Некоммерческое акционерное общество
«АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ
ИМ.ГУМАРБЕКА ДАУКЕЕВА»
Кафедра космической инженерии

«ДОПУЩЕН К ЗАЩИТЕ»
Зав.кафедрой PhD, доцент
Алипбаев К.А.
_____
(подпись)
«___» _____2020 г.

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

На тему: Проектирование механизма шасси самолета СУ-27

Специальность 5В074600 - Космическая техника и технологии

Выполнил Илиясов А.А. Группа КТТ(СУЛА)-16-1

Научный руководитель д.т.н.,профессор, Косболов С.Б.

_____ «___» _____2020 г.

(подпись)

Консультанты:

по экономической части: к.э.н., профессор, Ибришев Н.Н.

_____ «___» _____2020 г.

(подпись)

по безопасности жизнедеятельности: старший преподаватель, Тыщенко Е.М.

_____ «___» _____2020 г.

(подпись)

нормоконтролер:PhD, доцент, Алипбаев К.А.

_____ «____» _____2020 г.

(подпись)

Рецензент:Инчин А.С.

_____ «____» _____2020г

Алматы 2020

Министерство образования и науки Республики Казахстан

Некоммерческое акционерное общество

«Алматинский университет энергетики и связи им.ГумарбекаДаукеева»

Институт космической инженерии и телекоммуникаций

Кафедра Космической инженерии

ЗАДАНИЕ

На выполнение дипломного проекта

По специальности 5В074600 – Космическая техника и технологии

Студента группы КТТ(СУЛА) –16–1 Илиясова А.К.

Тема дипломного проекта: *Проектирование механизма шасси самолета СУ-27*

Утверждена Приказом ректора университета №___ от _____2020 г.

Срок сдачи законченного дипломного проекта: «25» мая 2020 г.

Исходные данные к проекту требуемые параметры результатов проектирования (исследования) и исходные данные объекта

Название самолета СУ-27. Тип многоцелевой истребитель. Разработчик ОКБ Сухого. Масса 16380кг, максимальная скорость 2500км/ч, длина 22м, дальность полета 3530км, стоимость 30 000 000 USD.

Перечень подлежащих разработке дипломного проекта вопросов или краткое содержание дипломного проекта: анализ отказов и неисправностей элементов шасси самолета СУ-27. Анализ наименее надежных элементов шасси. Предложение на основании полученных данных свои методы по улучшению разработки для техобслуживания шасси самолета СУ-27. Расчет экономической и БЖД части для проекта.

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей)

Рисунок структуры самолета СУ-27(1)

Рисунок структуры самолета СУ-27(2)

Рисунок структуры самолета СУ-27(3)

Рисунок поперечного сечения диска

Рисунок индекатора

Схема узла крепления установки к раме автомобиля.

Рисунок расчета узлов крепления установки к раме автомобиля

Рисунок изгибающего момента

Рекомендуемая основная литература

1. Бурлаков В.И. Прикладная теория надежности. - К.: КИИГА, 1992. – 116 с.

2. Методические указания. Анализ надежности авиационной техники. – К.: КИИГА, 1982. – 40 с.

3.Зверев И.И., Коконин С.С. Проектирование авиационных колес и тормозных систем – М: Машиностроение, 1972 г.

Консультанты по проекту с указанием относящихся к ним разделов

Раздел	Консультант	Сроки	Подпись
Осн. часть	Алипбаев К.А.	1.04.20-31.05.20	
БЖД	Тыщенко Е. М.	18.05.20-22.05.20	
Экон. обоснование	Ибришев Н.Н.	25.05.20-29.05.20	
Нормоконтроль	Алипбаев К.А.	12.06.20	

ГРАФИК

Подготовки дипломного проекта

№ п/п	Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления руководителю	Примечание
1	Введение	1.04.20-3.04.20	
2	Описание шасси самолета СУ-27	6.04.20.-10.04.20	
3	Конструктивные усовершенствования шасси самолета СУ-27	13.04.20-30.04.20	
4	Разработка установки для технического обслуживания шасси самолета СУ-27	1.05.20-31.05.20	
5	Охрана окружающей среды	18.05.20-22.05.20	
6	Технико-экономическое обоснование	25.05.20-29.05.20	

Дата выдачи задания «1» апреля 2020 г.

Заведующий кафедрой _____ Алипбаев К.А.

(подпись)

Руководитель _____ Косболов С.Б.

(подпись)

Задание принял к исполнению

Студент _____ Илиясов А.А.

(подпись)

Содержание

Введение 4
1. Основная часть 6
1.1 Краткое описание шасси самолета СУ-27 6
1.2 Анализ надежности шасси самолета СУ-27 19
1.3 Конструктивные усовершенствования шасси самолета СУ-27 21
1.3.1 Усовершенствование тормозного цилиндра 22
1.3.2 Усовершенствование тормозных дисков колес 25
1.3.3 Разработка бескамерного барабана тормозного колеса со съемным корпусом 36
1.3.4. Усовершенствование шарнирного узла шасси самолета 47
1.3.5. Разработка сигнализатора давления для авиационных пневматиков 49
1.3.6. Конструктивное усовершенствование замка убранного положения основной опоры шасси 52
2. Разработка установки для технического обслуживания шасси самолета СУ-27 52
2.1 Краткая характеристика механизации, применяемой при техническом обслуживании самолета СУ-27 55
2.2 Основные требования, предъявляемые к машинам и механизмам, используемым при техобслуживании воздушных судов 56
2.3 Разработка передвижной установки для техобслуживания шасси самолета СУ-27 56
2.3.1 Техническое описание гидроустановки и гидродомкрата 59
2.3.2 Расчет узлов крепления установки к раме автомобиля 61
2.3.3 Расчет направляющих для погрузки колес 62
3. Охрана окружающей среды 65
3.1 Влияние воздушного транспорта на окружающую среду 65
3.2 Экологическая опасность процесса техобслуживания шасси 68
3.3 Обеспечение экологической безопасности 68

Алматы 2020

3.4 Расчёт эмиссии авиационного двигателя Д-30-КП 69
4 Технико-экономическое обоснование 73
4.1 Технико-экономическое обоснование разработки программного моделирования для звездного датчика. 73
4.2 Определение трудоемкости при разработке программной модели звездного датчика 73
4.3 Определение затрат на разработку проекта 75
4.3.1. Амортизационные отчисления 77
4.3.2. Затраты на сертификацию, рекламу, аренду, дополнительный фонд и накладные расходы. 79
4.4. Показатели экономической эффективности 80
5.БЖД: Требование охраны труда обслуживающего персонала на шасси 84
Заключение 83
Список использованных источников 96

Введение

Актуальность работы:научно-технические разработки, направленные на увеличение характеристик ресурса и надежности механических систем, находятся на одном из важнейших наставлений научно-технического развития. Важнейшее значение такие разработки имеют для авиационной техники в связи с высокими требованиями безопасности полетов. Шасси самолета являются одними из самых повреждаемых основных систем самолета, так как испытывают повышенный уровень переменных нагрузок в процессе взлета, посадки и руления, на которые приходится большинство авиационных происшествий. В то же время шасси самолета в полете доставляют собой бесполезный груз, достигающий до 2,5-5 % от взлетной массы самолета. Таким образом, прогнозирование надежности и долговечности конструкции шасси самолета является одной из важнейших задач современного авиастроения.

Цели работы:

1.Изучить проектирование механизма шасси СУ-27

2.Исследовать конструктивные усовершенствования элементов шасси

3.Предложить на основании полученных данных свои методы по улучшению разработки для техобслуживания шасси самолета СУ-27

Задачи:

1.Выделить и проанализировать отказов и неисправностей элементов шасси самолета СУ-27

2. Проанализировать наименее надежные элементы шасси

3. Рассмотреть наибольшую адаптацию предлагаемых устройств к существующей конструкции

4. Оценить серьезность проблемы воздействия воздушного транспорта на окружающую среду

Повышение уровня безопасности полетов, надежности авиационной техники определяет задачи по совершенствованию устройству современных воздушных судов (ПС). Также одной из наиболее главных задач является более эффективное использование воздушных судов, сжатие времени простоя при оперативном и периодическом техническом обслуживании (ТО), увеличение степени механизации ТО, экономия горюче смазочных материалов (ПММ).

Внедрение прогрессивных методов ТО АТ по состоянию потребует решения ряда технических и организационных вопросов, направленных на важное улучшение системы контроля технического состояния агрегатов и узлов АТ, при этом значительное внимание должно уделяться разработке мероприятий, направленных на совершенствование конструкции АТ, введению новейших методов и средств диагностики, разработке средств механизации и автоматизации процессов ТОАТ.

В дипломном проекте предлагаются некоторые конструктивные улучшения шасси самолета СУ-27направленные на повышения уровня безотказности основных узлов шасси. Кроме того, анализируют варианты, призванные уменьшить трудоемкость ТО шасси. Рассматриваются вопросы охраны труда и окружающей среды при обслуживании шасси.

1. Основная часть

1.1 Краткое описание шасси самолета СУ-27

В основной части дипломного проекта показаны результаты разработок, направленных на повышение надежности некоторых элементов шасси самолета СУ-27. Выбор элементов, которые требуют конструктивного усовершенствования, выполнены нао снове анализа надежности шасси.

Шасси является системой опор, обеспечивающее главное положение самолета настоянке которые передвигают при рулении поаэродрому и во время взлета и посадки.Су-27-одноместный моноплан, выполненный по интегральной аэродинамической схеме, при которой крыло с корневым наплывом и фюзеляж создают вместе единый несущий корпус, набранный из крыльевых профилей. В конструкции используются алюминиевые и титановыесплавы, стали, композиционные материалы и др.

Фюзеляж полумонококовой конструкции технологически делят на головную (до 18 шп.), среднюю (шп. 18-34) и хвостовую части (от шп. 34), а также воздухозаборники (ВЗ).

Головная часть с радиопрозрачным обтекателем антенны РЛС, отсеками снабжения, нишей передней опоры шасси и кабиной летчика обладает интегральноесочлененииес наплывом крыла. Обтекатель РЛС трехслойной конструкции для апгрэйда обзора из кабины отклонен вниз на угол 7,5°. Кабина летчика герметичная, с двухсекционным остеклением фонаря.

Снабжение расположено в носовой части, двух боковых подкабинных и заднекаминных отсеках. В правом притоке находится пушечная установка с системами подачи патронов,выбрасывания гильз и сбора звеньев. Патронная коробка пистолета установлена в заднем отсеке оборудования.

Средняя часть фюзеляжа состоит из следующих технологических узлов: передний топливный бак-отсек № 1, центроплан, представляющий собой топливный бак-отсек № 2 с узлами крепления основных опор шасси и гондол,

предназначенных для размещения средств связи и оборудования гаргрот, а также правый и левый передние отсеки центроплана, примыкающие к баку-отсеку № 1. На верхней поверхности средней части фюзеляжа установлена тормозная пластина площадью 2,6 м2, отклоненная вверх под углом 54°.

Хвостовая часть технологически разделена на центральную балку фюзеляжа с отсеком оборудования, бак-отсек № 3 и контейнер для тормозного парашюта, силовые гондолы двигателя и хвостовые балки, которые являются продолжениями обтекателей основных опор шасси и основой для установки хвостового оперения самолета.

Воздухозаборники представляют собой отдельные технологические узлы и размещаются под крылом пульсаций.

Крыло самолета имеет сложную форму в плане. Удлинение крыла 3,5, сужение (на основной трапеции) - 3,4. угол наклона консольного крыла по передней кромке-42°, по задней-15°. Угол поперечного V-образного крыла равен 0°, угол установки-0°. Крыло выполнено из профилей Р-44М с относительной толщиной 3-5%. Конструктивно каждая консоль состоит из силового кессона, носовой и хвостовой частей и колпачка. К консолям крыла крепятся органы управления и механизации-флапероны и отклоняемые носки. Последние при взлете и посадке отклоняются на угол 30°, а при маневрировании на скоростях м " 0,92 автоматически занимают положение, зависящее от угла атаки, но не превышающее отклонения на взлете. Флапероны в режиме закрылков отклоняются синхронно ("зависают") на взлете и посадке под углом 18°, а при маневрировании (до числа М=0,92) – под углом, равным углу атаки. Выполняя функции элеронов, флапероны дополнительно отклоняются от положения зависания на углы от -27° до +16° при взлете и посадке и ± 20° в полете. Часть кессона консоли герметизирована и образует топливный бак-отсек. На концах крыла установлены крепления для пусковых установок ракет Р-73 или контейнеров станции сорбции-С РЭП.

Горизонтальное оперение состоит из двух цельнооборотных дифференциально отклоняемых консолей со стреловидностью 45° вдоль передней кромки. Углы синхронного отклонения – от -20° до +15°, дифференциального - ± 10° от синхронного положения. Конструктивно каждая консоль состоит из лонжерона, задней стенки, 11 ребер жесткости, обшивки панелей и торцов. Он вращается на полуоси, неподвижно закрепленной в хвостовой балке фюзеляжа.

Вертикальное оперение состоит из двух килей с рулями направления и двух подпалубных гребней. Угол стреловидности киля вдоль передней кромки составляет 40°. Максимальный угол поворота рулевого колеса составляет ±25°. Привод РН установлен в Киле. Каждый киль состоит из двух лонжеронов, стенок, ребер, панелей и торцов. В основании килей расположены воздухозаборники радиаторов кондиционирования воздуха.

Шасси представляет собой трехколесный велосипед с носовой опорой. Колесная база 5,8 м, ширина колеи 4,34 м, угол парковки 0° 16'. Носовое шасси выполнено по полурычажной схеме и оснащено безтормозным колесом кн-27 размером 680х260 мм, оснащенным грязезащитным экраном. Одно тормозное колесо КТ-156Д размером 1030х350 мм установлено на основных опорах с телескопическими стойками.

Силовая установка состоит из двух двухконтурных двухвальных турбореактивных двигателей с форсажными камерами АЛ-31Ф, воздухозаборниками и системами: запуска, управления, охлаждения и смазки, заправки топливом, монтажа и др.

В зависимости от условий применения АЛ-31Ф может работать в боевом, учебном или специальном режимах. Режим работы регулируется на земле. В боевом режиме двигатель развивает стендовую тягу 12500 кгс на полном форсаже и 7770 кгс на "максимуме". Удельный расход топлива на полном форсаже-1,92 кг / кгс х ч, на "максимальном" – 0,75 кг/кгс х ч, на режиме минимального расхода топлива-0,67 кг / кгс х ч. прирост давления в

компрессоре составляет 23,5, расход воздуха-112 кг / с, а температура газа перед турбиной-1665°С. Габаритные размеры двигателя 4950х1180 мм, сухой вес 1530 кг. Ресурс двигателя – 300 часов до первого ремонта, общий (с двумя ремонтами) - 700 часов. Двигатели последней серии имеют ресурс увеличенный, соответственно, до 500 и 1000 часов.

Воздухозаборники самолета прямоугольные, регулируемые, с внешним сжатием. Для предотвращения попадания посторонних предметов в двигатели при взлете и посадке в VZ установлены убирающиеся предохранительные сетки, управляемые гидроцилиндрами по сигналам от концевых выключателей закрылков шасси.

Топливная система состоит из трех баков в фюзеляже и центроплане и двух в консолях крыла, насосов, трубопроводов, дозаторов топлива, подсистем наддува, дренажа, аварийного дренажа и др. Емкость переднего фюзеляжного бака-отсека (№1) – 4020 л, центроплана (№2) - 5330 л, заднего фюзеляжа (№3) - 1350 л, крыла – 1270 л. полный запас топлива – 11974 л. Подвесные топливные баки не предусмотрены. Заправка централизованная. Топливо-керосин марок Т-1, ТС-1 или РТ.

Система управления самолетом включает в себя продольную, поперечную и гусеничную системы управления, а также управление законцовкой крыла. В поперечном и гусеничном каналах реализовано механическое соединение органов управления с гидроусилителями рулевых поверхностей, в продольном канале используется электрическая система управления СДУ-10С. Кроме того, СДУ обеспечивает требуемые характеристики устойчивости и управляемости во всех каналах управления самолетом. Усилия на рукоятке управления и педалях создаются нагружающими механизмами. Продольное управление осуществляется синхронным отклонением стабилизатора, поперечное-флаперонами и дифференциальным отклонением стабилизатора, гусеничное-с помощью рулей направления. Для улучшения летных характеристик на больших углах

атаки СДУ имеет законцовку крыла и систему управления флапероном. Для предотвращения достижения крайних углов атаки и перегрузки СДУ оснащается автоматическим предельным режимом предельного ОПР. Для достижения требуемой надежности продольный канал СДУ-ус имеет 4-кратное резервирование, а поперечный и путевой каналы-3-кратное (за счет наличия механической проводки). Система автоматического управления САУ-10, предназначенная для автоматического и Директорного управления истребителем, является неотъемлемой частью летно-навигационного комплекса.

Гидравлическая система самолета состоит из двух (первой и второй) независимых систем. Гидравлические насосы каждой системы приводятся в движение своим собственным двигателем. Эти системы совместно обеспечивают работу рулевых приводов стабилизатора, рулей направления, флаперонов и отклоняемых законцовок крыла. Кроме того, первая гидросистема обеспечивает выпуск и очистку шасси, управление левым клином ВЗ, запуск и экстренное торможение колес шасси,питание радиолокационных блоков и др. Второй обеспечивает основное торможение колес шасси, очистку и выпуск тормозной заслонки, управление правым клином VZ.

Пневматическая система используется для аварийного выпуска шасси в случае отказа гидравлической системы и подъема-опускания фонаря кабины пилота. Рабочая среда-азот под высоким давлением.

Электрическая система используется для питания бортового оборудования и вооружения постоянным и переменным током. Основными источниками электроэнергии являются два генератора переменного тока ГП-21, установленные на двигателях. Резервными источниками переменного тока являются преобразователи. Система постоянного тока питается от трех выпрямителей и двух батарей 20нкбн-25. Электроснабжение организовано

таким образом, что двухканальная система питания постоянным током обеспечивается при пяти отказах отдельных подсистем и узлов.

Система аварийной эвакуации состоит из катапультируемого кресла серии К-36ДМ 2 и пиротехнической подсистемы для сбрасывания фонаря пилота и катапультирования пилота. Система гарантирует, что самолет покидает весь диапазон рабочих скоростей и высот. Кресло оснащено носимым аварийным резервом НАЗ-7М и автоматической радиостанцией Р-855УМ.

Пилотажно-навигационный комплекс ПНК-10 предназначен для навигации воздушных судов на всех этапах полета днем и ночью в простых и сложных метеоусловиях. Комплекс состоит из 4 подсистем. Навигационная система состоит из вертикальных и курсовых информационных систем ИК-ВК-80, цифровой вычислительной машины а-313, РСБН а-317, радиокомпаса АРК-22, маркерного радиоприемника МПП-66, блоков коммутации и преобразования кодов. Информационный комплекс скоростных параметров ИК-ВСП включает в себя первичную информацию датчиков воздушной сигнализации ППМ-II-72-3, системы удержания СОС-2, высотомера РВ-21. система автоматического управления САУ-10 включает в себя цифровую вычислительную машину траекторного управления КВТУ-5 и блок ввода-вывода БВВ-3 для систем связи с бортовым оборудованием. Четвертая подсистема-это устройства управления, индикации и контроля.

