурах до минус 20 °С (Архангельск, Нарьян-Мар (Россия))



Рисунок 4.15 – Испытание самолета на больших углах атаки



Рисунок 4.16 – Летные испытания с имитаторами льда



Рисунок 4.17 – Летные испытания на ВПП, покрытых осадками

В процессе сертификационных испытаний всего на самолетах Ан-148-100 № 01-01 и № 01-02 выполнено 673 полета, включая испытательные полеты, перелеты к местам испытаний, полеты для поиска условий обледенения, демонстрационные полеты и учебные полеты с общим налетом 1193 часа, в том числе:

- на самолете Ан-148-100 № 01-01 – 412 полетов, 667 часов;
- на самолете Ан-148-100 № 01-02 – 261 полет, 526 часов.

На основе комплекса сертификационных работ, проведенных совместно с АНТК им. О. К. Антонова, Сертификационными центрами, назначенными Авиарегистром МАК и Авиационной властью Украины, установлено и подтверждено соответствие самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) с маршевыми двигателями Д-436-148, вспомогательной силовой установкой АИ-450-МС и его эксплуатационной документацией требованиям Сертификационного базиса СБ-148 в пределах эксплуатационных ограничений, указанных в эксплуатационной документации самолета.

Типовая конструкция самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е), для которой установлено соответствие приведенным выше требованиям, отображена в контрольном комплекте рабочей конструкторской документации, определена главной спецификацией 148.00.0000.000.000, который откорректирован по результатам сертификационных работ, проверенный, утвержден и хранится в соответствии с порядком, установленным АП/АПУ-21 на ГП «АНТОНОВ».

Результаты сертификационных работ и перечень научно-технической доказательной документации приведены в таких доказательных сертификационных документах:

- «Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Акт №148-100.700.094.ДЗ-05 по результатам сертификационных работ», утвержден Генеральным конструктором АНТК им. О. К. Антонова 14.02.2007 г., директором «АСЦ Гос НИИ ГА», директором «СЦБО «Аэронавигация», директором «ЦАГИ ТЕСТ», директором «ЛИИ-ЦС»;
- «Комплексное заключение №148-037-01-2007 о соответствии самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) требованиям Сертификационного базиса СБ-148», утверждено Генеральным конструктором АНТК им. О. К. Антонова, директором «АСЦ ГОСНИИ ГА», директором «Гос НИИ «Аэронавигация», директором «ЛИИ-ЦС», директором «СЦ «ЦАГИ-ТЕСТ»;
- «Таблица соответствия самолета Ан-148-100 требованиям Сертификационного базиса СБ-148» (книги 1 – 3), утверждена Генеральным конструктором АНТК им. О. К. Антонова 09.02.2007 г.

Соответствие самолета типа Ан-148-100, включая его модификации, требованиям СБ-148 подтверждено Сертификатами Госавиадминистрации Украины № ТЛ 0036 (рисунок 4.18) и Авиарегистра Межгосударственного Авиационного Комитета № СТ264-Ан-148 (рисунок 4.19).

УКРАЇНА
 МІНІСТЕРСТВО ТРАНСПОРТУ
 ТА ЗВ'ЯЗКУ
 ДЕРЖАВНА АВІАЦІЙНА
 АДМІНІСТРАЦІЯ



UKRAINE
 MINISTRY OF TRANSPORT AND
 COMMUNICATIONS
 STATE AVIATION
 ADMINISTRATION

СЕРТИФІКАТ ТИПУ
 TYPE CERTIFICATE

№ ТЛ 0036

Цей Сертифікат, виланий: Державному підприємству «Антонов»,
 Україна, 03062 м. Київ, вул. Туполева 1
 засвідчує, що типова конструкція вказаних нижче виробів з обмеженими та
 умовами, що викладені у Переліку даних Сертифіката типу, відповідає чинним в
 Україні Нормам льотної придатності, що встановлено згідно з національними
 процедурами сертифікації

*This Certificate issued to "ANTONOV COMPANY",
 03062, Ukraine, Kyiv, Tupolev St. 1
 certifies that the type design of the following products with the limitations and conditions specified in
 the Type Certificate Data Sheet, complies with the Airworthiness Standards currently in force in
 Ukraine, and is in accordance with national certification procedures*

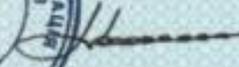
Категорія (назва) виробів: Літак пасажирський, транспортної категорії
Class (name) of products Transport Category passenger airplane

Визначення виробів: Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е та
Products designation: Ан-158
 Antonov-148-100A, Antonov-148-100B
 Antonov-148-100E and Antonov-158

Дія цього Сертифікату з Переліком даних, який є його невід'ємною
 частиною, не обмежена часом і тимчасово припиняється чи скасовується
 Державною авіаційною адміністрацією України у випадках, що передбачені
 законодавством України.

*Duration of this Certificate with the Type Certificate Data Sheet, which is a part hereof, is
 unlimited and can be suspended or terminated by the State Aviation Administration of Ukraine in
 cases which are stipulated by the legislation of Ukraine.*

Модель (модифікація) <i>Model (modification)</i>	Дата подання Заявки <i>Date of Application</i>	Дата видання <i>Date of issue</i>
Ан-148-100А	12.01.2004	26.02.2007
Ан-148-100В	12.01.2004	26.02.2007
Ан-148-100Е	12.01.2004	26.02.2007
Ан-158	07.12.2009	22.02.2011

Підпис:  /А. Колієнник/
Signature /A. Kolesnyk/
 Посада: * Заступник Міністра транспорту та зв'язку України –
 Голова Державної авіаційної адміністрації
Title: Deputy Minister of Transport and Communications of Ukraine –
 Chairman of the State Aviation Administration



АА №009441

Рисунок 4.18 – Сертифікат Госавіаадміністрації України
 № ТЛ 0036



ЦЗ1.1
Форма А-1
Издание № 2
Issue № 2

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ
INTERSTATE AVIATION COMMITTEE

