МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РК

НАО «АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ ИМЕНИ Г. ДАУКЕЕВА»

Кафедра космической инженерии

«ДОПУЩЕН К ЗАЩИТЕ»

Зав.кафедрой: PhD, доцент Алипбаев К.А.

_____ «___» июня 2021г.
(подпись)

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

На тему: Технологические, схемные и проектно-конструкторские решения на ступенях ракет-носителей по обеспечению их экологической безопасности и сокращению районов падения

Специальность: 5В074600 – Космическая техника и технологии

Выполнила: Криковцова А. Группа: КТТ-17-2

Научный руководитель: PhD, доцент Шынгысов Б.Т.

_____ «___» июня 2021г.
(подпись)

Консультанты:

по экономической части: д.э.н., доцент Габелашвили К.Р.

_____ «___» июня 2021г.
(подпись)

по безопасности жизнедеятельности: д.т.н., ст. преп. Бекбасаров Ш.Ш.

_____ «___» июня 2021г.
(подпись)

Нормоконтролер: PhD, доцент Алипбаев К.А.

_____ «___» июня 2021г.
(подпись)

Рецензент: Сухенко А.С.

_____ «___» июня 2021г.
(подпись)

Алматы 2021

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РК
НАО «АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ ИМЕНИ Г. ДАУКЕЕВА»

Институт космической инженерии и телекоммуникаций (ИКИТК)

Специальность Космическая техника и технологии

Кафедра: космической инженерии

ЗАДАНИЕ

на выполнение дипломного проекта

Студенту: Криковцовой Ангелине Васильевне

Тема проекта: *Технологические, схемные и проектно-конструкторские решения на ступенях ракет-носителей по обеспечению их экологической безопасности и сокращению районов падения.*

утверждена приказом ректора №__ от «___» _____ *2021г.*

Срок сдачи законченной работы «___» *июня 2021г.*

Исходные данные к проекту, требуемые параметры результатов проектирования (исследования): *Технологические, схемные и проектно-конструкторские решения на ступенях ракет-носителей по обеспечению их экологической безопасности и сокращению районов падения.*

Поставлены задачи:

1. Развитие космической отросли

1.1 Экология и техногенное развитие прогресса

1.2 Экологическое сопровождение пусков ракет-носителей

1.3 Воздействие РКД на районы падения частей РН

1.4 Международные конвенции

2. Анализ имеющихся решений по сокращению районов падения РН

2.1 Оценка эффективности использования ЖРД

2.2 Предложения по созданию автономной бортовой системы

от стыковки ступеней РН

2.3 Проблема остатков топлива в падающих ступенях РН

2.4 Состав автономной бортовой системы

Рекомендуемая основная литература:

1. Экологическая безопасность деятельности космодрома «Байконур» / Под ред. д.т.н., академика МАНЭБ Ж. Жубатова. Изд. - Алматы, 2011. - 555 с.

2. Трушляков В.И., Куденцов В.Ю., Казаков А.Ю., Курочкин А.С., Лесняк И.Ю. Способ моделирования процесса газификации остатков жидкого ракетного топлива и устройство для его реализации. Патент РФ № 2493414

3. Баранов Д.А., Лемперт Д.Б., Трушляков В.И., Шатров Я.Т. Разработка бортовой системы испарения невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя// Космонавтика и ракетостроение. – 2017. – №6 (99). С. 93–103.

4. Баранов Д.А., Лемперт Д.Б., Трушляков В.И., Шатров Я.Т. Разработка бортовой системы испарения невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя// Космонавтика и ракетостроение. – 2017. – №6 (99). С. 93–103.

5. Кузнецов Ю.Л., Украинцев Д.С. Анализ влияния схемы полёта ступени с ракетно-динамической системой спасения на энергетические характеристики двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 1. С. 73-80. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-73-80

6. SpaceX Reports No Damage to Falcon 9 First Stage After Landing [Электронный ресурс]: Spacenews – 03.01.2016 – URL: https://spacenews.com/spacex-reports-no-damage-to-falcon-9-first-stage-after-landing/ (дата обращения: 09.10.2019).

ГРАФИК

подготовки дипломного проекта

№	Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления научному руководителю и консультантам	Примечание
1	Введение	9.04.2021	
2	Экологическая безопасность развития космической отросли	15.04.2021	
3	Анализ предложений на ступенях РН по обеспечению их экологической безопасности и сокращению районов падения	30.04.2021	
4	Экономическое обоснование	6.05.2021	
5	Санитарно-гигиеническая оценка условий труда	11.05.2021	

Дата выдачи задания «1» апреля 2021г.

Заведующий кафедрой _____ PhD, доцентАлипбаев К.А.

(подпись)

Руководитель _____ PhD, доцент Шингисов Б. Т.

(подпись)

Задание принял к исполнению _____ студент Криковцова А. В.

(подпись)

Алматы 2021

Аннотация

Ғарыш саласы тез қарқын алуда, күн сайын жаңа зымырандар, жер серіктері, ғарыш станциялары жасалып, салынуда. Прогресстің мұндай қарқынды дамуы қоршаған ортаға кері әсер етеді. Шу, зымырандарды ұшыру кезіндегі жылу шығарындылары, жердің озон қабаты, зымыран тасығыштардың құлауы және өте улы отынның төгілуі және т.б. экологиялық қауіпсіздікке зиянды әсер ететін факторлар. Экологиялық апаттың алдын алу үшін зымыран тасығыш құлайтын жерлерде топырақтағы, судағы, ауадағы зиянды заттарды өлшеу мақсатында экологиялық бақылау жүргізу қажет. Қоршаған ортаның ластану аймақтарының таралуын болдырмау мақсатында ракеталардың ұшырылуының және олардың бөліктерінің құлауының қолданыстағы траекториясын жаңарту және жетілдіру.

Аннотация

Космическая промышленность стремительно набирает обороты, с каждым днем разрабатываются и строятся новые ракеты, спутники, космические станции. Такое стремительное развитие прогресса негативно влияет на окружающую среду. Шум, тепловые выбросы при запуске ракет, прорыв озонового слоя земли, падение частей ракет носителей и пролив высокотоксичного топлива и т.д. факторы, пагубно влияющие на экологическую безопасность. В целях недопущения экологического бедствия необходимо проводить экологические мониторинги с целью замеров вредных веществ в почве, воде, воздухе в районах падения ракет носителей. Модернизировать и улучшать имеющиеся траектории запусков ракет и падений их частей с целью недопущения распространения районов загрязнения окружающей среды.

Annotation

The space industry is rapidly gaining momentum, every day new rockets, satellites, and space stations are being developed and built.Such a rapid development of progress negatively affects the environment. Noise, thermal emissions when launching rockets, breakthrough of the ozone layer of the earth, falling parts of launch vehicles and spilling of highly toxic fuel, etc. factors that have a detrimental effect on environmental safety. In order to prevent an environmental disaster, it is necessary to carry out environmental monitoring in order to measure harmful substances in soil, water, air in the areas where carrier rockets fall. To modernize and improve the existing trajectories of missile launches and falls of their parts in order to prevent the spread of areas of environmental pollution.

Содержание

Введение…….....…… 9
1 Экологическая безопасность развития космической отросли……...…..… 11
1.1 Экологические проблемы при техногенном развитии космической отросли……..…….. 11
1.2 Экологический контроль технологических процессов при пусках ракет носителей……...……..……... 13
1.3 Воздействие РКД на районы падения……. 14
1.4 Международные конвенции по обеспечению экологической безопасности окружающей среды при осуществлении космической деятельности……...……. 18
2 Анализ предложений по возможным технологическим, схемным и проектно-конструкторским решениям на ступенях РН по обеспечению их экологической безопасности и сокращению районов падения…….…… 20
2.1 Оценка состояния исследований по обеспечению экологической безопасности РН с маршевыми ЖРД и сокращению районов падения……..……..…. 20
2.2 Предложения по разработке технологических, схемных и проектных решений по созданию автономной бортовой системы спуска отработавших ступеней……...…….. 26
2.3 Система испарения не вырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени РН с использованием газа пропана...…… ……. 27
2.4 Состав автономной бортовой системы спуска отработавших ступеней……... 30
3 Экономическая часть…….…….…….. 34
3.1. Трудоёмкость разработки ПП…….…….…….....……. 34
3.2 Расчёт затрат на разработку ПП...……..…..…… 35
3.3 Определение договорной цены…….…….…….. 38
3.4 Расчёт результатов создания и использования ИС...……... 39
3.5 Расчёт основных показателей экономической эффективности…… 41
4 Безопасность жизнедеятельности…….……..…… 43
4.1. Расчет естественного освещения……..……. 44
4.2Расчет освещенности точечным методом……..……. 47
4.3 Расчет методом коэффициента использования светового потока…….…. 51
Заключение…….……..…….…….. 54
Список литературы……. 56

Ведение

Экологическая безопасность пусков ракет-носителей (РН) – является одной из основных задач в осуществлении ракет-космической деятельности (РКД), основная цель которой заключается в охране здоровья населения, предотвращение загрязнения, сохранение биоразнообразия, устойчивое функционирование экосистем, воспроизводство и рациональное использование природных ресурсов.

На практике обеспечение экологической безопасности осуществляется через систему обоснования, разработки, выполнения и контроля экологических требований и нормативов, которые должны учитывать все неблагоприятные последствия воздействия на окружающую среду в настоящем и прогноз их влияния в будущем.

Законодательно данное определение заложено в статье 23 Экологического кодекса Республики Казахстан, дальше в статье 57 указано, что под экологической безопасностью понимается «…состояние защищенности жизненно важных интересов и прав личности, общества и государства от угроз, возникающих в результате антропогенных и природных воздействий на окружающую среду».

После принятия независимости Республика Казахстан совместно со странами СНГ, подписала ряд правовых актов с целью сохранения и рационального использования недр окружающей среды. Среди актов были так же подписаны «Конвенция о международной ответственности за ущерб, причиненный космическими объектами» и «Конвенция о регистрации объектов, запускаемых в космическое пространство» направленные на развитие космической отросли.

В Казахстане располагается два района падения частей ракет- носителей Джезказганская и Карагандинская области, так же Республикой Казахстан 19 июня 2013 года было подписано соглашение с российской стороной об «предоставлении земельных участков Республики Казахстан в качестве районов падения частей РН». По данному соглашению была увеличена территория падения частей ракет носителей и стала включать в себя Актюбинскую и Костанайскую области. Расширение районов падения частей ракет носителей наносит огромный вред экологии нашей страны.

Каждый год Казахстанская и Российская сторона (по договору аренды космодрома «Байконур», от 10 декабря 1994 года) производят запуски более десятка ракет космического назначения, помимо тепловых воздействий при запуске, опасность представляет собой жидкое ракетное топливо, многие из них работают на высокотоксичном ракетном топливе – гептиле. Пуски ракет, как любой вид техногенного воздействия, оказывают влияние на окружающую среду и человека.

На самом высоком уровне принималось решение о поэтапном сокращении пусков РН, работающих на высокотоксичном топливе - гептиле.
Гептил - это сложный химический элемент, являющийся компонентом

ракетного топлива, который представляет огромную опасность для человеческого организма и окружающей среды в целом. При воздействии на человеческий организм он поражает иммунную, сердечно-сосудистую, нервную, ЖКТ, кожу, репродуктивную систему и прочие жизненно важные органы человеческого организма, приводит к онкологическим заболеваниям.

1 Экологическая безопасность развития космической отрасли

1.1 Экологические проблемы при техногенном развитии космической деятельности

Освоение космоса началось с 12 апреля 1961г., отправкой первого человека в космос и вот уже более 60 лет приносит огромную пользу для человечеств, но вместе с тем есть ряд негативных факторов, которые при запуске современных космических ракет-носителей и других аппаратов, выделяют в атмосферу большое количество тепла и вредных веществ, которые оказывают негативное влияние на состояние земной и околоземной среды.

Есть четыре основных вида воздействия, которое происходит при пуске ракет:

1) Тепловое загрязнение;
2) Радиоактивное загрязнение;
3) Химическое загрязнение;
4) Загрязнение космическим мусором.

Проблемы обеспечения экологической безопасности (ЭБ) ракетно-космической деятельности (РКД) начали упоминаться в научных кругах в конце 70-х и широко обсуждаться с середины 80-х годов, с провозглашением гласности и открытости общества, ростом информированности населения, разработкой и началом действия нового природоохранного законодательства, переходом к новым экономическим отношениям и т.п. К этому периоду в ЦНИИмаш уже были сформулированы основные аспекты проблемы обеспечения ЭБ РКД [1].

Одними из первых данный вопрос по обеспечению экологической безопасности взяла на себя Россия и начала создавать план-проект, который мог бы сократить воздействие от запусков ракет на околоземное и космическое пространство.

Минэкономразвития России рекомендовало реализацию программы «Экос-РФ» осуществлять в составе ФКП, как ее постоянной неотъемлемой части, охватывающей этапы создания, испытаний и эксплуатации всех изделий и объектов РКТ [2], [5]. В результате работы проводятся в рамках 12 отдельных НИР и разделов комплексных НИР. Экологические разделы включаются во все ОКР в составе ФКП.

В качестве основных полученных за истекший период результатов исследований института следует отметить [4], [5]:

- разработку методического, программного и информационного обеспечения выбора новых трасс пусков и районов падения отделяющихся частей РН на основе оценки показателей безопасности с использованием современных ГИС-технологий (в результате открыт целый ряд новых трасс пусков и районов падения − для РН «Протон-М», «Союз-2», «Днепр», «Рокот», «Космос», «Зенит», запускаемых с космодромов Байконур и Плесецк и пусковой базы «Домбаровский»,

проведены работы по выбору и обоснованию трасс пусков и районов падения для нового космодрома «Восточный»);

- разработку ряда методик, утвержденных Роскосмосом в качестве отраслевых нормативных документов (Методические подходы к расчету аварийной трассы, вероятных зон падения аварийных РН и их фрагментов, зон поражения и показателей безопасности по трассе полёта РН, 2007 г.; Методика формирования и оценки обобщенных показателей экологичности космических ракетных комплексов и их составных частей, 2008 г.; Методика определения показателей безопасности по трассам пусков и в районах падения отделяющихся частей ракет-носителей, 2011 г.; Комплексная методика расчета характеристик районов падения отделяющихся частей ракет-носителей с учетом фрагментации отделяющихся частей на участке спуска и факторов безопасности, 2011 г.);
- разработку и государственную регистрацию ряда расчетных программных комплексов и программ («Программный комплекс на основе технологий геоинформационных систем для 13 картографического обеспечения задач выбора новых трасс пусков и районов падения отделяющихся частей перспективных и существующих средств выведения»; ряд расчетных программ для статистического моделирования пространственного движения и рассеивания точек падения отделяемых частей ракет-носителей, определения высоты разрушения ОЧ РН и др.
- разработку методологии и конкретных методик оценки воздействий РКТ на окружающую среду, позволяющих проводить подготовку проектных материалов по изделиям РКТ в части обеспечения их экологической безопасности в соответствии с требованиями международных и национальных законодательных актов и их представление на Государственную экологическую экспертизу (ГЭЭ);
- разработку ряда Государственных стандартов РФ по экологической безопасности;
- обеспечение потребностей предприятий РКП хладоном ХФУ-113 на период 2007−2015 гг. в условиях полного израсходования имевшихся запасов (путём конструктивного взаимодействия со структурами Монреальского протокола и получения от них разрешений на возобновление производства хладона ХФУ-113 для нужд РКП на указанные годы).

