**ОБРАЗОВАТЕЛЬНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ (АССОЦИАЦИЯ)**

**«КИСЛОВОДСКИЙ ГУМАНИТАРНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ»**

Факультет Инженерный

Кафедра Систем автоматического управления

Направление Управление в технических системах

К защите допустить:

Зав. кафедрой д.т.н., проф. Гайдук А.Р.

«\_\_\_\_\_» \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ 2018 г.

**ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА**квыпускной квалификационной работе

на тему:

«**СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ САМОЛЕТА**»

Руководитель работы: д.т.н., проф. Гайдук А.Р.

(должность, ученая степень и звание)

Консультанты:

по экономическому разделу к.э.н. Курданов М.Д.

по разделу безопасности и экологичности Сербулова Т.Н.

Студент: Цуриев Ченгисхан Джамалайлович, гр. 241.

(фамилия, имя, отчество, группа)

Кисловодск

2018

**ОБРАЗОВАТЕЛЬНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ (АССОЦИАЦИЯ)**

**«КИСЛОВОДСКИЙ ГУМАНИТАРНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ»**

Факультет Инженерный

Кафедра Систем автоматического управления

Направление Управление в технических системах

**ЗАДАНИЕ**

**на выпускную квалификационную работу**

студенту Цуриеву Ченгисхану Джамалайловичу

на тему: «Система управления двигателем самолета»

утверждена приказом по вузу №\_\_\_\_\_\_\_\_от \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

1. Срок сдачи студентом законченного работы\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_
2. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: уравнения двигателя самолета:

;

.

Синтезировать инвариантное управление для обоих каналов двигателя самолета. Для реализации устройства управления применить микропроцессорный контроллер. Проработать вопросы безопасности и эко логичности, а также провести технико-экономическое обоснование разработки.

1. Содержание пояснительной записки:

3.1 Введение. История развития реактивных двигателей;

3.2 Преобразование математической модели к виду, удобному для синтеза;

3.3 Синтез инвариантного управления суммарной степенью расширения газа;

3.4 Моделирование синтезированной системы;

3.5. Разработка технической реализации устройства управления;

3.6. Анализ безопасности и экологичности работы;

3.7. Технико-экономическое обоснование проекта.

Заключение

4. Перечень графического материала (с точным указанием обязательных слайдов):

4.1 Внешний вид объекта управления (1 слайд);

4.2 Математическая модель объекта управления (1 слайд);

4.3 Синтез устройства управления степенью расширения газа (2 слайда);

4.4 Результаты моделирования САУ управления оборотами (2 слайда);

4.5 Элементы систем управления (2 слайда);

4.6 Дереве причин отказов (1 слайд);

4.8 Технико-экономическое обоснование разработки (1 слайд).

5.Консультанты по проекту:

5.1. По разделу безопасности и экологичности /Сербулова Т.Н./

5.2. По технико-экономическому обоснованию

 /к.т.н., доцент Курданов М.Д./

Дата выдачи задания 19.01.2018г.

Руководитель / Гайдук А.Р./

 (подпись) (Ф. И. О)

Задание принял к исполнению 19.01.2018г.

 (дата)

Подпись студента /Цуриев Ч.Д/

 УДК 681.51.01

«Система управления двигателем самолета»

Выпускная квалификационная работа

Цуриев Ченгисхан Джамалайлович

Кисловодск, КГТИ, 2018 г.

**РЕФЕРАТ**

Выпускная квалификационная работа содержит 86 страниц, 15 таблиц, 22 рисунков, список источников из 15 наименований.

Ключевые слова: система управления, двигатель самолета, математическая модель, себестоимость, экологичность.

В данной выпускной квалификационной работе синтезирована абсолютно инвариантная система управления двумя каналами двигателя самолета: каналом управления суммарной степенью расширения газа и каналом управления оборотами вала двигателя. Проведен выбор микроконтроллера и датчиков системы управления. Качество системы исследовано методом компьютерного моделирования. Установлено, система удовлетворяет требования.

В работе проанализированы вопросы экологичности и безопасности. В ходе проведения экономического обоснования проекта, рассчитаны основные экономические показатели системы. В результате подтверждена целесообразность производства данной системы и ее эксплуатация.

**СОДЕРЖАНИЕ**

[ВВЕДЕНИЕ 14](#_Toc517087259)

[1. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИГАТЕЛЯ САМОЛЕТА 23](#_Toc517087260)

[1.1. Одномерные и многомерные математические модели 23](#_Toc517087261)

[1.2. Математическая модель двигателя самолета 24](#_Toc517087262)

[2. СИНТЕЗ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ 25](#_Toc517087263)

[2.1. Условия инвариантности 26](#_Toc517087264)

[2.2. Синтез управления для регулирования суммарной степенью расширения газа 28](#_Toc517087265)

[2.3. Синтез управления оборотами двигателя 33](#_Toc517087266)

[3. РЕАЛИЗАЦИЯ УСТРОЙСТВА УПРАВЛЕНИЯ 39](#_Toc517087267)

[3.1. Электронная система управления ЭСУ-2-3 40](#_Toc517087268)

[3.2. Выбор датчика давления 46](#_Toc517087269)

[3.3. Выбор блока питания 48](#_Toc517087270)

[3.4. Выбор стружкосигнализатора и термостружкосигнализатора 52](#_Toc517087271)

[3.5. Выбор сигнализатора помпажа 54](#_Toc517087272)

[3.6. Выбор счетчика наработки ресурса 55](#_Toc517087273)

[4. БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОЕКТА 61](#_Toc517087276)

[4.1 Анализ опасных и вредных факторов при эксплуатации системы 61](#_Toc517087277)

[4.1. Разработка мероприятий по повышению надежности разрабатываемой системы 62](#_Toc517087278)

[4.3. Пожарная безопасность при эксплуатации системы 65](#_Toc517087279)

[4.4. Защита окружающей среды 66](#_Toc517087280)

[5. ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ПРОЕКТА 68](#_Toc517087281)

[5.1. Обоснование актуальности и необходимости разработки 68](#_Toc517087282)

[5.2. Обоснование выбора аналога для сравнения 69](#_Toc517087283)

[5.3. Обоснование выбора критериев для сравнения разработки с аналогом 70](#_Toc517087284)

[5.4. Стоимостная оценка разработки 71](#_Toc517087285)

[5.5. Определение затрат потребителя 78](#_Toc517087286)

[5.6. Определение цены потребления разработки 81](#_Toc517087287)

[5.7. Сводные показатели технико-экономического обоснования 81](#_Toc517087288)

[ЗАКЛЮЧЕНИЕ 84](#_Toc517087289)

[Список используемой литературы и Интернет-ресурсов 85](#_Toc517087290)

# ВВЕДЕНИЕ

Реактивные двигатели приводят в движение самолеты, космические корабли и даже автомобили. Даже воздушный шарик, если его надуть и выпустить, совершает реактивное движение, и в своем роде является реактивным двигателем. Что же такое реактивный двигатель?

**Реактивный двигатель – это двигатель,** создающий необходимую для движения силу тяги путём преобразования химической энергии горения топлива в кинетическую энергию реактивной струи рабочего тела; в результате истечения рабочего тела из сопла двигателя образуется реактивная сила в виде реакции (отдачи) струи, перемещающая в пространстве двигатель и конструктивно связанный с ним аппарат в сторону, противоположную истечению струи. В кинетическую (скоростную) энергию реактивной струи в **реактивном двигателе, в общем случае,** могут преобразовываться различные виды энергии (химическая, ядерная, электрическая, солнечная). **Реактивный двигатель** (двигатель прямой реакции) сочетает в себе собственно двигатель с движителем, т. е. обеспечивает собственное движение без участия промежуточных механизмов.
 Для создания тяги, создаваемой **реактивным двигателем**, необходимы: источник исходной (первичной) энергии, которая превращается в кинетическую энергию реактивной струи; рабочее тело, которое в виде реактивной струи выбрасывается из **реактивного двигателя**. **Реактивный двигатель** является преобразователем энергии. Рабочее тело запасается на борту летательного или другого аппарата, оснащенного **реактивным двигателем**, или может поступать извне, например, энергия Солнца. В **реактивном двигателе** может использоваться вещество, отбираемое из окружающей среды (например, воздух или вода); вещество, находящееся в баках аппарата или непосредственно в камере **реактивного двигателя**; смесь веществ, поступающих из окружающей среды и запасаемых на борту аппарата. В современных **реактивных двигателях** в качестве первичной чаще всего используется химическая энергия. В этом случае рабочее тело представляет собой раскалённые газы - продукты сгорания химического топлива. При работе **реактивного двигателя** химическая энергия сгорающих веществ преобразуется в тепловую энергию продуктов сгорания, а тепловая энергия горячих газов превращается в механическую энергию поступательного движения реактивной струи и, следовательно, аппарата, на котором установлен двигатель. Основной частью любого **реактивного двигателя** является камера сгорания, в которой генерируется рабочее тело. Конечная часть камеры, служащая для ускорения рабочего тела и получения реактивной струи, называется реактивным соплом.

История развития реактивного двигателя непосредственно связана с историей развития авиации. Прогресс в авиации на всём протяжении её существования обеспечивался, главным образом, прогрессом авиационных двигателей, а всё возраставшие требования, предъявляемые авиацией к двигателям, являлись мощным стимулятором развития авиационного двигателестроения. Считающийся первым самолётом «Флайер-1» (конструкции братьев Райт, США, 1903 год), был оснащён поршневым двигателем внутреннего сгорания, и это техническое решение на протяжении сорока лет оставалось непременным в авиации. Другие имевшиеся в то время технические решения, например самолёт Можайского (Россия, 1885 год), который имел паровые двигатели, были менее удачными. Авиационные поршневые двигатели совершенствовались, возрастала их мощность и тяговооружённость самих самолётов.