Аппаратура идентификации и активного реагирования самолета состоит из радиолокационного запросчика СРЗ-1П, ответчика СРО-2П системы пароль-2D и ответчика со-69.

Бортовое оборудование для приема команд наведения и активного реагирования "спектр" предназначено для определения координат истребителя при наведении его на цель и приема команд управления и наведения. Оборудование работает с наземными автоматизированными

комплексами "Луч-2", "воздух-1М" и др. и принимает управляющие сигналы по радиолиниям"Радуга-САЗО-СПК-75-СПК-68","бирюза" и"лазурь-м".

Антенно-фидерная система "Поток" предназначена для приема и передачи информации от ответчиков, РСБН и другого оборудования и состоит в общей сложности из 20 антенн, обеспечивающих круговой обзор пространства.

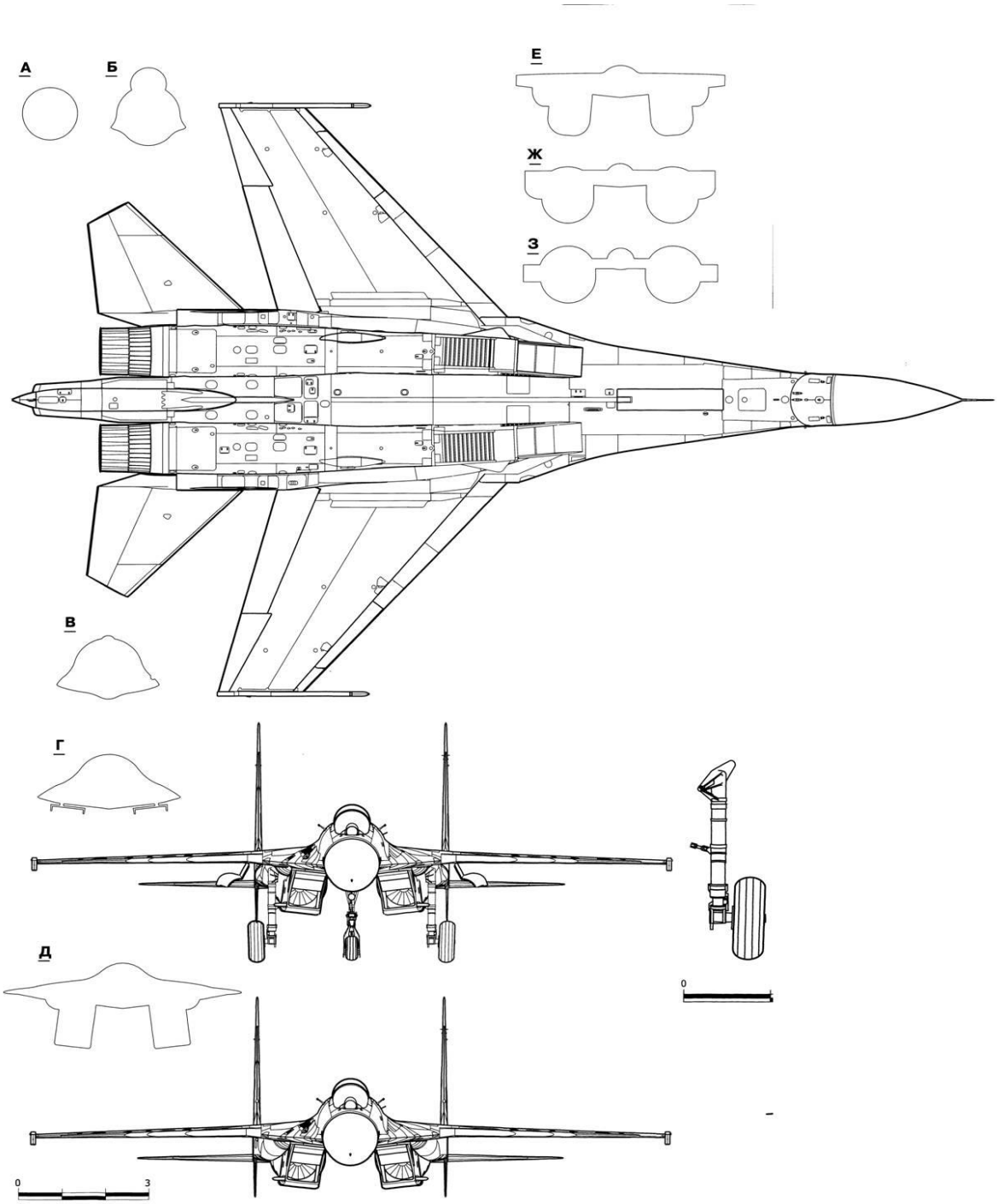

Рисунок 1.1 –Структура самолета СУ-27(1)

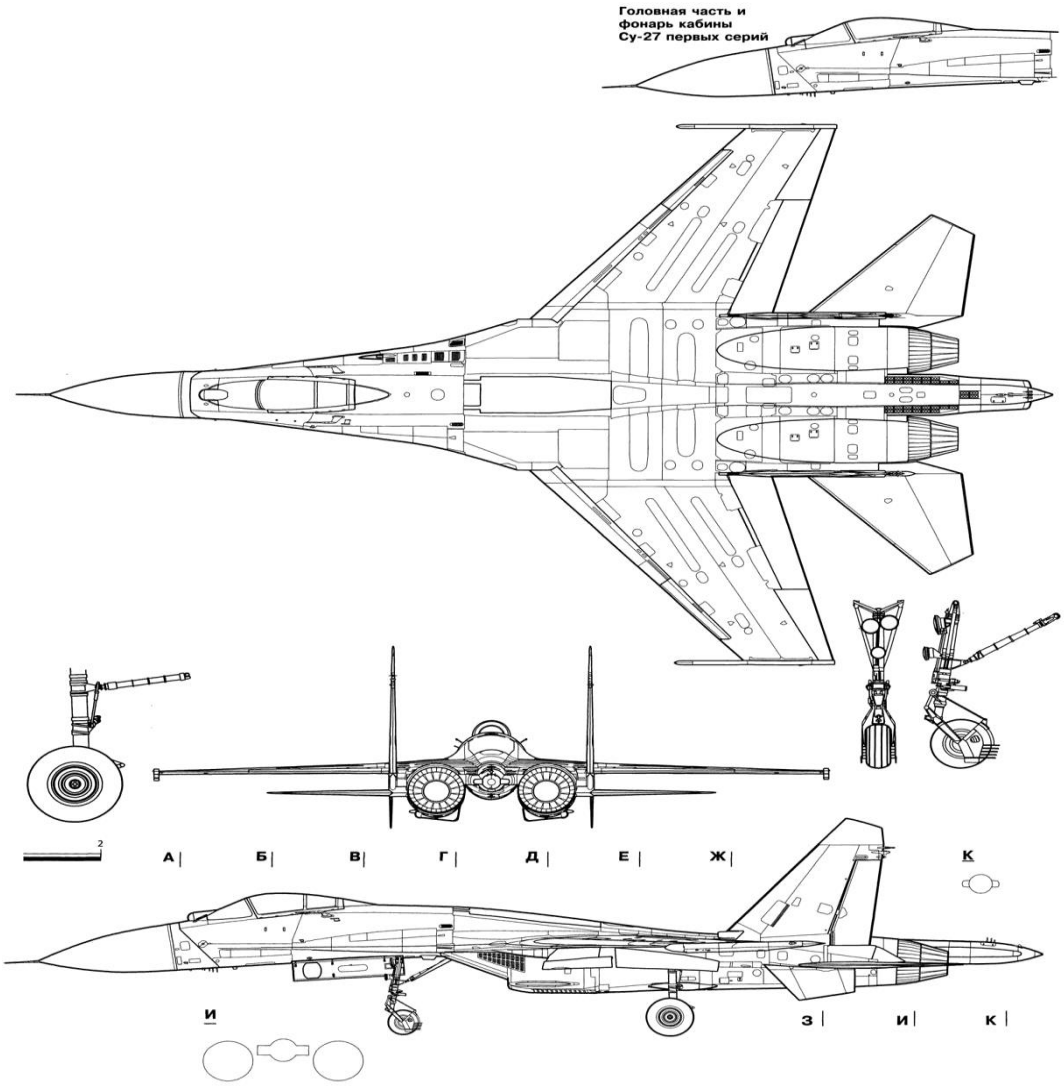

Рисунок 1.2 – Структура самолета СУ-27(2)

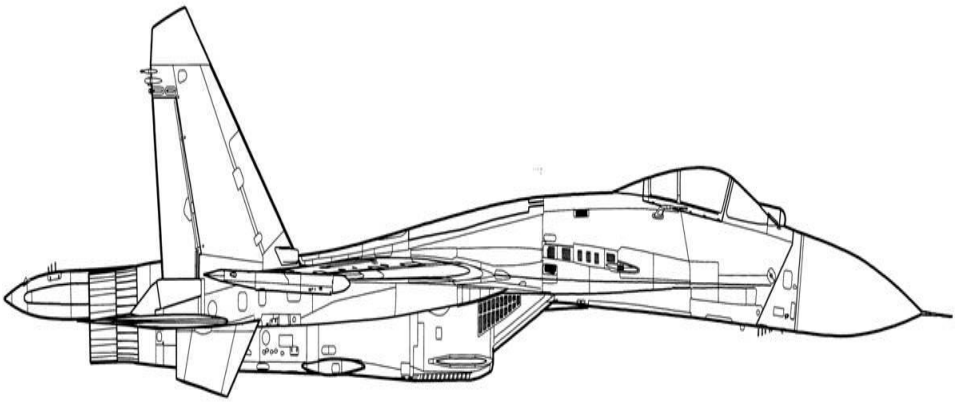

Рисунок 1.3 - Структура самолета СУ-27(3)

Система управления вооружением Су-27 предназначена для решения боевых задач по уничтожению воздушных целей в групповых, автономных и полуавтономных боевых действиях, а также применения авиационного вооружения против наземных целей. СУ Б включает в себя:

- система управления вооружением СУО-27М, предназначенная для подготовки и применения всех видов вооружения, установленного на самолете;

- радиолокационная система наведения Н001, предназначенная для поиска, обнаружения, захвата и сопровождения воздушных целей, летящих на высотах от 30 м до 27 км, выдачи целеуказания и решения задач в условиях пуска, а также идентификации атакуемой цели и передачи команд управления ракетой в режиме радиокоррекции. РЛС с антенной диаметром 975 мм способна сопровождать на лету до 10 целей и обеспечивать перехват одной из них. Дальность обнаружения цели типа "истребитель" в передней полусфере составляет 90-100 км, в задней-30-40 км.;

– оптико-электронная прицельная система ОЭПС-27 в составе оптико-локационной станции ОЛС-27, нашлемной системы целеуказания НСК, сенсорных блоков и преобразователей. Он предназначен для поиска, обнаружения и сопровождения воздушных целей по их тепловому излучению, а также решения задач целеуказания при атаке воздушных и наземных целей;

- единая система индикации "Нарцисс-м", состоящая из индикатора на лобовом стекле ИЛС-31, линейного индикатора ИПВ-1, компьютера БВЦ20-51М и других систем, которая предназначена для отображения обзорной, прицельной, тактической и пилотажно-навигационной информации в виде набора параметров на экранах двух индикаторов в кабине пилотов.;

– система объективного контроля учебно-боевой сок-Б предназначена для контроля посредством фотомагнитной записи действий летчика при

решении учебно-боевых задач, и включает в себя магнитный самописец МЛП-14-3 и фотоконтрольный прибор БФК-ЭУ.

Бортовая система связи (стандарт) ТКС-2-27 предназначена для открытой и секретной телефонной и закрытой телекодовой связи с пунктами управления и между самолетами. В состав комплекса входят радиостанции Р-800Л1, Р-800Л2 и Р-864Л-а, телекодовое оборудование связи, модем "Лиман", речевой информатор" Апмаз-УБТ", цифровая вычислительная машина "символ-Г1" и ряд других узлов и систем.

Бортовая система межгрупповой обороны "скимитар" предназначена для защиты от ракет с полуактивным GPS путем помех их станциям наведения. Система состоит из съемных станций постановки помех "Сорбция-С", установленных на каждом самолете, и" Смальта-СК " на вспомогательном самолете.

Станция радиационной сигнализации СПО-15ЛМ "Береза-ЛМ" предназначена для предупреждения летчика об излучении с любого направления РЛС управления ЗРК, бортовых РЛС истребителя и других средств, работающих в диапазоне частот РЛС. СПО способен определять пеленг на РЛС, параметры и режим работы, решает задачи выбора наибольшей угрозы и динамики сближения с атакующей машиной.

Система пассивного глушения включает 32 трехпозиционных блока пассивного глушителя АПП-50, оснащенных 50-мм глушащими патронами теплового ППИ-50 и противорадиолокационного прп-50.

Бортовые системы сигнализации и управления включают в себя встроенную систему управления "Экран-2", аппаратуру голосового оповещения Р-591Б " Алмаз-УПА "и бортовой самописец информации "тестер-узел".

Оружие. Артиллерийское вооружение состоит из встроенной пушечной установки 9а4071к с 30-мм пушкой ГШ-301 и двух крылатых установок СППУ-30 с аналогичными пушками. Максимальная скорострельность пушки составляет 1500-1800 выстрелов в минуту, а встроенный боекомплект-150 выстрелов. Управляемое ракетное вооружение состояло из ракет средней дальности класса воздух-воздух Р-27 или Р-27Е радиолокационного (до 6 ракет на АКУ-470 и ВСУ-470) или теплового (до 2 ракет на ВСУ-470) прицелов и ракет проходящего маневренного боя Р-73 с ТГСН (до 6 ракет на ВСУ-73-1Д и законцовках крыльев). Неуправляемое ракетное вооружение представлено НАР типа с-25 (до 6 ракет в ПУ 0-25), с-13 (до 6 пятизарядных блоков Б-13л), с-8 (до 6 двадцатизарядных блоков Б-8М1). Вооружение бомбардировщика включает различные авиационные бомбы и РБК калибра до 500 кг на ДБ-УСК или многокамерных МБДЗ-У6-68, контейнеры КМГ-У и зажигательные баки ЗБ-500. Специальное вооружение бомбардировщика-две специальные бомбы, подвешенные на балочных держателях БЖД-УСК под фюзеляжем.

На самолете шасси Су-27 выполнено по трехногой схеме и убирается обратно в полет. Носовое колесо шасси позволяет осуществлять взлет и посадку при сильном боковом ветре, а также прямолинейное движение при взлете и взлете самолета. Трехногая схема позволяет получить устойчивое движение самолета по аэродрому, эффективно маневрировать, благодаря управлению вращением колес передней ноги.

Передняя или носовая опора размещается перед центром тяжести, что позволяет избежать опрокидывания "на нос", а также применять торможение при беге.

Основные опоры расположены позади центра тяжести самолета. В отпускном положении они имеют противоположный наклон, который изменяется в зависимости от величины сжатия нордстомов.

Передняя опора имеет два спаренных колеса, а каждая основная опора представляет собой тележку с шестью спаренными колесами.

Пневматические колеса воспринимают нагрузку при посадке и перемещении самолета по аэродрому, а также передают ее на опоры.

Чистка задней части шасси имеет свои преимущества и недостатки. Такая очистка не вызывает большого смещения центра тяжести и не требует большой мощности подъемных цилиндров, так как в этом случае нет необходимости преодолевать сопротивление воздушного потока.

Самолет имеет систему управления поворотом колес передней ноги, что значительно улучшает маневренность самолета при рулении.

Основные опоры шасси имеют гидравлическую колесную тормозную систему и устройства, автоматически регулирующие тормозное усилие колес, что исключает возникновение рыскания.

Как в убранном, так и в освобожденном положении все ножки шасси фиксируются.

Шасси имеет световую и звуковую сигнализацию о положении опор и закрылков.

Очистка и освобождение шасси, открытие замков, задних дверей основных опор шасси, а также управление колесными тормозами осуществляются с помощью гидроцилиндров и устройств, приводимых в действие первой гидросистемой.

Аварийный выпуск шасси, открывание задних дверей основного шасси и рулевого колеса производится со второго, а резервный аварийный выпуск и открывание задних дверей основного шасси - с третьего гидросистемы.

Передняя нога шасси размещалась под носовой частью оси фюзеляжа самолета и убиралась в нишу между шпангоутами № 14-19. Основные опоры шасси расположены справа и слева под крылом и убираются в ниши мотогондол.

Таблица 1.1 – Основные данные

Передняя нога	Главная нога	
Количество колес, шт.	2	6
Обозначение колес	КН-10	КТ-141Е
Размер колес, мм.	880×225	930×305
Начальное давление воздуха в пневматиках колес, $кгс/см^2$	$9^{+0,5}$	$9^{+0,5}$
Рабочая жидкость амортизатора	МаслоАМГ-10	МаслоАМГ-10
Количество рабочей жидкости в амортизаторе, $см^3$	2800	11600
Рабочий газ амортизатора	Технический азот	Технический азот
Начальное давление рабочего газа в амортизаторе, $кгс/см^2$	50^{+2}	$75^{\pm1}$
Полный ход штока амортизатора, мм	251	362
Видимая высота зеркала при начальном давлении рабочего газа, мм:		
для взлетной массы самолета	31 - 176	32 - 90
для посадочной массы самолета	46 - 251	62 - 152
Обжатие пневматиков на стоянке, мм:		
для взлетной массы самолета	40 - 50	60 - 75
для посадочной массы самолета	35 - 45	40 - 60
Поворот колес:		
для взлетно-посадочного режима	$8°30'$	-
для режима руления	$55°$	-

1.2 Анализ надежности шасси самолета СУ-27

Интенсивность отказов определяется по формуле:

$$\lambda_{(t)} = \frac{r(t+\Delta t) - r(t)}{N(t) \cdot \Delta t}; \quad (1.1)$$

где: $r(t)$ - количество отказов изделия за период времени t ;

$r(t+\Delta t)$-количество вышедших из строя продуктов за определенный период времени $t+\Delta t$;

$N(t)$ -общее количество продуктов, находящихся под наблюдением.

Средняя интенсивность отказов определяется по формуле:

$$\lambda_{(t)cp} = \frac{1}{K}\sum_{t=1}^{k}\lambda(t); \quad (1.2)$$

Вероятность безотказной работы определяется как для безотказных систем каждые полчаса типичного полета, равная t=3 ч. При этом считается, что во время типичного полета вышедшее из строя изделие не восстанавливает свою работоспособность.

Тогда вероятность безотказной работы за рассматриваемый период времени t можно определить по формуле:

$$P_{o(t)} = e^{-\lambda_{cs} t_i}; \quad (1.3.)$$

Статистические данные по отказам и неисправностям элементов и узлов шасси, произошедшим за период эксплуатации самолета Су-27 в аэропорту Борисполь (2001-2002 гг.), представлены в таблице 1.2.