Огромную опасность для окружающей среды представляют собой источники загрязнения при подготовке и эксплуатации РКТ, такими могут являться: транспортные средства, пристартовые хранилища РКТ, станции заправки и перекачки космического ракетного топлива.

Проводимый в Казахстане экологический мониторинг показал, что наибольшему контролю следует отвести районы падения частей РН. Так за последний 10 лет на территории Казахстана произошли три крупные аварии

при которых самым негативным последствием воздействия на окружающую среду являлся пролив высокотоксичного ракетного топлива –гептила.

Следующие виды ракет потерпели крушение:

- межконтинентальная баллистическая ракета (МБР) «РС-20» («Днепр») в 2006 г.,
- РН «Протон-М» в 2007;
- РН «Протон-М» в 2013 гг.

Программы по ликвидации последствий негативного воздействия аварийных пусков РН, финансируемые Российской стороной, как правило, рассчитаны на три года, при этом этого времени недостаточно для полного выявления и ликвидации всех негативных последствий, произошедших при крушении для экосистемы. Казахстанские ученые путем проведения исследований доказали, что на ликвидацию полного загрязнения и восстановления почвенно-растительного покрова на местах крушений РН требуется около 10 лет, в течение которого необходимо регулярно проводить мониторинг по контролю за состоянием окружающей среды.

1.2 Экологический контроль технологических процессов при пусках ракет-носителей

С 2001 года ДГП «Инфракос-Экос» совместно с Российской стороной проводится большая работа по обеспечению экологической безопасности РКД космодрома Байконур. В частности, сопровождение процессов подготовки и пусков РКН, слежение в РП, а также на прилегающих и под трассовых территориях, первыми и вторим ступенями, в соответствии с Планом совместных работ, составленные на год с учетом программы запусков космических аппаратов.

В октябре 2009 года Россия и Казахстан согласовали «Порядок организации работ по экологическому сопровождению пусков ракет-носителей и МБР с космодрома Байконур» (далее – Порядок), утвержденный Казкосмосом, Роскосмосом и Министерством охраны окружающей среды Республики Казахстан. Данный Порядок определяет требования к организации работ по экологическому мониторингу при подготовке и осуществлении пусков с космодрома Байконур РН и МБР, использующих в качестве топлива - гептил. [6]

Экологическое сопровождение пусков РН включает до- и послепусковое экологическое сопровождение.

Основная цель до- и послепускового экологического сопровождения заключается в оценке состояния района космодрома, РП и рядом прилегающих территорий до и после пуска. Согласно программе экологического сопровождения, в указанных территориях собираются пробы всех компонентов экосистем (растения, почвы, природные воды).

Работы по экологическому сопровождению выполняются при проведении ряда технологических операций при подготовке РН к пуску:

- заправка РБ на заправочной станции;

– проведения работ на СК при подготовке и пуске РКН;
– падения отделяющихся частей РКН в отведенных районах падения. В составе экологического сопровождения проводится химико-аналитические исследования проб объектов окружающей среды для определения концентрации и показателей загрязняющих веществ.

Сбор проб объектов окружающей среды выполняются до начала спецработ, при заправке РН, МБР, РБ горючим - НДМГ и окислителем - АТ и через 1 час после пуска РН и МБР на содержание: НДМГ, НДМА, ТМТ, нитрат- и нитрит-ионов, формальдегида (ФА), pH среды - в пробах почвы, воды и снега; в атмосферном воздухе - НДМГ, оксида и диоксида азота, оксида углерода, диоксида серы, в растительности – НДМГ и НДМА. [6]

Замеры на содержание загрязняющих веществ проводятся при заправке ракет-носителей и разгонных блоков на заправочной станции (ЗС) и стартовом комплексе (СК).

на ЗС:
– в пробах воды (снега), почвы - НДМА, НДМГ, ТМТ, нитрат- и нитрит-ионов, определение pH, нефтепродуктов;
– в атмосферном воздухе - оксида и диоксида азота, углеводородов, диоксида серы, оксида углерода, ФА, НДМГ;
– в растениях – НДМА и НДМГ.

на СК:
– в пробах почвы, воды (снега): нитрат-ионов, определение pH, нефтепродуктов;
– в атмосферном воздухе: оксида углерода, керосина, диоксида азота, диоксида серы, предельных углеводородов С6-С10 (суммарно).

Проведение отбора проб, подготовка к проведению и непосредственное проведение их химического анализа производится в соответствии с ГОСТ 17.2.1.03-84 [7].

1.3 Воздействие РКД на районы падения

Огромному воздействию космической деятельности подвергаются районы, в которых происходит падение отделяющийся частей ракет носителей. Их основная задача заключается в прием отделившихся первых и вторых ступеней головного обтекателя и хвостового отсека. Для защиты окружающей среды, необходимо различать отделяемые части и иметь понимание по содержанию в нем резервного остатка КРТ.

К первым ступеням относятся двигатели и баки РН в которых непосредственно содержаться остатки жидкого топлива. Ко вторым ступеням РН относятся головные обтекателя и хвостовые отсеки. Воздействие первых и вторых ступеней на окружающую среду отличаются из-за разностей конструкции и способов их приземления.

Первых ступеней РН хватает на высоту от 60-90 км. При вхождении первой ступени в плотные слои атмосферы наблюдается недостача скорости,

вследствие чего может произойти взрыв из-за аэродинамических перегрузок или перегреве бака остатками топлива. В первых ступенях РН содержатся НДМГ и азотный тетра оксид, которые при сильном ударе о поверхность земли могут спровоцировать взрыв, который нарушит герметичность баков и шлангов, что приведёт к проливу остатков топлива или испарению вредных веществ в атмосферу.

Таким образом можно сделать вывод, что при падении первых ступеней РН происходит нарушение почвенно-растительного покрова, загрязнение поверхности остатками КРТ, выгорание плодородного слоя почвы и растительности, засорение территории фрагментами упавшей ступени и тд.

Следующие, вторые ступени РН отделяются на высоте от 140 до 160 км. После вхождения в плотные слои атмосферы и увеличения аэродинамической нагрузки происходит, нагрев ступени что приводит к нагреванию топлива в баке и его взрыву. По подсчетам ученых взрыв второй ступени происходит на высоте от 35-40 км. Взрыв происходит с такой силой что разорвавшиеся детали корпуса и элементы топливного бака представляют собой куски площадью 1-2 м2 и меньше. Вес второй ступени обычно варьируется от 12-22 тонн и при разрушении мелкие фрагменты могут разлетаться на расстояние нескольких километров от примерного центра падения. Остатки топлива и продукты его сгорания поступают в атмосферу на большой высоте, и по теоретическим оценкам, не могут достичь поверхности Земли.

В аварийных ситуациях воздействие ракет космической деятельности может проявляться более интенсивно. Если посмотрим статистику мировых пусков РН, то можно заметить, что риск аварийных и внештатных ситуаций не превышает 7%. Так же это было проверено на практике при запусках с космодрома «Байконур», с которого ежегодно запускается более 30 РКН. По статистике за период пусков с космодрома «Байконур», 1957- 2010г. Было проведено 1077 успешных запусков, 35 - частично успешных, и 77 – аварийных. В таблице 1, представлена статистика запусков РН, при которой произошел отрыв РН от пусковой установки.

Статисты разделили запуски с космодрома «Байконур» на три категории. Успешными считают такие ситуации, при которых КА отделился от последней ступени РН или РБ и выведен на заданную траекторию полета. К частично успешным отнесены те случаи, когда ракета не была выведена на расчетную орбиту или не отделился от РН (РБ), или был поврежден при выведении, или не был сброшен головной обтекатель. В категорию аварийных вошли разрушения РН на участке выведения, отказы в работе ступеней РН, в результате чего КА не был выведен на околоземную орбиту. [6]

Таблица 1.1 –Статистика пусков РН, проведенных с «Байконур»

Год	Орбитальные			Суборбитальные		Всего пусков в год	Всего частично успешных и
	Успешный	Частично	Аварийный	Успешный	Аварийный		

		успешн ый					аварийных запусков в год
1	2	3	4	5	6	7	8
1957	1	1				2	1
1958	1		4			5	4
1959	3		1			4	1
1960	3	1	5			9	6
1961	5	1	1			7	2
1962	8	5	1			14	6
1963	11	2	3			16	5
1964	22	1	5			28	6
1965	40	2	2			44	4
1966	29	4	4			37	8
1967	31	2	4	1		38	6
1968	36		3	2	1	42	4
1969	28	2	8	1		39	10
1970	27	1	1	1		30	2
1971	28	1	2			31	3
1972	19	1	2			22	3
1973	24					24	0
1974	25		1			26	1
1975	26		2			28	2
1976	34					34	0
1977	27		3			30	3
1978	24	1	3			28	4
1979	19					19	0
1980	24					24	0
1981	38		1			39	1
1982	40	1	3			44	4
1983	32		1			33	1
1984	33					33	0
1985	33	2	1			36	3
1986	35		2			37	2
1987	46	2				48	2
1988	42	1	3			46	4
1989	29					29	0

Продолжение таблицы 1.1

1990	27		2	1		30	2
1991	22		1	1		24	1
1992	21		1			22	1
1993	20	1	1			22	2
1994	30					30	0
1995	19					19	0
1996	13	2	1			16	3
1997	20	1	1	-	-	22	2
1998	18		1	-	-	19	1
1999	20		2	-	-	22	2
2000	30			-	-	30	0
2001	18			-	-	18	0
2002	15		1	-	-	16	1
2003	14			-	-	14	0
2005	19			-	-	19	0
2006	20			-	-	20	0
2007	20		1	-	-	22	1
2008	21			-	-	21	0
2009	24			-	-	24	0
2010	24	1		-	-	25	1
Всего	1281	36	80	7	1	1929	125

Проанализировав данную таблицу можно прийти к выводу что количество неудачных запусков с 1957-2010г., составил 125 случаев, что составляет 10% от общего количества запусков за весь этот период. Статистика показывает, что взрывы первой и второй ступеней занимают около 10-12% от всего количества аварийных случаев.

Аварии связанные со взрывами первых и вторых ступеней ракет носителей ведут за собой такие негативные последствия как:

- Пролив РКТ на грунт;
- Испарение высокотоксичных загрязнителей;
- Падение обломков на несколько км;
- Сейсмические воздействия;
- Пожары и т.д.

Наиболее значимыми экологическими последствиями является длительное воздействие на почву, живые организмы, заражение растительности.

1.4 Международные конвенции по обеспечению экологической безопасности окружающей среды при осуществлении космической деятельности

После принятия независимости Республика Казахстан в числе других стран СНГ присоединился к ряду многих правовых актов и взял на себя ряд обязательств по сохранению, эффективному и рациональному использованию недр окружающей среды.

Необходимость гармонизации экологического законодательства республики с принципами и нормами международного права определяется ст. 5 Экологического кодекса Республики Казахстан как основной принцип экологического законодательства государства. [6]

В области охраны труда и осуществлении космической деятельности Республика Казахстан подписала следующие конвенции:

- Рамочная конвенция ООН об изменении климата, ратифицирована Указом Президента РК от 4 мая 1995 г. №2260(1992, Нью-Йорк);
- Киотский протокол к Рамочной Конвенции ООН об изменении климата (подписан Указом Президента РК от 12 марта 1999 г. №84), изменен Законом РК от 26 марта 2009 г. №144
- Конвенция ООН по борьбе с опустыниванием, ратифицирована Законом РК от 7 июля 1997 г. №149-1(1994, Париж);
- Конвенция о биологическом разнообразии (одобрена постановлением Кабинета Министров РК от 19 августа 1994 г. №918) (1992, Рио-де-Жанейро);
- Стокгольмская конвенция о стойких органических загрязнителях (2001, Стокгольм), ратифицирована Законом РК от 7 июня 2007 г. №259-III;
- IV - Конвенция о доступе к информации и правосудию по вопросам, касающимся окружающей среды (1998, Орхус), изменена Законом РК от 23 октября 2000 г. №92-II.

В области осуществления космической деятельности с космодрома «Байконур», Республика Казахстан подписала следующие конвенции:

1. Конвенция о международной ответственности за ущерб, причиненный космическими объектами. Данная конвенция была подписана в городах Москва, Лондон и Вашингтон от 29 марта 1972 года и ратифицирована Законом Республики Казахстан от 15 мая 1997 года № 107-I.

После подписания данной конвенции государство взяло на себя обязательство по возмещению материального ущерба имуществу или территории, здоровью людей той или иной страны в результате реализации своей космической деятельности. Это означает то, что государство производящее запуск ракет несет абсолютную ответственность за выплату компенсации, причиненных ее космическими объектами на Земле или в полете (ст.2)

2. Конвенция о регистрации объектов, запускаемых в космическое пространство. Казахстан был присоединён к данной конвенции (Нью-Йорк, 14

января 1975 г.) законом Республики Казахстан от 15 мая 1997 года № 108-1. Цели, преследуемые данной конвенцией:

- национальная регистрация космических объектов, запускаемых в космическое пространство;
- обязательная отчетность в реестре запущенных в космическое пространство объектов, который ведет Генеральный секретарь ООН;

В соответствии с целями конвенции предусмотрен порядок, в соответствии с которым:

- перед запуском, запускающее государство регистрирует космический объект, запускаемый в космическое пространство, путем записи в соответствующий реестр, которым им ведется.

Каждое запускающее государство информирует генерального секретаря ООН об учреждении такого регистра (ст.2);

- генеральный секретарь ООН ведет Реестр, в который заносится информация, представляемая запускающими государствами, к содержащейся в этом Реестре информации обеспечивается полный и открытый доступ (ст.3);
- государство регистрации представляет Генеральному секретарю ООН информацию о каждом космическом объекте, занесенном в его регистр (ст.4). [6]

2 Анализ предложений по возможным технологическим, схемным и проектно-конструкторским решениям на ступенях РН по обеспечению их экологической безопасности и сокращению районов падения.

2.1 Оценка состояния исследований по обеспечению экологической безопасности РН с маршевыми ЖРД и сокращению районов падения

Оценка состояния исследований по обеспечению экологической безопасности РН с маршевыми ЖРД и сокращению районов падения.

Экологическая опасность отработавших ступеней ракет носителей (РН) обусловлена наличием в них остатков КРТ, количество которых определяется двумя составляющими – постоянной (остатки незабора в топливных баках и магистралях, заливка двигателей) и вероятностной (неизрасходованные гарантийные запасы, избыточная заправка рабочего топлива при массе выводимой полезной нагрузки меньшей, чем расчетная, погрешность заправки, погрешности работы систем управления расходованием топлива, точностью систем заправки КРТ, температурного разброса и т.д.).