Однако, к концу Второй мировой войны требование ещё большего повышения мощности поршневых двигателей внутреннего сгорания вошло в неразрешимое противоречие с другими требованиями, предъявляемыми к авиамоторам — компактностью и ограничением массы. Дальнейшее развитие авиации по пути совершенствования поршневых двигателей становилось невозможным, и почти одновременно со смертью младшего из братьев Райт — Орвилла (1948 г) закончилась и эпоха поршневой авиации.

В двигателестроении ожили идеи, предложенные намного раньше поршневого двигателя внутреннего сгорания, но не привлекавшие внимания авиаконструкторов, пока поршневой двигатель сохранял перспективу развития. Еще в эскизах Леонардо да Винчи (XV век) было найдено изображение колеса с лопастями, приводимого в движение тягой каминной трубы (прообраз турбины), и вращавшего через зубчатую передачу шампур для жарки мяса. Первый патент на турбинный двигатель был выдан англичанину Джону Барберу в 1891 году. В 1913 году француз Рене Лорен получил патент на прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ВРД).

Следует отметить, что ряд инженеров и учёных разных стран ещё в 30-е, и даже в 20-е годы XX века предвидели надвигающийся кризис в авиационном двигателестроении, и искали пути выхода из него, в том числе и за счёт ВРД. К ним можно отнести Ф. Уиттла (Великобритания), фон Охайна (Германия), Рене Ледюка (René Leduc) (Франция). В СССР этой проблемой занимались Ф. А. Цандер, Б. С. Стечкин, Ю. А. Победоносцев, А. М. Люлька и другие.

Впервые в СССР проект реального истребителя с ВРД разработанным А. М. Люлькой, в марте 1943 года предложил начальник ОКБ-301 М. И. Гудков. Самолёт назывался Гу-ВРД. Проект был отвергнут экспертами, главным образом, в связи с неверием в актуальность и преимущества ВРД в сравнении с поршневыми авиадвигателями.

Немецкие конструкторы и учёные, работавшие в этой и смежных областях (ракетостроение), оказались в более выгодном положении. Третий рейх планировал войну и выиграть её рассчитывал за счёт технического превосходства в вооружениях. Поэтому в Германии новые разработки в области авиации и ракетной техники субсидировались более щедро, чем в других странах. Первым самолётом, поднявшимся в небо с турбореактивным двигателем (ТРД) конструкции фон Охайна был управляемый лётчиком-испытателем флюг-капитаном Эрихом Варзицем (27 августа 1939 года). Этот самолёт превосходил по скорости (700 км/ч) все поршневые истребители своего времени, максимальная скорость которых не превышала 650 км/ч, но при этом был менее экономичен, и вследствие этого имел меньший радиус действия. К тому же у него были бо́льшие скорости взлёта и посадки, чем у поршневых самолётов, из-за чего ему требовалась более длинная взлётно-посадочная полоса с качественным покрытием.

Работы по этой тематике неспешно продолжались почти до конца войны, когда Германия, утратив своё былое преимущество в воздухе, предприняла безуспешную попытку восстановить его за счёт серийного выпуска с августа 1944 года реактивного истребителя-бомбардировщика Мессершмитт Me.262, оборудованного двумя турбореактивными двигателями Jumo-004 производства фирмы Юнкерс. Этот самолёт значительно превосходил всех своих «современников» по скорости и скороподъёмности. А с ноября 1944 года начал выпускаться ещё и первый реактивный бомбардировщик Arado Ar 234 Blitz с теми же двигателями, который из-за его скорости не могли перехватывать поршневые истребители того времени. Единственным реактивным самолётом союзников по антигитлеровской коалиции, формально принимавшим участие во Второй мировой войне, был «Глостер Метеор» (Великобритания) с ТРД Rolls-Royce Derwent 8 конструкции Ф. Уиттла (серийное производство которого началось даже раньше, чем немецких).

После войны во всех странах, имевших авиационную промышленность, начинаются интенсивные разработки в области воздушно-реактивных двигателей. Реактивное двигателестроение открыло новые возможности в авиации: полёты на скоростях, превышающих скорость звука, и создание самолётов с грузоподъёмностью, многократно превышающей грузоподъёмность поршневых самолётов, как следствие более высокой удельной мощности газотурбинных двигателей в сравнении с поршневыми.

Первым отечественным серийным реактивным самолётом был истребитель Як-15 (1946 г), разработанный в рекордные сроки на базе планера Як-3 и адаптации трофейного двигателя Jumo-004, выполненной в моторостроительном КБ В. Я. Климова.

А уже через год прошёл государственные испытания первый, полностью оригинальный, отечественный турбореактивный двигатель ТР-1, разработанный в КБ А. М. Люльки (ныне НПО «Сатурн»). Такие быстрые темпы освоения совершенно новой сферы двигателестроения имеют объяснение: группа А. М. Люльки занималась этой проблематикой ещё с довоенных времён, но «зелёный свет» этим разработкам был дан, только когда руководство страны вдруг обнаружило отставание СССР в этой области.

Первым отечественным реактивным пассажирским авиалайнером был Ту-104 (1955 г), оборудованный двумя турбореактивными двигателями РД-3М-500 (АМ-3М-500), разработанными в КБ А. А. Микулина. К этому времени СССР был уже в числе мировых лидеров в области авиационного моторостроения.

Запатентованный ещё в 1913 г, прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) привлекал конструкторов простотой своего устройства, но главное – своей потенциальной способностью работать на сверхзвуковых скоростях и в самых высоких, наиболее разреженных слоях атмосферы, то есть в условиях, в которых ВРД других типов неработоспособны или малоэффективны. В 1930-е годы с этим типом двигателей проводились эксперименты в США (Уильям Эвери), в СССР (Ф. А. Цандер, Б. С. Стечкин, Ю. А. Победоносцев).

В 1937 году французский конструктор Рене Ледюк получил заказ от правительства Франции на разработку экспериментального самолёта с ПВРД. Эта работа была прервана войной и возобновилась после её окончания. 19 ноября 1946 года состоялся первый в истории полёт аппарата с маршевым ПВРД. Далее в течение десяти лет было изготовлено и испытано ещё несколько экспериментальных аппаратов этой серии, в том числе, пилотируемые, а в 1957 году правительство Франции отказалось от продолжения этих работ – бурно развивавшееся в то время направление ТРД представлялось более перспективным.

Обладая рядом недостатков для использования на пилотируемых самолётах (нулевая тяга на месте, низкая эффективность на малых скоростях полёта), ПВРД является предпочтительным типом ВРД для беспилотных одноразовых снарядов и крылатых ракет, благодаря своей простоте, а, следовательно, дешевизне и надёжности. Начиная с 50-х годов XX века в США было создан ряд экспериментальных самолётов и серийных крылатых ракет разного назначения с этим типом двигателя.

В СССР с 1954 по 1960 гг в ОКБ-301 под руководством С.А. Лавочкина, разрабатывалась крылатая ракета «Буря», предназначавшаяся для доставки ядерных зарядов на межконтинентальные расстояния, и использовавшая в качестве маршевого двигателя ПВРД, разработанный группой М. М. Бондарюка, и имевший уникальные для своего времени характеристики: эффективная работа на скорости свыше трех Махов, и на высоте 17 км. В 1957 году проект вступил в стадию лётных испытаний, в ходе которых выявился ряд проблем, в частности, с точностью наведения, которые предстояло разрешить, и на это требовалось время, которое трудно было определить. Между тем, в том же году на вооружение уже поступила МБР Р-7, имевшая то же назначение, разработанная под руководством С. П. Королёва. Это ставило под сомнение целесообразность дальнейшей разработки «Бури». Из числа более современных отечественных разработок можно упомянуть противокорабельные крылатые ракеты с маршевыми ПВРД: П-800 Оникс, П-270 Москит.

Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (ПуВРД) был изобретён в XIX веке шведским изобретателем Мартином Вибергом. Немецкие конструкторы, ещё накануне Второй мировой войны проводившие широкий поиск альтернатив поршневым авиационным двигателям, не обошли вниманием и это изобретение, долгое время остававшееся невостребованным. Наиболее известным летательным аппаратом (и единственным серийным) c ПуВРД Argus As-014 производства фирмы Argus-Werken, явился немецкий самолёт-снаряд Фау-1. Главный конструктор Фау-1 Роберт Люссер выбрал для него ПуВРД не ради эффективности (поршневые авиационные двигатели той эпохи обладали лучшими характеристиками), а, главным образом, из-за простоты конструкции и, как следствие, малых трудозатрат на изготовление, что было оправдано при массовом производстве одноразовых снарядов. После войны исследования в области пульсирующих воздушно-реактивных двигателей продолжились во Франции (компания SNECMA) и в США (Pratt & Whitney, General Electric), кроме того, благодаря простоте и дешевизне, маленькие двигатели этого типа стали очень популярны среди авиамоделистов, и в любительской авиации, и появились коммерческие фирмы, производящие на продажу для этих целей ПуВРД и клапаны к ним (быстро изнашивающаяся запчасть).

Итак, в настоящее время, в зависимости от того используют реактивные двигатели в своей работе окружающий воздух или нет, их подразделяют на два класса:

* Воздушно-реактивные двигатели
* Ракетные двигатели

Воздушно-реактивные двигатели (ВДР) не могут работать вне атмосферы. Вот почему эти двигатели – основа современной авиации, как пилотируемой, так и беспилотной. ВРД используют атмосферный кислород для сгорания топлива.

Основные характеристики ВРД, применяемые в самолетах, включают следующие параметры:

1. Мощность двигателя.
2. Масса двигателя.
3. Габариты (диаметр входного сопла и длина двигателя).
4. Удельный расход топлива. (отношение расхода топлива за единицу времени к создаваемой двигателем мощности).
5. Расход воздуха.
6. Степень повышения полного давления.
7. Температура газа перед турбиной.