Таблица 1.2 – Статистические данные по отказам и неисправностям элементов гидросистемы самолета СУ-27

№	Наименование элементов	Наработка элементов до отказа, ч
1	КТ – 141 Е	Разрушение шин, тормозных дисков, проворачивание шины, перегрев, проколы, течь АМГ из блоков тормозных цилиндров, трещины на барабане

2	КН-10	Дисбаланс колес, трещины в барабанах, срез шпильки, порезы, обрыв болта ребордынеравномерный износ шин, негерметичность ниппеля, износ обтюраторов износ подшипников
3	УА – 51 Б	внутренняя негерметичность, износ резьбы крепления, трещины
4	РДЦ	Износуплотнений, внутренняянегерметичность
5	Амортстойка ОНШ	Трещины, коррозия, износ буксы, мало количество смазки, недозарядка азотом или АМГ
6	Амортстойка ПНШ	Мало количество смазки в трущихся узлах, износ трущихся поверхностей, люфты, износ обтюраторов, недозарядка амортстойки, износ оси подшипников, жесткая работа амортизатора
7	Замки убранного положения ПНШ	Заклинивание,внутренняя негерметичность
8	Замки убранного положения ОНШ	Заклинивание,внутренняя негерметичность

На основании статистических данных таблицы 1.2 строим гистограмму распределения отказов по элементам и узлам шасси (Рис 1.1).

Для расчета интенсивности отказов $\lambda_{(t)}$ элементов и узлов шасси, определяем количество интервалов К и наработку в интервале Δt по формуле;

$$K = \frac{n}{1 + 3.3\lg N}, \tag{1.4}$$

где n-количество отказов;

N - количество исправных агрегатов, находящихся под наблюдением

$$\Delta t = \frac{t_{max} - t_{min}}{K}; \tag{1.5}$$

где t_{max} - максимальная наработка изделия на отказ;

t_{min} - минимальная наработка изделия на отказ.

После определения интенсивности отказов $\lambda_{(t)cp}$ определяем вероятность безотказной работы элементов и узлов шасси $P_{(t)}$ как для невосстанавливаемой системы за время типового полета, равное 3 часа.

1.3 Конструктивные усовершенствования шасси самолета СУ-27

При разработке конструктивных усовершенствований мы использовали: опыт эксплуатации шасси Су-27, изучение технической литературы, информационный и патентный поиск.

В дипломном проекте были внесены следующие конструктивные улучшения в элементы шасси:

- усовершенствование колесных тормозных дисков с заменой материала диска и тормозного корпуса, оптимизация потока охлаждающего воздуха через тормоз;

- усовершенствование тормозного цилиндра;

- разработка бескамерного барабана тормозного колеса со съемным корпусом с заменой материала;

- усовершенствование шарнирного узла шасси;

- усовершенствование фиксатора убранного положения главной ноги шасси (онш);

- усовершенствование устройства для подачи жидкости в пневмогидравлический амортизатор передней опоры.

1.3.1 Усовершенствование тормозного цилиндра

Самолет Су-27 имеет 12 тормозных цилиндров с поршнями, 8 узлов растормаживания и 4 цангового регулятора зазора в блоке цилиндров. Для уменьшения массы тормозного устройства в дипломном проекте предлагается тормозной узел, содержащий три узла: гидроцилиндр с поршнем, узел растормаживания и регулятор зазора. Зазор регулируется следующим образом. При разработке тормозных дисков напорный цилиндр 59 идет все дальше и дальше, он начнет перемещать втулку 55 вправо, которая будет насаживать втулку 57 на шарикоподшипник 56. В результате пружина 58 отпускается в незаторможенном положении устройства, поэтому при отпускании напорного цилиндра 59 она перемещается влево, не достигая своего предыдущего положения. В результате поддерживается постоянный зазор между прижимной пластиной и тормозным мешком.

1.3.1.1 Проверочный расчет тормозного устройства

Величина потребного эксплуатационного тормозного момента определяется с прототипа тормозного устройства самолета СУ-27.

$$M_Т^Э = \mu_Т * S_Т * R_Т * n_Т \qquad (1.11.)$$

где $\mu_Т$ =0.3 – коэффициент трения фрикционной пары прототипа (материал МКВ-50А-4НМХ);

$S_Т$ – осевое усилие сжатия;

$R_Т$ – радиус трения тормозных дисков;

$n_Т$ =10 – количество пар поверхностей трения.

Определим осевое усилие сжатия:

$$S_Т = \frac{\pi * D_П^2}{4} * n_П * P_Т = \frac{3{,}14 * 0{,}017^2}{4} * 12 * 11 * 10^6 = 29946 \text{ (Н)}, \qquad (1.12.)$$

где $D_П$ =0.017 м – диаметр поршня торможения;

$n_П$ =12 – количество поршней торможения;

$P_Т$ =11МПа – рабочее давление в тормозной системе.

Определим радиус трения в тормозных дисках $R_Т$:

$$R_Т = \frac{R_Д + r_Д}{2} = \frac{163{,}8 + 114}{2} = 139 \text{ (мм)} = 0{,}139 \text{ м}, \qquad (1.13)$$

где $R_д$=163,8 мм – внешний радиус диска,

$r_д$ = 114 мм – внутренний радиус диска.

Потребный тормозной момент:

$$M_Т^Э = 0{,}3 * 29946 * 0{,}139 * 10 = 12487 \text{ (Н·м)}.$$

Для проектируемого тормозного устройства осевое усилие сжатия дисков

$$S'_Т = \frac{M_Т^Э}{\mu_{с-с} * R'_Т * n'_Т}, \qquad (1.14.)$$

где $\mu_{с-с}$=0,35 – коэффициент трения фрикционной пары "углерод-углерод";

$n_Т$ ´ =6 – количество пар поверхностей трения;

$R_Т$ ´ – радиус трения тормозных дисков,

$$R'_Т = \frac{R'_Д + r'_Д}{2} = \frac{176 + 120}{2} = 148 \text{ (мм)} = 0{,}148 \text{ м}, \qquad (1.15.)$$

где $R_д$ ´ =176 мм – наружный радиус дисков;

$r_д$ ´ =120 мм – внутренний радиус дисков.

В результате получим

$$S'_Т = \frac{12487}{0{,}35 * 0{,}148 * 6} = 40177 \text{ (Н)}.$$

Определим необходимое рабочее давление в тормозной системе.

$$P_Т = P_Т' + P_Т'' + P_Т''', \qquad (1.16.)$$

где $P_Т$ ´ – давление, необходимое для создания осевого усилия сжатия дисков $S_Т$ ´,

$P_Т$ ´´ – давление, необходимое для обжатия возвратных пружин,

P_T''' – давление, необходимое для преодоления сил трения в регуляторах зазора.

$$P_T' = \frac{S_T'}{F_{n\Sigma}}, \qquad (1.16.1.)$$

где $F_{n\Sigma}$ – суммарная площадь всех тормозных цилиндров,

$$F_{n\Sigma} = \frac{D_n^2 * \pi}{4} * n_n' = \frac{\pi * (D_{n1}^2 - D_{n2}^2)}{4} * n_n', \qquad (1.16.2)$$

где $D_{n\,1}$ =0,042 м;

$D_{n\,2}$ =0,032 м.

Тогда суммарная площадь всех тормозных цилиндров равняется:

$$F_{n\Sigma} = \frac{3{,}14*(0{,}042^2 - 0{,}032^2)}{4} * 8 = 4{,}65*10^{-3} (м^2),$$

используя формулу (1.16.1.), получим:

$$P_T' = \frac{40177}{4{,}65 * 10^{-3}} = 8645793 \text{ (Па)} = 8{,}646 \text{ МПа.}$$

Давление, необходимое для обжатия возвратных пружин найдем по формуле:

$$P_T'' = \frac{n_{пр} * P_{пр}}{F_{n\Sigma}}; \qquad (1.16.3.)$$

где $n_{пр}$ = 8 – количество узлов с пружинами растормаживания;

$P_{пр}$ = 920 Н – усилие, необходимое для обжатия пружины;

$$P_T'' = \frac{8 * 920}{4{,}65 * 10^{-3}} = 1583820 \text{ (Па)} = 1{,}584 \text{ МПа;}$$

Давление, необходимое для преодоления сил трения в регуляторах зазора равно:

$$P_T''' = \frac{n_p * P_{рз}}{F_{n\Sigma}}; \qquad (1.16.4.)$$

где n_p = 8 – количество узлов поддержания постоянного зазора;

$P_{рз}$ = 1500 Н – усилие трения в регуляторе;

$$P_T''' = \frac{8 * 1500}{4{,}65 * 10^{-3}} = 2582311$$ (Па) = 2,582 МПа;

Таким образом, необходимое рабочее давление в тормозной системе равно:

$$P_T = 8{,}646+1{,}584+2{,}582 = 12{,}812 \text{ (МПа)}.$$

1.3.2 Усовершенствование тормозных дисков колес

В связи с разработкой новых типов военных, гражданских и аэрокосмических самолетов, необходимость снижения массы и увеличения срока службы тормозов в последнее время стала актуальной проблемой во всем мире.

В качестве новых материалов для тормозов были предложены композиционные материалы на основе углерода, которые могут одновременно служить фрикционным материалом, теплоотводом и силовым элементом.

По коэффициенту трения эти материалы не уступают традиционным, но гораздо более износостойки. Композиционные материалы на основе углерода уступают только бериллию по теплопоглощению на единицу массы. Их высокая теплопроводность способствует быстрому отводу тепла от тормозов.

Дополнительным преимуществом этих материалов при использовании в качестве силовых элементов является то, что их прочность не уменьшается с повышением температуры. Это качество в сочетании с низким коэффициентом теплового расширения приводит к тому, что диапазон режимов работы тормозов ограничивается только тепловым сопротивлением соседних конструктивных элементов.

При повышенных температурах достигается наилучшее использование теплопоглощающей способности этих материалов на единицу массы. В настоящее время считаются возможными рабочие температуры порядка 1770-1870°С. Потеря веса предполагается за счет замены стали и металла-

керамические тормозными механизмами с карбон: на Боинге 747-635 кгс, на Боинге 757-272 кгс, на самолете Боинг 767 – 408 кгс.

В таблице сравнивается фактический ресурс одного военного самолета и расчетный ресурс нескольких пассажирских самолетов.

Таблица 1.3 – Данные для сравнения

Самолет	Расчетное количество посадок	
	сталь- металлокерамика	углерод
Боинг 747	800	2000
Боинг 757	1500	3000
Боинг 767	1500	3000
F - 16	150	600

В дипломном проекте предлагается использовать фрикционные вкладыши из углерода с нанесением теплозащитного покрытия из оксида алюминия на боковые поверхности. Чтобы облегчить вес дисковой рамы, конструкция выполнена следующим образом. Установка вкладышей обеспечивается тем, что на боковых поверхностях спиц рамы выполнены внутренние скосы, образующие треугольный профиль, который взаимодействует с соответствующим профилем боковой поверхности вкладышей. Причем каркас выполнен сборным, состоящим из спиц, прикрепленных к кольцу, или из двух симметричных одинаковых частей.

Рама тормозного диска представляет собой кольцо 1 с выступами 2, к которому спицы 4 крепятся с помощью заклепок 3, имеющих треугольный профиль в боковой поверхности. Теплопоглощающие вставки 5 устанавливаются между спицами и упираются в них. В другом варианте диска вставки 5 устанавливаются между двумя половинами рамы. Боковые поверхности вставок имеют теплозащитное покрытие из оксида алюминия толщиной 0,3 мм. Это позволяет защитить силовые элементы диска от

тепловых напряжений, возникающих из-за градиента температуры при его охлаждении.

В процессе эксплуатации летательных аппаратов подвижные и неподвижные диски изнашиваются до величины, зависящей от того, как часто происходила неустойчивая циклоидальная вибрация дисков. Еще одно предлагаемое конструктивное усовершенствование решает проблему нежелательных радиальных циклических колебаний путем создания периферийных удлиненных кольцевых канавок на радиальных поверхностях подвижных и неподвижных дисков.таким образом, радиальные канавки играют роль гашения нежелательных вибраций и минимизации радиального перемещения дисков. Это позволяет продлить срок службы тормозных дисков.Поперечное сечение диска показано на рисунке.

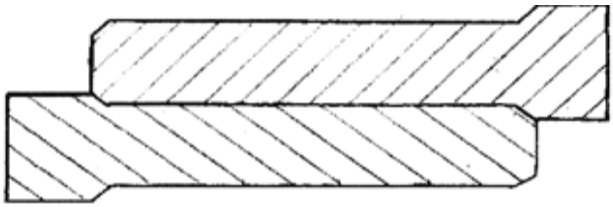

Рисунок 1.4 – Поперечное сечение диска

1.3.2.1 Расчет энергоемкости тормоза

Энергоемкость тормозного узла:

$$A_T = \frac{Q * n}{a}, \qquad (1.17.)$$

где Q-количество тепла, выделяемого тормозом;

n-количество тормозных устройств в колесе;

$a = \frac{1}{427}$ ккал /кг·ч – механический эквивалент тепла.

Количество тепла, выделяющегося во время работы и поглощаемого тормозом:

$$Q = K_p * (\sum_{i=1}^{n} G_i * C_{pi}) * \Delta Q_V, \quad (1.18.)$$

где K_P =0,85 – коэффициент рассеивания тепла;

G_i – вес отдельных элементов тормоза;

C_{Pi} – удельная теплоемкость элементов тормоза;

ΔQ_v – прирост среднемассовой температуры пакета дисков,

$\Delta Q_v = Q_v - Q_0$. (1.19.)

Удельные теплоемкости стали и углерода:

$C_{P\,ст} = 0{,}15^{кал}/_{г \cdot град}$;

$C_{P\,уг} = 0{,}35^{кал}/_{г \cdot град}$.

Плотность стали и углерода:

$\gamma_{ст} = 0{,}009^{г}/_{мм^3}$;

$\gamma_{уг} = 0{,}0025^{г}/_{мм^3}$.

Вес стальных и углеродных элементов определяется через плотность и объем:

$G = W * \gamma$. (1.20.)

Для получения объема со сборочных чертежей тормозных дисков снимаются соответствующие размеры элементов. Объем стальных и углеродных элементов:

$W_{ст} = 625472{,}4$ мм^3;

$W_{уг} = 5124286{,}15$ мм^3.

Пользуясь формулой (1.20.) получим:

$G_{ст} = 625472{,}4 \times 0{,}009 = 5629{,}25$ г;

$G_{уг} = 5124286{,}15 \times 0{,}00225 = 11529{,}64$ г.

Теплоемкость тормозного пакета:

$$\sum_{i=1}^{n} G_i * C_{pi} = 5629{,}25 * 0{,}15 + 11529{,}64 * 0{,}35 = 4883{,}76(^{кал}/_{град}) = 4{,}8838^{ккал}/_{град}$$

Среднемассовая температура пакета дисков:

$$Q_V = Q_0 + \frac{Q}{K_P * \sum_{i=1}^{n} G_i * C_{Pi}}, \quad (1.21.)$$

где Q_0 =15°C – начальная температура дисков;

$$Q = \frac{A_T * a}{n}, \quad (1.22.)$$

где A_T находим по формуле:

$$A_T = \frac{G_{пос} * V_{пос}^2}{2g * n_T} * a_T,$$

где $G_{пос}$ =74000 кг – посадочная масса самолета;

$V_{пос}$ =64$^{м}/_{с}$ – посадочная скорость самолета;

a_T =0,7 – поправочный коэффициент;

n_T =12 – количество тормозных колес;

тогда

$$A_T = \frac{74000 * 9{,}81 * 67^2}{2 * 9{,}81 * 12} * 0{,}7 =$$ 9688758,33 (Н·м)=987641,01кг·м;

$$Q = \frac{987641{,}01}{1} * \frac{1}{427} =$$ 2312,98 (ккал);

$$Q_V = 15 + \frac{2312{,}98}{0{,}85 * 4{,}8838} =$$ 572,2(°C).

Для современных тормозных устройств предельно допустимая температура пакета дисков не должна превышать 500°C. В результате расчета мы получили температуру пакета дисков выше допустимой. Учитывая, что тормозные колеса имеют вентиляторы для принудительного охлаждения тормозного пакета, а также теплозащитный экран из композитного материала на основе углерода для защиты корпуса колеса от нагрева. А учитывая, что углерод-углеродная пара трения лучше работает при высоких температурах, можно сделать вывод, что сконструированное тормозное устройство будет работать при приемлемых температурных условиях.

1.3.2.2 Проверочный расчет корпуса тормозного устройства

Расчет производится на наиболее опасных участках: 1-1, 2-2 и 3-3 (Рис.1). 1. 6.). для снижения веса корпуса тормозного устройства и повышения его надежности в качестве материала для его изготовления предлагается сверхпрочная сталь 300м, разработанная в США [7]. Химический состав стали: с -0,39÷0,44%; Si-1,5÷1,8%; Ni-1,65÷2%; Cr-0,7÷0,95%; Mo-0,3÷0,45%; V-0,05÷0,1%. Для этой стали σв =1900 МПа. Шасси самолетов Boeing 727, Boeing 737 и Boeing 747 изготовлены из этой стали.

При расчете учитывается уменьшенный временный предел прочности материала с учетом его нагрева:

$$\sigma_в{}' = 0{,}84 \times \sigma_в = 0{,}84 \times 1900 = 1596 \text{ (МПа)}. \qquad (1.23.)$$

В разделе 1-1 проверяется прочность корпуса тормоза на изгиб от действия осевой силы. Определите разрушающую осевую силу$S_{Т.разр}$:

$$S_{Т\ разр} = K \times S_Т{}', \qquad (1.24.)$$

где K=3-коэффициент безопасности;

$S_Т{}'$=40177 Н -сила осевого сжатия дисков в проектируемом тормозном устройстве;

$$S_{Т\ разр} = 3 \times 40177 = 120531 \text{ Н}.$$

Определите нормальные напряжения изгиба для растянутых и сжатых волокон:

$$\sigma_р = \sigma_{сж} = \frac{S_{Трраз} * L}{W}, \qquad (1.25.)$$

где $L=R_1 - R_Т$ – плечо приложения разрушающей осевой нагрузки;

R_1 =0,094 м – радиус сечения 1-1;

$R_Т$ =0,078 м – радиус приложения разрушающей осевой нагрузки $S_{Т\ разр}$,

L=0,094-0,078=0,016 (м);

W – момент сопротивления сечения,

$$W = \frac{2\pi * R_1 * h_1^2}{6}, \qquad (1.26.)$$

где R_1 – радиус сечения 1-1;

h_1 = 0,006 м – толщина стенки тормозного устройства;

$$W = \frac{2*3{,}14*0{,}094*0{,}006^2}{6} = 3{,}542*10^{-6} \text{ (м}^3\text{)};$$

$$\sigma_р = \sigma_{сж} = \frac{120531*0{,}016}{3{,}542*10^{-6}} = 5{,}4446\times10^8 \text{ (Па)}=544{,}46 \text{ МПа}.$$

Определим коэффициент избытка прочности:

$$\eta = \frac{K_п * \sigma'_в}{\sigma_р} - 1,$$

где $K_п$ =1,1 – коэффициент пластичности материала,

$$\eta = \frac{11*1596}{544{,}46} - 1 = 2{,}22.$$

Сечение 2-2

В сечении 2-2 определяются нормальные напряжения при изгибе с растяжением по формуле:

$$\sigma = \sigma_и + \sigma_р = \frac{S_{Тразр} * L_2}{W_р} + \frac{S_{Трраз}}{F}, \qquad (1.27.)$$

где F – площадь расчетного сечения:

$$F= n \times [b\times H - (b-a) \times b_1 - 2\times b_2 \times b_3]; \qquad (1.28.)$$

n =15 – количество участков "В" (рис.1.7.);

H=9 мм =0,009 м – высота участка "В";

a=0,018 м;

b_1 =0,006 м;

b_2 = H-b_1 =0,009-0,006=0,003 (м);

b_3 =0,007 м – радиус отверстия;

$$b = 2\pi * \frac{R_0 + R_В}{2} * \frac{1}{n}; \qquad (1.29.)$$

где R_0 =0,105 м – внутренний радиус сечения;

$R_в$ =0,108 м – см. рис.1.6.;

$$b = 2*3{,}14*\frac{0{,}105+0{,}108}{2}+\frac{1}{15}=0{,}0446 \text{ (м)};$$

F =15×[0,0446×0,009-(0,0446-0,018)×0,006-2×0,007×0,003] =0,00299($м^2$);

$W_р$ – момент сопротивления сечения,

$$W_р = \frac{I}{Y_c}, \qquad (1.30.)$$

где Y_c – координата центра тяжести сечения:

$$Y_c = \frac{\frac{b*H^2}{2}-\frac{(b-a)*b_1^2}{2}-2*b_3*b_2*\frac{H-b_2}{2}}{b*H-b_1*(b-a)-2*b_3*b_2}, \qquad (1.31.)$$

$$Y_{c=0.0056}$$

I – момент инерции всего сечения:

$$I= n*I_1, \qquad (1.32.)$$

где I_1 – момент инерции одного элемента сечения:

$$I_1=\frac{b*H^3}{12}+b*H*\left(\frac{H}{2}-Yc\right)^2-\frac{(b-a)*b_1^3}{12}-(b-a)*b_1*\left(\frac{b_1}{2}-Y_c\right)^2-\frac{2*b_3*b_2^3}{12}-$$
$$-2*b_3*b_2*\left(H-\frac{b_2}{2}-Y_c\right)^2, \qquad (1.33.)$$

следовательно

$$I_1=\frac{0{,}0446*0{,}009^3}{12}+0{,}0446*0{,}009*\left(\frac{0{,}0446}{2}-0{,}0056\right)^2-\frac{(0{,}0446-0{,}018)*0{,}006^3}{12}-$$
$$-(0{,}0446-0{,}018)*0{,}006*\left(\frac{0{,}006}{2}-0{,}0056\right)^2-\frac{2*0{,}007*0{,}003^3}{12}-2*0{,}007*0{,}003\times$$
$$\times\left(0{,}009-\frac{0{,}003}{2}-0{,}0056\right)^2=1{,}82*10^{-9}\,(м^4);$$

тогда

$$I=15\times1{,}82\times10^{-9}=2{,}73\times10^{-8}\ м^4;$$

$$W_р=\frac{2{,}73*10^{-8}}{0{,}0056}=4{,}876*10^{-6} \ (м^3);$$

L_2 – плечо приложения силы $S_{T\ разр}$ в сечении 2-2

L_2 =0,016+0,0056=0,0216 (м).