Для нижних ступеней РН, с использованием алгоритмов терминального управления, существует принципиальная возможность выключения маршевого ЖРД по выработке рабочих запасов КРТ в одном из баков, как правило, наиболее токсичного, однако, это требует существенного усложнения алгоритмов управления, снижения точности выведения за счёт расчёта «терминальных» траекторий, снижения надёжности СУ, существенной доработки ЖРД, приводит к повышению стоимости и сроков разработки. Кроме того, увеличивается площадь района падения за счёт увеличения разброса параметров движения РН на момент выключения ЖРД и отделения ОС.

Для исключения остатков КРТ после выключения маршевого ЖРД на отработавшем ускорителе первой ступени РН «Протон-М» реализованы технологические, схемные и проектно-конструкторские решения по сбросу остатков несимметричного диметилгидразина в атмосферу через камеру сгорания маршевого ЖРД, что привело к перераспределению токсичных выбросов между атмосферой и районом падения, не решив общей задачи по снижению выбросов токсичных КРТ при пуске РН.

Существующие разработки по спасению ОС предусматривают одновременно ряд задач, основной из которых является повышение конкурентоспособности соответствующего класса РН за счёт многократного использования ОС, при возникает возможность одновременного снижения техногенного воздействия пусков РН и в районах падения.

Для решения задачи спасения ОС применяются системы спасения, реализуемыми различными баллистическими схемами полета ОС по траектории спуска:

- ракетно-динамический маневр (вертикальная посадка) ОС;

– аэродинамический маневр (самолетная схема) с использование крылатой схемы и посадки в районе старта или выделенном аэродроме.

На рисунке 2.1 приведена схема ракетно-динамического манёвра спуска ОС «Falkon-9».

Рисунок 2.1 – Схема ракетно-динамического манёвра спуска ОС «Falkon-9»

На данный момент большого прогресса в использовании этой схемы достигла американская компания «SpaceX». РН «Falkon-9» со спасением ОС применяет маневр, включающий управляемый вход в атмосферу и вертикальную посадку на морскую платформу или на посадочную площадку на космодром старта [15], [16].

Следующим удачным проектом является многоразовый космический корабль New Shepard, который разработан американской компанией Blue Origin. Корабль доставляется на орбиту многоразовой РН после чего ОС совершает ракетно-динамический маневр с помощью повторного включения ЖРД [17].

Российским аналогом РН «Falkon-9» является проект «Россиянка» (рисунок 2.2), разработки АО «ГРЦ им. Макеева В.П.», предусматривающий ракетно-динамический манёвр для возвращения первой ступени к месту старта РН. Основной особенностью РН «Россиянка» является возвращаемая ОС, которую можно использовать до 25 раз. Возвращение ОС осуществляется по баллистической траектории путём повторного включения штатных ЖРД [18].

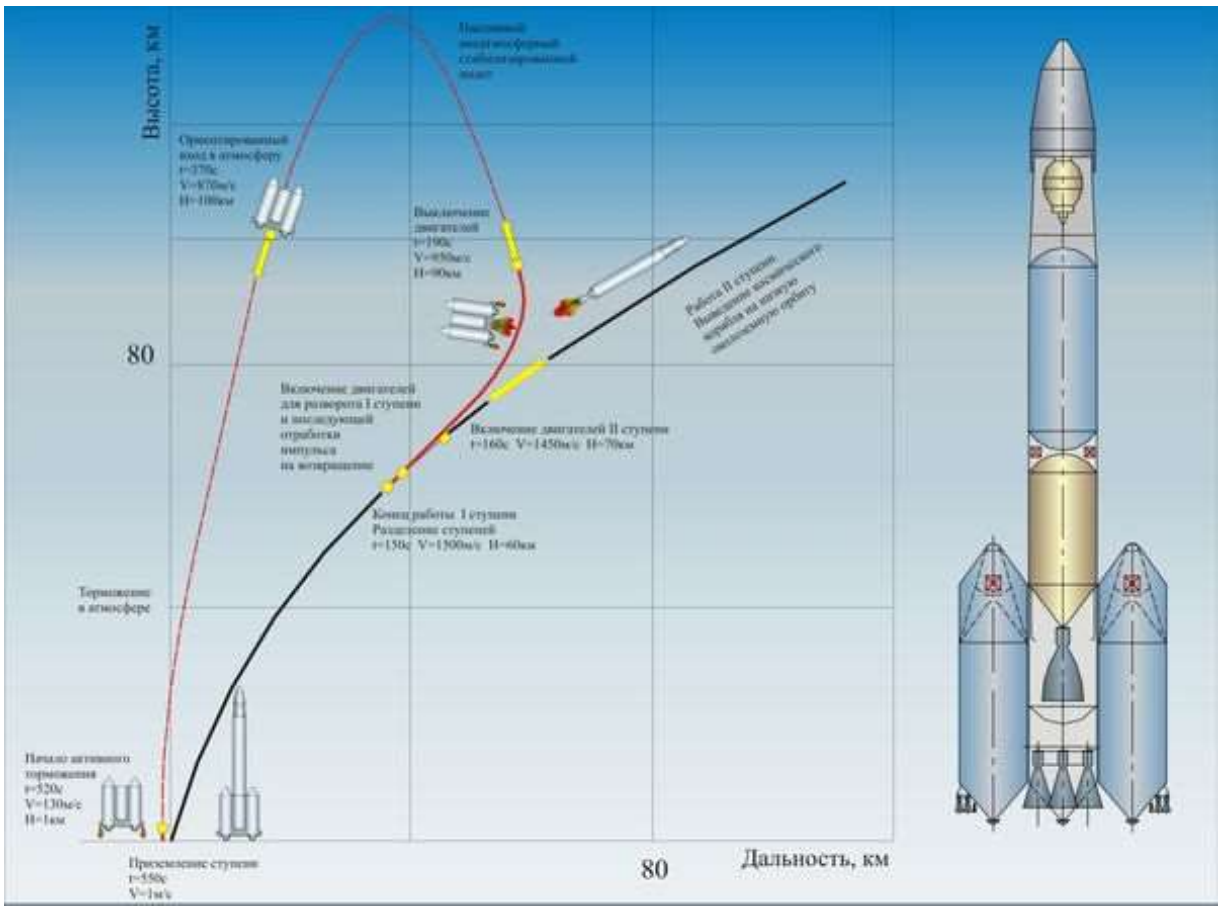

Рисунок 2.2 – Профиль полета многоразовой ступени РН «Россиянка»

В работе [19] рассматривается ракетно-динамическая схема спасения (рисунок 2.3) и повторное использование ракетных блоков первой и второй ступени. По итогам работы говорится о том, что использование данной схемы приведет к снижению удельной стоимости запуска РН «Ангара-А5В» с космодрома «Восточный» по сравнению с одноразовыми РН на 33 – 37,5 % при выведении (без разгонного блока) на низкую околоземную орбиту и на 22,5 – 27 % при выведении на геопереходную (или геостационарную) орбиту с разгонным блоком.

Рядом преимуществ помимо существенного снижения стоимости на постройку новых частей РН является:

- многократное использование ступени вплоть до 25 раз;
- снижение рисков пролива ракетного топлива при падении частей РН на поверхность земли;
- автономная система спуска отработавших частей;
- загрязнение обломками КА;
- пожары и тд.

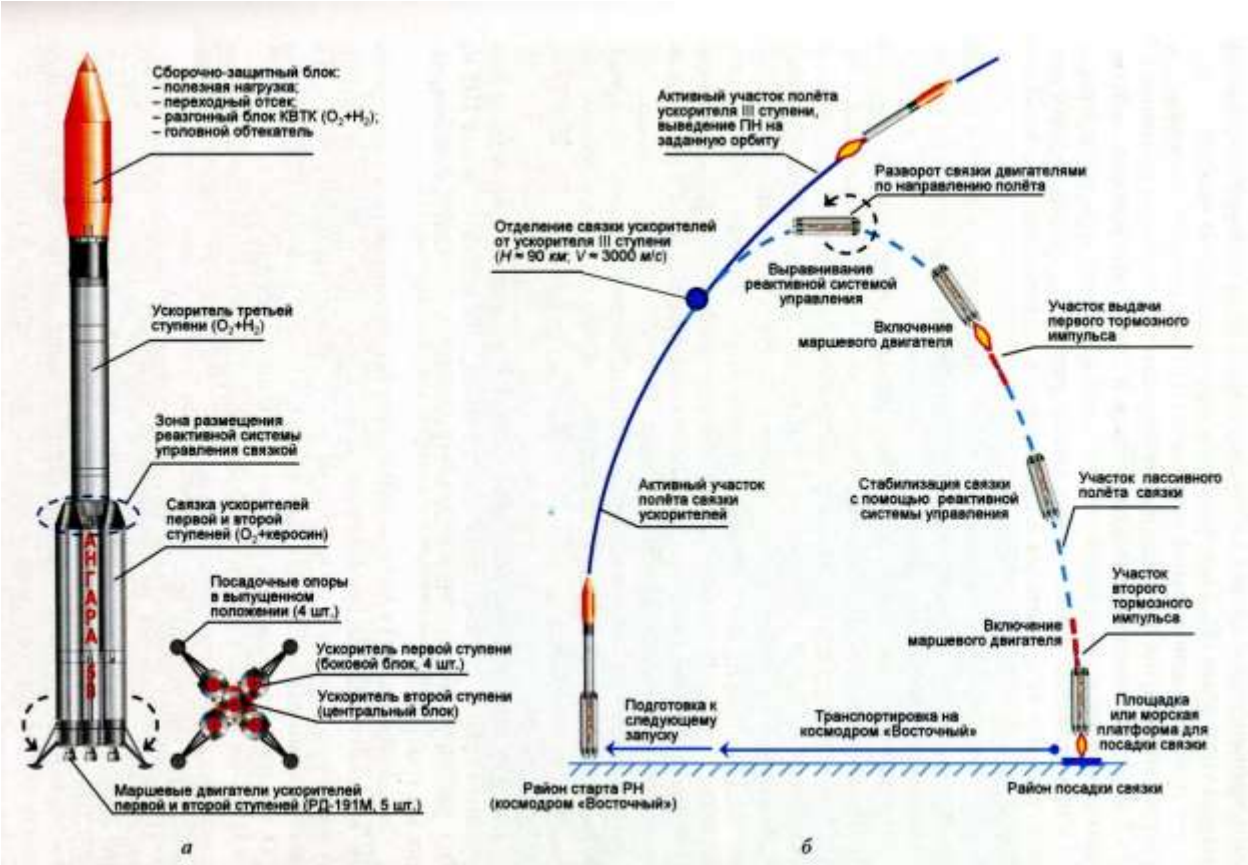

Рисунок 2.3 – Общий вид (а) и схема полета (б) РН «Ангара-А5В» с многоразовыми ускорителями первой и второй ступеней [19].

Аэродинамический (самолётный) манёвр. Схема аэродинамического маневра (самолетная схема) реализована в проектах «Space Shuttle» и «Буран», «Х-37В» [19].

Многоразовый ускоритель "Байкал" (рисунок 2.4) разработанный в ГКНПЦ им. Хруничева совместно с НПО «Молния» является ускорителем для первой ступени РН и после его выведения на заданную высоту отделяется от него и реализует аэродинамическую схему спуска для посадки на посадочную полосу в районе космодрома [18].

Основной идеей проекта при проектировании многоразового ускорителя «Байкал» заключается в том, что выполнивший свою поставленную задачу ракетный ускоритель отделялся от носителя и автоматически возвращался на место старта и приземлялся как самостоятельный, автономный беспилотный летательный аппарат. Данный ракет носитель является универсальным и может применяться как в составе семейства «Ангара», так и других ракетных комплексов.

Рисунок 2.4 – Многоразовый ускоритель "Байкал"

В работе [18] авторы сравнивают ракетно-динамическую систему спасения с самолетной схемой спасения и возвращения на точку старта первой ступени РН. Как пример приводится разработка проекта многоразовой ракеты с двумя многоразовыми ракетными блоками первой ступени с системой спасения самолетного типа, проводившаяся ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева в период 2012-2013 гг.

По оценкам, полученным при проектировании выяснилось, что данная система спасения значительно увеличивает удельную стоимость запуска по сравнению с одноразовой РН (примерно 1,7 раза) за счет увеличения почти в два раза массы конструкции ОС и применения технологически сложной и дорогой в эксплуатации криогенной технологии для второй ступени. Также в данной работе сказано, что по удельной стоимости выведения «Space Shuttle» более чем в два раза превосходила одноразовые РН за счет небольшого спроса на грузоперевозки на орбиту и обратно.

В этой же работе приведена сравнительная схема полета одноразового и спасаемого варианта РН (рисунок 2.5).

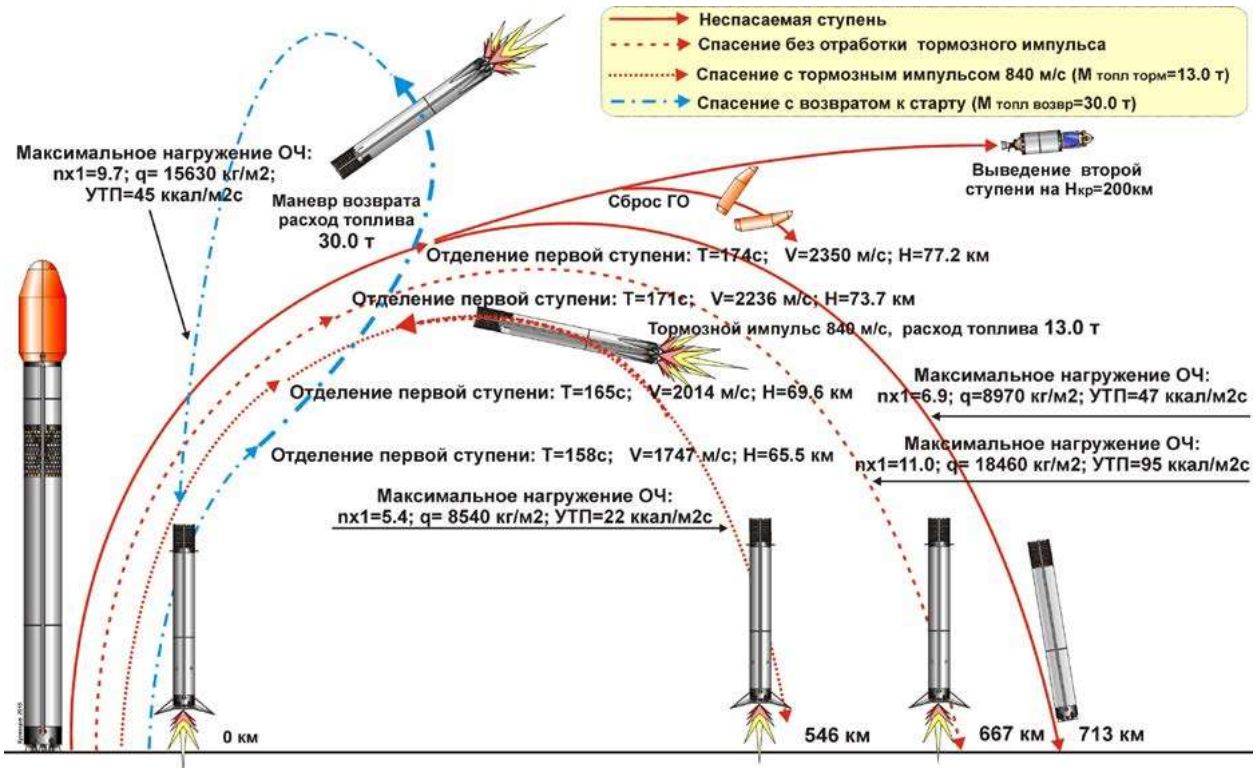

Рисунок 2.5 – Схемы полёта, одноразового и спасаемого вариантов РН

Предлагаемые технологические, схемные и проектные решения анализировались с точки зрения целевой эффективности РН – стоимости выполнения определённой программы пусков.