АВИАЦИОННЫЙ РЕГИСТР
AVIATION REGISTER

СЕРТИФИКАТ
ТИПА
TYPE CERTIFICATE

№ СТ264-Ан-148

ИЗДЕЛИЕ
PRODUCT

Самолет Ан-148-100

Модели: Ан-148-100А
Ан-148-100В
Ан-148-100Е

ГОСУДАРСТВО РАЗРАБОТЧИКА
STATE OF DESIGN

Украина

НАСТОЯЩИЙ СЕРТИФИКАТ, ВЫДАННЫЙ
THIS CERTIFICATE ISSUED TO

ГП "АНТОНОВ"

г. Киев, Украина

УДОСТОВЕРЯЕТ, ЧТО ТИПОВАЯ КОНСТРУКЦИЯ УКАЗАННОГО ИЗДЕЛИЯ
СООТВЕТСТВУЕТ ТРЕБОВАНИЯМ РАСПРОСТРАНЯЕМОГО НА НЕГО
СЕРТИФИКАЦИОННОГО БАЗИСА на основе Авиационных правил, Часть 25 (АП-25) с
Поправкой 5.

CERTIFIES THAT THE ABOVE-MENTION PRODUCT TYPE DESIGN MEETS ITS CERTIFICATION BASIS REQUIREMENTS

ОПИСАНИЕ ТИПОВОЙ КОНСТРУКЦИИ И СЕРТИФИКАЦИОННОГО БАЗИСА, ОСНОВНЫЕ
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ, ХАРАКТЕРИСТИКИ ИЗДЕЛИЯ И ПЕРЕЧЕНЬ
МОДЕЛЕЙ, НА КОТОРЫЕ РАСПРОСТРАНЯЕТСЯ ДЕЙСТВИЕ ДАННОГО СЕРТИФИКАТА,
СОДЕРЖАТСЯ В КАРТЕ ДАННЫХ, КОТОРАЯ ЯВЛЯЕТСЯ НЕОТЪЕМЛЕМОЙ ЧАСТЬЮ
НАСТОЯЩЕГО СЕРТИФИКАТА

*THE DESCRIPTION OF TYPE DESIGN AND CERTIFICATION BASIS, BASIC OPERATING LIMITATIONS, THE PRODUCT
PERFORMANCE AND LIST OF MODELS COVERED BY THE GIVEN CERTIFICATE ARE PRESENTED IN THE DATA SHEET
WHICH IS AN INTEGRAL PART OF THIS CERTIFICATE.*

ДАТА И МЕСТО ВЫДАЧИ
DATE AND PLACE OF ISSUANCE

01 апреля 2010г.
г. Москва

Дата первоначальной выдачи
26 февраля 2007г.



ПОДПИСЬ

А.В. Донченко

SIGNATURE

Генеральный директор
Авиарегистра МАК

ДОЛЖНОСТЬ

TITLE

Рисунок 4.19 – Сертификат Авиарегистра Межгосударственного
Авиационного Комитета № СТ264-Ан-148

Самолеты Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е получили допуск на серийное производство и коммерческую эксплуатацию.

Кроме того, для расширения эксплуатационных возможностей семейства самолетов Ан-148-100 была разработана новая модификация «Самолет Ан-158» с увеличенным количеством пассажирских мест до 99 пассажиров. Указанная модификация была внедрена как Главное изменение типовой конструкции самолета Ан-148-100. По результатам дополнительных сертификационных работ Государственной авиационной службой Украины и Авиарегистром МАК было одобрено указанное Главное изменение и 22 февраля 2011 г. Государственной авиационной службой Украины была выдана новая редакция Сертификата типа ТЛ 0036 с внесением в него самолета Ан-158 и выдано Дополнение к Сертификату типа Авиарегистра МАК № СТ264-АН-148-100/Д05.

По результатам дополнительных сертификационных работ были оформлены такие научно-технические сертификационные доказательные документы:

- «Самолет Ан-158. Дополнительные сертификационные работы в связи с внесением в типовую конструкцию самолета Ан-148-100 Главного изменения: «Самолет Ан-158», утвержденное Президентом–Генеральным конструктором ГП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ ГОСНИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация», Директором СЦ «ПРОЧНОСТЬ», Директором «ЛИИ-ЦС»;
- «Дополнение № 9 к Таблице соответствия самолета А-148-100 требованиям Сертификационного базиса СБ-148», утвержденное Генеральным конструктором ГП «АНТОНОВ» 14.01.2011 г.

Для повышения конкурентоспособности и экономичности семейства самолетов Ан-148-100 и Ан-158 в типовую конструкцию был внесен ряд Главных изменений, одобренных Авиационной властью Украины, среди которых:

1. Установка нового бортового оборудования ALT-4000, RDR4B, CAS-100 и EGPWS MARK V. По результатам дополнительных сертификационных работ был оформлен Технический акт № 148-100.700.018.ДЗ-09 «Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Дополнительные сертификационные испытания и проверки в связи с введением Главного изменения типовой конструкции «Установка нового бортового оборудования ALT-4000, RDR4B,

CAS-100 и EGPWS MARK V», утвержденный Генеральным конструктором АНТК им. О. К. Антонова, Директором «АСЦ Гос НИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация».

2. Обеспечение минимума посадки самолета по IIIA категории ИКАО. По результатам дополнительных сертификационных работ был оформлен Технический акт № 148-100.700.032.ДЗ-09 «Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Дополнительные сертификационные испытания в связи с введением Главного изменения типовой конструкции «Обеспечение минимума посадки по IIIA категории ИКАО», утвержденный Генеральным конструктором АНТК им. О. К. Антонова, директором «АСЦ Гос НИИ ГА», директором «СЦБО «Аэронавигация», Директором СЦ «ПРОЧНОСТЬ», Директором «ЛИИ-ЦС».