Используя формулу (1.27.) найдем нормальное напряжение:

$$\sigma = \frac{120531 * 0{,}0216}{4{,}876 * 10^{-6}} + \frac{12053}{0{,}00299} = 5{,}742\times10^{8}\ (\text{Па})=574{,}2\ \text{МПа}.$$

Коэффициент избытка прочности равен:

$$\eta = \frac{\sigma'_{B}}{\frac{\sigma_{и}}{K_{п}} + \sigma_{р}} - 1, \qquad (1.35.)$$

тогда

$$\eta = \frac{1596}{\frac{533{,}9}{1{,}1} + 40{,}3} - 1 = 2{,}036.$$

Сечение 3-3

В сечении 3-3 производим расчет на срез от действия на опорный буртик через полукольца осевого усилия $S_{T\ разр}$:

$$\tau_{3-3} = \frac{S_{Tразр}}{F}, \qquad (1.36)$$

где F – площадь сечения среза:

$$F=(2\pi\times R-n\times b)\times h_3\ , \text{ или}$$

$$F=n\times a\times h_3\ , \qquad (1.37)$$

где n – количество участков "В";

h_3 =0,002 м – толщина опорного буртика;

$$F=15\times0{,}018\times0{,}002=8{,}1\times10^{-4}\ (\text{м}^2\ );$$

$$\tau_{3-3} = \frac{120531}{8{,}1 * 10^{-4}} = 1{,}488 * 10^{8}(\text{Па}) = 148{,}8\text{МПа}.$$

Коэффициент избытка прочности:

$$\eta_{\tau} = \frac{0{,}7 * \sigma'_{B}}{\tau_{3-3}} - 1 = \frac{0{,}7 * 1596}{148{,}8} - 1 = 6{,}5.$$

1.3.2.3 Расчет на смятие опорного буртика корпуса тормоза под стопорным полукольцом

Напряжение смятия:

$$\sigma_{см} = \frac{S_{Т разр}}{F_{см}}, \qquad (1.38.)$$

где $S_{Т\ разр}$ – осевая разрушающая нагрузка;

$F_{см}$ – площадь смятия,

$$F_{см} = n \times a \times (R_к - R_З - 2 \times S_ф), \qquad (1.39.)$$

где $R_к$ =0,114 м – наружный радиус корпуса тормозного устройства;

$R_З$ =0,1125 м – радиус дна канавки;

$S_ф$ =0,0003 м – размер фаски;

$F_{см}$ =15×0,018×(0,114 - 0,1125 - 2×0,0003)=2,43×10^{-4} ($м^2$);

тогда

$$\sigma_{см} = \frac{120531}{2{,}43 * 10^{-4}} = 4{,}96 * 10^8 (Па) = 496 МПа.$$

Коэффициент избытка прочности:

$$\eta = \frac{2 * K * \sigma'_в}{\sigma_{см}} - 1, \qquad (1.40.)$$

где K=0,6;

$$\eta = \frac{2 * 0{,}6 * 1596}{496} - 1 = 2{,}86.$$

1.3.2.4 Расчет стопорных колец

В качестве материала для стопорных колец мы выбираем сплав 20Х, для которого предел прочности по времени $\sigma_в$ =390 МПа.

Для расчета мы используем уменьшенный временной предел прочности:

$\sigma_в$ ′=0,9×$\sigma_в$ =0,9×390=351 (МПа).

Расчет запирающих полуколец осуществляется на разрезание и смятие.

Напряжениеотсечки:

$$\tau = \frac{S_{Тразр}}{F}, \qquad (1.41.)$$

где $F=\pi\times D_к \times b_к$ – площадь среза;

$D_к$ =0,225 м – внутренний диаметр кольца;

$b_к$ =0,002 м – ширина кольца (рис.1.8.);

$$F=3,14\times0,225\times0,002=1,413\times10^{-3}\ (м^2);$$

$$\tau = \frac{120531}{1,413*10^{-3}} = 85,3(МПа).$$

Коэффициент избытка прочности:

$$\eta = \frac{0,7*\sigma'_В}{\tau} - 1 = \frac{0,7*351}{85,3} - 1 = 1,88.$$

Напряжение смятия:

$$\sigma_{см} = \frac{S_{Тразр}}{F_{см}}, \qquad (1.42.)$$

где $S_{Т\ разр}$ – осевая разрушающая нагрузка;

$F_{см}$ – площадь смятия,

$$F_{см} = 2\pi\times(R_к + h_к/4)\times(h_к/2 - 2\times S_ф), \qquad (1.43.)$$

где $R_к$ – внутренний радиус кольца;

$h_к$ =0,004 м – высота сечения кольца;

$S_ф$ =0,0003 м – высота фаски;

$$F_{см} = 2\times3,14\times(0,1125 + 0,004/4)\times(0,004/2 - 2\times0,0009)=9,978\times10^{-4}\ (м^2);$$

$$\sigma_{см} = \frac{120531}{9,978*10^{-4}} = 1,20797*10^{-8}(Па) = 120,797МПа.$$

Коэффициент избытка прочности:

$$\eta_{см} = \frac{2*К*\sigma'_В}{\sigma_{см}} - 1 = \frac{2*0,6*351}{120,797} - 1 = 3,48.$$

1.3.3 Разработка бескамерного барабана тормозного колеса со съемным корпусом

В существующем тормозном колесе КТ-141Е использовался барабан со съемной кромкой. Данная колесная конструкция имеет следующие недостатки: низкий уровень надежности (разрушение ребра и выход подушки безопасности из кузова при посадке), трудности при замене подушки безопасности, невозможность использования бескамерной подушки безопасности. Согласно норме ИКАО, колесо не должно разрушаться при движении с разрушенной пневматикой на расстоянии до 3000 м.

Предлагается заменить колесный барабан барабаном со съемным корпусом, на котором можно использовать пневматический бескамерный аппарат высокого давления. Этот барабан снабжен плавкой вставкой для сброса давления воздуха в тормозном устройстве при перегреве тормозов во избежание разрушения пневмосистемы из-за повышенного давления в ней.

Предлагается заменить колесный материал. Вместо существующего магниевый сплав, алюминиевый сплав 7049 -7373, использованный ка-Кайзер (США). Этот сплав используется для замены деталей на реактивных самолетах F-111 jet stream, F F-5 и F-16.

Временный предел прочности сплава 7049-Т73 σв=490 МПа.

1.3.3.1 Проверочный расчет усовершенствованного колеса

Исходные данные для расчета:

– габаритные размеры пневматика:

диаметр D=930 мм=0,93 м;

ширина B=305 мм=0,305 м;

– рабочее давление в пневматиках:

P_0 =9,5 $^{кг}/_{см}{}^{2}$ =0,95 МПа;

– обжатие пневматика при взлетной массе самолета:

$\delta_{СТ\ взл}$ =70 мм=0,07 м;

– обжатие пневматика при посадочной массе самолета:

$\delta_{СТ\ пос}$ =57 мм=0,057 м;

– радиус качения пневматика:

$$R_К = \frac{D}{2} - \delta_{ст}, \quad (1.44)$$

$R_{к\ взл}$ =0,93/2 – 0,07=0,395 м;

$R_{к\ пос}$ =0,93/2 – 0,057=0,408 м;

– усадка при полном обжатии пневматика:

$\delta_{п.о.}$ =187 мм=0,187 м;

– стояночная нагрузка на колесо:

$$P_{СТ} = \frac{0{,}9 * m * g}{n}, \quad (1.45.)$$

где 0,9 – коэффициент указывающий долю нагрузки воспринимаемой основными опорами,

$m_{взл}$ = 97000 кг – взлетная масса самолета,

$m_{пос}$ = 74000 кг – посадочная масса самолета,

n =12 – количество колес основных опор,

$$P_{СТ\ взл} = \frac{0{,}9 * 97000 * 9{,}81}{12} = 71367{,}36(Н),$$

$$P_{СТ\ пос} = \frac{0{,}9 * 74000 * 9{,}81}{12} = 54445{,}5(Н);$$

– взлетная скорость:

$V_{взл}$ =77$^{м}/_{с}$;

– посадочная скорость:

$V_{пос}$ =67$^{м}/_{с}$;

– коэффициент трения пневматика о ВПП:

$\mu_к$ =0,3;

– коэффициент трения пары "углерод-углерод":

$\mu_{c\text{-}c}$ =0,35;

– коэффициент трения пары МКВ-50 – 4НМХ:

μ_T =0,3.

1.3.3.2 Расчет нагрузок, действующих на корпус колеса и его кромки

Расчетными нагрузками, действующими на корпус колеса, являются осевые, радиальные и боковые усилия.

Величина осевой нагрузки определяется по формуле:

$$Q=\pi\times P_p\times[(R-r_п)^2-R_0], \quad (1.46.)$$

где P_p – расчетное давление в пневматике,

$$P_p=k\times P_0, \quad (1.47.)$$

P_0 =0,95 МПа – рабочее давление в пневматике,

k=3 – коэффициент запаса прочности,

P_p =3×0,95=2,85 (МПа);

R=0,465 м – радиус пневматика

$r_п$ =0,1525 м – радиус круглого сечения пневматика;

$$R_0=\frac{D_0}{2}=\frac{0{,}408}{2}=0{,}204(м); \quad (1.48.)$$

Подставим данные в выражение (1.46.) получим:

$Q=3{,}14\times2{,}85\times[(0{,}465-0{,}1525)^2-0{,}204^2]\times10^6=501504{,}2$ (Н).

Разрушающая радиальная нагрузка на колесо:

$$P_{разр}=k_p\times P_{СТ\ взл\ max}, \quad (1.49)$$

где k_p =6,5 – коэффициент безопасности;

$P_{СТ\ взл\ max}$ =71367,36 Н – стояночная нагрузка на колесо со взлетной массой самолета;

$P_{разр}$ =6,5×71367,36=463887,84 (Н).

Радиальная нагрузка будет уравновешиваться реактивными силами R1 и R2, действующими на корпус колеса через середину наружных колец подшипников (рис. 1.9).).

Момент радиальной нагрузки относительно точки "0" будет равен:

$$M_0 = P_{разр} * \left(\frac{b_0}{2} - a \right), \tag{1.50}$$

где $P_{разр}$ – радиальная разрушающая нагрузка;

b_0 – ширина колеса между серединами вершин обойм;

а – расстояние от подшипника до плоскости разъема колеса.

Тогда уравнение сумм моментов относительно точек приложения будет иметь вид:

$$R_1 * b_0 - P_{разр} * \frac{b_0}{2} + P_{разр} * a - P_{разр} * a = 0, \tag{1.51.}$$

следовательно:

$$R_1 = R_2 = \frac{P_{разр}}{2}, \tag{1.52.}$$

$$R_1 = R_2 = \frac{463887,84}{2} = 234944 (Н).$$

Боковая разрушающая нагрузка:

$$P_{бок} = k_б \times P_{СТ\ взл\ max}, \tag{1.53}$$

где $k_б$ =2,5 – коэффициент безопасности

$$P_{бок} = 2,5 \times 71367,36 = 178418,4\ (Н).$$

Радиус приложения боковой нагрузки:

$$R_{бок} = \frac{D}{2} - 0,75 * \delta_{п.о.}, \tag{1.54.}$$

где D=0,93 м – диаметр пневматика;

$\delta_{п.о.}$ =0,187 – усадка при полном обжатии пневматика;

$$R_{бок} = \frac{0,93}{2} - 0,75 * 0,187 = 0,3247 \text{ (м)}.$$

Боковая сила $P_{бок}$ создает боковой момент:

$M_{бок} = P_{бок} \times R_{бок}$, (1.55.)

где $P_{бок}$ – боковая разрушающая нагрузка;

$R_{бок}$ – радиус приложения боковой нагрузки;

$M_{бок}$ =178418,4×0,3247=57932,45 (Н·м).

$M_{бок}$ будет уравновешиваться реактивными силами $F_{бок}$ и $P_{бок}$ ′, действующими на корпус колеса через внешние обоймы подшипников (рис.1.10.):

$$F_{бок} = \frac{M_{бок}}{b_0}, \qquad (1.56.)$$

где $M_{бок}$ – боковой момент;

b_0 =0,154 м – расстояние между серединами внешних обойм подшипников;

$$F_{бок} = \frac{57932,45}{0,154} = 376184,77 \quad (Н),$$

$P_{бок}$ ′=$P_{бок}$ =178418,4 Н.

1.3.3.3 Расчет прочности кромок колеса

Кромка работает на изгибе, как консольная балка, нагруженная силой Q (рис. 1. 11.).

Расчет производится в трех разделах.

Раздел 1-1:

Момент сопротивления поперечного сечения:

$$W = \frac{\pi * D_0 * b^2}{6}, \qquad (1.57.)$$

где D_0 =0,41 м – диаметр сечения 1-1;

b =0,015 м – минимальная толщина сечения;

$$W = \frac{3,14 * 0,41 * 0,015^2}{6} = 4,827 * 10^{-5} \quad (м^3).$$

Нормальное напряжение при изгибе:

$$\sigma_р = \sigma_{сж} = \frac{M}{W} = \frac{Q * L}{W}, \qquad (1.58.)$$

где L – плечо приложения силы Q,

$$L = \frac{D_1 - D_0}{4}, \qquad (1.59.)$$

где D_0 =0,41 м – диаметр сечения,

D_1 =0,478 м – диаметр реборды,

$$L = \frac{0,478 - 0,41}{4} = 0,017 \text{ (м);}$$

Q=501504,2 Н – осевая нагрузка;

W – момент сопротивления сечения;

$$\sigma_P = \frac{501504,2 * 0,017}{4,827 * 10^{-5}} = 176,622 \text{ (МПа).}$$

Коэффициент избытка прочности:

$$\eta = \frac{k_п * \sigma'_B}{\sigma_p} - 1, \qquad (1.60.)$$

где $k_п$ =1,35 – коэффициент пластичности;

$\sigma_в$ ′– пониженный временный предел прочности материала:

$$\sigma_в' = 0,78 \times \sigma_в, \qquad (1.61)$$

$\sigma_в$ ′=0,78×490=382,2 (МПа);

тогда

$$\eta = \frac{1,35 * 382,2}{176,622} - 1 = 1,92.$$

Определим касательные напряжения при изгибе:

$$\tau_{max} = \frac{3}{2} * \frac{Q}{F}, \qquad (1.62.)$$

где Q=501504,2 Н – осевая нагрузка;

F – площадь поперечного сечения:

$$F = \pi \times D_0 \times b, \qquad (1.63.)$$

D_0 =0,41 м – диаметр сечения,

b=0,015 м – минимальная толщина сечения,

F=3,14×0,41×0,15=0,01931 ($м^2$);

тогда

$$\tau_{max} = \frac{3}{2} * \frac{511504,2}{0,01931} = 38956824 \text{ (Па)}=38,96 \text{ МПа.}$$

Коэффициент избытка прочности:

$$\eta = \frac{0,5 * \sigma'_B}{\tau_{max}} - 1, \qquad (1.64.)$$

где $\sigma_в$ ′ - пониженный временный предел прочности;

τ_{max} – касательные напряжения при изгибе;

$$\eta = \frac{0,5 * 382,2}{38,96} - 1 = 3,9.$$

Сечение 1-2:

Средний диаметр сечения будет равен:

$$D_{ср} = D_0 - h_1 \times \sin\alpha, \qquad (1.65.)$$

где h_1 =0,02 м – высота сечения;

α = 45° - угол между сечениями 1-1 и 1-2;

$D_{ср}$ =0,41-0,02×sin 45°=0,3959 м.