Задача данного исследования заключается в анализе экологической составляющей многоразовых систем, которая заключается в анализе снижения степени техногенного воздействия пусков РН, в конкретном случае – в районе падения ОС. Если раньше район падения ОС являлся наиболее значительным источником техногенного воздействия на окружающую среду по следующим позициям:

а) значительные площади разброса точек падения разрушившихся фрагментов ОС;

б) проливы остатков КРТ;

в) пожары, нанесения экологического ущерба окружающей среде, то возврат ОС на космодром старта сразу же ликвидирует эти факторы.

Следовательно, спасаемый вариант ОС ликвидирует проблемы снижения техногенного воздействия пусков РН в районах падения. С другой стороны, невырабатываемые жидкие остатки топлива в баках ОС остаются негативным фактором, который может привести к взрывам ОС на орбитах, взрывам и аварийным ситуациям при движении на атмосферном участке траектории спуска, при посадке.

Выходом из сложившейся ситуации является разработка автономной бортовой системы спуска ОС (АБСС), которая позволяет в ряде случаев не только решить проблему наличия невырабатываемых жидких остатков топлива в баках, но и повысить тактико-технические характеристики РН [19].

Динамика полёта ОС с невыработанными остатками КРТ в баках при движении на атмосферном участке траектории спуска имеет ряд особенностей, которые и определяют выбор соответствующих технологических, схемных и проектно-конструкторских решений:

- движение ОС характеризуется сложной динамикой, определяемой как геометрическими, массовыми, аэродинамическими характеристиками, так и наличием остатков КРТ, со значительной неопределенностью их количества и расположения в топливных баках;
- из-за существенного разброса моментно-центровочных характеристик ОС и аэродинамического воздействия возможно 2 типа движение ОС на атмосферном участке траектории спуска: статически неустойчивое и статически устойчивое, что приводит к существенно разным площадям района падения ОС и их фрагментов.

Простейшие неуправляемые средства уменьшения рассеивания типа парашюта малой площади, аэродинамических щитков, развертываемых в полете стабилизаторов могут обеспечить стабилизацию движения ОС в определенной «трубке» траекторий спуска и на 13-25 % уменьшить площади рассеивания точек падения ОС и понизить области высот разрушения ОС.

2.2 Предложения по разработке технологических, схемных и проектных решений по созданию автономной бортовой системе спуска отработавшей ступени

Под технологическим решениям проблемы экологической безопасности пусков РН с ЖРД понимаются:

- максимальное извлечение энергетического ресурса, заключённого в невырабатываемых остатках жидкого топлива в баках и топливных магистралях после выключения маршевого ЖРД;
- сброс газифицированных продуктов топлива через дренажные магистрали, продувка баков и топливных магистралей;
- использование парогазовой смеси для управления угловым движением ОС, увеличения скорости движения центра масс ОС при сжигании в ЖРД;
- навигация и синтез программного движения.

Под схемными решениями понимаются:

- схемы получения теплоносителя (на основе твердотопливных, жидкостных, гибридных газогенераторов) и подачи в топливные баки;
- подачи газифицированных продуктов в газореактивные системы (сопла, ГРД и модифицированные ЖРД);
- схемы извлечения энергетических ресурсов, заключённых в невырабатываемых остатках топлива в баках и магистралях;
- реализации полученных энергетических ресурсов;
- торможения скорости ОС за счёт разворота на углы атаки, при которых центр давления ОС совпадает с центром масс;

– управления угловым положением ОС при больших углах атаки (при совпадении центра давления и центра масс), в том числе использование аэродинамических щитков.
– членения конструкции ОС при спуске на топливный и двигательный отсеки.

Под проектными решениями понимаются проектно-конструкторская реализация технологических и схемных решений, например:

– конструкции системы продувки магистралей;
– варианты размещения топлива для получения теплоносителя и т.д.

В зависимости от типа ОС (орбитальная или нижняя, движущаяся по баллистической траектории спуска в район падения) схемные и проектные решения будут различаться.

2.3 Система испарения не вырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени РН с использованием газа пропана

В работе [17] был предложен метод повышения эффективности извлечения и использования остаточных энергетических ресурсов, находящихся в неиспользуемых остатках жидкого топлива (кислород, керосин) в баках ракет-носителей и остатков газа наддува (гелий) в шар-баллонах после выключения маршевого жидкостного ракетного двигателя. Метод основан на генерации теплоты в топливных баках за счет сгорания сжиженного пропана и паров кислорода непосредственно в баках. В патенте [18] предложен способ газификации невырабатываемых остатков жидкого кислорода и керосина в баках ступени РН и устройство для ее реализации.

На рисунке 2.6 приведена предлагаемая схема размещения системы испарения в конструкции ОЧ второй ступени типа РН «Союз-2.1в». Ёмкость с сжиженным пропаном размещается в межбаковом отсеке. В баке О с остатками жидкого кислорода при температуре, близкой к кипению, давление паров кислорода достаточно высоко, чтобы поддерживать горение поступающего в бак горючего газа. Для испарения остатков жидкого кислорода предлагается использовать горение пропана, т.к. пропан при температурах, близких к комнатной сжижается при невысоком давлении (~ 16 атм.).

Для нагрева керосина в баке Г до его испарения предложено использовать горение в самом баке Г подводимых туда пропана (из баллона) и эквивалентного ему количества газообразного кислорода, полученного в результате испарения ЖК из бака О.

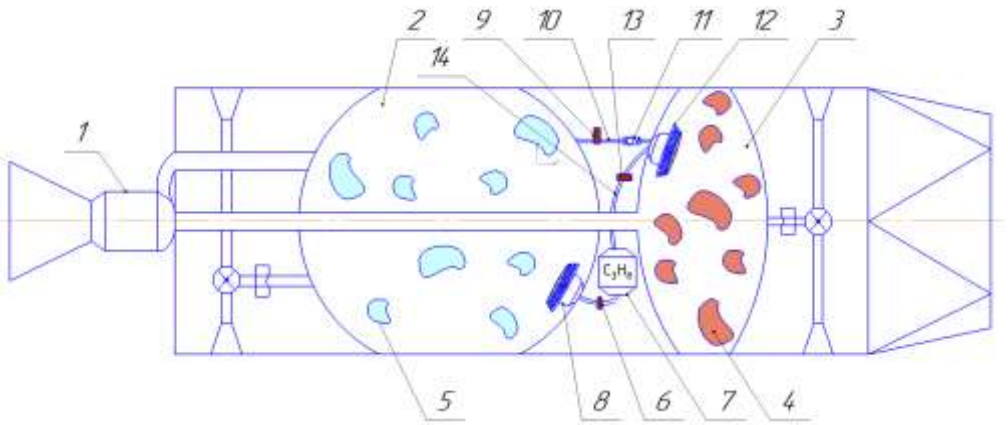

Рисунок 2.7 – Схема размещения системы испарения на ОЧ: 1 – маршевый ЖРД; 2 – бак О; 3 – бак Г; 4 – жидкие остатки керосина; 5 – жидкие остатки кислорода; 6 – управляемый клапан на трубопроводе подачи пропана в бак О; 7 – ёмкость с сжиженным пропаном; 8 – система зажигания в баке О; 9 – управляемый клапан на трубопроводе 10 подачи смеси «пары кислорода + газ наддува гелий» из бака О в бак Г; 11 – управляемый клапан на магистрали 10; 12 – система зажигания в баке Г; 13 – управляемый клапан на трубопроводе 14 подачи пропана в бак Г.

Функционирование системы испарения осуществляется следующим образом: после выключения маршевого ЖРД 1 в баках О и Г остаются жидкие невырабатываемые остатки КРТ 4,5 и, соответственно, газ наддува гелий и пары КРТ. После выключения ЖРД наступает состояние невесомости, происходит разрушение свободной поверхности КРТ, остатки КРТ в виде газожидкостной смеси находятся в случайных граничных условиях.

По команде из системы управления открывается управляемый клапан 6 и пропан из ёмкости 7 с секундным массовым расходом $\dot{m}_{pr}^{ox}(\tau)$ подаётся в систему зажигания и горения 8 в баке О, где он смешивается с парами кислорода, зажигается и начинается процесс диффузного горения, по аналогии с горением факела в воздушной среде.

Для обеспечения подачи паров кислорода и газа наддува гелия из бака О в бак Г через магистраль 10, снабжённую управляемым клапаном 9, предлагается обеспечить превышение давления в баке О над давлением в баке Г, т.е. $p_{ox1} > p_{ker1}$.

При достижении этого условия одновременно с подачей в бак Г паров кислорода и гелия осуществляется подача пропана из ёмкости 7 через трубопровод 14 и управляющий клапан 13 в систему зажигания и горения 12 в баке Г. Количество продуктов испарения из бака О (паров кислорода и газа наддува гелия) в бак Г определяют из условия нагрева газа наддува гелия и жидких остатков керосина и до его испарения при сжигании соответствующего количества пропана. После достижения этого условия подача продуктов испарения из бака О и пропана в бак Г прекращаются и начинается их подача в

систему утилизации (ЖРД или газореактивные сопла сброса).

Сброс продуктов испарения из бака Г (пары керосина и газ наддува гелия) осуществляется при достижении заданного давления сразу же в систему утилизации. Система испарения прекращает функционирование. Процесс испарения прекращается

Недостатком использования газа пропана для испарения жидких остатков кислорода и керосина является необходимость нагрева парогазовой смеси (ПГС) от минус 180^{0}С до температуры горения газа пропана (минус 35^{0}С), что требует мощных теплонагревателей, соответственно, объёмов и масс.

В работе [19] было предложено техническое решение, исключающее вышеуказанные недостатки использования газа пропана, и повышающее эффективность процесса газификации остатков ракетного топлива (кислород и керосин), используя в качестве теплоносителя перекись водорода (ПВ), подаваемую в баки окислителя и горючего, с её последующим разложением на каталитическом газогенераторе непосредственно в баках. На рисунке 2.8 представлена схема размещения системы испарения на ОС с использованием ПВ [20].

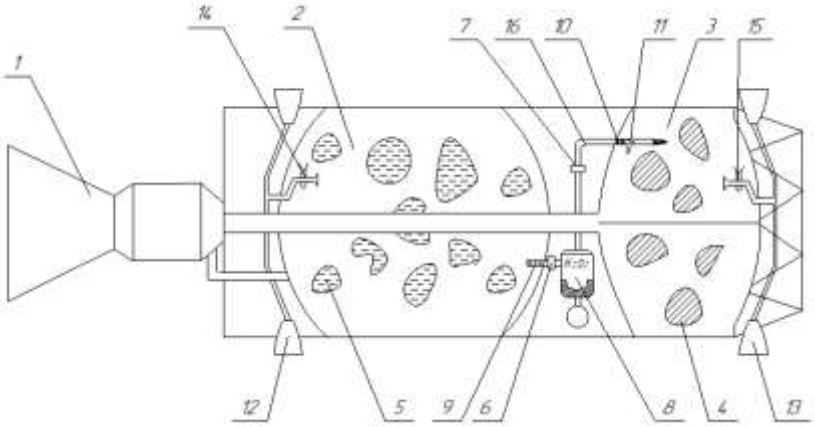

Рисунок 2.8 – Схема размещения системы испарения на ОС

Система газификации остатков КРТ в баках О и Г включает: 1 – маршевый ЖРД; 2 – бак О; 3 – бак Г; 4 – жидкие остатки керосина в состоянии газо-капельной смеси; 5 – жидкие остатки кислорода в состоянии газо-капельной смеси; 6, 7 –управляемые клапаны на магистралях 16, 17 подачи ПВ в баки О, Г; 8 – ёмкость с ПВ с мембранной системой подачи; 9, 10 – каталитические системы разложения ПВ в баках О, Г; 11 – инжекторный насос, обеспечивающий подачу ПГС из бака Г продуктов для их зажигания с помощью системы электрического зажигания 18 и горения в горелке 19, последующего догорания в факеле 20 бака Г; 12, 13 – газореактивные сопла сброса ПГС из баков О, Г, в дальнейшем будут использованы для стабилизации ОС в канале тангажа (рыскания); 14, 15 – управляемые клапаны сброса ПГС из баков О, Г в газореактивную систему стабилизации.

Система испарения работает следующим образом: после выключения ЖРД 1, в баках О 2, Г 3 жидкие остатки КРТ 4, 5. Открываются клапаны 6, 7 для подачи ПВ из ёмкости 8 через магистрали 16, 17 на каталитические системы разложения 9, 10, расположенные непосредственно в баках и ориентированные на подачу высокотемпературных продуктов разложения ПВ в объёмы баков О, Г, исключая нагрев стенок баков О, Г до максимально допустимых температур (~ 250^0С) [21]. Система подачи ПГС с помощью инжекторного насоса 11 и системы электрического зажигания 18, горелки 19 в баке Г предусмотрена для возможности воспламенения и горения паров керосина по достижению соответствующей концентрации паров (свыше 8%) в присутствии открытого пламени [22].

По достижению давления в баках О, Г, соответствующих расчётным для сброса ПГС, открываются регулируемые клапаны 14, 15 для сброса ПГС в газореактивные сопла 12, 13.

Применение приведённого способа газификации невырабатываемых остатков топлива и устройства для его реализации [20] позволит обеспечить извлечение практически полностью неиспользуемые остатки КРТ в баках ОС, что обеспечит пожаровзрывобезопасность ОС за счет испарения жидких остатков КРТ и сброса ПГС из баков, создаст условия для повышения тактико-технических характеристик РН на основе использования извлечённой энергетики для манёвра ОС с использованием автономной бортовой системы увода на траектории спуска в заданную точку прицеливания.

Проведенные оценки массы и конструкции системы испарения показали, что масса системы испарения вместе с ПВ не превышают 1.3% от массы «сухой» ОС.