3. Увеличение высоты аэродромного базирования. По результатам дополнительных сертификационных работ был оформлен Технический акт № 148-100.700.003.ДЗ-11 «Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Дополнительные сертификационные работы в связи с внесением в типовую конструкцию самолета Главного изменения «Увеличение высоты аэродромного базирования», утвержденный Генеральным конструктором ГП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ Гос НИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация».

4. Увеличение максимального посадочного веса самолета Ан-148-100 до 37 800 кгс. По результатам дополнительных сертификационных работ был оформлен Технический акт № 148-100.700.008.ДЗ-11 «Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Дополнительные сертификационные работы в связи с внесением Главного изменения типовой конструкции «Увеличение максимального посадочного веса до 37 800 кгс», утвержденный Генеральным конструктором ГП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ Гос НИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация», Директором СЦ «ПРОЧНОСТЬ».

5. Выполнение взлета на режиме работы двигателей меньше взлетного. По результатам дополнительных сертификационных работ был оформлен Технический акт № 148-100.700.002.ДЗ-13 «Самолет Ан-148-100 и его модификации. Дополнительные сертификационные работы в связи с внесением

Главного изменения «Выполнение взлета на режиме работы двигателей меньше взлетного», утвержденный Генеральным конструктором ГП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ Гос НИИ ГА».

6. Обеспечение полетов в системе P-RNAV. По результатам дополнительных сертификационных работ был оформлен Технический акт № 148-100.704.052.ДЗ-08 «Самолет Ан-148-100. Дополнительные сертификационные испытания по Главному изменению типовой конструкции самолета Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) «Обеспечение полетов в системе P-RNAV», утвержденный Генеральным конструктором АНТК им. О. К. Антонова, Директором «АСЦ Гос НИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация».

7. Расширение ожидаемых условий эксплуатации самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) в части эксплуатации на подготовленных грунтовых аэродромах. По результатам дополнительных сертификационных работ был оформлен Технический акт № 148-100.700.048.ДЗ-08 «Самолет Ан-148-100. Дополнительные сертификационные испытания и проверки в связи с введением Главного изменения типовой конструкции «Расширение ожидаемых условий эксплуатации самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) в части эксплуатации на подготовленных грунтовых аэродромах», утвержденный Генеральным конструктором АНТК им. О. К. Антонова, Директором «АСЦ Гос НИИ ГА», Директором СЦ «ПРОЧНОСТЬ».

8. Самолет Ан-148-100 в англоязычном исполнении. По результатам дополнительных сертификационных работ был оформлен Технический акт № 148-100.700.027.Д1-10 «Самолет Ан-148-100. Дополнительные сертификационные испытания и проверки самолета в связи с внесением Главного изменения «Самолет Ан-148-100 и его модификации в англоязычном исполнении», утвержденный Генеральным конструктором ГП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ Гос НИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация».

9. Увеличение максимального посадочного веса самолета Ан-158 до 38 800 кгс. По результатам дополнительных сертификационных работ был оформлен Технический акт №158.700.003.ДЗ-13 «Самолет Ан-158 Дополнительные сертификационные работы в связи с внесением Главного изменения типовой конструкции «Увеличение максимального посадочного веса до 38 800 кгс»,

утвержденный Генеральным конструктором ГП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ Гос НИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация», Директором СЦ «ПРОЧНОСТЬ».

10. Самолет Ан-148-200 (модели Ан-148-200А, Ан-148-200В, Ан-148-200Е). По результатам дополнительных сертификационных работ был оформлен Технический акт №148.00.037.002.ДЗ-13 «Самолет Ан-148-200 (модели Ан-148-200А, Ан-148-200В, Ан-148-200Е). Дополнительные сертификационные работы в связи с внесением Главного изменения типовой конструкции самолета типа Ан-148-100: «Самолет Ан-148-200», утвержденный Первым вице-Президентом-Главным конструктором ГП «АНТОНОВ».

11. Увеличение высоты аэродромного базирования до 4 100 м. По результатам дополнительных сертификационных работ был оформлен Технический акт № 148.100.700.018.ДЗ-13 «Самолеты Ан-148-100, Ан-148-200, Ан-158 и их модификации. Дополнительные сертификационные испытания в связи с внесением в типовую конструкцию самолета Главного изменения «Увеличение высоты аэродромного базирования свыше 2 200 м», утвержденный Генеральным конструктором ГП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ Гос НИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация».

Кроме того, для улучшения процесса эксплуатации семейства самолетов Ан-148-100 и Ан-158, повышения уровня комфортабельности салона и улучшения технических характеристик самолетов в типовую конструкцию были внесены свыше тысячи второстепенных изменений, среди которых стоит отметить:

1. Введение режима работы двигателей «Малый газ реверса». Оформлен Технический отчет №148-100.700.002.Д1-13 «Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е, Ан-158). Дополнительные сертификационные испытания в связи с внесением в типовую конструкцию Второстепенного изменения «Внедрение режима работы маршевых двигателей «Малый газ реверса».

2. Увеличение максимального взлетного веса самолета Ан-148-100В на 600 кгс. Оформлен инженерный анализ № РИО-11-23-12 «Самолет Ан-148-100В. Летные характеристики с увеличенным максимальным взлетным весом до 42 550 кгс».

Основные выводы относительно сертификации

1. На основе комплекса сертификационных работ, проведенных совместно ГП «АНТОНОВ», Сертификационными центрами, назначенными Авиарегистром МАК и Авиационной властью Украины, установлено и подтверждено соответствие самолетов типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) с маршевыми двигателями Д-436-148, вспомогательной силовой установкой АИ-450-МС и их эксплуатационной документацией требованиям Сертификационного базиса СБ-148 в пределах эксплуатационных ограничений, обусловленных в эксплуатационной документации самолета, что подтверждено 26 февраля 2007 года Сертификатами Госавиаадминистрации Украины № ТЛ 0036 и Авиарегистра Межгосударственного Авиационного Комитета № СТ264-Ан-148.