ВДР в свою очередь подразделяются на:

* Турбореактивные двигатели
* Бескомпрессорные воздушно-реактивные двигатели

Турбореактивные двигатели (ТРД), устанавливаются почти на всех без исключения современных самолётах. Как и все двигатели, использующие атмосферный воздух, ТРД нуждаются в специальном устройстве для сжатия воздуха перед его подачей в камеру сгорания. Если давление в камере сгорания не будет значительно превышать атмосферное, то газы не станут вытекать из двигателя с большей скоростью - именно давление выталкивает их наружу. С другой стороны, при малой скорости истечения тяга двигателя будет малой, а топлива двигатель будет расходовать много, такой двигатель не найдёт применения. В ТРД для получения высокого давления служит компрессор, и конструкция двигателя во многом зависит от типа компрессора. Существует двигатели с осевым и центробежным компрессором. Осевые компрессоры могут иметь меньшее или большее число ступеней сжатия, быть одно-двухкаскадными и т.д. Компрессор ТРД приводится во вращение газовой турбиной, которая и дала название двигателю. Из-за компрессора и турбины конструкция двигателя оказывается довольно сложной.

В пульсирующем двигателе вместо турбины и компрессора используется клапанная решётка, установленная на входе в двигатель, когда новая порция топливно-воздушной смеси заполняет камеру сгорания и в ней происходит вспышка, клапаны закрываются, изолируя камеру сгорания от входного отверстия двигателя. Вследствие этого давление в камере повышается, и газы устремляются через реактивное сопло наружу, после чего весь процесс повторяется.

В бескомпрессорном двигателе другого типа, прямоточном, нет даже и этой клапанной решётки и давление в камере сгорания повышается в результате скоростного напора, т.е. за счет встречного потока воздуха, поступающего в двигатель в полёте. Понятно, что такой двигатель способен работать только тогда, когда самолет уже летит с достаточно большой скоростью, на стоянке он тяги не разовьет. Но зато при весьма большой скорости, в 4-5 раз большей скорости звука, прямоточный двигатель развивает очень большую тягу и расходует меньше топлива, чем любой другой "химический" реактивный двигатель при этих условиях.

Воздушно-реактивные двигатели составляют основу современной авиации. ВРД не могут работать вне атмосферы, т.к. в качестве окислителя для горючего используется атмосферный кислород. Поэтому отпадает необходимость в специальном окислителе, входящем в бортовой запас топлива. Но ВРД могут работать только при определенных параметрах. К таким параметрам относят относительные отклонения суммарной степени расширения газа на турбинах низкого и высокого давления, относительные отклонения расхода топлива в основную и форсажную камеры сгорания.

 Задачей данной дипломной работы является создание абсолютно инвариантной системы управления двигательной установкой самолета. Для достижения этой цели необходимо выполнить следующие задачи:

1. Разработать математическую модель двигательной установки ЛА.
2. Синтезировать управление для инвариантного регулирования суммарной степенью расширения газа.
3. Синтезировать управление для инвариантного регулирования двигательной установкой.
4. Провести моделирование синтезированной системы
5. Разработать техническую реализацию УУ.
6. Проанализировать вопросы безопасности и экологичности систем.
7. Провести технико-экономическое обоснование разработки.

# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИГАТЕЛЯ САМОЛЕТА

* 1. **Одномерные и многомерные математические модели**

В зависимости от числа регулируемых величин объекты управления (ОУ) подразделяются на одномерные и многомерные.

Одномерный ОУ характеризуется тем, что контролируется (измеряется, регулируется) лишь одна переменная величина объекта управления. Для анализа и синтеза систем управления такими объектами используют математические модели в виде дифференциальных уравнений, передаточных функций, структурной схемы, частотных и временных характеристик.

Многомерной называется система с несколькими регулируемыми величинами и несколькими задающими воздействиями.
Многомерные системы и объекты управления называют линейными и стационарными, если они описываются системой линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами.

В настоящее время в практике анализа многомерных объектов и синтеза многомерных систем сложились два подхода к проблеме получения математической модели таких систем.

*Первый* *подход*

Многомерная система рассматривается, как многосвязная совокупность динамических звеньев и представляется в виде структурной схемы или ориентированного графа. По этой схеме на основе заданных переходных функций отдельных звеньев, применяя соответствующие правила преобразования структурных схем [5] или с помощью правила Мейсона [5] можно получить дифференциальные уравнения МОУ или его переходной матрицы.

*Второй* *подход*

Учитывая множественность связей между функциональными элементами многомерных ОУ и СУ, при построении их математических моделей используют законы природы. Это позволяет записать дифференциальные уравнения элементов объекта или системы в вещественных переменных. Путем введения переменных состояния далее получают векторно-матричное представление уравнений, описывающих объект управления или систему в целом.

В рамках этих подходов существует деление математических моделей на две группы.

*Математические* *модели* *«вход-выход».*

Они базируются на операторной форме представления дифференциальных уравнений и на основе преобразования Лапласа. Это такие модели как

* матричные структурные схемы,
* передаточные матрицы.

*Математические модели в переменных состояния*

Они базируются на векторно-матричной форме представления систем линейных дифференциальных уравнений первого порядка, широком использовании понятий и методов теории пространства состояний.

* 1. **Математическая модель двигателя самолета**

В работе используется математическая модель «вход-выход» двигательной установки самолета, уравнения которой, согласно[4] имеют вид:

; (1.1)

, (1.2)

где – относительные отклонения частоты вращения ротора турбины низкого давления и суммарной степени расширения газа на турбинах низкого и высокого давления; – управления силовой установкой ЛА – относительные отклонения расхода топлива в основную и форсажную камеры сгорания.

 Полиномы в уравнениях (1.1) и (1.2) имеют вид:

;

; ;

; . (1.3)

В соответствии с книгой [4] управляемые переменные и отклонения , можно считать измеряемыми.

Будем считать управлением переменной , а – переменной , Тогда в канале управления переменной управление можно считать возмущением [1].

Приведенные уравнения (1.1), (1.2) и полиномы (1.3) являются математической моделью двигательной установки ЛА. Именно они используются в дальнейшем для синтеза УУ в соответствии с техническим заданием.

Схематическое устройство турбореактивного двигателя показано на рисунке 1.

****

Рисунок 1. – Основные модули двигателя.

**1.** Рабочее колесо вентилятора; **2.** Спрямляющий аппарат вентилятора; **3.** Вал вентилятора; **4.** Компрессор низкого давления; **5.** Камера

сгорания; **6.** Ротор турбины высокого давления; **7.** Ротор турбины низкого давления; **8.** Корпус опор турбин; **9.** Турбина вентилятора;

**10.** Задняя опора двигателя; **11.** Промежуточный корпус и компрессор высокого давления; **12.** Коробка приводов

1. **СИНТЕЗ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ**
	1. **Условия инвариантности**

Одним из способов, позволяющих получить высокую точность в системах автоматического управления, является использование методов так называемой теории инвариантности. Система является инвариантной по отношению к возмущающему воздействию, если после завершения переходного процесса, определяемого начальными условиями ошибка системы, вызванная этими воздействиями равна нулю.

В современной теории управления различают два вида инвариантности: абсолютная и селективная [5].

*Абсолютная инвариантность*

Так как отклонение, например, , то система будет абсолютно инвариантной к некоторому воздействию достигается при условии

 (2.1)

где передаточная функция по ошибке, вызванная воздействием .

Условие (2.1) удобно применять, если система задана передаточными функциями. Если же система задана уравнениями в переменных состояния:

, , (2.2)

то целесообразнее использовать следующие условия абсолютной инвариантности:

а) к задающему воздействию g

; (2.3)

б) к возмущению f

. (2.4)

Селективная инвариантность

Пусть передаточная функция системы по ошибке представлена в виде

 , (2.5)

где и - некоторые полиномы. Корни полинома являются корнями характеристического уравнения рассматриваемой системы, поэтому они всегда имеют отрицательные вещественные части, так как системы уравнения всегда конструируются устойчивыми.

Изображение по Лапласу воздействий обычно имеет вид

 . (2.6)

Здесь полином является -изображением данного воздействия . Фактически это характеристический полином некоторого однородного дифференциального уравнения, решение которого при соответствующих начальных условиях совпадает с данным воздействием . Нули полинома определяют характер или вид воздействия , точнее его спектральные составляющие или показатели мод типа .
 Также можно отметить, что полином всегда совпадает со знаменателем изображения по Лапласу данного воздействия . Этот факт значительно упрощает определение заданных воздействий, так как позволяет использовать для этих целей традиционные таблицы преобразования Лапласа.

Синтез и реализация абсолютно инвариантных систем автоматического управления, как известно, являются достаточно сложной проблемой, что обусловлено спецификой условий разрешимости этой задачи. Как известно, абсолютно инвариантная система управления может быть построена либо на основе принципа Г.В. Щипанова [7] (с применением вырожденного регулятора), либо на основе принципа двухканальности Б.Н. Петрова [2]. Щипановская система управления обеспечивает абсолютную инвариантность к неизмеряемым возмущениям, но для существования решения задачи синтеза в этом случае необходимо, чтобы объект управления был минимально-фазовым по управлению, и число нулей его передаточной функции по управлению было равно его порядку.

Если же возмущение доступно измерению, то для построения абсолютно инвариантной к этому возмущению системы управления можно применить принцип Б.Н. Петрова. В этом случае требуется, чтобы объект также был минимально-фазовым по управлению, и число нулей его передаточной функции по управлению было не меньше числа нулей его передаточной функции по измеряемому возмущению.