2.4 Состав автономной бортовой системы спуска отработавших ступеней

В соответствии с задачами, которые должна решать АБСС, в её состав должны входить следующие составные части (подсистемы):

1. Система извлечения невырабатываемых остатков топлива в баках и магистралях ОС для:

- обеспечения взрывобезопасности (сброс остатков топлива в околоземное космическое пространство в случае оставления ОС на орбите);
- выполнения манёвров по переводу ОС на другие орбиты (захоронение, 25-летний срок существования, спуск в зону разрушения ОС или в заданный район падения);
- обеспечения стабилизации и ориентации ОС при движении на аэродинамическом участке траектории спуска (для сокращения количества и размеров района падения, улучшения динамических характеристик ОС за счёт отсутствия в баках жидких остатков топлива и т.д.);

2. Система реализации извлеченных энергетических ресурсов (в виде жидких компонентов топлива или в виде газифицированных продуктов,

содержащих смеси компонентов топлива с газом наддува и соответствующим теплоносителем) при решении поставленной задачи.

3. Система управления функционированием АБСС, движением ОС, включая источник электропитания и передачу телеметрической информации.

В процессе разработки АБСС проработать вопрос о необходимости дополнительного запаса топлива для реализации конкретной поставленной задачи, т.к. величины остатков топлива в баках ОС на момент выключения маршевого ЖРД являются случайными.

При разработке АБСС для нижних и верхних ОС необходимо предусмотреть различные технологические, схемные и проектно-конструкторские решения. В качестве альтернативных вариантов предлагается рассмотреть:

- вариант 1 *(*$\text{АБСС}_{\text{н}}^{1}$ *,* $\text{АБСС}_{\text{в}}^{1}$*)*, на основе использования жидких остатков КРТ в малоразмерных управляющих или в маршевом ЖРД, а именно, с привлечением традиционных и отработанных систем (в том числе, на основе разработки заборных устройств, продувки топливных магистралей, сброса остатков топлива через ЖРД, дренажных клапанов, минимизации остатков топлив в баках на момент выключения маршевого ЖРД традиционными путями);
- вариант 2 ($\text{АБСС}_{\text{н}}^{2}$, $\text{АБСС}_{\text{в}}^{2}$), основанный на использовании технологии газификации невырабатываемых остатков топлива в баках и магистралях ОС.

На рисунке 2.5 приведены решаемые АБСС задачи для нижних и верхних ОС.

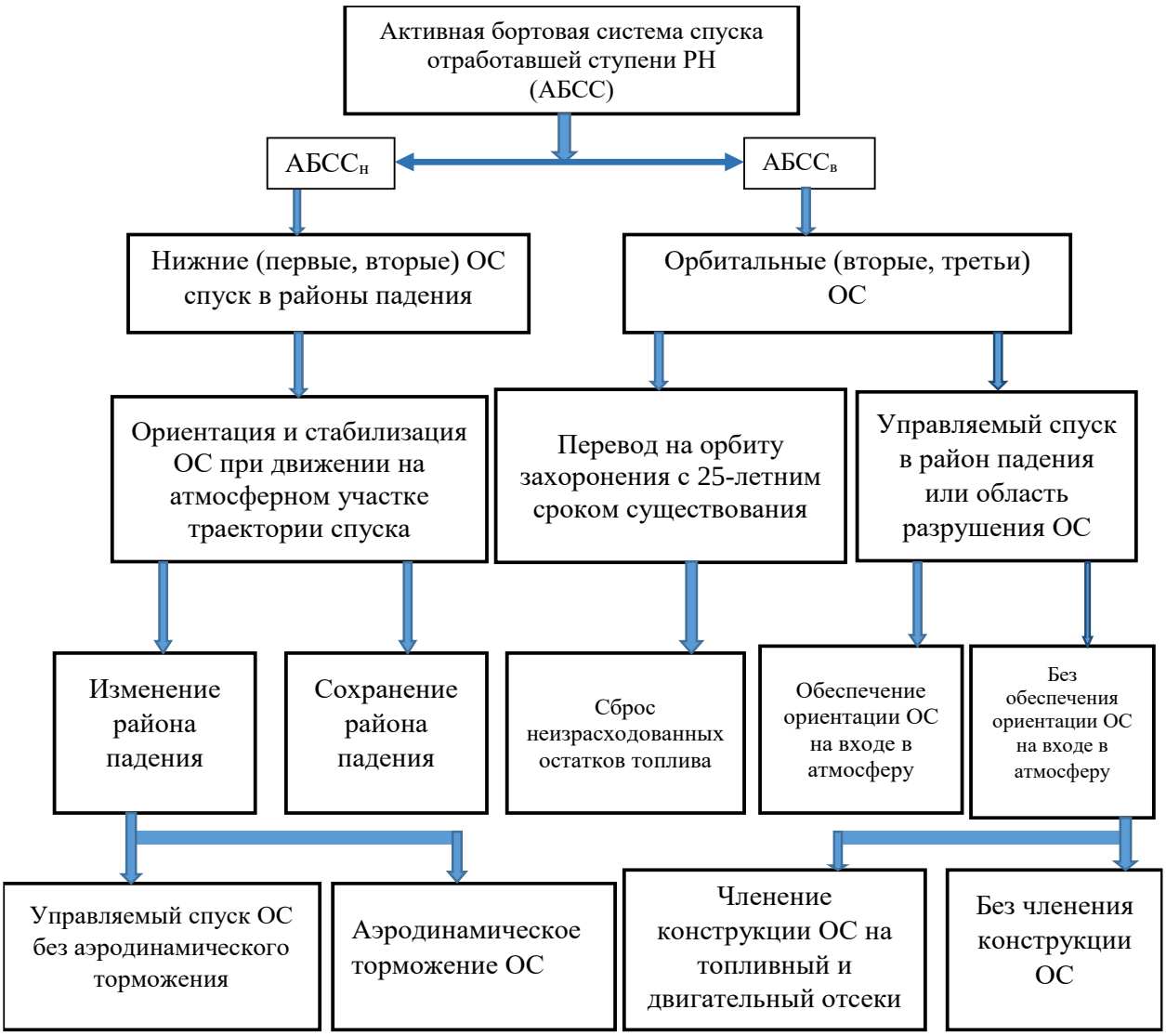

Рисунок 2.5 – Решаемые задачи АБСС нижних и верхних ОС

Как следует из рисунка 2.5, рассматривается различный перечень решаемых задач с помощью АБСС двух типов: для верхних (орбитальных) ОС – АБСС$_в$ и нижних ОС - АБСС$_н$. Разделение АБСС на два типа обусловлено существенно различными решаемыми задачами, энергетическими затратами, сроками активного функционирования ОС, а также структурой системы управления работой АБСС. Наличие аппаратурного контура системы управления движением РН на верхних ОС позволяет использовать её ресурс; отсутствие такой системы на нижних ОС приводит к необходимости вводить в систему управления работой АБСС в составе АБСС$_н$ дополнительный контур - управления движением ОС.

Следует отметить, что среди задач, возлагаемых на АБСС$_н$, возможно решение задачи многократного снижения скорости касания поверхности Земли, что может стать научно-техническим заделом для разработки систем спасения первой ОС на основе ракетодинамической схемы (аналог мягкой посадка первой отработавшей ступени РН «Falkon-9» [18]).

На основании проведённых в первой главе исследований получены

следующие основные результаты.

1. Рассмотрены современные подходы к проектированию РН с ЖРД, основанные на спасении ОС и, соответственно, исключающие экологическое воздействие пусков РН с ЖРД на районы падения. Вместе с тем отмечается, что факторы, приводящие к негативному воздействию пусков РН с ЖРД, остаются – неиспользуемые остатки жидких компонентов топлива в баках ОС, которые с высокой вероятностью могут привести к взрывам ОС на орбитах, аварийной ситуации при спуске ОС на атмосферном участке траектории, посадке в точке старта.

2. Рассмотрены предложения по разработке автономной бортовой системы спуска ОС, обеспечивающей газификацию неиспользуемых жидких остатков топлива в баках ОС, возможность их использования в виде рабочего тела при управлении движением ОС при спуске орбиты и траектории выведения РН.

3. Рассмотрен перечень возможных задач, решаемых на АБСС и состав систем АБСС для орбитальных (верхних) ОС и нижних ОС, падающих в районы падения.

3 Экономическая часть

Большая часть работы сейчас выполняется вычислительными машинами, которые облегчают работу человека. Так же они являются менее затратными и более эффективными чем человеческие ресурсы. Аналитические работы, терабайты данных, вычислительные операции сейчас все осуществляется с помощь машин.

При падении частей ракет носителей существуют специальные выездные лаборатории, которые занимаются сбором образцов для проверки их на наличие вредных веществ. После завершения работы выездной лаборатории «Гарыш Экология» на место падения частей ракет носителей и сбора биологического материала необходимо провести анализ собранных материалов. По результатам экологического сопровождения РКН в РП ОЧ РН в обязательном порядке осуществляется экологическая отчетность, на Предприятии формируется база данных «Экологическое сопровождение пусков РН».

В данной части дипломного проекта рассмотрим написание ПО для анализатора почвы, для этого нам необходимы софт для написания, подключение базы данных, программист для написания ПО, так же произведем расчет затрат на материальные ресурсы, электроэнергию, зарплату и амортизационные расходы. Рассчитаем сроки полной окупаемости данного ПО.

Технико- экономическое обоснование включает в себя оценку экономической эффективности, трудовые ресурсы связанный с разработкой программного продукта, включают в себя:

– определение трудоемкости разработки ПП;
– расчет затрат на разработку ПП;
– определение возможной цены разработанного ПП;
– оценку социально - экономических результатов функционирования ПП.

3.1 Трудоемкость разработки ПП

Трудоемкостью называется экономическая характеристика, показывающая затраты рабочего времени на производство единицы продукции или на выполнение конкретной технологической операции. Создание ПП занимает около 112 часов для одной продукции.

Таблица 3.1 - Распределение работ по этапам и видам и оценка их трудоемкости

Этап разработки ПП	Вид работы на данном этапе	Трудоемкость разработки ПП, чел.× ч.
1	2	3

Продолжение таблицы 3.1

1	2	3
Техническое задание	Перед началом разработки составляется техническое задание, план по разработке: интерфейс, функции и прочее.	18
Разработка	На данном этапе происходит написание ПП, с реализацией всех идей из этапа планирования.	70
Тестирование	После создания ПП, происходит обязательный этап тестирования на выявления ошибок в работе и его улучшения.	16
ИТОГО трудоемкость выполнения дипломной работы		104

3.2 Расчет затрат на разработку ПП.

Определение затрат на разработку ПП производится путем составления сметы, которая включает в себя следующие пункты:

1) Материальные затраты.
2) Затраты на оплату труда.
3) Социальный налог.
4) Амортизация основных фондов.
5) Прочие затраты.

Когда происходит процесс создания ПП, требуется обеспечить персонал материальными ресурсами для комфортной работы.

Таблица 3.2 - Затраты на материальные ресурсы

Наименование материального ресурса	Количество израсходованного материала	Цена за единицу, тг	Сумма, тг
Visual Studio 2019	1	600000	600000
Lenovo IdeaPad	1	200000	200000
Windows 10 Pro	1	75000	75000
Microsoft SQL	1	400000	400000
Компьютерная мышь	1	2000	2000
Стол	1	15000	15000
Кресло	1	20000	20000

Продолжение таблицы 3.2

Ручка	6	100	600
Бумага а3	5	2200	11000
Корректор	2	150	300
Линейка	1	300	300
ИТОГО затраты на материальные ресурсы			1324200

Общая сумма затрат на материальные ресурсы (ЗМ) определяется по формуле:

$$З_с = 600000 + 200000 + 75000 + 400000 + 2000 + 15000 + 20000 + 600 + 11000 + 300 + 300 = 1324200 \quad (3.1)$$

Таблица 3.3 - Затраты на электроэнергию

Наимен. оборудов.	Паспортная мощность, кВт	Коэф. использ. мощности	Время работы оборудования для разработки ПП, ч	Цена элек/энер, тг/кВт×ч	Кол-во	Сумма, тг
Lenovo IdeaPad	0,55	0,9	104	19,17	1	1096
Лампочка	0,08	0,9			4	638
ИТОГО затраты на электроэнергию						1734

Общая сумма затрат на электроэнергию (ЗЭ) рассчитывается по формуле:

$$З_э = (0{,}55 + (0{,}08 * 4)) * 104 * 19{,}17 = 1734 \quad (3.2)$$

При разработке ПП требуется сотрудники, имеющие знание в данной сфере и оплата их труда.

Затраты на оплату труда рассчитываются по форме, приведенной в таблице 3.4.

Таблица 3.4 - Затраты на оплату труда

Категория работника	Количество	Квалификация	Трудоемкость разработки ПП, чел.×ч	Часовая ставка, тг/ч	Сумма, тг

Продолжение таблицы 3.4

Инженер-программист	1	Бакалавриат	104	2403,8	250000
ИТОГО затраты на оплату труда					250000

Общая сумма затрат на оплату труда (ЗТР) определяется по формуле

Таблица 3.5 - Социальный налог

СО(Социальные отчисления)	3,5	(ЗП - ОПВ)*3,5%	7875
ВОСМСЮ (Отчисления на ВОСМСЮ)	2,0	ЗП*2%	5000
СН (Социальный налог)	9,5	(ЗП-ОПВ-ВОСМС)*9,5%-СО	20900
Всего уплаченные налоги			33775

$$\text{НР} = \text{ЗП} \cdot \frac{\text{Н}_{\text{нр}}}{100} = 250\,000 \cdot 0{,}7 = 175\,000 \text{ тенге} \quad (3.3)$$

Амортизационные отчисления — это денежные средства, предназначенные для возмещения износа предметов, относящихся к основным средствам предприятия

Таблица 3.6 - Амортизация основных фондов (ОФ)

Наимен. оборудования и ПО	Стоимость оборудования и ПО, тг	Годовая норма амортизации, %	Время работы оборудов-я и ПО для разработки ПП, ч	Сумма, тг
Lenovo IdeaPad	200000	14,29	16	2381,67
Windows 10 Pro	75000	33,33	16	2083,
Visual Studio	600000	33,33	16	16665
ИТОГО амортизация основных фондов				21192,795

Применение основных фондов колеблется от 3 до 10 лет. Оборудование используется в течение 7 лет, а программное обеспечение – 3 года. Применяя формулу, заполним Таблицу 3.7 для отображения амортизации основных фондов.

Общая сумма амортизационных отчислений определяется по формуле:

$Н_{А1}$= 100/7 = 14,29%.
$Н_{А3}$= 100/3 = 33,33%.

$$З_{ам} = \frac{200000 * 0{,}1429 * 16}{1 * 12 * 16} = 2381{,}67 \text{ тг} \quad (3.4)$$

$$З_{ам} = \frac{200000 * 0{,}1429 * 16}{1 * 12 * 16} = 2381{,}67 \text{ тг} \quad (3.5)$$

$$З_{ам} = \frac{75000 * 0{,}3333 * 16}{1 * 12 * 16} = 2083{,}125 \text{ тг} \quad (3.6)$$

$$З_{ам} = \frac{600000 * 0{,}3333 * 16}{1 * 12 * 16} = 16665 \text{ тг} \quad (3.7)$$

Также стоит учитывать прочие расходы:
– аренда помещения - 90000;
– коммунальные услуги –6594,94.