2. Типовая конструкция самолетов типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е), для которой установлено соответствие указанным выше требованиям, отображена в контрольном комплекте рабочей конструкторской документации, определенном Главной спецификацией 148.00.0000.000.000, который откорректирован по результатам сертификационных работ, проверен, утвержден и хранится согласно порядку, установленному АП/АПУ-21, на ГП «АНТОНОВ».

3. Для расширения эксплуатационных возможностей семейства самолетов Ан-148-100 была разработана новая модификация «Самолет Ан-158» с увеличенным количеством пассажирских мест до 99 пассажиров. По результатам дополнительных сертификационных работ Государственной авиационной службой Украины и Авиарегистром МАК было одобрено указанное Главное изменение типовой конструкции самолета Ан-148-100 и 22 февраля 2011 г. Государственной авиационной службой Украины была выдана новая редакция Сертификата типа ТЛ 0036 с внесением в него самолета Ан-158 и выдано Дополнение к Сертификату типа Авиарегистра МАК № СТ264-АН-148-100/Д05.

4. Типовая конструкция самолета Ан-158, для которой установлено соответствие примененным требованиям СБ-148, отображена в контрольном комплекте рабочей конструкторской документации, что определено главной спецификацией 148.20.0000.000.000, который откорректирован по результатам дополнительных сертификационных работ, проверен, утвержден и хранится

согласно порядку, установленному АП/АПУ-21, на ГП «АНТОНОВ».

5. Для повышения конкурентоспособности и экономичности самолета типа Ан-148-100 в его типовую конструкцию было внесено четырнадцать Главных изменений, которые одобрены Авиационной властью Украины и Авиарегистром МАК.

4.4 Выводы

1. Выполненный комплекс работ позволил организовать производство самолетов Ан-148-100 и Ан-158 в соответствии с требованиями «Руководства 21.2С по сертификации и надзору за производством авиационной техники», «Руководства 21.2D процедуры сертификации и контроля за производством изделий гражданской авиационной техники», стандартов ISO9001-2009 и EN9100 «Системы менеджмента качества. Требования». Функционирование системы качества постоянно контролируются проведением внутренних проверок.

2. Отработаны и внедрены новые технологические процессы изготовления деталей и узлов на станках с числовым программным управлением.

3. Освоены и внедрены новое оборудование и технологические процессы сварки.

4. Проектирование технологической оснастки выполняли с применением ЭВМ и трехмерных электронных математических моделей самолета, что позволило обеспечить привязку оснастки по единому источнику с минимальным использованием эталонов и калибров, сократить цикл проектных работ и уменьшить трудоемкость изготовления и монтажа оснастки. Для контроля ступеней используют лазерный контрольно-измерительный комплекс, который обеспечивает высокую точность измерений и возможность сравнения полученных данных с математической моделью.

5. Выполненный комплекс работ по обеспечению летной годности самолетов семейства Ан-148-100/Ан-158 обеспечивает их безопасную эксплуатацию в полном соответствии с требованиями Авиационных правил.

6. На основе комплекса сертификационных работ, проведенных совместно ГП «АНТОНОВ», Сертификационными центрами, назначенными Авиарегистром

МАК, и Авиационной властью Украины, установлено и подтверждено соответствие самолетов типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) с маршевыми двигателями Д-436-148, вспомогательной силовой установкой АИ-450-МС и их эксплуатационной документацией требованиям Сертификационного базиса СБ-148 в пределах эксплуатационных ограничений, обусловленных в эксплуатационной документации самолета, что подтверждено Сертификатами Госавиаадминистрации Украины № ТЛ 0036 и Авиарегистра Межгосударственного Авиационного Комитета № СТ264-Ан-148.

Выводы

Основной научный результат – решение важной научно-прикладной проблемы, которая заключается в разработке концепции и научных основ создания современных реактивных региональных пассажирских самолетов.

В соответствии с поставленной целью и задачами получены такие результаты:

1. Впервые при создании и внедрении в эксплуатацию семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 в Украине проведен большой комплекс научно-технических расчетных и проектно-конструкторских работ с применением вновь разработанной интегрированной автоматизированной системы проектирования в трехмерном пространстве, а также выполнены необходимые экспериментальные исследования, наземные и летные испытания.
2. Усовершенствованы методы проектирования регионального пассажирского самолета путем выбора оптимальных аэродинамических, конструктивно-силовых и объемно-массовых компоновок, параметров и профилирования крыла, параметров поперечного сечения фюзеляжа, летно-технических характеристик, взлетно-посадочных характеристик, двигателя, оборудования и систем.
3. Разработана аэродинамическая компоновка, которая не имеет аналогов в мировой практике авиастроения, что позволило создать региональный пассажирский самолет-высокоплан со скоростью полета до 870 км/ч ($M = 0,8$).
4. Усовершенствованы методы расчета характеристик общего и локального напряженно-деформированного состояния, прочности и ресурса самолета с помощью систем CAD\CAM\CAE.
5. На самолетах Ан-148/Ан-158 вместо дополнительных гидравлических систем для питания силовых приводов («бустеров») основных поверхностей управления используется энергия двух централизованных электрических систем переменного тока (схема энергокомплекса «2Н/2Е»).
6. Создано семейство конкурентоспособных высокоэкономичных реактивных

региональных пассажирских самолетов нового поколения Ан-148-100/Ан-158, которые по своим технико-эксплуатационным характеристикам находятся на уровне лучших современных зарубежных аналогов, а за уровнем комфорта для пассажиров не уступают магистральным пассажирским самолетам большей размерности.