Указанные условия, безусловно, являются достаточно жесткими, тем не менее, существуют объекты управления, математические модели которых им удовлетворяют.

* 1. **Синтез управления для регулирования суммарной степенью расширения газа**

Канал управления этой переменной, согласно приведенной выше математической моделью, описывается уравнением (1.2), где полиномы:

;

; .

Полиномы и представлены в виде:

 ; .

Анализируя эти полиномы отмечаем, что степени входного полинома равна степени полинома , при этом полином является гурвицевым.

Следовательно, уравнение (1.2) удовлетворяет условиям

 и , (2.7)

при которых существует вырожденное УУ, обеспечивающее абсолютную инвариантность переменной к управлению [1].

Перейдем к расчету этого УУ. Как отмечалось выше, степень полинома в уравнении УУ удовлетворяет неравенству . Примем минимальное значение и положим:, , а также ; . Тогда уравнения искомого УУ имеют вид

, . (2.8)

Покажем, что уравнение, определяемое уравнением (2.8), обеспечивает абсолютную инвариантность. С этой целью подставим выражение в первое уравнение (2.8).

Получим:

Подставим полученное выражение для в уравнение (1.2):

Проведя математические преобразования, это выражение можно представить в виде:

Подставив , имеем

т.е. .. Таким образом, УУ (2.8) обеспечивает абсолютную инвариантность переменной к задающему воздействию и управлению . [1]

Для получения схемы УУ, соответствующего уравнению (2.8) перейдем к его уравнениям в переменных состояния. С этой целью выделим целую часть в первом уравнении (2.8) и разделим его на :

Перейдем к уравнениям в переменных состояния:

 (2.9)

По уравнениям (2.9) построена структурная схема УУ степенью расширения газа, показанная на рис. 2.

Рисунок 2. – Структурная схема УУ канала

С целью исследования синтезированного управления для канала проведено его моделирование в Simulink пакета MATLAB.

На рис. 3 приведена схема набора канала , при показанного на рис.1.



Рисунок 3. – Схема набора канала в пакете MATLAB

На рис. 3. блок step моделирует задающее воздействие . Блок Transfer Fon моделирует канал . Полученная в результате моделирования переходная функция приведена на рис. 4.



Рисунок 4. Переходная функция канала

Структурная схема канала абсолютно инвариантной системы по отношению к переменной приведена на рис. 5.

Рисунок 5.­ – Структурная схема канала

С целью исследования канала с учетом влияния проведено его моделирование в Simulink пакета MATLAB. Схема набора для этого случая приведена на рис. 6.

 

Рисунок 6. Схема набора канала в пакете MATLAB



Рисунок 7. – Реакция канала на задающее воздействие и управление

Как видно из графиков управляемая переменная полностью совпадает с задающим воздействием , несмотря на то, что управление не вводится в регулятор канала , т.е. этот канал, действительно, является абсолютно инвариантным к неизмеряемому возмущению.

* 1. **Синтез управления оборотами двигателя**

Перейдем к синтезу УУ для первого канала рассматриваемой силовой установки ЛА, который, согласно (1.1) и (1.3), описывается уравнением:

Так как , т.е. условия (2.7) в этом случае не выполняются, то абсолютная инвариантность отклонения к задающему воздействию не достижима. Поэтому ограничимся обеспечением астатизма первого порядка к задающему воздействию , полагая влияние управления на переменную возмущением. Так как формируется регулятором (2.9), его можно считать измеряемым возмущением. При этом , и полином является гурвицевым, т.е. выполняются условия:

, ; и , (2.10)

 Следовательно, можно обеспечить абсолютную инвариантность отклонения к управлению на основе принципа двухканальности Б.Н. Петрова [2].

Уравнение УУ в этом случае можно взять в виде:

, (2.11)

где слагаемое образует второй канал влияния возмущения .

Примем уравнение «вход-выход» МУУ данного канала в виде (3.2), полагая , , , и .

При этом по условиям физической реализуемости должны выполняться неравенства

, , (2.12)

где , , , –относительная степень УУ. Она зависит от свойств элементов, из которых строится синтезируемое УУ.

Для решения задачи синтеза составляется уравнение вход-выход замкнутой системы [6]

. (2.13)

Здесь характеристический полином *D*(*p*) определяется выражением

. (2.14)

Как известно, для обеспечения второго порядка астатизма по задающему воздействию необходимо, чтобы в разомкнутой цепи системы было два интегратора. В данном же случае в объекте имеется лишь один интегратор. Поэтому ещё один вводится в УУ, для чего полином *R*(*р*) берется в виде , где – произвольный полином. При этом, согласно (3.4), будет выполняться и условие астатизма первого порядка по возмущению *f*, так как в этом уравнении изображение возмущения *f*(*p*) умножается на полином *R*(*p*).

Примем полином , а характеристический полином соответствующей системы управления , где полином

.

Подставив полученные выражения в (2.14) получим:

(2.15)

В уравнении (2.15) бином *p*+2,1613 содержится в двух произведениях, поэтому он должен быть и в третьем произведении, т.е. необходимо, чтобы , где – произвольный полином степени *r* – 2. Далее, подставляя полученное выражение для в (2.15) и сокращая всё равенство на бином *p*+2,1613, будем иметь

 (2.16)

Полученное выражение является полиномиальным уравнением, которое эквивалентно системе алгебраических уравнений, в которой неизвестными являются коэффициентов полинома степени и *r* коэффициентов полинома *L*(*p*) степени , согласно (2.12), поскольку по заданию .

Степень полинома в (2.16), очевидно, равна степени произведения , т.е. . Следовательно, в системе уравнений, которой эквивалентно полиномиальное уравнение (2.16), содержится уравнений и неизвестных коэффициентов.

Для разрешимости указанной системы необходимо, чтобы , т.е. . Отсюда *r*=3, и по приведённым выше формулам находим: , , . При этом полиномы:

Для выбора коэффициентов полинома используются, стандартные передаточные функции, приведенные в приложении П.6 [6]. В данном случае необходимы коэффициенты передаточной функции, соответствующей системе четвертого порядка (так как ) с астатизмом второго порядка и без перерегулирования. Этим данным удовлетворяет передаточная функция со стандартными коэффициентами: , , , , и *с*.

Для обеспечения требуемого времени регулирования вычисляется значение временного масштабного коэффициента . Желаемые коэффициенты полинома определяются по формуле

 (2.17)

при . Подстановка численных значений даёт: ;

; ; ; .

Теперь можно записать систему, соответствующую уравнению (2.18). Здесь она имеет вид

.

 Решение этой системы: ; ; ,

 , позволяет записать полиномы:

*,*

*.*

Произведение , согласно уравнению (2.13), является числителем передаточной функции замкнутой системы по задающему воздействию. С другой стороны, порядок астатизма по задающему воздействию синтезируемой системы равен 2, поэтому по условию (5.37) из [5. С. 122] это произведение должно равняться . Отсюда находятся коэффициенты ; полинома *Q*(*p*).

Полином примет вид:

.

Далее уравнения (1.1), уравнения УУ (2.11) и условия абсолютной инвариантности отклонения к управлению [4, 8] вытекает следующее соотношение:

Подставляя сюда известные полиномы, получим уравнение

.

Отсюда следует:

.

Таким образом, определены все полиномы из (2.11). Подставляя их в это уравнение и деля обе его части на коэффициент 1,538, найдём уравнение «вход-выход» искомого УУ:

Перейдем к уравнениям в переменных состояния с применением соотношений канонической наблюдаемой формы:

*;*

*;*

*;*

*..*

Далее, объединив полученные выражения с уравнениями (2.9), можно построить структурную схему, приведенную на рис. 8.

Рисунок 8. – Структурная схема УУ инвариантной системы

С целью исследования синтезированной системы проведено её моделирование в Simulink системы MATLAB.



Рисунок 9. – Схема УУ в пакете MATLAB



Рисунок 10. – Реакция канала на управление

Как видно из графиков на выходе на выходе этого УУ наблюдается ограниченное колебания , противоположное знаку задающему воздействию .

1. **РЕАЛИЗАЦИЯ УСТРОЙСТВА УПРАВЛЕНИЯ**

Важнейшим требованием, выполнение которого необходимо обеспечить в процессе эксплуатации самолета, является высокая безопасность полета при низкой себестоимости перевозок, которые в значительной степени зависят от надежности работы и экономичности двигателей, установленных на самолетах. Исходя из этого, к двигателям самолетов предъявляются следующие основные требования:

1. Обеспечение заданных летно-технических данных самолетов (дальности и продолжительности полета, оптимальной скорости и высоты полета, скороподъемности и коммерческой нагрузки).

2. Большой ресурс и надежность в работе при всех возможных условиях применения самолетов.

3. Экономичность на рабочих режимах работы.

4. Небольшая масса и малое аэродинамическое сопротивление.

5. Эксплуатационная технологичность и ремонтопригодность.

6. Контролепригодность, характеризуемая числом контролируемых параметров и их диагностической ценностью, наличием средств сигнализации и аварийных защитных устройств.

7. Минимальное воздействие на окружающую среду.

Изменение параметров двигателя в зависимости от режима работы двигателя, высоты и скорости полета, от атмосферных условий обуславливаются принятым законом подачи топлива и особенностями характеристик двигателя.

Работу систем управления и контроля двигателя обеспечивают: электронная система управления, блоки термопар, датчик системы измерения суммарной степени повышения давления, датчики частоты вращения роторов двигателя, вибропреобразователи, стружкосигнализатор, термостружкосигнализатор, сигнализатор помпажа, счетчик наработки ресурса, датчик давления топлива, датчик давления масла.

## 3.1. Электронная система управления ЭСУ-2-3

В настоящее время существует достаточно большое количество электронных систем управления (ЭСУ). Все они обладают своими преимуществами и недостатками.