Таблица 3.7 - Смета затрат на разработку ПП

Статьи затрат	Сумма, тг
1. Материальные затраты, в том числе:	
- материалы	1324200
- электроэнергия	1734,5
2. Затраты на оплату труда.	250000
3. Отчисления на социальные нужды.	33775
4. Амортизация основных фондов.	21192,795
5. Прочие затраты.	96 594,94
ИТОГО по смете	1727496,2

3.3 Определение договорной цены ПП

Величина возможной (договорной) цены ПП должна устанавливаться с учетом эффективности, качества и сроков ее выполнения на уровне, отвечающем экономическим интересам заказчика (потребителя) и исполнителя.

Договорная цена (ЦД) для прикладных ПП рассчитывается по формуле:

$$Ц_{д} = З_{нир} * \left(1 + \frac{Р}{100}\right) = 1727496{,}2 * \left(1 + \frac{30}{100}\right) = 2245744{,}8 \quad (3.8)$$

$З_{нир}$ - затраты на разработку ПП (из таблицы 1.6), тг;

Р - средний уровень рентабельности ПП. %

Далее определяется цена реализации с учетом налога на добавленную стоимость (НДС), ставка НДС устанавливается законодательно Налоговым Кодексом РК. На 2013 год ставка НДС установлена в размере 12%.

Цена реализации с учетом НДС рассчитывается по формуле:

$$Ц_р = Ц_д + Ц_д * ндс = 2245744{,}8 + 2245744{,}8 * 0{,}12 = 2515234{,}176 \quad (3.9)$$

3.4 Расчет результатов создания и использования ИС

Информационная упрощает процесс принятия решений по управлению, а также способна повысить эффективность и скорость работы сотрудников, за счет уменьшения времени.

Для оценки экономии и эффективности использования разрабатываемой ИС необходимо сравнить эксплуатационные расходы с ее применением и без.

Статьи затрат при применении ИС включают в себя:

– заработная плата специалиста, осуществляющего поддержку и сопровождение системы;

– износ оборудования;

– накладные расходы.

Данная система не предполагает расхода каких-либо материалов.

В расходные материалы входит бумага, картридж.

Пачка бумаги стоит – 1800 тг.

Картридж – 23000.

В месяц уходит 5 пачек бумаги и один картридж.

$$Р = \big((1800 \cdot 5) + (23000)\big) \cdot 12 = 384\,000 \text{ тенге} \quad (3.10)$$

В распоряжении предприятия находятся один персональный компьютер (стоимость одного ~ 350 000 тенге), принтер (150 000 тенге) и прочая компьютерная периферия (~25 000 тенге); итого затрат на оборудование – 525 000 тенге.

Износ оборудования рассчитывается исходя из 25 % амортизационных отчислений за год.

$$А = \big(350\,000 + 150\,000 + 25000\big) \cdot 0{,}25 = 131250 \text{ тенге} \quad (3.11)$$

Данной работой занимаются 2 сотрудника, нанятые для контроля бумажного оборота методических трудов и прочих документов.

Каждый сотрудник получает – 130 000 тенге

ЗП = 3 120 000 тенге

ОПВ = 3 000 000 ·0,1=312 000

СО = (3 000 000 – 300 000)· 0,035=98 280

ВОСМС = 3 120 000 · 0,02 = 62 400
СН = (3 000 000 - 300 000 – 60 000) · 0,095 – 94 500 = 166 332
ОТ = СО + СН + ВОСМС = 98280 + 166332 + 62400 = 327012 тенге

Общие накладные расходы составят:

$$НР = ЗП \cdot \frac{Н_{нр}}{100} = 3\ 120\ 000 \cdot 0{,}7 = 2\ 184\ 000 \text{ тенге} \quad (3.12)$$

Статьи затрат без применения ИС включают в себя:
– заработная плата сотрудников;
– износ используемого ими оборудования;
– расход материалов (к примеру, канцелярия – бумага, картридж и т.д.)
– накладные расходы.

Таблица 3.8 – Годовые эксплуатационные затраты

Статьи	Без применения ИС (1 сотрудник – куратор проекта)	С применением ИС (1 сотрудник – программист, сопровождающий систему)
Годовая заработная плата	3 120 000	1 310 000
Социальные отчисления и налоги	327012	141 752
Расходуемые материалы	384000	0
Амортизационные отчисления	131250	21192
Накладные расходы	2184000	904 000
Всего	6146262	2 376944

Ожидаемая условно-годовая экономия определяется по формуле:

$$Э_{уг} = C_1 - C_2 + \sum Э_i \quad (3.13)$$

где $Э_{уг}$- величина экономии, тенге;

C_1 и C_2 – показатели текущих затрат по базовому и внедряемому вариантам, тенге:

$ΣЭ_i$ – ожидаемый дополнительный эффект от различных факторов, тенге.

$$Э_{уг} = C_1 - C_2 = 3769318 \text{ тенге}$$

3.5 Расчет основных показателей экономической эффективности

Так как разрабатываемая информационная система несет более социальный эффект, чем экономический, целесообразно оценивать его эффективность за счет экономии в сравнении с предыдущим периодом работы без использования ИС.

Величина ожидаемого годового экономического эффекта от внедрения ИС рассчитывается по формуле:

$$Э_г = Э_{уг} - К \cdot Е_Н \quad (3.14)$$

где Эг - ожидаемый годовой экономический эффект, тенге:

Эуг — ожидаемая условно-годовая экономия, тенге;

К — капитальные вложения, тенге;

$Е_Н$ - нормативный коэффициент экономической эффективности капитальных вложений.

Нормативный коэффициент экономической эффективности капитальных вложений определяется по формуле:

$$Е_Н = \frac{1}{Т_Н} \quad (3.15)$$

где Тн — нормативный срок окупаемости капитальных вложений, лет.

Нормативный срок окупаемости капитальных вложений. принимается исходя из срока морального старения - технических средств и проектных решений ИС (Тн=1,2,3...n), для программных продуктов срок окупаемости принимаем равным 4 года и равен сумме примерно 1546006.

$$Е_Н = \frac{1}{4} = 0{,}25$$

$$Э_г = 3769318 - 1\,546\,006 \cdot 0{,}25 = 3\,385816 \text{ тенге}$$

Расчетный коэффициент экономической эффективности капитальных вложений составляет:

$$Е_р = \frac{Э_{уг}}{Цр} \quad (3.16)$$

где Ер - расчетный коэффициент экономической эффективности капитальных вложений;

Эуг — ожидаемая условно-годовая экономия, тенге;

$$Е_р = \frac{3769318}{2515234{,}176} = 1{,}4$$

Расчетный срок окупаемости капитальных вложений составляет:

$$T_P = \frac{1}{E_P} \tag{3.17}$$

где Ер - коэффициент экономической эффективности капитальных вложений.

$$T_P = \frac{1}{1{,}4} = 0{,}8 \text{ года} \approx 11 \text{ месяцев}$$

Таблица 3.9 – Показатели сравнительной экономической эффективности от внедрения программного продукта

Наименование показателей	Значение
Условная годовая экономия затрат, тенге	3769318
Коэффициент экономической эффективности капитальных вложений (Ер)	1,4
Срок окупаемости капитальных вложении (Тр)	11

Вывод: в результате проведенных расчетов мы имеем, что созданная информационная система помогает облегчить процедуру деятельности предприятия и сберечь средства на различных факторах. Она исключает необходимости в сотрудниках управления заказов на бумажных листах. Так же берется во внимание, что есть возможность уменьшить расход материалов, так как уже не требуется распечатывания всех заказов и со всеми заказами можно работать напрямую в программе, а также хранения их в самой ИС.

Ожидаемый годовой экономический эффект составил 3769318 тенге. Информационная система окупится за 11 месяцев с момента начала использования.

4 Безопасность жизнедеятельности

Падение частей ракет носителей в Казахстане осуществляется в Джезказганской и Карагандинской областях. После падения частей РН на место выезжают экологические бригады для исследования последствий падения на окружающую среду с казахстанской и российской сторон. В процессе экологического обследования проводятся инструментальные измерения атмосферного воздуха и отбор объектов окружающей среды. Задачи базовой выездной лаборатории включают в себя:

1. Комплексное обследование территорий, подверженных воздействию РКД «Байконур», и районов падения вторых ступеней РН в Восточно-Казахстанской области.
2. Взятие проб и выполнение химических анализов объектов окружающей среды (атмосферный воздух, почва, вода, растительность, биоматериалы) на компоненты ракетного топлива.
3. Проверка на наличие тяжелых металлов.
4. Участие в разработке нормативно-методических документов.

Далее пробы доставляются в химические лаборатории обеих сторон для проведения количественного химического анализа.

В данной работе рассмотрим помещение лаборатории «Гарыш-экология» занимающейся химическими анализами объектов окружающей среды (атмосферный воздух, почва, вода, растительность, биоматериалы) на компоненты ракетного топлива, продуктов их распада и химической трансформации, определение физико-химических показателей для оценки экологического состояния объектов в г. Джезказган. Лаборатория, в которой будет разрабатываться план проект имеет следующий размер: 12х5х4м.

Данное помещение не имеет шумных приборов, поэтому допустимый уровень шума соответствует требованиям. Была проведена замена системы вентиляции и кондиционирования на новые, установлены кондиционеры нового поколения Almakom ACH-12AF, который обеспечивает хорошую вентиляцию и температурные нормы в помещении. Пожарная безопасность включает в себя три датчика дыма Smoke Alarm IP20 на одну лабораторию и автоматическую порошковую систему пожара тушения.

Освещение в помещении обеспечивают одно окно длиной 2,7 м, высота окна hок = 2м, площадью 5,4 кв. м, и лампы TL-D 36W со световым потоком 2500 лм, в количестве 21 штука, которые не обеспечивают достаточной освещенности в дневное и вечернее время суток, поэтому в этой части дипломного проекта принято решение произвести расчет освещения для создания комфортных условий труда.

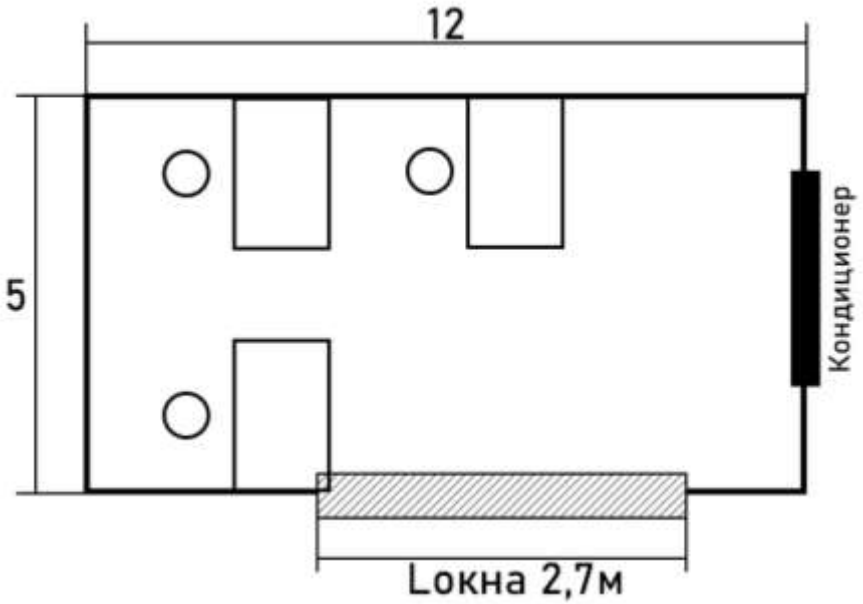

Рисунок 4.1 – Расположение рабочих мест в помещении

Таблица 4.1 – Исходные данные

Тип помещения	Параметры помещения										
	L, м	B, м	H, м	h ок, м	Разряд зрит. работ	ρ пот	ρ стен	ρ пол	Световой пояс	H, зд	Расст до рядом стоящего зд
Лаборатория анализа веществ	12	5	4	2	III,в	50	50	10	Джезказган	21	20

4.1 Расчет естественного освещения

$$S_0 = \frac{S_П * e_Н * К_З * \eta_0 * К_{ЗД}}{100 * \tau_0 * r_1} \quad (4.1)$$

где S_0 – площадь световых проемов при боковом освещении, м^2;
$S_п$ – площадь пола помещения, м^2;

$$S_П = L * B = 242 \text{ м}, \quad (4.2)$$

$e_н$ – нормируемое значение КЕО;
$К_з$ – коэффициент запаса: $К_з$=1,3;
η_0 – световая характеристика окон.

Необходимые расчеты для нахождения η_0:

$$l=B/2=5/2=2,5 \text{ м} \quad (4.3)$$

где l – глубина помещения, при одностороннем освещении.

$$L/l = 12/2,5 = 4,8 \quad (4.4)$$

$$h_{расч}=H-h_{ок}-h_{р.п.} \quad (4.5)$$

где $h_{р.п}$=0.75…1 м – высота рабочей поверхности

$$h_{расч}=4-2.5-0.75=0,75 \text{ м},$$

$$l/ h_{расч}=2,5/0,75=3,3 \quad (4.6)$$

$$l/ h_{расч}=2,5/0,75=3,3 \quad (4.7)$$

Используя значения, полученные в формулах 4.4 и 4.6 определим по таблице 3.2 [29] η_0=8;

τ_0 – общий коэффициент светопропускания

$\tau_0= \tau_1 * \tau_2 * \tau_3 * \tau_4$, по формуле (14) [29] (4.7)

где τ_1 – коэффициент светопропускания материала определим по таблице 4 [29]: для двойного оконного листового стекла τ_1=0,8;

τ_2 – коэффициент, учитывающий потери света в стальных переплетах (одинарные глухие) таблица 5 [29]: τ_2=0,9;

τ_3 – коэффициент, учитывающий потери света в несущих конструкциях, Железобетонные и деревянные формы и арки 0,8 по таблице 6 [29];

τ_4 – коэффициент, учитывающий потери света в солнцезащитных устройствах по таблице 7 [29]: τ_4=1. Убирающиеся регулируемые жалюзи и шторы (меж стекольные внутренние, наружные)

Тогда τ_0 = 0,8*0,9*0,8*1=0,576

r_1 – коэффициент, учитывающий повышение КЕО при боковом освещении благодаря свету, отраженному от поверхностей помещения и подстилающего слоя, прилегающего к зданию, см. таблицу 11 [29].

Необходимые расчеты для нахождения r_1.

Расчетную точку располагаем в центре помещения, тогда расстояние до наружной стены составит [30]

B=5/2=2,5м.