7. Создан единственный в мире современный региональный реактивный самолет, который может работать с грунтовых аэродромов.
8. Разработка, производство и внедрение в эксплуатацию семейства самолетов Ан-148-100/Ан-158 позволили создать рабочие места в Украине в количестве более 14 000 мест.
9. Внедрение результатов работы обеспечило создание на Государственном предприятии «АНТОНОВ» нового поколения семейства реактивных региональных пассажирских самолетов, а в Национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» – повышение качества учебного процесса при подготовке специалистов авиационной отрасли.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Ahmed A., Bakuckas J.G.Jr., Awerbuch J. and al. Evolution of multiple-site damage in the riveted lap joint of a fuselage panel // Proc. 8th Joint FAA/DoD/NASA Conf. on Aging Aircraft (Palm Springs, CA , February 3, 2005). – 2005. – P. 14.
2. Berens A.P., Gallagher J.P., Dhar S. Risk analysis for modeling damage at multiple sites (Technical report) / Aerospace Structures Information and Analysis Center. TR-94-14. – 1994. – P. 65.
3. Bode M. D., Sippel W. M., Ostgaard D., Bakuckas J. G. Survey of transport airplane structural repairs and alterations: survey & tear-down final results // Presentation on 2011 Air Transport Association NDT Forum (April 29, 2011), 2011. – 39 p.
4. Boiler C. Structural health management of ageing aircraft and other infrastructure / – Bangalore (India): Instit. of Smart Structures and Systems (ISSS), 2002. – 35 p.
5. Brombolich, L. Elastic-Plastic Analysis of Stresses Near Fastener Holes [Text] / L. Brombolich // AIAA Paper N73–252. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1973.
6. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support – непрерывная информационная поддержка жизненного цикла изделия) в авиастроении [Текст] / А. Г. Братухин, Ю. В. Давыдов, Ю. С. Елисеев и др.; под ред. А. Г. Братухина. – М. : Изд-во МАИ, 2000. – 304 с.
7. Cavallini G., Lazzeri R. A probabilistic approach to fatigue risk assessment in aerospace components // Eng. Frac. Mec. – 2007. – V.74, 18. – P. 2964–2970.
8. Damage tolerance assessment handbook / Final report DOT-VNTSC-FAA-93-13. Vol. 1, Chap. 3: Fatigue crack propagation / Depart. Transp. FAA, US. – 1993. – P. 3.1–3.43.
9. Elangovan R., Selladurai V., Ramamurthy T.S., Dattaguru B. Analytical determination of residual strength and linkup strength for curved panels, with multiple site damage // Int. J. Engin. Sc. Techn. – 2011. – Vol. 3, N 5. – P. 3651—3662.
10. Fedelich B. A Stochastic theory for the problem of multiple surface crack coalescence // Int. J. Fract. –1998. – 91, P. 23 – 45.
11. Forman R.G., Shivakumar V., Cardinal J.W. and al. Fatigue crack growth database for damage tolerance analysis (Final report) / U.S. Department of

- Transportation, FAA. DOT/FAA/AR-05/15. – 2005. – P. 126.
12. Forsyth P.J.E. A unified description of micro and macroscopic fatigue crack behaviour // *Int. J. Fract.* – 1983. – 5, P. 3 – 14.
 13. Gao N., Brown M.W., Miller K.J. Crack growth morphology and micro structural changes in 316 stainless steel under creep-fatigue cycling // *Ibid.* – 1995. – 18, K2 12. – P. 1407 – 1422.
 14. He Y.T., Zhang T., CuiRM. Research on crack growth of multiple-site damaged structure // *Proc. 28th Congr. of Intern. Council of Aeronautic. Sc.* (23 - 28 Sept., Brisbane, Australia, 2012), Paper ICAS 2012-7.1.3. – 2012. – P. 1 – 8.
 15. Hendricks W.R. The Aloha Airlines accident — a new era for aging aircraft // *Structural integrity of aging airplanes* / Ed. by S.N. At-luri, S.G. Sampath, P. Tong. – Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 1991. – P. 153–166.
 16. Ian Goold. Bombardier Sees Need For 11,000 20- To 149-Seaters Over 20 Years // *Aviation International News, Farnborough International Air Show Daily.* – 2006. – 19.07. – P. 5.
 17. Ignatovich S.R. Probabilistic model of multiple-site fatigue damage of riveting in airframes // *Strength of Materials.* – 2014. – Vol.46,N 3. – P. 336 – 344.
 18. Jeong D.Y., Tong P. Onset of multiple site damage and widespread fatigue damage in aging airplanes // *Int. J. Fract.* – 1997. – Voi.85,N2. – P. 185 – 200.
 19. Ignatovich S.R., Kucher A.G., Yakushenko A. S., Bashta A.V. Modelling of coalescence of dispersed surface cracks. Part 1. Probabilistic model for crack coalescence // *Strength of Materials.* – 2004. – Vol. 36, N 2. – P. 125 – 133.
 20. Joint service specification guide for aircraft structures (JSSG-2006) / Department of defense USA. – 1998. – P. 483.
 21. Kim J.H., Zi G, Van S-N., JeongM.C, Kong J.S., Kim M. Fatigue life prediction of multiple site damage based on probabilistic equivalent initial flaw model // *Struct. Eng. Mech.* – 2011. – V.38, N4 – P. 443–457.
 22. NX для конструктора-машиностроителя [Текст] / П. С. Гончаров, М. Ю. Ельцов, С. Б. Коршиков и др. – М. : ДМК Пресс, 2010. – 504 с.
 23. Parkins R.N., Singh P.M. Stress corrosion crack coalescence // *Corrosion* – 1990. – 46, JV° 6. – P. 485 – 499.
 24. Scientific Grounds of Structural and Production Concepts to Provide Aircraft Life Time [Text]: Monography / V. O. Boguslayev, S. A. Bychkov, O. G. Grebenikov, M. I. Moskalenko, A. M. Gumenniy, E. T. Vasilevskiy, A. P. Eretin, O. D. Donets, V. F. Sementsov, V. O. Grebenikov, O. M. Stoliarchuk. – Kharkiv:

- Nat. Aerospace Univ. «KhAI», 2019. – 266 p.
25. Yang, I.N., Manning S.D., Garver W.R. Durability methods development / Technical report AFFDL-TR-79-3118. Vol.V: Durability analysis methodology development // Structural and Design Department, GDC, Fort Worth, Texas, US. – 1979 – P.96.
 26. Авиационные материалы: в 8 т. [Текст] / под общ. ред. Р. Е. Шалина. – М. : ОНТИ, 1982. – Т.4: Алюминиевые и бериллиевые сплавы. – 627 с.
 27. Авіаційні правила України. Частина 21 «Сертифікація повітряних суден, пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, а також організацій розробника та виробника» АПУ-21 (Part-21).
 28. Автоматизированное конструирование в системе UNIGRAPHICS [Текст]: учеб. пособие / А. Г. Гребеников, М. В. Синькевич, В. Н. Желдоченко и др. – Харьков: Харьков. авиац. ин-т, 1994. – 98 с.
 29. Александров, В. Г. Авиационный технический справочник [Текст] / В. Г. Александров, А. В. Майоров. – 2-е изд. – М. : Транспорт, 1975. – 430 с.
 30. Анализ характеристик общего НДС в элементах фитингового стыка крыла с центропланом [Текст] / Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. Ю. Ефремов, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 24. – Харьков: 2004. – С. 78 – 89.
 31. Андренко, Г. И. Расчет летных характеристик самолета [Текст] / Г. И. Андренко. – Харьков: ХАИ, 1988. – 66 с.
 32. Андренко, Г. И. Устойчивость и управляемость самолета в продольном боковом движении [Текст] / Г. И. Андренко, Л. Ф. Калитиевский. – Харьков: Харьков. авиац. ин-т, 1976. – 85 с.
 33. Андриенко, Ю. Г. Метод формирования совокупности технико-экономических характеристик в процедуре выбора проектных решений при разработке транспортных самолетов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 12. – Харьков, 2002. – С. 125 – 138.
 34. Андриенко, Ю. Г. Необходимость совершенствования методов проектирования и основные положения процедуры выбора проектных решений по совокупности технико-экономических характеристик при разработке транспортных самолетов [Текст] / Ю. Г. Андриенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 11. – Харьков,

2002. – С. 118 – 124.
35. Андриенко, Ю. Г. Особенности расчета топливной эффективности самолетов гражданского назначения как одного из критериев оценки принимаемых решений [Текст] / Ю. Г. Андриенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 9. – Харьков, 2002. – С. 87 – 92.
 36. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. – М.; Пекин: Изд. отдел ЦАГИ. АВИА-Издательство, 1995. – 750 с.
 37. Аэродинамика самолета Ан-72 [Текст] / И. М. Варуха, В. В. Ковтонюк, В. Д. Бычков и др. – Киев: АНТК им. О. К. Антонова. 1992. – 500 с.
 38. Балабуев, П. В. Стратегия и практика АНТК «Антонов» в создании самолетов «Ан» на основе полного электронного определения изделия [Текст] / П. В. Балабуев, В. И. Матусевич // Информационные технологии в наукоемком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса / под общ. ред. А. Г. Братухина. – Киев: Техніка. – 2001. – С. 84 – 97.
 39. Баринов, В. А. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов [Текст] / В. А. Баринов // Тр. ЦАГИ. АВИА. – 1983. – Вып. 2205.– 28 с.
 40. Барышников, В. И. Применение метода конечных элементов к исследованию местной прочности элементов авиационных конструкций [Текст] / В. И. Барышников и др. // Ученые записки ЦАГИ. – 1983.– Т. XIV. – № 1. – С. 66–73.
 41. Болотин В. В. Ресурс машин и конструкций. – М. : Машиностроение, 1990. – 448 с.
 42. Большая энциклопедия транспорта: в 8 т. [Текст] /под ред. А. Г. Братухина, А. Л. Гильберга. – М. : Машиностроение, 1995. – Т. 2: Авиационный транспорт. – 400 с.
 43. Брусов, В. С. Оптимальное проектирование летательных аппаратов: многоцелевой подход [Текст] / В. С. Брусов, С. К. Баранов. – М. : Машиностроение, 1989. – 232 с.
 44. Бычков, С. А. Концепция развития компьютерных интегрированных технологий в процессе создания авиационной техники [Текст] / С. А. Бычков, А. Г. Гребеников // Технологические системы: – Киев: УкрНИИАТ. – 1999. – Вып. 1. – С. 60 – 67.
 45. Василевский, Е. Т. Современные методы исследования напряжённо-