Нормальные напряжения для зон сжатых и растянутых волокон при изгибе и растяжении:

$$\sigma_р = \sigma_и + \sigma_р' = \frac{Q * L_1}{W_р} + \frac{Q * \sin(\alpha)}{F}, \qquad (1.66.)$$

где L_1 – плечо приложения силы Q,

$$L_1 = L + \frac{h_1}{2} * \sin(\alpha) = 0,017 + \frac{0,02}{2} * \sin(45°) = 0,024 \text{ (м);}$$

$W_р$ – момент сопротивления сечения,

$$W_р = \frac{\pi * D_{СР} * h_1^2}{6}, \qquad (1.67.)$$

где $D_{ср}$ – средний диаметр сечения,

h_1 – высота сечения,

$$W_p = \frac{3{,}14 * 0{,}3959 * 0{,}02^2}{6} = 8{,}29 * 10^{-5} \quad (м^3);$$

F – площадь сечения 1-2,

$$F=\pi \times D_{ср} \times h_1 = 3{,}14 \times 0{,}3959 \times 0{,}02 = 0{,}0249 \ (м^2);$$

тогда

$$\sigma_p = \frac{501504{,}2 * 0{,}024}{8{,}29 * 10^{-5}} + \frac{501504{,}2 * \sin(45°)}{0{,}0247} = 1{,}595 * 10^8 (Па) = 159{,}5 МПа.$$

Коэффициент избытка прочности:

$$\eta = \frac{\sigma'_в}{\frac{\sigma_и}{k_п} + \sigma'_p} - 1, \qquad (1.68.)$$

где $k_п$ =1,35 – коэффициент пластичности,

используя формулу (1.68.) получим:

$$\eta = \frac{382{,}2}{\frac{145{,}19}{1{,}35} + 14{,}36} - 1 = 2{,}14.$$

Сечение 1-3:

Средний диаметр сечения 1-3:

$$D_{ср} = D_0 - \frac{h_2}{2}, \quad (1{,}69)$$

где D_0 =0,41 м – диаметр сечения 1-1;

h_2 =0,02 м – высота сечения 1-3;

$$D_{ср} = 0{,}41 - \frac{0{,}02}{2} = 0{,}4 (м).$$

Нормальные напряжения для зон сжатых и растянутых волокон при изгибе и растяжении:

$$\sigma_p = \sigma_и + \sigma_p' = \frac{Q * L_2}{W_p} + \frac{Q}{F}, \qquad (1.70.)$$

где L_2 – плечо приложения силы Q в сечении 1-3,

$$L_2 = L + \frac{h_2}{2} = 0{,}017 + \frac{0{,}02}{2} = 0{,}027 (м);$$

W_p – момент сопротивления сечения,

$$W_p = \frac{\pi * D_{CP} * h_2^2}{6}, \qquad (1.71.)$$

где $D_{ср}$ – средний диаметр сечения 1-3,

h_2 – высота сечения 1-3,

$$W_p = \frac{3{,}14 * 0{,}4 * 0{,}02^2}{6} = 8{,}373 * 10^{-5} (м^3);$$

F – площадь сечения 1-3,

$F = \pi \times D_{ср} \times h_2 = 3{,}14 \times 0{,}4 \times 0{,}02 = 0{,}0251$ ($м^2$);

тогда

$$\sigma_p = \frac{501504{,}2 * 0{,}027}{8{,}373 * 10^{-5}} + \frac{501504{,}2}{0{,}0251} = 1{,}817 * 10^8 (Па) = 181{,}7 МПа.$$

Коэффициент избытка прочности:

$$\eta = \frac{\sigma'_в}{\frac{\sigma_и}{k_п} + \sigma'_p} - 1, \qquad (1.72.)$$

где $k_п$ =1,35 – коэффициент пластичности,

используя формулу (1.68.) получим:

$$\eta = \frac{382{,}2}{\frac{161{,}71}{1{,}35} + 19{,}98} - 1 = 1{,}74.$$

1.3.3.4 Расчет болтов, соединяющих внутреннюю и внешнюю части барабана колеса

Сила, действующая на болты:

$$Q1 = \pi \times Pp \times [(R-GP)\ 2 - Rz\ 2\ ], \qquad (1.73.)$$

где Pp =2,85 МПа-расчетное давление в пневматике;

R=0,465 м-пневматический радиус;

GP =0,1525 м-радиус пневматического круглого сечения;

Rz =0,1305 м-радиус установки болта;

Q1 =3,14×2,85×106 ×[(0,465-0,1525)2 -0,13052]=721522 (N).

В дополнение к осевому усилию Q_1 , на болты воздействует сила P от предварительного затягивания гайки. Величина силы P принимается равной 15÷20% от величины разрушающих нагрузок P_p ´:

$$P'_p = \frac{Q_1}{Z}, \qquad (1.74.)$$

где Z=6 – количество болтов,

$$P'_p = \frac{721522}{6} = 120253{,}6(H).$$

Усилие затяжки болта:

$P=0{,}15\times P_p$ ´, (1.75.)

P=0,15×120253,6=18038,04 (H).

Напряжение разрыва болта по резьбе:

$$\sigma_0 = \frac{4*(P+P'_p)}{\pi * d_0^2}, \qquad (1.76)$$

где P – усилие затяжки болта;

P_p ´– разрушающая нагрузка на болт;

d_0 – минимальный диаметр болта по резьбе:

$d_0 = d-2\times h$, (1.77.)

где d=0,025 м – диаметр болта,

h=0,0015 м – высота резьбы,

d_0 =0,025-2×0,0015=0,022 (м);

$$\sigma_0 = \frac{4*(1803{,}04+1202{,}36)}{3{,}14*0{,}022^2} = 3{,}6398*10^8$$ (Па)=363,98 МПа.

В качестве материала для болтов принимаем сталь 30ХГСА´, для которой временный предел прочности $\sigma_в$ =1373 МПа.

Коэффициент избытка прочности:

$$\eta = \frac{0{,}65*\sigma_В}{\sigma_0} - 1, \qquad (1.64.)$$

тогда

$$\eta = \frac{0{,}65*1373}{363{,}98} - 1 = 1{,}45.$$

1.3.3.5 Разрушающее давление в гидравлической системе тормозов

Разрушающее давление в гидравлической тормозной системе$P_{Т\ разр}$ определяется по формуле:

$$P_{Траз} = \frac{M_{Траз}}{M_Т^Э} * P_Т, \qquad (1.79.)$$

где $M_{Т\ раз}$ =37461 Н·м – разрушающий тормозной момент;

$M_Т{}^Э$ =12487 Н·м – эксплуатационный тормозной момент;

$P_Т$ =12,81 МПа – рабочее давление в гидросистеме тормозов;

$$P_{Траз} = \frac{37461}{12487} * 12{,}81 = 38{,}43(МПа).$$

Найти напряжение отсечки болта от действия разрушающего тормозного момента:

$$\tau = \frac{T}{\frac{\pi * d_0^2}{4}}, \qquad (1.80.)$$

где Т – усилие, действующее на болт:

$$T = \frac{2*M_{Траз}}{n_б * D_б * k_н}, \qquad (1.81.)$$

где $n_б$ =6 – количество болтов,

$D_б$ =0,261 м – диаметр окружности болтов,

$k_н$ =0,75 – коэффициент неравномерности болтов,

$$T = \frac{2*37461}{6*0{,}261*0{,}75} = 63790{,}5(Н);$$

$$\tau = \frac{4*63790{,}5}{3{,}14*0{,}025^2} = 1{,}3*10^8(Па) = 130МПа$$

.

Коэффициент избытка прочности:

$$\eta_\tau = \frac{k*\sigma_B}{\tau} - 1, \qquad (1.82.)$$

где k – поправочный коэффициент:

$$k = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{\sigma_0}{\tau}\right)^2 + 2{,}6}}, \qquad (1.83.)$$

следовательно

$$k = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{363{,}98}{130}\right)^2 + 2{,}6}} = 0{,}309;$$

тогда

$$\eta_\tau = \frac{0{,}309*1373}{130} - 1 = 2{,}26.$$

1.3.4. Усовершенствование шарнирного узла шасси самолета

Существующий шарнирный узел шасси Су-27 имеет ось и втулки с антифрикционными бронзовыми хомутами, по которым ось скользит с помощью смазки. Когда шасси находится под нагрузкой, ось гибко изгибается и защемляется по краям жесткими бронзовыми втулками, увеличивая давление в зоне защемления в 1,5-2 раза относительно равномерного расчетного распределения.

Недостатками такой конструкции являются низкая надежность шарнирного узла, так как смазка выдавливается в зоне защемления, а бронза волочится по поверхности оси, что приводит к быстрому износу втулок. Кроме того, шарнирный узел имеет большую массу.

Наиболее близкими, с технической точки зрения, являются шарнирные соединения с металлофторопластовыми втулками, не требующими смазки. Поскольку антифрикционный слой металл-фторопластовых втулок представляет собой пористую бронзу, пропитанную ПТФЭ, то работа металл-фторопластовых втулок в шарнирных узлах самолета не отличается от работы бронзовых втулок и имеет указанные недостатки.

Целью данного предложения является повышение надежности и снижение веса шарнирного узла шасси самолета за счет равномерного распределения давления. Для этого шасси летательного аппарата, содержащее ушко и вилку, шарнирно соединены между собой через оси втулок с антифрикционным покрытием на внутренних поверхностях и установлены в вилке, снабженной кольцами, которые установлены на вилках, выступающих из торцов втулок, с антифрикционным покрытием, нанесенным на внутреннюю и наружную поверхности втулок и торцевые поверхности упругих колец. Шарнирные узлы представляют собой соединение выступа 5 и вилки 6 с помощью оси 7 (Рис. 1. 12.). Ось 7 закреплена в выступе 5, а пробка 6 имеет втулку 8 и Кольцо 9, кольца 9 размещены на хвостовиках, образованных втулкой 8. втулка 8 и Кольцо 9 (рис. 1. 12) снабжен эластичным антифрикционным покрытием 10 (например, Органоном), причем втулка 8 имеет покрытие как на внутренней, так и на наружной поверхности, а кольцо 9-на торцевой поверхности. Шарнирный узел работает следующим образом. Под действием взлетно-посадочных нагрузок на шасси шарнирные звенья совершают качательные движения в узлах шарниров. При этом ось 7 гибко изгибается во втулках 8, а втулки 8, за счет сжатия упругого

антифрикционного покрытия 10 с наружной и внутренней сторон, самоориентируются вдоль линии кривизны оси 7, равномерно распределяя давление на антифрикционное покрытие 10 без резких скачков. Кольца 9, получающие осевые нагрузки, за счет сжатия упругого антифрикционного покрытия 10 на торцевых поверхностях, равномерно передают давление на трущиеся поверхности, компенсируя их установку и деформационные смещения.

1.3.5. Разработка сигнализатора давления для авиационных пневматиков

Существующая конструкция Су-27 не предусматривает никакого устройства для измерения давления в пневматике. При обслуживании самолета по всем периодическим формам и по эксплуатационной форме "Б" предусмотрено измерение давления в пневматических колесах и при необходимости их перекачивание воздухом или азотом. Для измерения давления используется ручной портативный манометр. Его применение в технической эксплуатации имеет следующие недостатки:

- низкая точность измерения, возможность считывания ложных показаний с манометрической шкалы, если она установлена на ниппеле с большим наклоном;

- наличие ненужных операций при зарядке пневматики воздухом: необходимо сначала измерить давление в пневматике, затем перезарядить ее,а затем снова измерить.

Предложенное устройство будет лишено этих недостатков, так как оно жестко закреплено на колесном барабане и его показания зависят только от давления пневмозарядки. Кроме того, это устройство позволяет визуально контролировать давление наддува пневматики в любое время без

использования дополнительных устройств, в том числе накачки колес, что позволяет избежать перезаряда или недозаряда пневматики.

Эта сигнализация была разработана японской компанией "Nissan Motors". Он состоит из корпуса, диафрагмы, Магнита и яркой металлической пластины. Пластина покрыта прозрачным колпачком-окошком. Между ним и пластиной лежит серый металлический порошок. Схема работы индикатора давления приведена на рисунке:

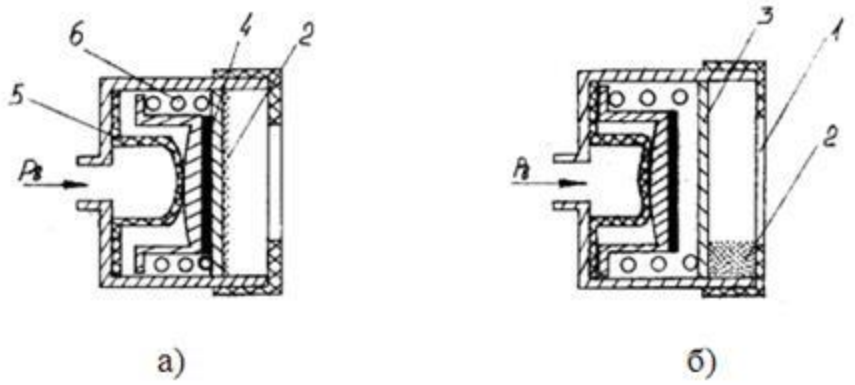

Рисунок 1.5 –индекатор

а) - давление в пневматике колеса нормальное. Через колпачок 1 виден серый металлический порошок 2, показывающий индикаторную пластину 3. Порошок притягивается магнитом 4, который прижимается к пластине 3 диафрагмой 5;

б) - давление в камере понижено. Пружина 6 оттянула назад магнит 4, порошок 2 осыпался, и стала видна яркая металлическая пластина 3.

Этот индикатор давления должен быть установлен в вертикальной плоскости.

1.3.5.1 Проверочный расчет индикатора давления воздуха

Исходные данные:

Давление воздуха в пневматике P=0,95±0,5 МПа.

Рабочий ход поршня с магнитом L=0,005 м.

Диаметр поршня d=0,005 м.

Сила которая действует на поршень от давления зарядки пневматика:

$$P_{B1} = P * F,$$

где P – давление воздуха в пневматике;

F – площадь поршня,

$$F = \frac{\pi * d^2}{4} = \frac{3{,}14 * 0{,}005^2}{4} = 1{,}96 * 10^{-5} м^2;$$

$$P_{B1} = 0{,}95 * 10^6 * 1{,}96 * 10^{-5} = 18{,}68(Н).$$

Определим усилие на поршень при максимальном P_{Bmax} и минимальном $P_{B\ min}$ заряде пневматики:

$$P_{B\,max} = 1 * 10^6 * 1{,}96 * 10^{-5} = 19{,}62(Н);$$

$$P_{B\,min} = 0{,}9 * 10^6 * 1{,}96 * 10^{-5} = 17{,}66(Н).$$

При усилии P_{Bmax} =19.62 Н поршень находится в своем крайнем правом положении на упоре. При силе $P_{B\ min}$ =17,66 Н она смещается влево на 0,005 м и уравновешивается силой пружины, с одной стороны, и силой воздуха с другой.

Коэффициент жесткости пружины, необходимый для нормальной работы устройства:

$$k = -\frac{P_{B\,min}}{L} = \frac{17{,}66}{0{,}005} = 3532\ Н/м.$$

1.3.6. Конструктивное усовершенствование замка убранного положения основной опоры шасси

Установленный замок убранного положения главной стойки шасси на Су-27 имеет корпус, запорный крюк, имеющий хвостовик и пружину, установленные на поворотном валу и сообщающиеся с петлей шасси, а также защелку, установленную на поворотной оси параллельно оси запорного крюка и взаимодействующую с силовым цилиндром управления. Это запорное устройство имеет большие габариты и массу, что приводит к увеличению габаритов и массы самолета Су-27. Также при длительной эксплуатации происходит ненадежная фиксация стойки в убранном положении.

Целью усовершенствования является повышение надежности работы и снижение веса запирающего устройства.

Для достижения этой цели в замковом устройстве, содержащем запорный крюк, имеющий хвостовик и пружину, установленную на поворотном валу и сообщающуюся с петлей шасси, и защелку, установленную на поворотной оси, параллельной оси запорного крюка, и взаимодействующую с силовым регулирующим цилиндром, один конец пружины закреплен на хвостовике запорного крюка, а другой конец пружины соединен с защелкой, продольная ось шарнира пружины расположена между шасси и поворотной осью запорного крюка в закрытом запорном устройстве.

Предлагаемое запорное устройство состоит из корпуса 1, в котором размещена ось 2 с возможностью поворота запорного крючка 3, а ось 4-приводной защелки 5. хвостовик 6 запорного крюка 3 имеет кронштейн 7 с крюком 8, который закреплен на одном конце натяжной пружины 9, а другой его конец закреплен на приводной защелке 5, которая приводит в движение упор 10 для запорного крюка 3 в закрытом положении устройства. Корпус 1 имеет управляющий силовой цилиндр 11, шток 12 которого взаимодействует с роликом 13, установленным на приводной защелке 5, и подпружинен

пружиной 14. Силовой гидроцилиндр 11 имеет соединение 15 для соединения линии "открывания замка"и соединение 16 для соединения линии" закрывания замка". Корпус 1 имеет упор 17 для стопорного крючка 3 в открытом положении стопорного устройства. Корпус 1 запорного устройства закреплен на раме 18 самолета, петля 19 установлена на опоре шасси. Он отличается тем, что продольная ось расположена между осью петли шасси и поворотной осью стопорного крюка при закрытом запорном устройстве.

Запирающее устройство работает следующим образом. В закрытом положении устройства петля 19 расположена между крюком 3 и корпусом 1, а защелка 5 под действием пружины 9 расположена на упоре 10 запорного крюка 3, тем самым предотвращая его раскрытие. Шток 12 силового регулирующего цилиндра 11 расположен на корпусе упора под действием пружины 14.

При подаче давления текучей среды из "открытого замка" на штуцер 15 шток 12 цилиндра 11 перемещается, сжимая пружину 14 и взаимодействуя с ведомым роликом 13 защелки 5, в результате чего он поворачивается и освобождает запорный крюк 3, одновременно растягивая пружину 9. Под действием сил на шарнир 19 от подъемника, шасси и под действием пружины 9 стопорный крюк 3 поворачивается, освобождая петлю 19, шасси и шасси для перемещения шасси, под действием силы пружины, меньшей, чем при открывании приводной защелки 5, стопорный крюк 3 поворачивается до упора 17.

После снятия давления с фитинга 15 шток 12 силового регулирующего цилиндра 11 перемещается до упора в корпусе под действием пружины 14, освобождая ролик 13 приводной защелки 5. замок открыт.

При закрытии запорного устройства давление от линии "запирания замка" поступает в патрубок 16 силового регулирующего цилиндра 11 и в случае отказа от прохождения штока 12 до упора под действием пружины 14 помещается на упор в корпусе под действием этого давления. Шарнир 19

опоры шасси подходит к замку, взаимодействует с хвостовиком 6 крюка 3, поворачивает его, растягивая пружину, при этом приводная защелка 5 скользит вдоль крюка 3.После перемещения петли до упора в корпус крючок 3 отпускает защелку 5, и она поворачивается до упора в крючок 10 3, обеспечивая закрытое положение.

2. Разработка установки для технического обслуживания шасси самолета СУ-27

2.1 Краткая характеристика механизации, применяемой при техническом обслуживании самолета СУ-27

В целях улучшения условий труда наземного обслуживающего персонала в дипломном проекте предлагается разработка установки для технического обслуживания шасси самолета.

Универсальный Мобильный гидроагрегат УПГ-300 используется для обслуживания гидросистемы самолета, а также для зарядки пневматических элементов сжатым азотом и питания электроприемников постоянным током.

Сжатый воздух используется для зарядки колесной пневматики, проверки герметичности кабины, продувки и очистки деталей агрегатов во время технического обслуживания. Для обеспечения самолета сжатым воздухом используются аэродромные компрессорные станции высокого давления (АКС-8, УКС-400В) и низкого давления (КНД-4), воздушный танкер (ВЗ-20-300), транспортные баллоны, приборы управления кондиционированием воздуха, редукторы и манометры. Для заправки бортовых систем пожаротушения углекислотными огнетушителями и углекислотными баллонами используется автомобильная углекислотная зарядная станция АУЗС-2М.

Для заправки самолетов топливом и специальными жидкостями используются автоцистерны типа ТК-16, ТК-22, мезозапробы типа МЗ-51М, МЗ-150, фотоспорнографические типа ВСЗ-66 и автоцистерны для специальных жидкостей ССР=66.

Гидравлические подъемники используются для подвески самолета, проверки работы системы очистки шасси, замены стоек шасси и тележек. При

замене колес только на одной из стоек шасси нет необходимости подвешивать весь самолет на подъемниках. В этом случае используется гидравлический домкрат с ручным насосом НР-1 - 01.