B/l=2,5/2,5=1

B=5/2=2,5м.

$$\rho ср = \frac{\rho пот + \rho стен + \rho пол}{3} = \frac{50 + 50 + 10}{3} = 37\% \quad (4.8)$$

Используя значения, полученные в формулах 4.4 и 4.6

L/l=4,8

l/ $h_{расч}$=3,3

а также полученные выше значения определим по таблице 11[29] r_1=1,35. $К_{зд}$ – коэффициент, учитывающий затенение окон противостоящими зданиями по таблице 9

$$\frac{P}{Hзд} = \frac{20}{21} = 0{,}95 \quad (4.9)$$

$К_{зд}$ =1,4

Нормированные значения КЕО для зданий располагаемых в различных районах следует определять по формуле (15) [29]:

$$e_н = e_Н * m_N \quad (4.10)$$

m_N = 0.65- коэффициент светового климата, (ориентация световых проемов в наружных стенах зданий: Ю) таблица 1

значения КЕО по таблице 13 [29] для разряда зрительной работы IIIв

$e_н$ = 1.2

$$e_N = 0.65 * 1.2 = 0.78$$

Подставим все значения в расчетную формулу:

$$S_0 = \frac{60 * 0.78 * 1.3 * 8 * 1.4}{100 * 0.576 * 1.35} = \frac{681{,}4}{77{,}76} = 8{,}7 м^2 \quad (4.11)$$

Найдем длину оконного проёма:

$$\frac{S_0}{h\ ок} = \frac{8{,}7}{2.5} = 3{,}5\ м \quad (4.12)$$

Вывод: в данном помещении была рассчитана площадь боковых световых проемов, необходимая для создания нормируемой освещенности на рабочих местах для разряда зрительной работы III (в). Для помещения размерами 12*5*4 $м^3$ значение для окна получилось равным 3,5 м длиной, где высота окна hок=2,5 м.

Имеющееся окно длиной 2,7 м, высотой окна hок = 2м не пропускает достаточного количества естественного освещения, следовательно, необходимо увеличить длину и высоту оконного проема для соответствия требованиям расчета.

Расчет искусственного освещения:

Для помещения размером 12х5х4 м, с количеством 21 лампа TL-D 36W со световым потоком 2500 лм, проверим соответствует ли существующая схема искусственного освещения нормативам, с помощью расчета освещения точечным методом.

4.2 Расчет освещенности точечным методом

Разряд зрительной работы III (в), поэтому освещенность по таблице 11 [29] равна $E_н$=300 лк., точечным методом проверим соответствие данного количества и типа светильников нормируемой величине.

Определение расчетной высоты подвеса:

$$h_{расч}=H-h_{св}-h_{р.п} \quad (4.13)$$

Так как на потолке отсутствуют какие-либо коммуникации и оборудование, светильники будут расположены непосредственно на нем.

$h_{св}$ – высота свеса светильника

$$h_{расч}=4-1.2-0.75=2,05 \text{ м}$$

Расстояние между светильниками (Z):

$$L = \lambda \cdot h_{расч} \quad (4.14)$$

$$\lambda= 0,4-1,4$$

$$L_A=\lambda\cdot h_p=1\cdot 2.05=2,05 \text{ м.}$$

$$L_B=\lambda\cdot h_p=1,53\cdot 2,05=3,13 \text{ м.}$$

$$l_a=0,67\cdot 2,05=1,36 \text{ м.}$$

$$l_b=0,43\cdot 4=0,87 \text{ м.}$$

Лампа

TL-D 36W/54

Мощность (W) 36

Световой поток(Лм) 2500

Намечаем контрольную точку А (в целях уменьшения расчетов, точку А ориентируем в центре помещения). Для нее, определяем суммарную условную освещенность всех светильников следующим образом:

Находим проекцию расстояния на потолок от точки А до светильника. Далее определяем угол между потолком и прямой d. По этому углу находим условную освещенность по формуле (11)

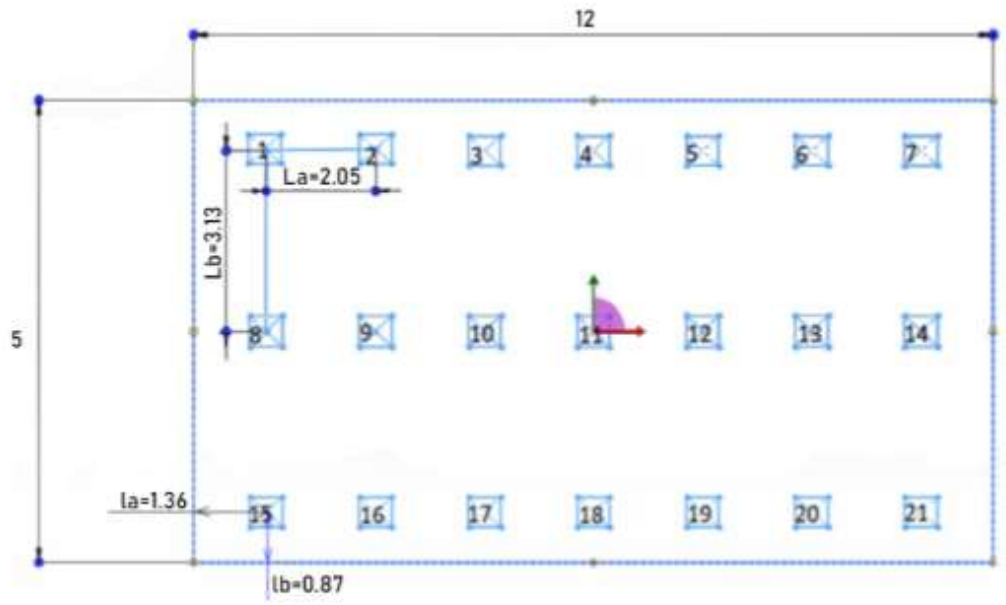

Рисунок 4.2 – расположение светильников

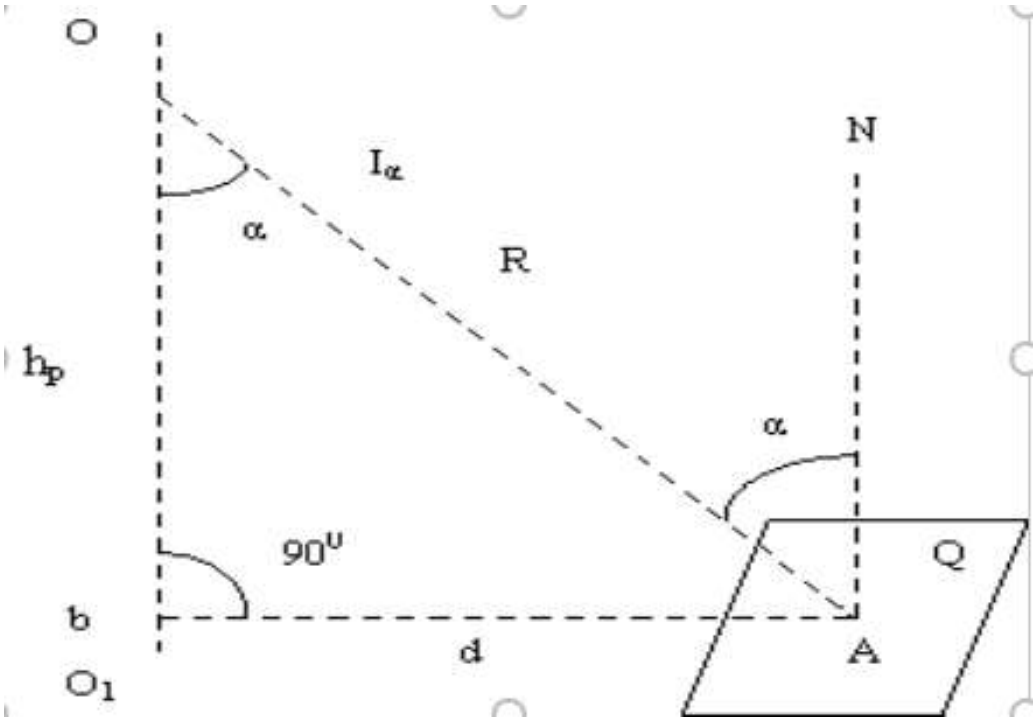

Рисунок 4.3 - Схема к расчету освещенности точечным методом

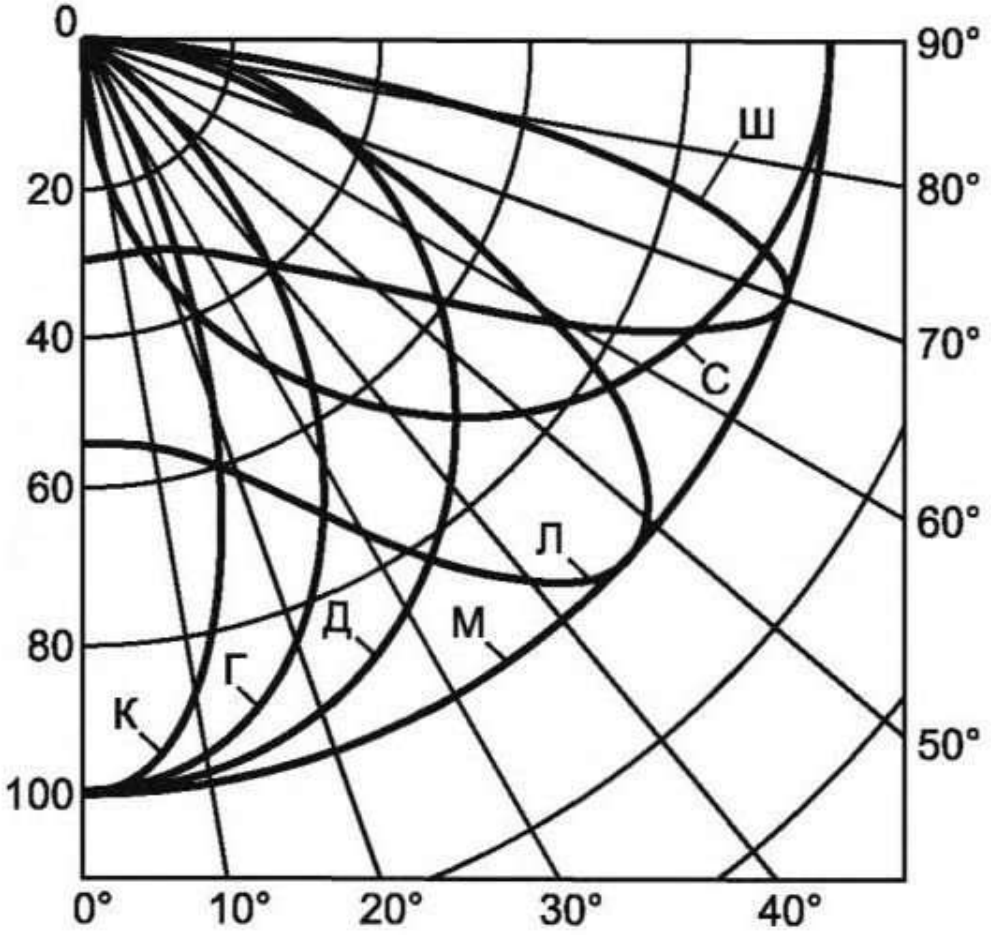

Рисунок 4.4 - Типовые кривые силы света светильников

Ориентируемся на кривую М, соответствующую равномерному распределению силы света.

Горизонтальная освещенность в точке А от одного светильника определяется формулой:

$$e_i = \frac{I_a \cdot cos^3(a)}{h^2} \tag{4.15}$$

где α =atan(d/h);

Для лампы 1, d_1 =0 α =0 cos α = 1; $\cos^3\alpha$ = 1; Ia=100

$e_1 = \frac{100 \cdot cos^3(0)}{2{,}8^2} = 12{,}75$ лк; I_a=100 кд при 0^0 по рис. 4

Для лампы 4,18 d_2 =3.13; α =atan(3,13/2,8)=48^0

cos α = 0,67; $\cos^3\alpha$ = 0,3; Ia=75

$e_2 = \frac{75 \cdot cos^3(48)}{2{,}8^2} = 2{,}86$ лк; I_a=75 кд при 48^0 по рис. 4

Для лампы 10,12 d_3=2,05; α =atan(2,05/2,8)=36^0
cos α = 0,8; $\cos^3\alpha$ = 0,53; Ia=85
$e_3 = \frac{85 \cdot cos^3(36)}{2,8^2} = 5,74$ лк; I_a=85 кд при 36^0 по рис. 4

Для лампы 3,5,17,19 $d_4 = \sqrt{2,05^2 + 3,13^2} = 3,74$м; α =atan(3,74/2,8)=53^0
cos α = 0,6; $\cos^3\alpha$ = 0,22; Ia=67
$e_4 = \frac{67 \cdot cos^3(53)}{2,8^2} = 1,86$ лк; I_a=67 кд при 53^0 по рис. 4

Для лампы 9,13 $d_5 = 4,1$м; α =atan(4,1/2,8)=55^0
cos α = 0,57; $\cos^3\alpha$ = 0,19; Ia=63
$e_5 = \frac{63 \cdot cos^3(55)}{2,8^2} = 1,52$ лк; I_a=63 кд при 55^0 по рис. 4

Для лампы 2,6,16,20 $d_6 = \sqrt{4,1^2 + 3,13^2} = 5,15$м; α =atan(5,15/2,8)=61^0
cos α = 0,48; $\cos^3\alpha$ = 0,11; Ia=60
$e_6 = \frac{60 \cdot cos^3(61)}{2,8^2} = 0,87$ лк; I_a=60 кд при 61^0 по рис. 4

Для лампы 8,14 $d_7 = 6,15$м; α =atan(6,15/2,8)=65^0
cos α = 0,42; $\cos^3\alpha$ = 0,074; Ia=50
$e_7 = \frac{50 \cdot cos^3(65)}{2,8^2} = 0,48$ лк; I_a=50 кд при 65^0 по рис. 4

Для лампы 1,7,15,21 $d_7 = \sqrt{6,15^2 + 3,13^2} = 6,9$м; α =atan(6,9/2,8)=68^0
cos α = 0,37; $\cos^3\alpha$ = 0,052; Ia=43
$e_8 = \frac{43 \cdot cos^3(68)}{2,8^2} = 0,29$ лк; I_a=43 кд при 68^0 по рис. 4

Суммарная условная освещенность равна:

$\sum E = e_1 + e_2*2 + e_3*2 + e_4*4 + e_5*2 + e_6*4 + e_7 * 2 + e_8 * 4 =$
12,75+2*2,86+2*5,74+4*1,86+2*1,52+4*0,87+2*0,48+4*0,29= 46,03 лк

Подставим все данные в формулу, получим:

$$E_{АГ} = \frac{\mu \cdot F_л}{1000 \cdot К_з} \sum e_{АГn} \qquad (4.12)$$

$$E_{АГ} = \frac{2500 \cdot 1,2 \cdot 46,03}{1000 \cdot 1,3} = 106 \text{ лк}$$

Существующая система освещения не обеспечивает нормированную освещенность, так как $E_{АГ}<E_н$. (106<200). Следовательно, необходимо произвести реконструкцию искусственного освещения. Для этого произведем расчет методом коэффициента светового потока.

4.3 Расчет методом коэффициента использования светового потока

Выбираем один светильник типа TLPL228.2x36 в котором установлена лампа TL-D 36W/33. Рассчитаем по методу коэффициента необходимое количество светильников для создания требуемого нормированного общего освещения в помещении по формуле:

$$N = \frac{E_{min} * S * z * K_з}{\Phi * \eta} \tag{4.15}$$

где Кз =1,5 для помещений, где отсутствует выделение пыли по таблице 25[29];

Emin = 200 лк III, разряд зрительных работ по таблице 27[29];

Z – 1,15;

Фл = 2850 лм для лампы TL-D 36W/33;

Значение коэффициента использования зависит от индекса помещения i и коэффициентов отражения ρст стен, ρпот потолка и ρпол пола помещения, а также высоты подвеса светильников hp. Коэффициенты отражения стен и потолка и пола 50:50:10 по таблице 15[29].