ЭСУ-2-3 совместно с топливным регулятором (агрегат 935) и блоком топливных насосов служит для защиты двигателя от возникновения режимов работы с превышением максимально допустимых значений частот вращения роторов и температуры газов. Защита обеспечивается путем автоматического изменение расхода топлива в двигатель с целью ограничения:

Рисунок 11. – ЭСУ-2-3

* частоты вращения ротора вентилятора;
* частоты вращения ротора высокого давления;
* температуры газов.

Система включает в себя:

* электронный блок ЭСУ (проектированное устройство);
* исполнительный механизм ИМ-21;
* датчик установки рычага управления двигателем (РУД) БСКТ-220;
* 17 термопар Т-80, установленных за турбиной низкого давления;
* датчики ДТА-15, служащие для измерения частот вращения роторов вентилятора и ротора высокого давления;
* электромагниты ЭМТ-503 снижения режима и МКТ-20 останова.

Электронная система управления ЭСУ-2-3 (в дальнейшем агрегат) предназначена для:

* всережимного регулирования температуры выходящих газов за турбиной низкого давления двигателя по заданному закону;
* ограничения частоты вращения ротора вентилятора;
* ограничения частоты вращения ротора компрессора высокого давления;
* выдачи команды при достижении предельного значения частоты вращения ротора вентилятора или достижении предельной температуры газов за турбиной, на земле – на останов двигателя, в полете - на снижение режима работы двигателя;
* выдачи команды на отключение стартера по частоте вращения ротора высокого давления.

 По принципу работы ЭСУ является многоканальным регулятором, включающим:

* входные преобразователи;
* цифровое вычислительное устройство (ЦВУ) с последовательно-параллельным вводом и обработкой информации, работающее по жесткой временной программе с частотой выдачи решения 25 Гц по каждому параметру;
* выходные усилители.

Агрегат выполнен на полупроводниковых приборах, интегральных микросхемах.

Исполнительный механизм ИМ-21, датчик установки рычага управления двигателем (РУД) БСКТ-220, установлены на топливном регуляторе [3].

Информация о частотах вращения роторов, температуре газов и режиме работы двигателя в виде сигналов от датчиков ДТА-15, Т-80, БСКТ-220 поступает в электронный блок ЭСУ.

В штатном режиме выключение двигателя осуществляется рычагом останова двигателя (РОД), расположенным на среднем пульте в кабине пилотов. РОД с помощью проводки управления связан с рычагом стоп-крана. При переводе РОД в положение останов стоп-кран закрывается и прекращает подачу топлива в двигатель. Общий вид которого показан рисунке 11.

Рисунок 12. – Датчик установки рычага управления двигателем (РУД) БСКТ-220

Синусно-косинусные трансформаторы разрабатываются и применяются в авиационной автоматике в качестве датчиков и приемников систем дистанционной передачи угла и преобразователей «угол-код». Разработано более 100 наименований изделий с различным конструктивным исполнением: корпусных, бескорпусных, контактных, бесконтактных, одноотсчетных, двухотсчетных, двухполюсных, многополюсных, резервированных (дублированных и с тройным резервированием).

    Вращающиеся трансформаторы БСКТ-220-1Д представляет собой контактную двухполюсную трехобмоточную машину.

    В зависимости от схемы включения и режима работы (выполняемых функций) приборы трансформатор вращающийся бесконтактный БСКТ-220-1Д подразделяются на синусно-косинусные (СКВТ), выходное напряжение которых изменяется пропорционально синусу (косинусу) угла поворота ротора, и линейные (ЛВТ), выходное напряжение которых изменяется по линейному закону пропорционально углу в пределах ±60°.

 **Технические характеристики приборов:**

 Трансформаторы БСКТ-220-1Д вращающиеся бесконтактные; изменение коэффициента трансформации при изменении температуры окружающей среды на каждые 40°С - 10%. Номинальная частота напряжения возбуждения трансформатора БСКТ-220-1Д вращающегося, бесконтактного - 400Гц;

Диапазон рабочих частот напряжения возбуждения - 380Гц-420Гц;

Номинальное напряжение возбуждения - 36В;

Диапазон рабочих напряжений возбуждения трансформатора БСКТ-220-1Д - 34В-38В;

Полное входное сопротивление холостого хода - 380 Ом;

Коэффициент трансформации - 0,56;

Частота вращения вала прибора трансформатор БСКТ-220-1Д вращающийся бесконтактный - 125об/мин;

Момент статического трения - 0,0004мНм;

Вращающиеся трансформаторы БСКТ-220-1Д подразделяются на классы точности.

**Трансформатор БСКТ-220-1Д 1** класс точности (1 кл. т.) имеет характеристики:

* погрешность отображения синусной зависимости - ±0,2%;
* ассиметрия нулевых положений ротора - ±7угл.мин;
* отношение остаточной ЭДС к крутизне - 7,5угл.мин;
* неравенство коэффициентов трансформации - 7угл.мин;
* точностные показатели системы ТДП, составленной из ВТ БСКТ-220-1Д, БСКТ-220-1П:
* класс точности датчика - 0,2;
* класс точности приемника - 0,35;
* погрешность следования ТДП - ±20угл.мин;
* отношение остаточной ЭДС к крутизне - 17,5угл.мин;
* крутизна - 3мВ/угл.мин.

**Трансформатор БСКТ-220-1Д 2** класс точности (2 кл. т.) имеет характеристики:

* погрешность отображения синусной зависимости - ±0,35%;
* ассиметрия нулевых положений ротора - ±12угл.мин;
* отношение остаточной ЭДС к крутизне - 12угл.мин (10угл.мин);
* неравенство коэффициентов трансформации - 12угл.мин;
* точностные показатели системы ТДП, составленной из ВТ БСКТ-220-1Д, БСКТ-220-1П:
* класс точности датчика - 0,35;
* класс точности приемника - 0,5;
* погрешность следования ТДП - ±30угл.мин;
* отношение остаточной ЭДС к крутизне - 25угл.мин;
* крутизна - 3мВ/угл.мин.

**Трансформатор БСКТ-220-1Д 3** класс точности (3 кл. т.) имеет характеристики:

* погрешность отображения синусной зависимости - ±0,5%;
* ассиметрия нулевых положений ротора - ±17угл.мин;
* отношение остаточной ЭДС к крутизне - 15угл.мин;
* неравенство коэффициентов трансформации - 17угл.мин;
* точностные показатели системы ТДП, составленной из ВТ БСКТ-220-1Д, БСКТ-220-1П:
* класс точности датчика - 0,5;
* класс точности приемника - 0,5;
* погрешность следования ТДП - ±30угл.мин;
* отношение остаточной ЭДС к крутизне - 30угл.мин;
* крутизна - 3мВ/угл.мин.

Габариты прибора **трансформатор БСКТ-220-1Д вращающийся бесконтактный**:

* длина - 55мм;
* диаметр - 20мм;
* масса - 0,07кг.

 Вибрационные нагрузки прибора **трансформатор БСКТ-220-1Д вращающийся бесконтактный**:

* диапазон частот - до 300Гц;
* ускорение - 100м/с2;
* ударные нагрузки - 120м/с2;
* температура окружающей среды - от -60°С до +100ºС;
* относительная влажность воздуха при температуре 40°С - 98%.



Рисунок 13. ­– Датчик ДТА-15 [14]

 Датчики частоты вращения бесприводные магнитоиндукционные предназначены для выдачи электрического сигнала, близкого к синусоиде, с частотой, пропорциональной частоте вращения вала двигателя, на котором установлен индуктор.

Подключение датчика к внешней цепи осуществляется посредством соединителя или пайкой монтажных проводов.

Датчик частоты вращения представляет собой генератор электрических импульсов напряжения.

При вращении ротора двигателя силовые линии поля постоянного магнита пересекают витки обмотки датчика, и в ней индуктируются электрические импульсы напряжения, частота следования которых пропорциональна частоте вращения ротора двигателя.

 Технические характеристики

Сопротивление обмотки датчика: 47±7 Ом

Диапазон измерения оборотов: от 100 до 32000 об/мин

Выходное напряжение на нагрузке 2кОм в зависимости от скорости вращения: 0,05-30 В

Рабочий диапазон температур: от -60 до 180 °С

Количество выходных сигналов: 2

Габариты: 20 × 65 × 50 мм

**ДТА-15Е [14]**

Технические характеристики:

* Сопротивление обмотки датчика: 240±40 Ом.
* Диапазон измерения оборотов: от 800 до 7500 об/мин.
* Выходное напряжение при нагрузке 2 кОм в зависимости от скорости вращения: 1,25 – 6 В при нагрузке 1,5 кОм.
* Рабочий диапазон температур: от – 60 до 250 ˚С.
* Количество выходных сигналов: 1.
* Габариты: 51×55×44 мм.
* Масса: 0,2 кг.

## 3.2. Выбор датчика давления

Датчик давления — это устройство, в котором выходные параметры зависят от давления исследуемой среды, будь то жидкость, газ или пар. Современные системы не могут обойтись без точных приборов этого типа, они используются в системах автоматизации различных отраслей: энергетика, пищевая промышленность, нефтяная и газовая отрасль и многие-многие другие.

В состав любого датчика давления входит:

* первичный преобразователь давления с чувствительным элементом;
* различные по конструкции корпусные детали;
* схемы для повторной обработки сигнала.