Для монтажа и демонтажа пневматических колес используются установки типов УМК-2 и УМК-3, имеющие электронасосный агрегат.

Для диагностики технического состояния самолета и его систем используются различные диагностические системы, приборы и бортовые самописцы.

Для электроснабжения самолетов используются как стационарные источники питания, так и аэродромные подвижные агрегаты типа апа-50 и АПА-100, которые обеспечивают питание систем самолета постоянным током 28,5 в, переменным трехфазным током напряжением 36 В и 208 В и частотой 400 Гц.

2.2 Основные требования, предъявляемые к машинам и механизмам, используемым при техобслуживании воздушных судов

В соответствии со стандартами летной годности воздушных судов гражданской авиации (НЛГС га) к машинам и механизмам, используемым для технического обслуживания воздушных судов, предъявляются следующие требования:

1. Обеспечение минимально возможного времени на техническое обслуживание воздушных судов;

2. возможна большая простота конструкции и простота эксплуатации;

3. Длительный срок службы и экономичность;

4. Надежная эксплуатация и возможность эффективного использования в широком диапазоне климатических и метеорологических условий;

5. Минимальное количество обслуживающего персонала;

6. Безопасные и безвредные условия труда.

Помимо общих условий, каждый вид средств механизации должен также отвечать ряду специальных требований, вытекающих из его функционального назначения.

Средства механизации также должны быть комбинированными и универсальными, то есть такими, чтобы их можно было использовать для обслуживания различных типов самолетов.

2.3 Разработка передвижной установки для техобслуживания шасси самолета СУ-27

Отсутствие достаточного количества ангарных сооружений в АТБ приводит к тому, что в напряженный период эксплуатации техническое обслуживание осуществляется на стоянках ПС. В то же время перемещение производственного оборудования, инструментов и запасных частей на стоянку очень трудоемко и неудобно.

Для устранения этого недостатка в дипломном проекте разработана мобильная установка для обслуживания шасси Су-27, которая является универсальной и может быть использована для обслуживания шасси других типов самолетов.

Установка специального металлического корпуса устанавливается на автомобиль типа Фордтрансит. Корпус состоит из каркаса и металлической обшивки. Каркас представляет собой сварную конструкцию, выполненную из углового профиля. Монтажные двери также имеют сварную конструкцию из листовой стали, армированной угловыми профилями.

Корпус имеет следующие отсеки:

1. Отсек для размещения насосной станции, гидробака и гидросистемы установки;

2. Отсечный гидравлический домкрат;

3. Отсек для баллонов с азотом и сжатым воздухом;

4. отсек для хранения колес КН-10 (снабжен направляющими для разгрузки, погрузки и фиксации колес, загрузочно-разгрузочным механизмом с силовым цилиндром и секторным механизмом);

5. Отсек для хранения колес St-141 (оснащен направляющими для разгрузки, погрузки и фиксации колес);

6. Тормозное устройство отсека хранения;

7. отсек для хранения инструментов, используемых для этого шасси;

8. отсек для хранения инструментов, используемых для технического обслуживания шасси:

- устройство для зарядки амортизирующего шасси и стабилизирующих амортизаторов;

- устройство для контроля давления азота в нортстоуне и стабилизации амортизаторов;

- устройство для зарядки шин;

- устройство для накачки тормозной системы;

- устройство для снятия колес основной опоры;

- устройство для снятия колесных подшипников основных опор шасси.

Управление работой установки осуществляется с пульта управления, который содержит управляющие устройства, отводы и кнопки управления.

2.3.1 Техническое описание гидроустановки и гидродомкрата

Гидроагрегат предназначен для управления гидравлическим домкратом и механизмом загрузки и разгрузки колес, а также для дозаправки гидросистемы самолета. Для резервного питания гидроагрегатов, а также для сглаживания колебаний давления насоса в гидросистеме установлен гидроаккумулятор. Гидравлическая система включает в себя гидравлические и пневматические системы.

Гидравлическая система служит для подачи давления потребителям и включает в себя:

- гидравлический бак емкостью не менее 50 литров;

- электрогидравлический насос с автоматическим выпуском и предохранительным клапаном;

- запорный клапан;

- гидравлический аккумулятор;

- фильтры высокого и низкого давления;

электроферограмма для нагнетания давления в различных разрядных линиях;

- силовые гидроцилиндры, оснащенные концевыми выключателями;

- дистанционное управление и заправка топливом.

Пневматическая система обеспечивает наддув бака гидравлической топливной пневматикой и переключение сжатого газа пневматической заправкой как азотом, так и сжатым воздухом. Пневматическая система включает в себя:

- баллоны с азотом и сжатым воздухом;

- фильтр тонкой очистки;

приспособление для прессования жидкости в баке и установка для зарядки пневматики;

- запорные и обратные клапаны;

- пульты управления и дозаправки выполняются одновременно для вашего удобства с панелями гидросистемы.

Гидравлическая система может работать как от внешнего источника питания с напряжением 24-28 В. 5 в, так и от генератора, установленного на автомобиле.

Гидравлический домкрат, оснащенный автоматической системой подачи давления, значительно облегчает работу по подъему опор самолета при замене колес и тормозных устройств, а также сокращает время выполнения этих работ.

Чтобы уменьшить вес гидравлического домкрата, регулирующий клапан, клапан, ручной насос и бак снимаются с гидравлического домкрата, и остаются только телескопический гидравлический цилиндр и опорная плита.

Снятые элементы размещаются на установке, а ручной насос устанавливается в линию дозаправки гидросистемы самолета.

Гидравлический домкрат с установкой соединен усиленными шлангами и соединен с гидравлической системой установки.

2.3.2 Расчет узлов крепления установки к раме автомобиля

Пол установки с размещенными на нем агрегатами крепится к раме автомобиля восемью болтами, узел крепления показан на рисунке 2.1.

При передвижении автомобиля с ускорением болты воспринимают силу инерции P:

$$P = m * a, \tag{2.1.}$$

где m=1400 кг – масса снаряженной передвижной установки;

a – ускорение установки,

$$a = \frac{V}{t}, \tag{2.2.}$$

где V= 60 $^{км}/_{ч}$ = 16,8 $^{м}/_{с}$ – скорость движения автомобиля;

t= 3 с – время остановки автомобиля минимальное,

$$a = \frac{16,8}{3} = 5,6(^{м}/_{с}),$$

$$P = 1400 * 5,6 = 7840(Н).$$

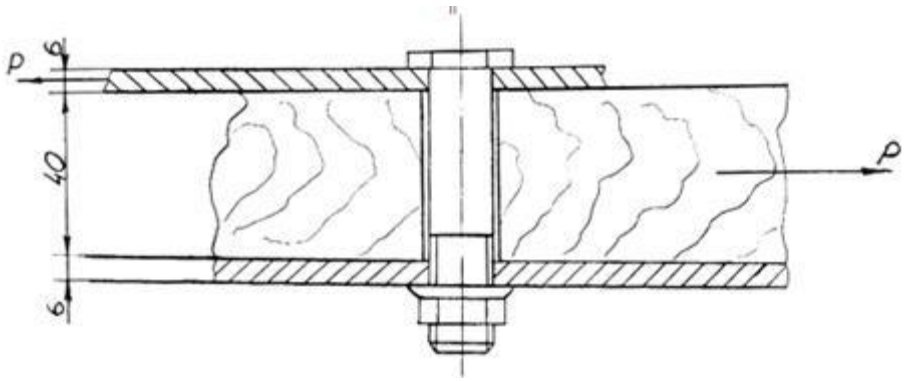

Рисунок 2.1 – Схема узла крепления установки к раме автомобиля.

Болты рассчитаем на срез:

$$d_1 = \sqrt{\frac{4 * P}{k * \pi * b * [\tau_{ср}]}}, \qquad (2.3.)$$

где d_1 – диаметр впадин резьбы болта;

P – действующая нагрузка;

k=1 – количество плоскостей среза;

b=8 – количество болтов;

$[\tau_{ср}] = 42 * 10^6$ Па – предел напряжения среза для материала СТ 45.

$$d_1 = \sqrt{\frac{4 * 7840}{1 * 3{,}14 * 8 * 42 * 10^6}} = 0{,}0055(м) = 5{,}5\,мм.$$

Чтобы увеличить площадь деревянных брусков, которые работают на сжатие при затягивании болтов, увеличьте диаметр болтов. В этом случае,

$$d_1 = 1{,}13 * \sqrt{\frac{7840}{8 * 0{,}2 * 8 * 10^7}} = 0{,}0088(м) = 8{,}8мм.$$

Принимаем болты М12 с диаметром d_1 =10,16 мм.

2.3.3 Расчет направляющих для погрузки колес

Каждая направляющая состоит из двух угловых профилей, соединенных между собой. Под влиянием массы колеса направляющая воспринимает силу P_1 , которая разлагается на составляющие P_1 и P_2 (Рис 2.2.).

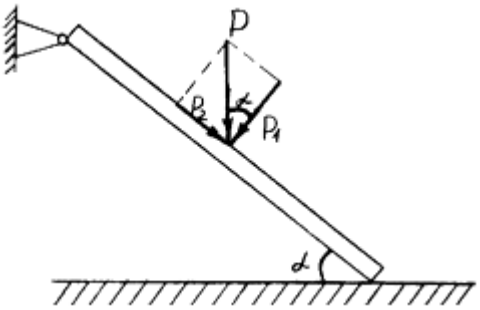

Рисунок 2.2 – Расчет узлов крепления установки к раме автомобиля

Под действием силы P_1 направляющая работает на изгибе. В точке С (АС=СВ) балка будет воспринимать максимальный изгибающий момент (рис 2.3.)

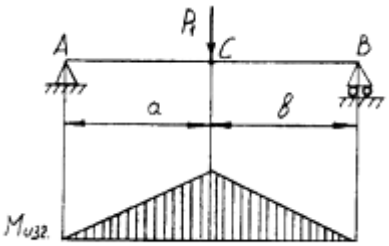

Рисунок 2.3 –изгибающий момент

Максимальный изгибающий момент в этой точке будет равен:

$$M_{изг} = \frac{P_1 * a * b}{a + b}, \qquad (2.4.)$$

где a=b=0,625 м – длины участков направляющей;

P_1 – нормальная составляющая силы P,

$P_1 = P * \cos(\alpha)$, (2.5.)

P =600Н – сила действующая на направляющую от колес;

α = 40˚ – угол установки направляющей;

$P_1 = 600 * \cos(40°) = 459{,}63(Н),$

$$M_{изг} = \frac{459{,}63 * 0{,}625 * 0{,}625}{0{,}625 + 0{,}625} = 143{,}63(Н \cdot м).$$

Поскольку направляющая состоит из двух угловых профилей, она должна быть рассчитана для косого изгиба по формуле:

$$\sigma_{max} = \frac{M_x * Y_1}{I_x} + \frac{M_y * X_1}{I_y}, \qquad (2.6.)$$

где X_1 и Y_1 – координаты точки, наиболее удаленной от нейтральной линии;

I_x и I_y – моменты инерции относительно осей X и Y.

Для уголкового профиля №4 по таблице сортамента [19] находим:

$X_1 = 1{,}53 * 10^{-2}$ м; $Y_1 = 0{,}78 * 10^{-2}$ м;

$I_x = 7{,}26 * 10^{-8}$ м$^{-4}$; $I_y = 1{,}19 * 10^{-8}$ м$^{-4}$;

Найдем изгибающий момент относительно осей X и Y. Поскольку профиль симметричен относительно осей X и Y, то

$$M_x = M_y = M_{изг} * \frac{1}{\sqrt{2}}, \tag{2.7.}$$

$$M_x = M_y = 143{,}63 * \frac{1}{\sqrt{2}} = 102{,}596 (Н \cdot м);$$

$$\sigma_{max} = \frac{102{,}596 * 0{,}78 * 10^{-2}}{7{,}26 * 10^{-8}} + \frac{102{,}596 * 1{,}53 * 10^{-2}}{1{,}9 * 10^{-8}} = 93{,}64 (МПа).$$

Из-за того, что направляющая состоит из двух угловых профилей, каждый профиль будет испытывать напряжение

$$\sigma_{max\,1} = \frac{\sigma_{max}}{2}, \tag{2.8.}$$

$$\sigma_{max\,1} = \frac{93{,}64}{2} = 46{,}82 (МПа).$$

Под действием компонента P_2 направляющая работает на растяжение.

Составляющая P_2 равна

$$P_2 = P * \sin(\alpha), \tag{2.9.}$$

$$P_2 = 600 * \sin(40°) = 385{,}65 (Н).$$

Напряжение растяжения равно

$$\sigma_p = \frac{P_2}{S}, \tag{2.10.}$$

где $S = 3{,}08 * 10^{-4}$ м^2 – площадь сечения №4 [10].

$$\sigma_p = \frac{385{,}65}{3{,}08 * 10^{-4}} = 1{,}25 (МПа).$$

Учитывая, что направляющая состоит из двух уголковых профилей,

$$\sigma_{p1} = \frac{\sigma_p}{2} = \frac{1{,}25}{2} = 0{,}625 (МПа). \tag{2.11.}$$

Используя теорию нормальных максимальных напряжений, мы проверяем, удовлетворяют ли найденные значения напряжений условию:

$$\sigma_{max} = \sigma_1 \leq [\sigma] \quad , (2.12.)$$

где [σ] – предел прочности материала СТ 3, учитывающий коэффициент запаса прочности.

К=0,2 – коэффициент запаса прочности.

$$[\sigma] = \sigma_B * (1 - K), \quad (2.13.)$$

где $\sigma_в$ =363 МПа – предел временной прочности материала СТ 3.

$$[\sigma] = 363 * (1 - 0{,}2) = 289{,}6 (МПа) > 46{,}82 МПа.$$

Условие выполнено, и спроектированная направляющая выдержит заданную нагрузку.

3. Охрана окружающей среды

3.1 Влияние воздушного транспорта на окружающую среду

В разделе "Охрана окружающей среды" дипломного проекта рассматриваются вопросы воздействия воздушного транспорта на окружающую среду, экологические опасности и экологическая безопасность процесса технического обслуживания шасси, а также оценка выбросов авиадвигателя, используемого на Су-27.

Оценивая серьезность проблемы охраны окружающей среды, общество рассматривает ее решение как необходимое условие сохранения жизни на планете, а решение экологических проблем в настоящее время рассматривается как один из важных факторов, определяющих состояние здоровья человека. В то же время научно-технический прогресс (НТП), высокие темпы развития авиационной техники и ее неземная база усиливают воздействие гражданской авиации на окружающую среду. Эти негативные процессы обусловливают необходимость совершенствования всей отраслевой системы охраны окружающей среды.

Одной из наиболее актуальных экологических проблем современности является борьба за чистый воздух и охрану воздушного бассейна. С ростом уровня загрязнения воздуха и, как следствие, обострением глобальных проблем изменения климата и разрушения озонового слоя все большее внимание уделяется роли транспортных средств в развитии этих экологических проблем.

Разработка основных мероприятий в области охраны природы и контроль за их своевременным выполнением осуществляется Управлением гражданской авиации Республики Казахстан.

Воздушный транспорт является основным источником загрязнения воздуха (особенно вокруг аэропортов). Авиационные выбросы также способствуют изменению климата. В настоящее время 58% мирового парка воздушных судов уже не соответствует требованиям Международной организации гражданской авиации (ИКАО), их замена к 2002 году обойдется в 8 миллиардов долларов. Работа по охране окружающей среды в первую очередь направлена на:

- снижение загрязнения атмосферного воздуха от выброса вредных веществ в выхлопные газы авиационных двигателей;;

- снижение влияния авиационного шума (вблизи аэропортов, вдоль всего маршрута полета самолета на сверхзвуковой скорости);

- сокращение сброса неочищенных сточных вод и вредных выбросов из аэропорта в почву, реки и водохранилища, борьба с эрозией почв.Таблица 3.1 – Перечень и количество загрязняющих веществ, разрешенных к выбросу в атмосферу

Наименование загрязняющего вещества	Суммарныйвыброс	
	г/сек	г/час
Взвешенныевещества	0,5283	5,1801
Пыльдревесная	8,2	1,08
Окисьуглерода	18,6744	170,3674
Диоксидазота	4,2355	41,1418
Сернистыйангидрид	26,0913	257,1173
Свинец	4,3 x 10	2,99 x 10
Бензпирен	1,87 x 10	1,4 x 10
Оксид азота	0,683	6.64
Углеводороды	0,4795	1,2961
Бензин	0,2007	0,6959
Сернаякислота	0,001	0,0149
Сажа	0,0146	0,0038
Едкийнатр	0,807 x 10	0,0038
Оксид марганца	4,93 x 10	0,0014
Фтористыйводород	0,5 x 10	0,0001
Сварочныйаэрозоль	0,0007	0,0032
Формальдегид	0,00186	0,0003
Пятиокисьванадия	0,0568	0,552
Трикрезолфосфат	0,6 x 10	0,0005
Керосин	0,354	1,9318
Газ	0,354	1,9318
Всего	59,5224	486,0304

В авиационной промышленности решение проблемы заключается прежде всего в разработке двигателей, снижающих выбросы загрязняющих веществ и, прежде всего, оксидов азота. Аэропорты должны обеспечивать очистку воды, сбор и утилизацию отходов, а также обеспечивать все наземные

отрасли промышленности оборудованием для очистки воздуха и средствами контроля выбросов.

3.2 Экологическая опасность процесса техобслуживания шасси

При обслуживании шасси Су-27 экологическая обстановка может пострадать не только в районе рабочей зоны, но и во всем аэропорту. Одним из основных недостатков технического обслуживания является возможность разлива гидравлической жидкости при монтаже и демонтаже агрегатов. Это также относится к смазке (cyatim), которая необходима для нормальной работы шарниров шасси. Так как стеллажи должны быть очищены от грязи во время технического обслуживания, существует вероятность разливов чистящих жидкостей, бензина, керосина и т.д. Кроме того, шум и вредные газообразные выбросы от работающих источников энергии могут нанести вред окружающей среде.

3.3 Обеспечение экологической безопасности

Обеспечение экологической безопасности при техническом обслуживании шасси достигается соблюдением разработанных правил и требований безопасности, а также выполнением различных природоохранных мероприятий. Вы должны использовать поддоны, чтобы избежать разлива жидкостей, которые вредны для природы. Если жидкость уже пролилась, то необходимо локализовать этот разлив, не дать ему распространиться по окружающему пространству. Жидкость обычно покрывается песком, который затем удаляется. При мойке деталей шасси используйте только жидкости, специально предназначенные для этой цели. Не допускайте промывки агрегатов керосином или бензином. Когда техническое обслуживание не выполняется, источники питания должны быть выключены. Это уменьшает количество шума и вредных выбросов в атмосферу. В дополнение к этим мероприятиям можно указать разработку различных устройств и

конструктивные усовершенствования, использование которых менее вредно для окружающей среды, по сравнению с использованием существующих устройств и приспособлений.

3.4 Расчёт эмиссии авиационного двигателя Д-30-КП

Эмиссия авиационных двигателей не будет одинаковой в районе аэропорта и во время его полета по маршруту, так как двигатели в этих случаях работают в разных режимах.