- деформируемого состояния планера самолёта [Текст] / Е. Т. Василевский, О. В. Шутовский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 27. – Харьков, 2005. – С.42 – 50.
46. Галкина, Н. С. Исследование напряженно-деформированного состояния элементов авиационных конструкций и их соединений [Текст] / Н. С. Галкина, В. И. Гришин, В. Ю. Донченко // Труды ЦАГИ. – М. : ЦАГИ. – 1979. – Вып. 2012. – С. 3 – 50.
47. Гражданское самолетостроение в начале XXI столетия. Деятельность ведущих мировых производителей [Текст] / Г. А. Кривов, В. А. Матвиенко, А. А. Щербак, Т. Н. Щедрина. – Киев: КИТ, 2008. – 168 с.
48. Гребеников, А. Г. Анализ влияния геометрических параметров гнезда под установку прогрессивной потайной заклепки АНУ0348 на характеристики локального НДС в пластине с зенкованным отверстием [Текст] / А. Г. Гребеников, Д. Ю. Дмитренко, Д. В. Хмелик // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 49. – Харьков: 2011. – С. 248 – 262.
49. Гребеников, А. Г. Вопросы проектирования срезных болтовых соединений крыла с учетом выносливости [Текст] / А.Г. Гребеников, Л.Д. Арсон. – Харьков: ХАИ, 1981. – 111 с.
50. Гребеников, А.Г. Интегрированные технологии проектирования высокоресурсных самолетных конструкций [Текст] / А.Г. Гребеников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 7. – Харьков: 2000. – С. 15 – 37.
51. Гребеников, А. Г. Интегрированные технологии проектирования самолётных конструкций [Текст] / А. Г. Гребеников, В. С. Кривцов // Информационные технологии в наукоёмком машиностроении: компьютерное обеспечение индустриального бизнеса / под общ. ред. А. Г. Братухина. – Киев: Техніка. – 2001. – С. 154 – 177.
52. Гребеников, А. Г. Методика расчета распределения усилий между рядами в срезных болтовых соединениях авиационных конструкций с помощью системы инженерного анализа ANSYS [Текст] / А. Г. Гребеников, И. Н. Дубров // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».

– Вып. 17. – Х., 2003. – С. 31 – 41.

53. Гребеников, А. Г. Методология создания поверхностной модели пассажирского самолета с ТВД в системе параметрического моделирования CADD5-5 [Текст] / А. Г. Гребеников, С. П. Светличный, А. Н. Петров // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2. – Харьков: 1998. – С. 256 – 265.
54. Гребеников, А. Г. Моделирование конструктивных элементов вертикального оперения пассажирского самолета в компьютерной интегрированной системе CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS [Текст] / А. Г. Гребеников, А. А. Сердюков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 14. – Харьков: 1999. – С. 122 – 132.
55. Гребеников, А. Г. Особенности создания аналитических эталонов сборных панелей крыла для экспериментальных исследований [Текст] / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, А. Н. Назаренко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 20. – Харьков: 2003. – С. 50 – 57.
56. Гребеников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций [Текст]: монография / А. Г. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 532 с.
57. Гребеников, В. А. Обеспечение усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне разъемных болтовых соединений [Текст]: монография / В. А. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 188 с.
58. Данилов, Ю. Практическое использование NX [Текст] / Ю. Данилов, И. Артамонов. – М. : ДМК Пресс, 2011. – 332 с.
59. Екобори Т. Научные основы прочности и разрушения материалов, [Текст] / Т. Екобри – Киев: Наук. думка. 1978. – 352 с.
60. Игнатович С. Р. Распределение размеров дефектов при нагружении // Пробл. прочн. – 1990. – № 9. – С. 40 – 45.
61. Игнатович, С. Р. Распределение длины трещин в заклепочном соединении самолетной конструкции при многоочаговом повреждении, [Текст] / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран, В. С. Краснопольский // Физико-хим. мех. матер.

- 2013. – Т. 49, № 2. – С. 109 – 116.
62. Интеграция силовой установки и планера транспортного самолета [Текст] : монография / О. Б. Оникко, В. Г. Башинский, В. В. Логинов, В. Б. Семенов. – Запорожье: изд. АО «Мотор Сич», 2013. – 329 с.
63. Игнатович, С. Р. Мониторинг выработки усталостного ресурса летательных аппаратов [Текст] : монография / С. Р. Игнатович, М. В. Карускевич. – Киев: НАУ, 2014. – 260 с.
64. Интегрированное проектирование и моделирование высокоресурсных растянутых панелей крыла транспортного самолета [Текст]: монография / А. Г. Гребеников, Е. Т. Василевский, В. А. Матвиенко, А. М. Гуменный, С. П. Светличный. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – 192 с.
65. Информационные технологии в наукоемком машиностроении: компьютерное обеспечение индустриального бизнеса [Текст] / под. общ. ред. А. Г. Братухина. – Киев: Техніка, 2001. – 728 с.
66. Карускевич, М.В. Методологія визначення відпрацювання ресурсу літальних апаратів за параметрами деформаційного рельєфу поверхні конструктивних елементів та зразків-свідків: автореф. дис. ... док. техн. наук: 05.07.02 / Карускевич Михайло Віталійович. – Киев, 2012. – 40 с.
67. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: монография: в 3 ч. / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 1. – 439 с.; – Ч. 2. – 326 с.; – Ч. 3. – 376 с.
68. Комплекс технических, системных и программных средств для проектирования и анализа авиационных конструкций [Текст] / Г. Б. Варшавьяк, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, А. В. Заозерский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1. – Харьков, 1998. – С. 42 – 46.
69. Концепція створення силової установки сімейства регіональних пасажирських літаків Ан-148/Ан-158 [Текст] / О. Д. Донець, В. П. Іщук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 84. – С. 50 – 63.
70. Концепція створення системи керування польотом регіональних пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158 [Текст] / О. Д. Донець // Вопросы

- проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2019. – Вып. 1 (97). – С. 54–69.
71. Конструктивно-технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу регіональних пасажирських літаків [Текст] / О. Д. Донець, О. І. Семенець, Є. Т. Василевський и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2018. – Вып. 82. – С. 4 – 26.
72. Конструктивно-технологические методы повышения усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне функциональных отверстий [Текст] / Д. С. Кива, Г.А. Кривов, А. Г. Гребеников и др. – Киев: КВИЦ, 2015. – 188 с.
73. Матусевич, В. И. Концепция и планы комплексного решения задач автоматизированного проектирования, технологической подготовки и управления самолетостроительным производством [Текст] / В. И. Матусевич, Ю. Р. Бойко // Технологические системы. – Киев: УкрНИИАТ. – 1999. – Вып. 1. – С. 77 – 82.
74. Машиностроение: энциклопедия / под ред. К. В. Фролова и др. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. Кн. 2 [Текст] / А. М. Матвеевко, А. И. Акимов, М. Г. Акопов и др.; под общ. ред. А. М. Матвеевко. – М. : Машиностроение, 1994. – 752 с.
75. Машиностроение: энциклопедия. – Самолеты и вертолеты. Кн. 1 [Текст] / под. ред. К.В. Фролова и др. – М. : Машиностроение. Т. IV-21. Аэродинамика, динамика полета и прочность / Г. С. Бюшгенс, Ю. А. Азаров, Г. А. Амирьянц и др.; под общ. ред. Г.С. Бюшгенса. – 2002. – 800 с.
76. Метод загального проектування регіональних пасажирських літаків [Текст] / О. Г. Гребеніков, О. Д. Донець, С. В. Трубаєв, А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 85. – С. 4 – 31.
77. Метод определения соответствия к АП 25.571. Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации. – М. : Минтрас, 1996. – 29 с.
78. Научные основы конструктивно-технологических методов обеспечения ресурса авиационной техники [Текст]: монография / В. А. Богуслаев,