На какие параметры нужно обращать внимание при выборе датчиков давления

1. **Вид давления**. В данной системе необходимо измерять абсолютное давление высокотемпературных газов.
2. **Диапазон измеряемого давления**.
3. **Степенью защиты прибора**. В разных отраслях использования датчиков будут разные условия эксплуатации, для которых необходимы разные степени защиты от проникновения воды и пыли.
4. **Наличие термокомпенсации**. Температурные эффекты, такие как расширение материалов, могут наложить достаточно сильные помехи на выходные показания датчика. Если у вас происходят постоянное изменение температуры измеряемой среды, то термокомпенсация необходима.
5. **Материал**. Материал может оказать решающую роль при использовании датчика в агрессивных средах, в таком случае необходим выбор материала с высокой коррозийной стойкостью.
6. **Вид выходного сигнала**.

Проведя анализ современного рынка можно остановиться на выборе датчика ДОТ-2,5М. Он используется во многих реактивных двигателях и хорошо себя зарекомендовал.

****

**Рисунок 14. –** Датчик **ДОТ-2,5М [15]**

**Технические характеристики:**

* Напряжение питания переменного тока с частотой 400 Гц: 115 В.
* Напряжение питания постоянного тока: 6,3 В.
* **Диапазон измеряемых отношений Р2/Р1: от 1 до 2 ед.**
* **Рабочий диапазон измерения отношения давлений Р2/Р1: от 1,2 до 1,9 ед.**
* **Рабочий диапазон измерения давления Р1: 9,81÷156,9 кПа.**
* **Рабочий диапазон измерения давления Р2: 14,7÷294,2 кПа.**
* Гарантийная наработка: 1050 ч.
* Масса: 1,4 кг.
* Температурный диапазон: от -60 до +100˚С.

## 3.3. Выбор блока питания

Источник электропитания — это устройство, предназначенное для обеспечения питания электроприбора электрической энергией, при соответствии требованиям её параметров: напряжения, тока, и т. д. путём преобразования энергии других источников питания.

Источник питания может быть интегрированным в общую схему, выполненным в виде модуля, или даже расположенным в отдельном помещении.

Задачи вторичного источника питания

* Обеспечение передачи мощности — источник питания должен обеспечивать передачу заданной мощности с наименьшими потерями и соблюдением заданных характеристик на выходе без вреда для себя. Обычно мощность источника питания берут с некоторым запасом.
* Преобразование формы напряжения — преобразование переменного напряжения в постоянное, и наоборот, а также преобразование частоты, формирование импульсов напряжения и т. д. Чаще всего необходимо преобразование переменного напряжения промышленной частоты в постоянное.
* Преобразование величины напряжения — как повышение, так и понижение. Нередко необходим набор из нескольких напряжений различной величины для питания различных цепей.
* Стабилизация — напряжение, ток и другие параметры на выходе источника питания должны лежать в определённых пределах, в зависимости от его назначения при влиянии большого количества дестабилизирующих факторов: изменения напряжения на входе, тока нагрузки и т. д. Чаще всего необходима стабилизация напряжения на нагрузке, однако иногда необходима стабилизация тока.
* Защита — напряжение, или ток нагрузки в случае неисправности (например, короткого замыкания) каких-либо цепей может превысить допустимые пределы и вывести электроприбор, или сам источник питания из строя. Также во многих случаях требуется защита от прохождения тока по неправильному пути: например прохождения тока через землю при прикосновении человека или постороннего предмета к токоведущим частям.
* Гальваническая развязка цепей — одна из мер защиты от протекания тока по неверному пути.
* Регулировка — в процессе эксплуатации может потребоваться изменение каких-либо параметров для обеспечения правильной работы электроприбора.
* Управление — может включать регулировку, включение/отключение каких-либо цепей, или источника питания в целом. Может быть как непосредственным (с помощью органов управления на корпусе устройства), так и дистанционным, а также программным (обеспечение включения/выключения, регулировка в заданное время или с наступлением каких-либо событий).
* Контроль — отображение параметров на входе и на выходе источника питания, включения/выключения цепей, срабатывания защит. Также может быть непосредственным или дистанционным



Рисунок 15. ­­– Двухканальный модуль питания СПН27-25-Д

Таблица 1.

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Обозначение | Условное обозначение | Выходное номинальное напряжение, В | Пульсации выходного напряжения(размах)не более, мВ | Выходной ток, А |   Масса г, не более  |
| Канал1 |  Канал2 | Канал1 | Канал2 | Канал1 | Канал2 |
|  КЦАЯ.436634.002 | СПН27-25-05Д  | 5 |  -5 | 100 |  100 | 2,5 | 2,5 | 175 |
| СПН27-25-06Д | 6 | -6 | 120 | 120 | 2,1 | 2,1 |
| СПН27-25-09Д | 9 | -9 | 180 | 180 | 1,4 | 1,4 |
| СПН27-25-12Д | 12 | -12 | 240 | 240 | 1,05 | 1,05 |
| СПН27-25-15Д | 15 | -15 | 300 | 300 | 0,83 | 0,83 |

**Двухканальный модуль питания** **СПН27-25-Д** обеспечивает значения выходных параметров по каждому каналу в пределах норм.
**Двухканальный модуль питания** **СПН27-25-Д** выдерживает короткое замыкание на выходе по каждому каналу и по двум одновременно. После снятия короткого замыкания выходное напряжение автоматически восстанавливается.

Время установления выходного напряжения по каждому каналу с момента подачи входного напряжения **двухканального модуля питания** **СПН27-25-Д** не превышает 250 мс при включении путём подачи
входного напряжения и 50 мс при включении по команде.
**Двухканальный модуль питания** **СПН27-25-Д** сохраняет свои параметры при следующих воздействиях на входе:

* диапазон входных напряжений от 23 до 34 В;
* пульсации входного напряжения в диапазоне частот от 10 Гц до 100 кГц не более 2 (от пика до пика) с последующим уменьшением по 10 дБ на декаду до уровня 0,2 В в  диапазоне частот от 100 кГц до 10 МГц;
* переходное отклонение относительно установившегося значения входного напряжения до 5 В (амплитуда), длительностью 20 мс;
* переходного отклонения входного напряжения ± 40 % от Uвх.ном при длительности переходного отклонения 0,01 с.

Суммарная нестабильность выходного напряжения по каждому каналу **двухканального модуля питания** **СПН27-25-Д** должна превышать:

* ± 3 % от U вых. ном -  для модулей питания первого типа;
* ± 7 % от U вых  ном - для модулей питания  второго типа.

 Электрическая изоляция **двухканального модуля питания СПН27-25-Д** обеспечивает электрическую прочность достаточную для предотвращения пробоя, электрическое сопротивление достаточное для ограничения шунтирующего действия токов утечки и предотвращения
теплового пробоя, в соответствии с нормами, приведенными в таблице 2.

Таблица 2.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Условия и режимы | Сопротивление изоляции, МОм | Электрическая прочность, В |
| вход-выход | Uвх., Uвых., - корпус |
| Нормальные условия | 100 | 100 | 500 |
| Повышенная рабочая температура | 20 | 100 | 300 |
| Повышенная влажность | 5 | 100 | 100 |

* 1. **Выбор стружкосигнализатора и термостружкосигнализатора**

Стружкосигнализатор СС-36 установлен в нижней части коробки приводов и прикреплён к ней при помощи болта-съемника. Стружкосигнализатор состоит из корпуса магнитов, изготовленного из диэлектрика, крышки и болта-съёмника. Корпус магнитов по периферии имеет окон. В стойках между окнами расположены постоянные магниты, полюса которых установлены последовательно, благодаря чему образуется магнитное поле с поперечными потоку масла силовыми линиями. Магниты расположены с определённым зазором, в котором собирается стружка. К магнитам при помощи скоб подсоединены провода. Провода заканчиваются колодкой штепсельного разъёма, к которой подсоединены источник питания и сигнальная лампа [3].



Рисунок 16. – Стружкосигнализатор СС-36

**1** - колодка штепсельного разъема; **2** -прокладка; **3** - провода; **4** - магниты;

**5** - болт-съемник; **6** - корпус магнитов; **7** - уплотнительное кольцо; **8** - скоба;

**9** - крышка; **10** - футорка; **11** - уплотнительное кольцо

Термостружкосигнализатор выдает сигналы при появлении в масле ферромагнитных частиц или при превышении предельной температуры откачиваемого масла. Появление ферромагнитных частиц в откачиваемом из коробки приводов масле обнаруживается стружкосигнализатором. В качестве термостружкосигнализатора был выбран ТСС-36.

##

## 3.5. Выбор сигнализатора помпажа

Помпаж— срывной режим работы авиационного турбореактивного двигателя, нарушение газодинамической устойчивости его работы, сопровождающийся хлопками в воздухозаборнике из-за противотока газов, дымлением выхлопа двигателя, резким падением тяги и мощной вибрацией, которая способна разрушить двигатель. Воздушный поток, обтекающий лопатки рабочего колеса, резко меняет направление, и внутри турбины возникают турбулентные завихрения, а давление на входе компрессора становится равным или большим, чем на его выходе.

Рисунок 17. – сигнализатор помпажа СПТ-88-2,2Л

Проведя анализ технических характеристик сигнализаторов помпажа можно прийти к выводу, что наиболее подходящим является сигнализатор помпажа СПТ-88, а именно сигнализатор помпажа СПТ-88-2,2Л — с логарифмической характеристикой.

**Его технические характеристики:**

* Измеряемая среда: воздух.
* Питание: переменных ток прямоугольной формы напряжением 40±2 В,

с частотой 5000±500 Гц, длительность фронтов импульса напряжения от 1 до 8 мкс.

* Ток, потребляемый датчиком: не более 0,05 А.
* Перегрузочное давление со стороны динамической полости: 3,3 кгс/см2
* Выходное напряжение при нормальных условиях: при перепаде 0,1125 кгс/см2 - 3,5±0,2 В; при перепаде 1,8 кгс/см2 - 7,5±0,7.
* При изменении перепада давления вдвое, изменение выходного напряжения: 1±0,2 В.
* В диапазоне от 0,1125 до -0,1 кгс/см2 выходная характеристика линейная с коэффициентом усиления, К: 10+2/-1 В·см2/кгс.
* Гарантийная наработка: 850 ч.
* Масса: 0,35 кг.
* Температура окружающей среды: длительно -60÷150˚С; кратковременно до +250˚С.
* Диапазон частот от 10 до 2000 Гц.