"Степень вредности" каждого авиационного двигателя характеризуется его контрольными параметрами по выбросам различных компонентов - $\frac{M_i}{R_0}$,

Задача расчета эмиссии двигателя сводится к расчету:

M_i -масса каждого вредного вещества, выделяющегося в процессе эксплуатации.

R_0- тяга двигателя при взлете - это величина, известная из документации или из формы двигателя.

Мы рассчитываем значения Mi для зоны аэропорта, в тех режимах и за период эксплуатации, когда самолет находится в зоне аэропорта с работающими двигателями.

Воздушное судно в зоне аэропорта выполняет цикл взлета и посадки, который состоит из следующих этапов:

- запуск и прогрев двигателей;

- выруливаю на взлетную полосу;

– взлет;

- подъем до 1000 м;

- спуск с высоты 1000 м;

– бежать;

- мы будем вести машину, пока не остановятся двигатели."

Авиационные двигатели на этих ступенях работают в различных режимах. Поэтому для удобства расчета мы разделяем взлетно-посадочный цикл самолета на два вида операций: наземные операции и взлетно-посадочные операции, далее: $M_{iАП} = M_{iН} + M_{iВ-П}$

Наземные операции включают запуск двигателей, их прогрев и руление самолета до взлета и после посадки. Основная характеристика этих операций (с точки зрения расчета выбросов двигателя) заключается в том, что авиадвигатели работают в одном и том же режиме - режиме с низким уровнем газа, и это самые продолжительные операции в районе аэропорта. Этот факт упрощает расчет.

Определим $M_{iН}$ по формуле :

$$M_{iН} = K_{iН} * G_{ПН},$$

где $K_{iН}$ – коэффициент выброса i-го ингредиента во время наземных операций $\left({}^{кг.ингр.}/_{кг.гор.}\right)$.

Очевидно, что $K_{iН} = EI_{iН} * 10^{-3}$ (по определению), т.е. это тот же индекс эмиссии.

K_i так как EI_i , определяется во время сертификационных испытаний двигателей.

$G_{ПН}$ – масса топлива (кг), использованного двигателем за время взлётно-посадочного цикла:

$$G_{ПН} = C_{УД.МГ.} * R_{МГ} * t_{МГ},$$

где $C_{УД.МГ.}\left[\frac{кг}{Н \cdot ч}\right]$–удельный расход топлива за времяработыдвигателя на режиме малого газа;

$R_{МГ}$ [Н]– тяга двигателя на режиме малого газа;

$t_{МГ}$ [ч]- время работы двигателя на низком Газе во время цикла взлета и посадки .

Взлетно-посадочные операции - это взлет, набор высоты 1000 м, спуск с 1000 м и посадка.

В этом случае для расчета эмиссии двигателя летательного аппарата, находящегося в воздухе, характеристикой эмиссии является массовая скорость эмиссии - $W_i\left[\frac{КГ.ИНГР.}{ч}\right]$

Массовая эмиссия Wi также определяется в ходе сертификационных испытаний двигателя.

Тогда мы определим $M_{i\ В\text{-}П}$ по формуле:

$$M_{iВ-П} = W_{i1} * T_{1В-П} + W_{i2} * T_{2В-П} + W_{i3} * T_{3В-П},$$

где- $W_{i1,2,3}\left[\frac{кг}{ч}\right]$ массовая скорость выброса ингредиента при соответствующих режимах работы двигателя, соответственно, при взлете, на высоте 1000 м и на высоте 1000 м.;

$T_{1,2,3}[ч]$-время работы двигателя, соответственно, при взлете, при наборе высоты 1000 м и при спуске с высоты 1000 м.

Определив это, мы рассчитываем параметр контроля выбросов двигателя (где R0-взлетная тяга двигателя В кн) и сравниваем его со стандартами ИКАО, делая вывод о соответствии этого двигателя современным требованиям по выбросам данного ингредиента.

Данные:

1. Тяга двигателя Д-30-КП: R_0 =103 кН , $R_{МГ}$ = 7,2 кН ;

2. Удельный расход топлива двигателя Д-30КП: $C_{УД.МГ}$=0,065 $\frac{кг}{Н \cdot ч}$.

Используя данные двигателя, имеем:

$K_{CO_и} = 0{,}0546 \frac{кг.ингр}{кг.ттоплив}$	$W_{CO_1} = 6 \frac{кг}{ч}$	$W_{CO_2} = 8{,}8 \frac{кг}{ч}$	$W_{CO_3} = 16 \frac{кг}{ч}$
$K_{CxHy_и} = 0{,}0094 \frac{кг.ингр}{кг.ттоплив}$	$W_{CxHy_1} = 2{,}5 \frac{кг}{ч}$	$W_{CxHy_2} = 2{,}5 \frac{кг}{ч}$	$W_{CxHy_3} = 2{,}8 \frac{кг}{ч}$
$K_{NOx_и} = 0{,}0054 \frac{кг.ингр}{кг.ттоплив}$	$W_{NOx_1} = 89 \frac{кг}{ч}$	$W_{NOx_2} = 53 \frac{кг}{ч}$	$W_{NOx_3} = 16 \frac{кг}{ч}$

По данным режимов работы двигателя в зоне аэропорта имеем:

$$t_{МГ} = 15 + 7 = 22(мин) = 0{,}365(ч);$$

$$T_{1В-П} = 0{,}7(мин) = 0{,}0117(ч);$$

$$T_{2В-П} = 2{,}2(мин) = 0{,}0367(ч);$$

$$T_{3В-П} = 4(мин) = 0{,}067(ч).$$

Тогда:

$$G_{П_н} = 0{,}65 * 7200 * 0{,}367 = 171{,}756(кг);$$

$$M_{CO_и} = 0{,}0546 * 171{,}756 = 9{,}378(кг);$$

$$M_{CxHy_и} = 0{,}0094 * 171{,}756 = 1{,}615(кг);$$

$$M_{NOx_и} = 0{,}0054 * 171{,}756 = 0{,}927(кг);$$

$$M_{CO_{з-п}} = 6 * 0{,}0117 + 8{,}8 * 0{,}0367 + 16 * 0{,}067 = 1{,}465(кг);$$

$$M_{CxHy_{з-п}} = 2{,}5 * 0{,}0117 + 2{,}5 * 0{,}0367 + 2{,}8 * 0{,}067 = 0{,}309(кг);$$

$$M_{NOx_{з-п}} = 89 * 0{,}0117 + 53 * 0{,}0367 + 16 * 0{,}067 = 4{,}06(кг);$$

$$M_{CO} = 9{,}378 + 1{,}465 = 10{,}843(кг);$$

$$M_{CxHy} = 1{,}615 + 0{,}309 = 1{,}924(кг);$$

$$M_{NOx} = 0{,}927 + 4{,}06 = 4{,}987(кг);$$

$$\left.\begin{aligned} \frac{M_{CO}}{R_0} &= \frac{10843}{103} = 105{,}3(г/кН) < 118(г/кН); \\ \frac{M_{CxHy}}{R_0} &= \frac{1924}{103} = 18{,}7(г/кН) < 19{,}6(г/кН); \\ \frac{M_{NOx}}{R_0} &= \frac{4987}{103} = 48{,}4(г/кН) < 80(г/кН); \end{aligned}\right\}$$

нормы ИКАО.

Вывод: Двигатель Д-30-КП самолёта СУ-27 по своим эмиссионным характеристикам отвечает нормам ИКАО.

5 Технико-экономическое обоснование

5.1 Технико-экономическое обоснование разработки программного моделирования для звездного датчика.

Работа инженера-конструктора связана с исследовательской деятельностью. Основная цель технико-экономической части проекта - получить из этого проекта наиболее качественный и точный программный продукт с минимальными затратами на финансовую выгоду. Для достижения этой цели в научно-исследовательской деятельности необходим квалифицированный персонал и современное оборудование. $Т_н$ =60

$К_с = 0.05$

$К_т$ =0.7

$К_н = 0.9$

5.2 Определение трудоемкости при разработке программной модели звездного датчика

Трудоемкость:$Т = Т_н \cdot К_с \cdot К_т \cdot К_н$

На основании таблиц 1,2,3 «Руководства по внедрению

экономическая часть диссертации

Для студентов специальности 5В070400 - «Компьютерная инженерия и программное обеспечение» я получаю следующие значения:

$Т_н$ =60

$К_с = 0.05$

$К_т$ =0.7

$К_н = 0.9$

Общая трудоемкость: Т = 60 · 0,05 · 0,7 · 0,9 = 1,89 чел / день

Определение количества исполнителей и срока разработки программного моделирования.

Исходя из общей трудоемкости, определяется плановое количество разработчиков (Чр) и запланированные сроки, необходимые для реализации проекта в целом (Тп). В этом случае могут быть решены следующие задачи:

- расчет количества исполнителей по заданным срокам разработки проекта;

- определение сроков разработки проекта для заданного количества исполнителей.

Количество исполнителей проекта (Н) рассчитывается по формуле:

Ч = То/ (Тр×Фэф) $=\frac{1.89}{0.167 \cdot 223} = 0.051 \approx 1$ чел,

Эффективный фонд времени работы работника в году (день): $Ф_{эф} = Д_г - Д_п - Д_в - Д_о = 365 - 14 - 104 - 24 = 223$ день.

По данным egov.kz на 2020 год в Республике Казахстан количество праздничных дней – 14; выходных дней – 104; стандартный оплачиваемы отпуск сотрудника – 24 дня. Срок разработки проекта примем 2 месяца, Тр = 0.167 года.

Таблица 5.1 – Структура общего времени на создание программного моделирование

ЭЭтап	Наименование этапа	Количество часов, затраченный на этап
11	Подготовка к работе, определение требований к системе	15
22	Математическое подготовка к моделированию	50
33	Алгоритмизация проекта	20
44	Разработка программного моделирования звездного датчика	150
55	Тестирование и исправление ошибок	54

5.3 Определение затрат на разработку проекта

Расходы на оплату труда сотрудника

Таблица 5.2 – Расчет оплаты труда сотрудника в месяц и в час.

Исполнитель	Численность	ЗП (Заработная плата), тг/мес	Часовая тарифная плата, тг/час
Инженер-конструктор	1	200 000	1300
Итого:	1	200 000	1300

Расчет был основан на норме в 168 часов/месяц.

Этап	Исполнитель	Трудоемкость	ЗП за час, тг	Сумма ЗП,тг
Подготовка к работе, определение требований к системе	Инженер-конструктор	15	1300	19500
Математическое подготовка к моделированию		50		65000
Алгоритмизация проекта		20		26000
Разработка программного моделирования звездного датчика		150		195000
Тестирование и исправление ошибок		54		70200
Итого:		289	1300	375700

Таблица 5.3 – Распределение заработной платы на этапы

Дополнительная заработная плата составляет 10% от основной заработной платы и рассчитывается по формуле:

$$Зд = Зо \times Нд/100 = 200\ 000 \cdot 10/100 = 20\ 000 \text{ тг},$$

где Нд – коэффициент дополнительной заработной платы разработчиков.

Наименование	Характеристики	Коли-чество	Цена за единицу, тг	Общая сумма, тг
Системныйблок ASUS K30AD-RU007S	- Процессор: G3240 - ОЗУ: 4096mb - Память: 1TB - Видеокарта:NVIDIA GeForce GT 720	1	121950	121950
МониторAcer S221HQLbd/HQLDbd черный	- ЖК-монитор с диагональю 21.5"; - тип матрицы экрана TN+film; - разрешение 1920x1080 ; - подключение: VGA, D-Sub; - яркость 250 кд/м2; - контрастность 3000:1; - время отклика 5 мс; - встроенные акустическая система - нет.	1	69990	69990
Клавиатура Genius KB-110 черный	- интерфейс USB; - для настольного компьютера; - классическая клавиатура.	1	11000	11000
Компьютерная мышьA4TechX-710BKчерный	- проводная мышь; - интерфейс USB; - 3 кнопки; - вес 135 грамм.	1	6495	6495
Принтер Epson L805 черный	- МФУ (принтер/сканер/копир) ; - цветная термическая струйная печать; - применение для дома,для офиса; - 1000 страниц в месяц; - максимальный формат А4	1	30000	30000
Итого:		5	239435	

Социальный налог составляет 9.5% от дохода работника, и рассчитывается по формуле:

Зсз = (ФОТ-ПО) ×9.5 % = (220 000 - 22 000) ·9.5% = 18 810 тг,

где ПО - пенсионные отчисления, которые составляют 10% от ФОТ

Медицинская страховка составляет 1.5% и равна 2 970 тенге.

Общая сумма социального налога и медицинской страховки составляет 21 780 тенге.

5.3.1. Амортизационные отчисления

АО (Амортизационные отчисления) переводит постепенно с основных производственных фондов на стоимость производимого программного продукта.

В данном проекте выбрано линейный метод расчета АО, потому что производится постепенный и равномерный переход стоимости оборудования к предоставляемой услуге. Срок службы оборудования является 4 года.

Норма амортизации: $\text{На} = \frac{1}{\text{Т}_{\text{сл}}} \cdot 100\% = \frac{1}{4} \cdot 100\% = 25\%$

АО для оборудования: $\text{А}_1 = \Phi_1 \cdot \frac{\text{На}}{100\%} = 121950 \cdot \frac{25\%}{100\%} = 30488$ тг

$$\text{А}_2 = \Phi_2 \cdot \frac{\text{На}}{100\%} = 69990 \cdot \frac{25\%}{100\%} = 17498 \text{ тг}$$

$$\text{А}_3 = \Phi_3 \cdot \frac{\text{На}}{100\%} = 11000 \cdot \frac{25\%}{100\%} = 2750 \text{ тг}$$

$$\text{А}_4 = \Phi_4 \cdot \frac{\text{На}}{100\%} = 6495 \cdot \frac{25\%}{100\%} = 1624 \text{ тг}$$

Наименование	Первоначальная стоимость, тг	Норма амортизации, %	Сумма амортизации, тг
Системныйблок ASUS K30AD-RU007S	121950	25	30488
МониторAcer S221HQLbd/HQLDbd черный	69990		17498
Клавиатура Genius KB-110 черный	11000		2750
Компьютерная мышьA4TechX-710BKчерный	6495		1624
Принтер Epson L805 черный	30000		7500
Итого:			59860

Таблица 5.5 – АО для каждого элемента оборудования в год

$$\text{А}_5 = \Phi_5 \cdot \frac{\text{На}}{100\%} = 30000 \cdot \frac{25\%}{100\%} = 7500\text{тг}$$

АО на время разработки программного моделирования для каждого элемента оборудования:

$$\text{А}_1 = \frac{\text{На} \cdot \text{С}_{\text{пер}} \cdot N}{100 \cdot 12 \cdot n} = \frac{25\% \cdot 121950 \cdot 42}{100\% \cdot 12 \cdot 21} = 5082\text{тг}$$

$$\text{А}_2 = \frac{25\% \cdot 69990 \cdot 42}{100\% \cdot 12 \cdot 21} = 2916 \text{ тг}$$

$$\text{А}_3 = \frac{25\% \cdot 11000 \cdot 42}{100\% \cdot 12 \cdot 21} = 458 \text{ тг}$$

$$\text{А}_4 = \frac{25\% \cdot 6495 \cdot 42}{100\% \cdot 12 \cdot 21} = 270 \text{ тг}$$

Наименование	Первоначальная стоимость, тг	Норма амортизации, %	Сумма амортизации, тг
Системныйблок ASUS K30AD-RU007S	121950	25	5082
МониторAcer S221HQLbd/HQLDbd черный	69990		2 916
Клавиатура Genius KB-110 черный	11000		458
Компьютерная мышьA4TechX-710BKчерный	6495		270
Принтер Epson L805 черный	30000		1 250
Итого:			9976

Таблица 5.6 – АО на время разработки проекта

$$A_5 = \frac{25\% \cdot 30000 \cdot 42}{100\% \cdot 12 \cdot 21} = 1\ 250\text{тг}$$

5.3.2. Затраты на сертификацию, рекламу, аренду, дополнительный фонд и накладные расходы.

Затраты на сертификацию и лицензирование (при среднем написании 140 строк за рабочий день и общем объеме 1 000 строк выходит 1 строка = 68 тенге)

$$P_л = 1\ 000\ \cdot 68 = 68\ 000\ \text{тг}$$

Затраты на аренду

Помещение находится в корпусе «Қазақстан ғарыш сапары», г.Нур-Султан. Площадь лаборатории 40 кв.м. Ежемесячная стоимость помещения – 250 000 тг. Арендная плата за весь срок проекта (2 месяца) – 500 000 тг.

Затраты на рекламу (10% от суммы затрат)

1 100500 · 10% = 110050 тг

Расходы на дополнительный фонд (20% от суммы затрат) = 220100 тг

Накладные расходы (50% от суммы затрат) = 550250 тг

Общая сумма всех затрат (себестоимость): С = 1 100500 + 220100 + 110050 + 550250 = 1980900 тг.

Таблица 5.7 - Структура затрат продукта

	Затраты	Сумма, тг
	ФОТ	220 000
	Социальный налог	21780
	Оборудование	239435
	АО	9976
	Арендная плата	500 000
	Лицензирование и сертификация	68 000
	Реклама и поиск покупателя	110050
	Дополнительный фонд	220100
	Накладные расходы	550250

5.4. Показатели экономической эффективности

На основании сопоставления существующих аналогов и оценки их характеристик было принято решение принять цену разработанного программного продукта - 150 000 тенге.

За капитальные вложения берем значение стоимости продукта - 1980900 тенге.

В первый год намеревается выпустить 6 копий программного обеспечения, а каждый следующий год увеличивать количество продаж на 30%.Чистый поток платежей на 4 года: Р1 = 900 000 тг, Р2 = 1 200 000 тг, Р3 = 1 500 000 тг, Р4 = 1 800 000 тг.

Норма дисконта – 18%

Накопленная общая величина дисконтированных доходов:

$$PV = \sum_{i=1}^{n} \frac{P_t}{(1+r)^t}$$

$$PV1 = \frac{900\,000}{(1+0.18)^1} = 762712\text{тг};$$

$$PV2 = \frac{1\,200\,000}{(1+0.18)^2} = 863309\text{тг};$$

$$PV3 = \frac{1\,500\,000}{(1+0.18)^3} = 914634\text{тг};$$

$$PV4 = \frac{1\,800\,000}{(1+0.18)^4} = 928313\text{тг};$$

Общая величина PV = 762712 + 863309+ 914634+ 928313 =3 468968тг.

PV>I => проект является прибыльным и полностью окупается меньше чем за 4 года.

Чистая текущая стоимость проекта:

$$NPV = \sum_{i=1}^{n} \frac{PV}{(1+r)^t} - I = 3\,468968 - 1980900 = 1\,488068\text{тг}.$$

NPV = 1 488068 тг> 0 Это доказывает о прибыльности данного проекта.

Индекс рентабельности:

$$PI = \sum_{i=1}^{n} \frac{\frac{PV}{(1+r)^t}}{I} = \frac{3\,468968}{1980900} = 1.75$$

PI = 1.75 – это объем компенсированной единицы.

Внутренняя норма доходности:

Для расчета IRR воспользуемся командой ВСД вMSExcel. IRR = 26%

Срок окупаемости инвестиций:

$$DPP = t + \frac{I - PV_4}{PV_{t+1}} = 1 + \frac{1980900 - 928313}{863309} = 2.22.$$

DPP = 2.22 года ≈ 2 года 4 месяцев.