- А. Г. Гребеников, Н. И. Москаленко и др. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2017. – 292 с.
79. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25) [Текст]. – М. : МАК, 1994. – 322 с.
80. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст]: учеб. пособие: в 2 ч. / П. В. Балабуев, А. Г. Гребеников, С. А. Бычков, и др. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2003. – Ч. 1. – 454 с.
81. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст]: учеб. пособие: в 2 ч. / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников и др. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Ч. 2. – 390 с.
82. Особливості забезпечення аеродинамічних характеристик регіонального пасажирського літака [Текст] / О. Д. Донець, В. О. Кудрявцев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 83. – С. 106 – 133.
83. Особливості льотних випробувань регіонального пасажирського літака [Текст] / О. Д. Донець // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2018. – Вып. 3 (95). – С. 40 – 50.
84. Особливості серійного виробництва регіональних пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158 [Текст] / С. А. Бычков, О. Д. Донець, В. Г. Читак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 84. – С. 125 – 143.
85. Особливості сертифікації регіональних пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158 [Текст] / О. Д. Донець // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2018. – Вып. 4 (96). – С. 56 – 69.
86. Осташ, О. П. Механіка руйнування і міцність матеріалів [Текст]: довід. посіб. / О. П. Осташ, В. М. Федірко, В. М. Учанін та ін. / за заг. ред. В. В. Панасюка; за ред. О. П. Осташа, В. М. Федірка. – Львів: Сполум, 2007. – Т. 9: Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів

конструкцій. – 1068 с.

87. Острославский, И. В. Аэродинамика самолета [Текст] / И. В. Острославский. – М. : ГИОП, 1957. – 560 с.
88. Проектирование гражданских самолетов: теории и методы [Текст] / И. Я. Катыврев, М. С. Неймарк, В. М. Шейнин и др.; под ред. Г. В. Новожилова. – М. : Машиностроение, 1991. – 672 с.
89. Проектирование самолетов [Текст] : учеб. для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др.; под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
90. Проектирование самолётов [Текст]: лаб. практикум для студентов специальности «Самолеты и вертолеты» / А. Г. Гребеников, А. А. Кобылянский, В. Н. Король и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2002. – 176 с.
91. Проектно-конструкторські особливості планеру регіонального пасажирського літака [Текст] / О. Д. Донець, О. З. Двейрін, Є. Т. Василевський, С. А. Філь, О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 83. – С. 4 – 27.
92. Процедуры сертификации авиационной техники (АП-21). – М. : МАК, 1994. – 40 с.
93. Пядушкин, М. Перевозчики удивили авиастроителей [Текст] / М. Пядушкин // Авиатранспортное обозрение. – 2007. – №78. – С 13 – 15.
94. Современные технологии авиастроения [Текст] / кол. авторов; под ред. А. Г. Братухина, Ю. Л. Иванова. – М. : Машиностроение, 1999. – 832 с.
95. Соппротивление усталости элементов конструкций [Текст] / А. З. Воробьев, Б. И. Олькин, В. Н. Стебнев, Т. С. Родченко. – М. : Машиностроение, 1990. – 240 с.
96. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов [Текст]. – М. : Наука, 1976. – 439 с.
97. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] / Э. Торенбик – пер. с англ. / Е. П. Голубков. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.
98. Хейвуд, Р. Б. Проектирование с учетом усталости [Текст]: пер. с англ. / Р. Б. Хейвуд; под ред. И. Ф. Образцова. – М. : Машиностроение, 1969. – 504 с.
99. Херцберг, Р. В. Деформация и механика разрушения конструкционных

материалов [Текст]: пер. с англ. / Херцберг Р. В. – М. : Металлургия, 1989. – 576 с.

100. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] : справочник / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1984. – 552 с.
101. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – М. : Машиностроение, 1977. – Т. 1: Весовой расчет самолета и весовое планирование. – 344 с.

Наукове видання

**Петро Васильович Балабуєв
В'ячеслав Олександрович Богуслаєв
Олександр Дмитрович Донець
Олександр Григорович Гребеніков
Олександр Захарович Двейрін
Віктор Миколайович Казуров
Євген Тимофійович Василевський
Андрій Михайлович Гуменний**

**КОНЦЕПЦІЯ
СТВОРЕННЯ СУЧАСНИХ РЕАКТИВНИХ
РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ**

(Російською мовою)

Редактор Т. В. Савченко

Зв. план, 2020

Підписано до друку 13.03.2020

Формат 60x84 1/8. Папір офс. № 2. Офс. друк

Ум. друк. арк. 15,4. Обл.-вид. арк. 17,38. Наклад 100 пр.

Замовлення . Ціна вільна

Видавець

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
<http://www.khai.edu>

Виготовлювач

Видавництво АТ «МОТОР СІЧ»
69068, м. Запоріжжя, пр. Моторобудівників, 15

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК № 4213 від 22.11.2011