Высота подвеса светильников расчитана выше и равна;

Hp = 2,05 м.

Индекс помещения i, определяется по формуле (18) [29]:

$$i = \frac{S}{h * (A + B)} = \frac{12 * 5}{2{,}05 * (12 + 5)} = 1.72 \tag{4.18}$$

По таблице 14 для светильника типа TLPL228.2x36 находим η=0,63

Таким образом, количество светильников равно:

$$N = \frac{300*60*1.15*1.5}{1*2850*0.63} \approx 21 \text{ шт.} \tag{4.19}$$

Таким образом видно, что для помещения 10 светильников достаточно, но необходимо заменить лампы на TL-D 36W/33 для достижения нормированного освещения.

Т. К. Происходит замена ламп в светильниках их расположение и количество остается неизменным:

$$L_A=\lambda\cdot h_p=1\cdot 2.05=2{,}05 \text{ м}$$
$$L_B=\lambda\cdot h_p=1{,}53\cdot 2{,}05=3{,}13 \text{ м}$$

l_a=0,67·2,05=1,36 м
l_b=0,43·4=0,87 м.

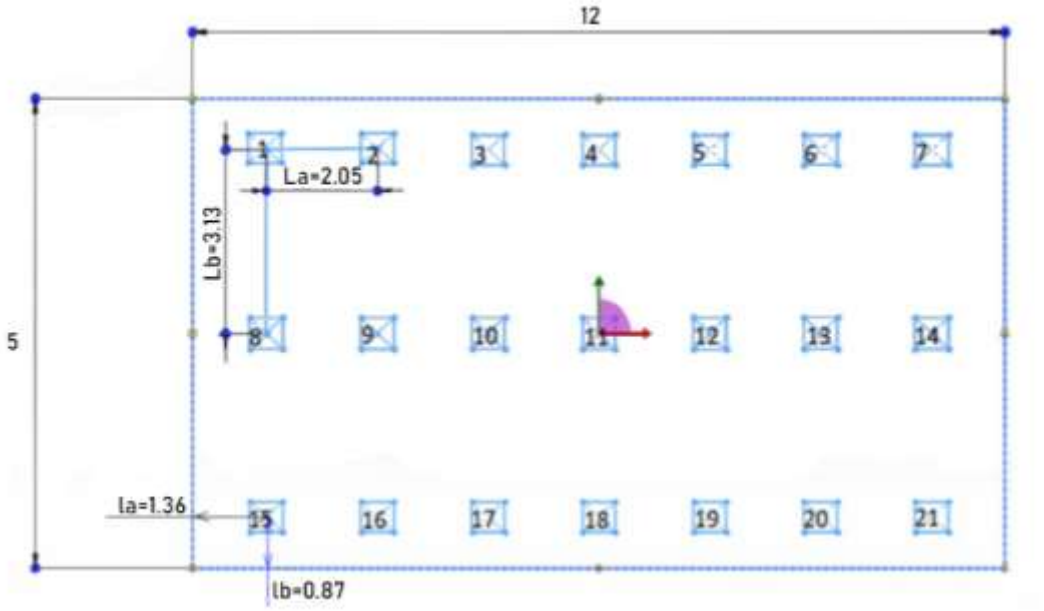

Рисунок 4.5. Схема расположения светильников после реконструкции.

Пересчитаем $E_{АГ}$:

$$E_{АГ} = \frac{2850 \cdot 1,2 \cdot 10,35}{1000 \cdot 1,3} = 212 \text{ лк} \quad (4.20)$$

Предложенная система освещения обеспечивает нормированную освещенность, так как $E_{АГ} > E_н$. (212>200)[31], что соответствует требованиям нормы СНиП РК 2.04.-05.2002

Вывод: входе проведения данной работы была проверена одна из лабораторий «Гарыш-экология» занимающейся химическими анализами объектов окружающей среды (атмосферный воздух, почва, вода, растительность, биоматериалы) на компоненты ракетного топлива, продуктов их распада и химической трансформации, определение физико-химических показателей для оценки экологического состояния объектов в г. Джезказган. Размер лаборатории 12х5х4м, пожаробезопасность и вентиляция соответствуют требованиям, была произведена проверка освещения помещения.

В ходе расчета освещённости помещения было выявлено несоответствие системы естественного освещения. Размер имеющегося окна составлял 2,7х2 м, в ходе расчета были просчитаны размеры нового окна 3,5х2,5м для обеспечения нормированной освещенности.

Имеющаяся система искусственного освещения не обеспечивала нормированную освещенность, так как $E_{АГ} < E_н$. (106<200). Следовательно, мы её модифицировали путем сохранения количества светильников установкой в

них более мощных ламп, заменим наши лампы TL-D 36W/54 со световым потоком 2500 лм на лампы TL-D 36W/33 со световым потоком 28500 лм.

Правильное проектирование освещения на в производственном помещении обеспечивает здоровую рабочую атмосферу, и правильную обстановку, которое влияет на продуктивность труда, его качество, а также на состояние здоровья сотрудника, в особенности на его зрение.

Заключение

Космическая отрасль набирает обороты, это хорошее направление для развития государства, которое имеет негативные последствия. Запуски ракет носителей сопровождаются тепловым и звуковым воздействием на окружающую среду. Немаловажным так же является отделение ступеней ракет носителей, которые приземляются в районе Джезказганской и Карагандинской областях нанося существенный урон экологии нашей страны.

Остатки ракетного топлива в баках и трубках являются основной опасностью для окружающей среды, т.к. может происходить пролив топлива и его попадание в почву. Поэтому была рассмотрена система испарения не вырабатываемых остатков жидкого ракетного топлива в баках отделяющихся частей ступени РН с использованием газа пропана.

Суть данного предложения заключается в том, что в межбаковой отсек помещается дополнительно емкость сниженным пропаном. При взаимодействии с остатками жидкого кислорода при температуре, близкой к кипению, давление паров кислорода достаточно высоко, чтобы поддерживать горение поступающего в бак горючего газа, что способствует его испарению.

Так же был проведен анализ предложений по разработке технологических, схемных и проектных решений по созданию автономной бортовой системе спуска отработавшей ступени. Из них можно сделать выводы что, более эффективным технологическим предложениям можно отнести: сброс газифицированных продуктов топлива через дренажные магистрали, продувка баков и топливных магистралей, а схемным: членения конструкции ОС при спуске на топливный и двигательный отсеки. Было предложение о внедрении автономной бортовой по спуску частей ракет носителей, которая требует дополнительного внедрения подсистемы, в соответствии с задачами, которые она будет решать имеет два варианта разработки АБСС для нижней и верхней ОС:

1. на основе использования жидких остатков КРТ в малоразмерных управляющих или в маршевом ЖРД, с привлечением традиционных и отработанных систем;
2. основанный на использовании технологии газификации невырабатываемых остатков топлива в баках и магистралях ОС.

Наличие аппаратурного контура системы управления движением РН на верхних ОС позволяет использовать её ресурс; отсутствие такой системы на нижних ОС приводит к необходимости вводить в систему управления работой АБСС в составе $АБСС_н$ дополнительный контур - управления движением ОС.

В экономической части, был произведен расчет написания программного обеспечения для одной из лабораторий «Гарыш-экология», общая стоимость написания данного проекта составила 3769318 тг, включая в себя расходы на работу, обеспечение рабочего места необходимым, амортизационные расходы. Срок окупаемости данного проекта составил 11 месяцев.

В разделе безопасности жизнедеятельности было проверено состояние

рабочего места на количество освещенности, в ходе которой было просчитано количество света и модернизирована путем добавления источников освещения.

Список литературы:

1 Шатров Я.Т. Обеспечение экологической безопасности ракетно-космической деятельности (учебно-методическое пособие). Часть 1 Виды и масштабы воздействий РКТ на окружающую среду. Нормативное и правовое обеспечение экологической безопасности. Трассы пусков и районы падения отделяющихся частей ракет-носителей. Нейтрализация токсичных ракетных топлив. Проектно-конструкторские решения. – Королёв: ЦНИИмаш, 2010. – 216 с.

2 Космический научный центр. Монография в 2-х книгах. Кн. 1 Страницы истории. – Королёв: ЦНИИмаш, 2011. – 804 с.

3 Шатров Я.Т. Обеспечение экологической безопасности ракетно-космической деятельности (учебно-методическое пособие). Часть 3. 18 Типовые примеры реализации отдельных практических задач. Общий перечень рекомендуемой литературы. Приложения. – Королёв: ЦНИИмаш, 2010. – 308 с.

4 Шатров Я.Т. Становление и развитие исследований по обеспечению экологической безопасности, выбору трасс пусков и районов падения отделяющихся частей ракет-носителей. – Королёв: ЦНИИмаш, «Космонавтика-ракетостроение», вып. 2016, с.

5 Развитие отечественной ракетно-космической науки и техники. Том 1. История развития отечественного ракетостроения. – М.: Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2014. – 920 с.

6 Экологическая безопасность деятельности космодрома «Байконур» / Под ред. д.т.н., академика МАНЭБ Ж. Жубатова. Изд. - Алматы, 2011. - 555 с

7 ГОСТ 17.2.1.03-84 Охрана природы. Атмосфера. Термины и определения контроля загрязнения.

8 SpaceX, Air Force assess more landing pads, Dragon processing at LZ-1 [Электронный ресурс]: NASASpaceflight.com – 11.01.2017 – URL: https://www.nasaspaceflight.com/2017/01/spacex-air-force-landing-pads-dragon-lz-1/ (дата обращения: 09.10.2019).

9 SpaceX Reports No Damage to Falcon 9 First Stage After Landing [Электронный ресурс]: Spacenews – 03.01.2016 – URL: https://spacenews.com/spacex-reports-no-damage-to-falcon-9-first-stage-after-landing/ (дата обращения: 09.10.2019).

10 Blue Origin заявляет о первой успешной посадке "многоразовой" ракеты [Электронный ресурс]: РИА Новости – 24.11.2015 – URL: https://ria.ru/20151124/1327546517.html (дата обращения: 09.10.2019).

11 Многоразовый ускоритель «Байкал» [Электронный ресурс]: Научно-производственное объединение «МОЛНИЯ» – URL: https://web.archive.org/web/20150109230848/http:/npo-molniya.ru/uskoritel-baikal (дата обращения: 09.10.2019).

12 X-37B Military Space Plane Breaks Record on Latest Mystery Mission [Электронный ресурс]: space.com – 26.08.2019 – URL: https://www.space.com/x-37b-military-space-plane-otv5-duration-record.html (дата обращения: 14.10.2019).

13 Кузнецов Ю.Л., Украинцев Д.С. Анализ влияния схемы полёта ступени с ракетно-динамической системой спасения на энергетические характеристики двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 1. С. 73-80. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-73-80

14 Медведева А.А. Предложения по повышению конкурентоспособности ракет-носителей среднего и тяжелого классов за счет применения многоразовых элементов в отечественных средствах выведения // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 3. С. 111 – 121.

15 Кузнецов И.И., Кузнецов Ю.Л., Мухамеджанов М.Ж., Украинцев Д.С., Шохов Г.В. Оценка энергетических потерь РН типа «Фалкон» при различных вариантах реализации ракетодинамической системы спасения первой ступени//Космонавтика и ракетостроение. №3 (88). 2016. С. 83 – 92.

16 Баранов Д.А., Лемперт Д.Б., Трушляков В.И., Шатров Я.Т. Разработка бортовой системы испарения невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя// Космонавтика и ракетостроение. – 2017. – №6 (99). С. 93–103.

17 Баранов Д.А., Лемперт Д.Б., Трушляков В.И., Шатров Я.Т. Разработка бортовой системы испарения невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя// Космонавтика и ракетостроение. – 2017. – №6 (99). С. 93–103.

18 Трушляков В.И., Лемперт Д.Б. Способ газификации остатков жидкого ракетного топлива и устройство для его реализации. Патент РФ № 2654235

19 Баранов Д.А., Трушляков В.И., Шатров Я.Т. Исследование параметров процессов испарения невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя// Космонавтика и ракетостроение. – 2019. – №4 (109). С. 117–128.

20 Трушляков В.И., Урбанский В.А., Севоян В.А. Способ газификации невырабатываемых остатков жидкого кислорода и керосина в баках ступени ракеты-носителя и устройство для его реализации. Патент РФ приоритет №2019117543 от 06.06.2019

21 Каргин Н.Т., Волоцуев В.В. Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Часть 1. Конструирование изделий ракетно-космической техники. Электронное учебное пособие. — Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева. — Самара, 2012. — 163 с.

22 Е.А. Коняев, М.Л. Немчиков, М.Г. Голубева Химмотология реактивных топлив. Учебное пособие. М.: МГТУ. ГА,2009. – 66 с.

23 Технико-экономическое обоснование дипломных проектов. Под редакцией Беклешова В.К.- Москва, «Высшая школа», 2001.

24 Комплексная оценка эффективности мероприятий, направленных на ускорение научно-технического прогресса. Методические рекомендации и комментарии по их применению. -Москва, 2003.

25 Методические рекомендации по оценке эффективности инвестиционных проектов и их отбору для финансирования. – Москва, 2001.

26 Под ред. Волкова О.И. Экономика предприятия. Учебник.- М.:ИНФРА-М, 2003

27 Под ред. Горфинкеля В.Я. и Швандера В.А. экономика предприятия. – М.: ЮНИТИ, 2003.

28 Шепеленко Г.И. Экономика, организация и планирование производства на предприятии. Учебное пособие. - Ростов-на-дону, «МАРТ», 2004. Св.план 2013, поз. 79

29 «Безопасность жизнедеятельности» выполнение раздела дипломных проектов; Учебно-методическое пособие (для студентов высших учебных заведений всех специальностей) / Мананбаева С.Е., Санатова Т.С., Бегимбетова А.С., Бекмуратова Н.К. - Алматы: АУЭС, 2016. - 95с.

30 Справочная книга для проектирования электрического освещения / Под.ред. Г.М. Кнорринга. – Л.: Энергия, 1976.

31 Справочная книга по светотехнике/ Под. ред. М.Б. Айзенберга. – М.: Энергоатомиздат, 1983.

32 СНиП РК 2.04. -05.2002 Естественное и искусственное освещение. Государственные нормативы в области архитектуры, градостраительства и строительства.

33 Экологический мониторинг ракетно-космической деятельности. Принципы и методы / Под. ред. Н.С. Касимова, О.А. Шпигуна. - М.: Рестарт, 2011. - 472 с.

34 Кондратьев А.Д., Кречетов П.П., Королева Т.В. Особенности экологической безопасности при эксплуатации районов падения отделяющихся частей ракет-носителей. - М.: Пеликан. – 2007. – 80 с.

35 Железняков А. Последние космические новости. 1997- 2008: Энциклопедия «Космонавтика». Федерация космонавтики России, Москва. 2008.