Таблица 5.8. Показатели экономической эффективности

Значение	Показатель
I, тг	1980900
NPV, тг	1 488068
PI	1.75
IRR, %	26
DPP, лет	2.22

Вывод: Этот проект разработки программного продукта является экономически эффективным и выгодным. С капиталовложением

1980,900 тенге и цена продукта 150 000 тенге проект окупается через 2 года 4 месяца, а через 4 года прибыль составляет 50% от инвестиций. Все приведенные выше формулы и коэффициенты взяты из пособий: «Методические указания к выполнению экономической части дипломной работы для студентов специальности 5В070400 – вычислительная техника и программное обеспечение», «Методические указания для экономической части выпускной работы для студентов всех форм обучения специальности 050719 - Радиотехника электроника и телекоммуникации».

Безопасность жизнедеятельности: «Требование охраны труда обслуживающего персонала на шасси»

Авиационная безопасность - состояние авиационной безопасности от незаконного вмешательства в авиационную деятельность.

Авиационная безопасность обеспечивается службами авиационной безопасности аэродромов или аэропортов, подразделениями ведомственной безопасности государственного исполнительного органа, уполномоченного в области транспорта, а также органами внутренних дел, службами авиационной безопасности эксплуатантов (авиационными предприятиями), а также Уполномоченные органы наделены этим правом федеральными законами.

Службы авиационной безопасности аэродромов или аэропортов и службы авиационной безопасности эксплуатантов (авиационных предприятий) представляют собой службы с особыми уставными задачами.

Незаконное вмешательство в авиационную деятельность - незаконные действия (бездействие), угрожающие безопасным операциям в области авиации, приводящие к авариям с людьми, повреждению имущества, угону или угону воздушного судна или созданию угрозы таких последствий.

Лица, занимающиеся приемом, отправкой или обслуживанием воздушного судна, обязаны принимать меры по обеспечению авиационной безопасности.

Поиск до и после полета

1. В целях обеспечения безопасности пассажиров и членов экипажа воздушного судна, воздушного судна, его бортовых принадлежностей и

продуктов питания, членов экипажа, пассажиров, багажа, ручной клади, в том числе вещей, перевозимых пассажирами, а также груза и почты , подлежат обязательному предполетному досмотру. ,

2. Досмотр пассажиров, багажа, ручной клади, в том числе предметов, перевозимых пассажирами, членами экипажа, персоналом гражданской авиации, бортовыми и авиационными материалами, грузами и почтой, в аэропорту должен выполняться персоналом службы авиационной безопасности. ,

Операторы воздушных судов несут ответственность за проведение предполетных поисков своих воздушных судов.

Проверка в полете осуществляется членом экипажа, назначенным командиром воздушного судна.

Специальный осмотр воздушного судна в аэропортах проводится персоналом службы авиационной безопасности аэропорта с привлечением членов экипажа (инженеров и техников) и государственных органов в соответствии с их компетенцией.

3. На несекретном аэродроме, временном аэродроме или посадочной площадке, где нет службы авиационной безопасности, предполетная проверка назначается экипажу воздушного судна.

4. Розыску ручной клади, багажа и личному досмотру пассажиров предшествует предложение пассажиру представить ему возможные опасные вещества и предметы, установленные перечнем опасных веществ и предметов, а также всеми видами наркотиков. запрещено перевозить пассажиров на гражданских воздушных судах.

В ходе проверки проводится проверка документов, удостоверяющих личность пассажира, с товаросопроводительными документами.

Пассажиры, уклоняющиеся от поиска ручной клади, багажа и личного досмотра, не допускаются к перевозке.

Ответственность за организацию инспекции несут руководители аэропортов и сотрудники службы авиационной безопасности.

5. Движение может осуществляться независимо от согласия пассажира.

6. При проведении проверки применяются технические средства, требования к которым устанавливаются Правительством Республики Казахстан.

Сопровождение пассажиров и ручной осмотр.

Как только пассажиры и пассажиры могут летать в пределах досягаемости, необходимые для обнаружения веществ и предметов, запрещенных к перевозке на воздушном судне, в соответствии с правилами авиационной безопасности.

В целях выявления дел об административных правонарушениях личным досмотром занимаются должностные лица, указанные в Кодексе Республики Казахстан.

Для того, чтобы обнаружить всех членов экипажа и гражданских самолетов, обслуживающих гражданские самолеты

В соответствии с требованиями санитарно-эпидемиологических правил и норм.

Запрещается проводить личный досмотр нескольких пассажиров в одной комнате одновременно.

Результаты личного поиска и наблюдения за пассажиром.

7. Если во время проверки ручной клади, багажа и личного досмотра пассажиром не было запрещено никаких веществ и предметов, которые были бы запрещены для перевозки на гражданских воздушных судах, а также другим лицам, билетом или другим рейсом.

Перевозка пассажиров, грузов и грузов воздушным транспортом осуществляется в соответствии с требованиями к перевозке пассажиров.

8. Перевозка грузов осуществляется только воздушными судами, за исключением должностных лиц по специальному списку, утвержденному Правительством Республики Казахстан.

9. Порядок и условия проведения проверки в контролируемой зоне аэропорта.

Авиационная безопасность обеспечивается за счет:

1) предотвращение доступа посторонних лиц и транспортных средств в контролируемую зону аэропорта или аэродрома;

2) защита воздушного судна на стоянках с целью исключения возможности посторонних лиц влетать в воздушное судно;

3) исключение возможности незаконной перевозки оружия, взрывчатых, взрывчатых, радиоактивных, ядовитых, легковоспламеняющихся веществ и других предметов и веществ, а также особые меры предосторожности при разрешении их перевозки;

4) предполетная проверка, а также послеполетная проверка, если она проводится в соответствии с Законом Республики Казахстан «О полиции»;

5) реализация мер по противодействию незаконному вмешательству в области авиации

Нарушение требований авиационной безопасности, перевозки грузов и почты, а также перевозки предметов и веществ, а также перевозки пассажиров, членов экипажа воздушного судна или пассажиров. другие гражданские опасности, применение мер в соответствии с законодательством Республики Казахстан. Сотрудничество служб авиационной безопасности в соответствии с установленными государственными законами.

Требования авиационной безопасности и порядок их выполнения устанавливаются государственными авиационными правилами.

Государственный орган исполнительной власти, уполномоченный орган исполнительной власти, уполномоченный государственный орган:

1) проводить проверки требований правил проведения предполетной инспекции, а также контроля доступа и внутрифирменных режимов;

2) запрашивать и получать документы и информацию от руководителей, должностных лиц организаций, служб авиационной безопасности аэродромов или аэропортов, ведомственных органов безопасности федерального органа исполнительной власти, уполномоченных в области транспорта, служб авиационной безопасности авиационных предприятий, а также перевозчиков, грузоотправители и другие организации, необходимые для выполнения задач, связанных с авиационной безопасностью;

3) давать руководителям организаций обязательные указания по устранению выявленных нарушений требований безопасности полетов и проверять соблюдение этих требований;

4) если имеется информация о возможности нарушения требований безопасности полетов на воздушном судне, сопровождать его во время полета;

5) задерживать багаж, груз и почту, содержащие предметы и вещества, запрещенные к воздушной перевозке.

6. Охрана аэропортов и их инфраструктуры осуществляется подразделениями ведомственной безопасности государственного органа исполнительной власти, уполномоченными в области транспорта и внутренних дел, в порядке, установленном Правительством Республики Казахстан.

Требования к производительности эксперимента:

1) эксплуатационный эксперимент должен моделировать акт незаконного вмешательства, способного нарушить бесперебойную работу организаций гражданской авиации и проверки качества обеспечения авиационной безопасности эксплуатантов аэродромов (вертодромов) и гражданских воздушных судов;

2) проведение официального эксперимента не должно угрожать жизни людей и безопасности воздушных судов, самолетов и других объектов, расположенных в контролируемой зоне аэропорта;

3) выполнение эксперимента не должно наносить материальный ущерб эксплуатантам аэродромов (вертодромов) и гражданских воздушных судов, других физических и юридических лиц и не должно влиять на бесперебойную работу организаций гражданской авиации;

4) выполнение эксперимента должно проводиться под постоянным наблюдением представителей органов национальной безопасности, руководителя эксперимента и руководителя службы авиационной безопасности операторов аэродромов (вертодромов) и гражданских воздушных судов;

5) исключить использование участниками эксперимента силы и других способов уклонения от задержания и выполнения требований представителей службы авиационной безопасности или государственных органов, участвующих в службе эксперимента.

9. Внутренний аудит эксплуатантов аэродромов (вертодромов) и гражданских воздушных судов проводится руководителем службы авиационной безопасности на основе программы внутреннего аудита безопасности, созданной на основе стандартной программы инспекции авиационной безопасности, утвержденной уполномоченным органом. орган в области гражданской авиации.

Службы авиационной безопасности

1. Каждый аэропорт и авиакомпания, выполняющие регулярные авиаперевозки, должны иметь в своем составе службу авиационной безопасности, укомплектованную соответствующими необходимыми техническими средствами и персоналом.

Оператор, выполняющий авиационные и незапланированные воздушные перевозки, должен иметь в своем составе сотрудника службы безопасности.

2. Руководитель службы авиационной безопасности аэропорта, авиакомпания, осуществляющая регулярные воздушные перевозки, может быть только гражданином Республики Казахстан, непосредственно подчиненным соответственно первому руководителю аэропорта, авиакомпании, осуществляющей регулярные воздушные перевозки, назначаемой соглашение с органами национальной безопасности.

Руководители Службы авиационной безопасности авиакомпаний, осуществляющих перевозки Президента Республики Казахстан, и другие охраняемые лица назначаются по согласованию со Службой безопасности Президента Республики Казахстан.

Ответственным лицом по авиационной безопасности бывшего сотрудника, выполняющего нерегулярные авиаперевозки и авиационные работы, может быть только гражданин Республики Казахстан, непосредственно подчиненный первому руководителю эксплуатанта, назначенному по согласованию с органами национальной безопасности.

3. Личная ответственность за обеспечение авиационной безопасности лежит на:

1) первый руководитель организации, являющейся оператором аэропорта, и руководитель службы авиационной безопасности аэропорта;

2) первый директор и руководитель службы авиационной безопасности авиакомпании, осуществляющей регулярные авиаперевозки;

3) первый руководитель и лицо, ответственное за авиационную безопасность эксплуатанта воздушного судна, выполняющего нерегулярные полеты и (или) воздушные операции;

4) владелец воздушного судна, связанный с эксплуатантами авиации общего назначения.

4. Деятельность служб авиационной безопасности организаций гражданской авиации осуществляется в сотрудничестве с уполномоченным органом, органами национальной безопасности, правоохранительными и иными государственными органами Республики Казахстан в соответствии с их компетенцией.

Сертификат члена экипажа

Представление авиационным персоналом сертификата члена экипажа во время выполнения им своих обязанностей дает ему право пройти приоритетный досмотр в аэропортах. Сертификат члена экипажа - пропуск в контролируемую зону аэропортов.

Выдача сертификата члена экипажа лицам летного состава, бортпроводникам, техническому и техническому персоналу, обеспечивающему сопровождение полета, имеющим действительные сертификаты авиационного персонала, и персоналу, обеспечивающему безопасность воздушного судна в полете, после согласования с органами национальной безопасности, осуществляется в В соответствии с Правилами выдачи сертификатов члена экипажа летному персоналу, бортпроводников, технического и технического персонала, обеспечивающего техническое

обеспечение полетов, имеющих действующие сертификаты авиационного персонала, и персонала, обеспечивающего безопасность воздушного судна в полете, утвержденного уполномоченным органом в область гражданской авиации.

Заключение

В дипломном проекте анализируются неисправности и неисправности компонентов шасси Су-27. На основе анализа были определены наименее надежные элементы шасси и предложены конструктивные разработки для повышения надежности рассматриваемых узлов, что в конечном итоге приводит к повышению уровня надежности самолета в целом. Также на основе анализа были разработаны меры по улучшению процесса технического обслуживания шасси Су-27. Шасси обеспечивает устойчивое положение припаркованного самолета, движение самолета вдоль аэродрома при рулении, буксировке и взлете до взлета и посадки, а также поглощает кинетическую энергию самолета при посадке и прерванном взлете. выкл. Основные опоры выполнены по фронтальной схеме. Ударные стойки основных опор пневмогидравлического типа с однокамерными пневмогидравлическими амортизаторами. Амортизирующие стойки поглощают энергию удара при посадке, принимают нагрузки во время взлета, взлета, руления и буксировки самолета. В отпущенном положении основные опоры фиксируются замками передних и задних стоек. Основные опоры убираются в ниши шасси и фиксируются с помощью выдвижных фиксаторов положения. Каждая ниша опор основного шасси закрыта четырьмя дверцами. Закрылки сохраняют аэродинамические очертания самолета. Передняя опора обеспечивает буксировку и руление самолета на земле, выполненную по однополюсной схеме. Амортизирующая стойка передней опоры пневмогидравлического типа с однокамерным пневмогидравлическим амортизатором поглощает энергию удара при посадке, принимает нагрузки при взлете, взлете, рулении и буксировке самолета. В отпущенном положении передняя опора фиксируется с помощью замка под наклоном. Передняя опора втягивается в нишу шасси вперед в направлении полета и фиксируется защелкой убранного положения. Система очистки и выпуска шасси обеспечивает: - очистку и разблокировку шасси в нормальном режиме работы - - аварийное открытие замков и

закрылков шасси; - выдача сигналов о положении шасси и закрылков. Колеса переднего и главного подшипников оснащены бескамерными радиальными шинами. Размер шин: Главный подшипник-H40X14. 5R19 24PR; передняя опора-H24X7. 7R10 16PR. Тормоза обеспечивают парковочное торможение самолета и торможение во время взлета и во время прерванного взлета. Два колеса без тормозов установлены на передней оси. Два колеса, оснащенные гидромеханическими дисковыми тормозами, установлены на оси каждой главной опоры. Наземная система управления движением обеспечивает направленное управление самолетом во время руления, взлета и взлета. Индикаторы и сигнализаторы передают сигналы о положении шасси и закрылков на дисплеи органов в кабине. Они также передают сигналы управления системам самолета, которые позволяют чистить и запускать шасси и закрылки. Из бортовой сети постоянного тока с напряжением 28 В поступает следующее электричество: - электронный блок управления для очистки шасси и поворота передней опоры, обеспечивающий питание для всех других систем (полная работа устройства может быть выполняется при включении только с одной стороны самолета (слева или справа); управление вращением колес передней опоры; - блок управления тормозами (питание дублируется на каждом из двух каналов). Освобождение основного шасси осуществляется от гидравлического Система № 1. Замки втянутого положения шасси и фюзеляжа клапана открываются в случае аварийного шасси гидравлической системой № 2. Давление из гидравлической системы № 2 подается в цилиндры аварийного замка для втянутого шасси и фюзеляжа закрылки. Главная тормозная система приводится в действие гидравлической системой № 1 (внутренние тормоза) и гидравлической системой № 3 (внешние тормоза) с номинальным давлением 211 кгс / см2. Торможение с помощью парковочной ручки. от гидравлических аккумуляторов, соединенных через обратные клапаны с гидравлическими системами № 1 и № 2.

При разработке конструктивных улучшений особое внимание было уделено вопросам максимальной адаптации предлагаемых устройств к существующему дизайну. Это необходимо в связи с тем, что модификация элементов шасси путем существенного изменения конструктивного исполнения элемента, хотя и повысит уровень надежной работы блока, но средства, которые будут вложены в расчеты, проектирование, строительство и производство не оправдает себя экономически.

Предложение установить новую сборку навесного шасси, которая не требует смазки, на треть уменьшает количество отказов, таких как заклинивание и заклинивание шарниров из-за отсутствия смазки.

Значительные структурные изменения тормозного колеса вызваны необходимостью обеспечения уровня надежности этого элемента в соответствии с ENLGS. Более высокая надежность и эксплуатационная технологичность модернизированного колеса компенсируют стоимость его конструктивных изменений.

Использование предлагаемого устройства для подачи жидкости в амортизаторы значительно снижает массу стойки за счет уменьшения количества масла, подлежащего заливке, а также упрощает конструкцию и повышает надежность пневмогидравлического амортизатора.

Предложено фиксирующее устройство удаленного положения стойки обеспечит надежную фиксацию стойки в удаленном положении, снижение веса за счет упрощения конструкции. Помимо бесперебойной работы устройства при давлениях, которые регулируются в больших пределах, это позволяет использовать замки этого типа на различных типах самолетов.

Предлагаемый в проекте пакет обслуживания шасси повышает мобильность и механизацию технологического процесса. Облегчает работу сотрудников инженерного состава авиационно-технической базы.

Значительно сокращено время обслуживания шасси, что приносит свои экономические выгоды.

Меры по охране окружающей среды, рассмотренные выше, а также анализ структурных улучшений, позволяют нам делать выводы о более высоком уровне их экологической безопасности. Предлагаемые меры по обеспечению охраны труда и пожарной безопасности могут снизить уровень травматизма на гражданских предприятиях.

Список использованных источников

1. Бурлаков В.И. Прикладная теория надежности. - К.: КИИГА, 1992. – 116 с.

2. Методические указания. Анализ надежности авиационной техники. – К.: КИИГА, 1982. – 40 с.

3. Патент №48153559 США 28.03.89. Поршневой элемент с механизмом растормаживания и автоматом регулировки зазора в тормозе авиационного колеса.

4. Патент №408078. Тормозной диск. Опубликован 10.12.73.

5. Зверев И.И., Коконин С.С. Проектирование авиационных колес и тормозных систем – М: Машиностроение, 1972 г.

6. Германчук Ф.К. Конструктивное усовершенствование авиационных колес и тормозных устройств самолетов на основе анализа эксплуатации – К.: КИИГА, 1985 г.

7. Экспресс-информация. Авиастроение. 1987 г., №28. Высокопрочные конструкционные материалы для шасси.

8. Патент №2024417 15.12.94. Шарнирный узел шасси.

9. Патент Российской Федерации №124489 27.06.95. Устройство для перетока жидкости в пневмогидравлическом амортизаторе шасси летательного аппарата.

10. Авторское свидетельство №1766026 05.07.90. Замковое устройство шасси летательного аппарата.

11. Анурьев В.И. Справочник конструктора машиностроителя т. 1. – М: Машиностроение, 1980 г.

12. Писаренко Т.С. Сопротивление материалов – К.: Высшая школа, 1973 г.

13. ОСТ 5471.008 – 87. Самолеты и вертолеты ГА. Техническое обслуживание шасси. Общие требования безопасности. – Введен 08.06.87.

14. ГОСТ 121005 – 88. Техника безопасности зданий и сооружений. – Введен 12.04.88.

15. Методические указания по выполнению раздела дипломного проекта "Охрана окружающей среды". – К.: КИИГА, 1987 – 40 с.
16. Александров В.Г. Справочник авиационного инженера. – М: Машиностроение 1980 г.
17. Хаскин А.М. Черчение. – К.: Высшая школа, 1979 – 440 с.
18. Методические указания по дипломному проектированию для студентов специальности "Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей". – К.: КИИГА, 1992 – 44 с.
19. Регламенты и технические указания по техобслуживанию шасси самолета СУ-27, - М: Воздушный транспорт 1985 г.
20. Смирнов Н.Н., Владимиров Н.И., Черненко Ж.С., Техническая эксплуатация летательных аппаратов. – М: Транспорт, 1990. – 423 с.