## 3.6. Выбор счетчика наработки ресурса

Счетчик наработки ресурса – это прибор для регистрации суммарной наработки оборудования.

 Для этой цели применяется счетчик Мерадат-М24СН1.

Прибор фиксирует время замыкания и время размыкания внешних контактов (свободных контактов пускателя, дополнительного реле или контактов геркона). По каждому каналу подсчитывается суммарное время, на которое контакты были замкнуты (время наработки). В архивной памяти прибора по каждому каналу фиксируется суммарное время наработки за год, за месяц, за день и за каждый час. Так же прибор имеет архив событий, который содержит время каждого включения и выключения оборудования. Архивы можно просмотреть на дисплее прибора или передать на компьютер. Архив не может быть стерт оператором. Корпус для монтажа на DIN-рейку. Питание 220 В.

## 3.7. Выбор датчиков давления топлива и масла

Для регистрации магнитных компонент dB/dt электромагнитного поля применяется датчик индукционный магнитометрический ИМД-2

##



Рисунок 18. – Датчик ИМД-2 [15]

**Общие характеристики**

Корпус датчика имеет посадочные места, для установки на опоры при измерении горизонтальных компонентов магнитного поля. На корпусе датчика установлены пузырьковые уровни для контроля вертикального и горизонтального положений датчика.

Линии питания и линии связи датчика с регистрирующей системой защищены от наведенных электрических статических и импульсных напряжений.

Датчик состоит из индукционного магнитометрического преобразователя (ИМП) и предварительного усилителя (ПУ), с переключаемым значением коэффициента усиления.

Для контроля значений коэффициента преобразования и других параметров датчика, в его конструкции предусмотрена калибровочная катушка, представляющая собой соленоид с однослойной обмоткой, внутри которого размещена приемная катушка с магнитопроводом. Для выполнения процедуры калибровки датчика на калибровочную катушку подается сигнал от внешнего генератора тестовых воздействий (прямоугольной, пилообразной или синусоидальной формы).

Этот датчик обычно работает в комплекте указателем электрическим трехстрелочным УИЗ.

Он предназначен для индикации давления масла, топлива и температуры масла в комплекте с приемниками температуры П-109, П-98А.

Технические характеристики:

* Питание: с напряжением 36 В, частотой 400 Гц,

силой тока не более 0,15 А.

* Гарантийная наработка: 25000 ч.
* Масса: 0,22 кг.
* Температурный диапазон: от -60 до +220 ˚С.

 Датчики температуры терморезисторные и полупроводниковые предназначены для работы на авиационных и других объектах как первичные преобразователи температуры воздуха и других газовых сред (в том числе заторможенного потока), а также температуры топлива, масла и других жидких сред в электрические сигналы для систем управления, регистрации, измерения и сигнализации.

Датчики по конструкции − всеклиматического исполнения, работают в условиях влияния механических и других факторов, которые перечислены в нормативных документах для авиационной и ракетной техники.

Для повышения надежности ряд датчиков имеет два автономных термочувствительных канала, один из которых используется для резервирования.



Рисунок 19. – Датчик температуры П-109 [13]

Датчик температуры П-109 предназначен для измерения температуры неагрессивных жидких и газообразных сред в бортовых системах регулирования параметров

 Технические характеристики датчика П-109

Таблица 3.

|  |  |
| --- | --- |
| Рабочий диапазон измеряемых температур, °C | от -60 до +300 |
| Сопротивление приемника, Омпри температуре 0 °C | 100±(0,5+ 5⋅10-^3 t) |
| Габаритные размеры, мм | 96 х 190 х 55 |
| Время термической инерции, с, не более | 3 |
| Материал чувствительного элемента | платиновая проволока |



Рисунок 19. – Датчик температуры П-98А [13]

 **Технические характеристики**

Таблица 4.

|  |  |
| --- | --- |
| Количество каналов  | 2 |
| Диапазон измерения температур, °С  | от –60 до 350 |
| Постоянная времени, с  | 5 |
| Сопротивление при 0°С, Ом  | 46 |
| Погрешность, °С  | ±1 |
| Масса, г  | 330 |
| Габаритные размеры, мм  | 135×90×14 |

##

## 3.8. Функциональная схема системы управления

Рисунок 20. – Функциональная схема системы управления.

Информация о частотах вращения роторов, температуре газов и режиме работы двигателя в виде сигналов от датчиков ДТА-15, Т-80, БСКТ-220 поступает в электронный блок ЭСУ. Каждому положению РУД соответствует определенное ограничение по температуре. В электронном блоке происходит сравнение измеренных значений параметров с предельно допустимыми значениями. Настройка блока по предельным значениям параметров индивидуальна для каждого конкретного двигателя.

Значение температуры газов, ограничиваемое ЭСУ, зависит от положения РУД.

Подключение ступеней ограничения в зависимости от положения РУД в блоке ЭСУ происходит по команде датчика БСКТ-220, который механически связан с валиком РУД.

В штатном режиме выключение двигателя осуществляется рычагом останова двигателя (РОД), расположенным на среднем пульте в кабине пилотов. РОД с помощью проводки управления связан с рычагом стоп-крана. При переводе РОД в положение останов стоп-кран закрывается и прекращает подачу топлива в двигатель.

1. **БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОЕКТА**

## 4.1 Анализ опасных и вредных факторов при эксплуатации системы

Изучение причин конкретного несчастного случая или аварии проводится с привлечением системного анализа — совокупности методологических средств, используемых для подготовки и обоснования для решений по проблемам безопасности. Объектом анализа опасностей является система «человек – машина – окружающая среда».

Любая опасность реализуется, принося ущерб, по какой-то при­чине или нескольким причинам. Без причин нет реальных опасностей. Следовательно, предотвращение опасностей или защита от них бази­руется на знании причин. Между реализованными опасностями и причинами существует причинно-следственная связь; опасность есть следствие некоторой причины (причин), которая, в свою очередь, является следствием другой причины и т. д. Таким образом, причины и опасности образуют иерархические, цепные структуры или сис­темы. Графическое изображение таких зависимостей чем-то напоми­нает ветвящееся дерево. В строящихся деревьях, как правило, имеются ветви причин и ветви опасностей, что полностью отражает диалектический характер причинно-следственных связей. Разде­ление этих ветвей нецелесообразно, а иногда и невозможно. Поэтому точнее называть полученные в процессе анализа безопасности объек­тов графических изображения «деревьями причин (опасностей)».

Вредные производственные факторы - это неблагоприятные факторы трудового процесса или условий окружающей среды, которые могут оказать вредное воздействие на здоровье и работоспособность человека. Длительное воздействие на человека вредного производственного фактора приводит к заболеванию.

Вредный производственный фактор может стать опасным в зависимости от уровня и продолжительности воздействия на человека.

Вредные факторы, возникающие при эксплуатации системы, показаны в таблице 5.

Таблица 5.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Вредные факторы | ПДК | Фактич. ПДК |
| Шум | 100 дБ | < |
| Запыленность воздуха | 8 мг/м3 | < |
| Освещенность | 100 лк | < |
| Вибрация:Виброускорениевиброскорость | 32 дБ, 0,0125 м/с270 дБ, 0,016 м/с2\*10-2 | << |

Исходя из данной таблицы можно прийти к выводу, что данные условия труда относятся к 1 классу условий труда по степени вредности и опасности, т.е. оптимальные (комфортные) условия труда обеспечивают максимальную производительность труда и минимальную напряженность организма человека.

* 1. **Разработка мероприятий по повышению надежности разрабатываемой системы**

В данной работе используем «дерево причин», для анализа безопасности эксплуатации системы управления двигательной установкой ЛА. «Дерево отказов» приведено на рис. 20

Отказ одного из элементов системы может повести за собой отказ работы всей системы, либо не оказать существенного влияния. Так при выходе из строя датчика давления масла может возникнуть «масляное голодание», которое может привести к заклиниванию роторов. Поэтому при отказе датчика давления масла ЭСУ подает сигнал на панель в кабину пилотов и задействует резервный датчик.

В случае отказа электронного блока ЭСУ, нарушении электропитания, отказа датчиков частоты вращения роторов или температуры также происходит включение электромагнитного клапана. При этом если двигатель находится на режиме выше «0,7 ном» происходит снижение режима работы двигателя и включается сигнальное табло «ОТКАЗ ЭСУ» на панели контроля работы соответствующего двигателя. Если двигатель находится на режиме ниже «0,7 ном» снижение режима работы двигателя не происходит, но сигнальное табло «ОТКАЗ ЭСУ» включается.



Рисунок 21. Дерево причин отказов системы

Выход из строя системы управления двигательной установкой ЛА может привести к весьма негативным последствиям. Одной из основных причин отказа системы являются механические повреждения.

При проведении мероприятий по повышению надежности разрабатываемой системы не малую роль играют средства автоматического контроля и сигнализации. Наличие контрольно-измерительных приборов – одно из условий безопасной и надежной работы оборудования. Устройства автоматического контроля и сигнализации подразделяют: по назначению – на информационные, предупреждающие, аварийные и ответные; по способу срабатывания – на автоматические и полуавтоматические; по характеру сигнала – на звуковые, световые, цветовые, знаковые и комбинированные; по характеру подачи сигнала – на постоянные и пульсирующие. В данной системе, в качестве устройства предупредительной сигнализации выступает сигнальное табло в кабине пилотов.

Поводя регулярные работы по диагностике можно спрогнозировать возможные отказы и устранить их. Сначала производится внешний осмотр системы на выявление видимых неисправностей, которая производится техником.

Проверка работоспособности и параметров агрегата производится пультом контроля ПК ЭСУ в следующем порядке:

* Подготовка пульта контроля
* Проверка системы в лабораторных условиях

Проверяемые параметры:

* + - Напряжение питания
		- Ток потребления
		- Ограничение и выдача команды на клапан останова двигателя
		- Зона пропорциональности и коэффициент усиления
		- Ограничения частоты вращения ротора
		- Разность настроек цепей термопар
		- Ограничения температуры газов турбины
* Проверка системы на неработающем двигателе
* Перестройка настроек ограничения в лабораторных условиях

Перестраиваемые параметры:

* + - Настройка напряжение питания
		- Настройка ток потребления
		- Настройка ограничения и выдачи команды на клапан останова двигателя
		- Настройка зона пропорциональности и коэффициента усиления
		- Настройка ограничения частоты вращения ротора
		- Настройка разности цепей термопар
		- Настройка ограничения температуры газов турбины
* Перестройка настроек ограничения на неработающем двигателе
* Осмотр и проверка

Путем данной диагностики можно спрогнозировать всевозможный отказ и вовремя принять меры для его устранения. Мероприятия по устранению отказов приведены в таблице 6.

Таблица 6.

|  |  |
| --- | --- |
| Отказ | Мероприятие по устранению |
| Неисправность сигнальной лампы ОТКАЗ ЭСУ | Замена сигнальной лампыОТКАЗ ЭСУ |
| Размыкание в цепимикровыключателя | Замена топливного регулятора |
| Обрыв или короткое замыкание цепей датчиков давления и частоты вращения роторов | Использование специальной защиты и соблюдение правил эксплуатации |
| Обрыв или короткое замыкание в цепях датчика угла БСКТ | Устранение обрыва в цепях термопар, замена топливного регулятора |

Окончание таблицы 6.

|  |  |
| --- | --- |
| Неисправен топливный регулятор | Проверка целостности исполнительного механизма ИМ-21, повышение сопротивления изоляции |
| Ошибка при создании программного обеспечения | Тщательная отладка и тестирование |
| Повреждение шины данных | Замена кабеля |
| Некорректная работа кнопки «КОНТРОЛЬ» | Проверка надежности разьемов |
| Механические повреждения | Правильная эксплуатация |
| Человеческий фактор | Высокий уровень подготовки работников |

* 1. **Пожарная безопасность при эксплуатации системы**

В процессе эксплуатации системы возникновение пожара крайне мало.

Анализ пожаров в системе управления показывает, что причиной их возникновения являются короткое замыкание при неисправности электрооборудования.

Короткое замыкание возникает в результате нарушения изоляции токоведущих элементов и электропроводки. При коротком замыкании ток, протекая по проводнику, вызывает значительное его нагревание, при котором возможно загорание изоляции проводника, а затем контактирующих с ним сгораемых материалов, так и возникает пожар. Профилактика и предупреждение коротких замыканий заключается в правильном монтаже и эксплуатации электропроводки и электрооборудования.

Для предотвращения короткого замыкания используются обычные предохранители. В случае сильного увеличения силы тока этот материал плавится или сгорает и размыкает цепь задолго до того, как цепи произойдут более серьезные последствия.

Переходные сопротивления возникают в местах соединений, ответвлений и окончаний про водников, в местах перехода тока с одного контакта на другой через площадки действительного их соприкосновения. В этих местах выделяется тепло, пропорциональное квадрату тока и сопротивлению точек действительного соприкосновения.

Профилактика пожаров от переходных (контактных) сопротивлений:

* применять упругие контакты, стальные пружины; охлаждение поверхности, отвод тепла;
* применение наконечников удобной формы, спец. зажимы; пружинящие шайбы или контргайки;
* соединение проводов: пайка, сварка, опрессовка, болтами;
* серебрение контактов;
* защитная смазка (предохраняет от быстрого окисления).
	1. **Защита окружающей среды**

В нашей стране в условиях научно-технического прогресса охрана окружающей среды стала одной из самых острых и актуальных проблем. Еще более усложнилась обстановка в этой области за последние десять лет, когда значительный рост выпуска изделий электронной промышленности повлек за собой совершенствование технологии изготовления на базе новых достижений физико-технических процессов. Это привело к резкому увеличению количества различных токсичных и химических веществ и вредных выбросов, загрязняющих среду рабочих мест, воздушное пространство и территории предприятий.

Практическая реализация конкретных мер по охране окружающей среды определяется инженерно-техническими мероприятиями и решениями, которые принимаются на основе использования достижений науки, возможностей технологии.

Основными направлениями по решению проблем защиты окружающей среды являются:

* совершенствование технологических процессов и разработка нового оборудования с меньшим уровнем выбросов примесей и отходов в окружающую среду;
* замена токсичных отходов на нетоксичные;
* замена не утилизируемых отходов на утилизируемые;
* применение пассивных методов защиты окружающей среды.

К пассивным методам защиты относятся мероприятия, направленные на ограничение выбросов промышленного производства с последующей утилизацией или захоронением отходов.

Важная роль в защите окружающей среды принадлежит мероприятиям по рациональному размещению источников загрязнения:

* устройство санитарно-защитных зон;
* вынесение промышленных предприятий из крупных городов.

Большое значение имеет контроль качества окружающей среды.

Все промышленные отходы по агрегатному состоянию делятся на газообразные, жидкие и твердые. В зависимости от физико-химических свойств отходов и от их количества применяют различные методы обезвреживания и переработки: механические, биологические, химические, сорбционные, термические, а также комбинированные.

Отходы, которые остались после производственного процесса, собираются в специальные контейнеры и отправляются в утилизацию.

Применение газотурбинных двигательных установок в авиации поистине огромно. Все самолеты используют тягу этих установок. Выхлопные газы газотурбинных двигательных установок (ГТДУ) содержат такие токсичные компоненты, как СО, NОx, углеводороды, сажу, альдегиды и др.

Содержание токсичных составляющих в продуктах сгорания существенно зависит от режима работы двигателя. Наибольшее влияние на условия обитания выбросы ГТДУ оказывают в аэропортах и зонах, примыкающих к испытательным станциям.

1. **ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ПРОЕКТА**

## Обоснование актуальности и необходимости разработки

**Реактивные двигатели** имеют различное назначение и область их применения постоянно расширяется. Наиболее широко **реактивные двигатели** используются на самолетах различных типов. Турбореактивными двигателями и двухконтурными турбореактивными двигателями оснащено большинство военных и гражданских самолётов во всём мире, их применяют на вертолётах. Эти **реактивные двигатели** пригодны для полётов как с дозвуковыми, так и со сверхзвуковыми скоростями; их устанавливают также на самолётах-снарядах, сверхзвуковые турбореактивные двигатели могут использоваться на первых ступенях воздушно-космических самолётов. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели устанавливают на зенитных управляемых ракетах, крылатых ракетах, сверхзвуковых истребителях-перехватчиках. Дозвуковые прямоточные двигатели применяются на вертолётах (устанавливаются на концах лопастей несущего винта). Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели имеют небольшую тягу и предназначаются лишь для самолетов с дозвуковой скоростью.

Для того, чтобы получить более высокую точность в системе управления двигательным средством ЛА, можно использовать метод так называемой теории инвариантности. Тем самым мы получаем экономически более выгодную систему.

Задача получения более высокой точности в системе управления двигательным средством ЛА является все более актуальной в связи с быстрым развитием авиатехники. Важно отметить, что в настоящее время требования к системе управления реактивного двигателя все более ужесточаются. Данная разработка с успехом удовлетворяет требованиям более высокоточного управления реактивным двигателем. Основными потребителями разработанной системы будут являться крупные авиастроительные компании.

Разработанная в данном дипломной проекте система управления может быть внедрена в производство как в России, так и за рубежом. Но за рубежом существуют аналоги подобных систем управления, поэтому целесообразней ограничиться отечественным рынком сбыта. На Российском рынке уже существуют системы управления реактивным двигателем, но они, в большинстве случаев, реализуются на устаревшей базе и не могут обеспечить оптимальной точности управления. Импортные аналоги разработаны для импортного оборудования, поэтому их применение в России затруднительно.

На данный момент существует множество систем управления реактивными двигателями, но они не обеспечивают достаточно высокой точности в соответствии с требованиями нынешних темпов развития авиации.

## Обоснование выбора аналога для сравнения

При разработке проекта необходимо оценить технико-экономические показатели. Эта задача достигается путем сравнения разрабатываемого устройства с уже имеющимся аналогом. В качестве аналога в данной работе была выбрана система управления двигателем Д-36. Данная система близка по функциональным возможностям, имеет устойчивую рыночную цену и известными технико-экономическими характеристиками.

Система служит для защиты двигателя от возникновения режимов работы с превышением максимально допустимых значений частот вращения роторов и температуры газов. Защита обеспечивается путем автоматического изменение расхода топлива в двигатель с целью ограничения:

* частоты вращения ротора вентилятора;
* частоты вращения ротора высокого давления;
* температуры газов.

Отображение режимов работы системы управления двигателем Д-36 служит сигнальное табло, расположенное в кабине пилотов.

## Обоснование выбора критериев для сравнения разработки с аналогом

При сопоставлении аналога и разработки важным является выбор критериев для их сравнения, которые, с одной стороны, должны быть информативными, то есть характеризовать предметы сопоставления, с другой стороны, должны иметь количественную оценку, и, с третьей – должны быть независимые [10].

При выборе критериев было отдано предпочтение количественным параметрам аналога и разработки, так как в подавляющем большинстве именно они характеризуют товар и определяют набор его потребительских свойств.

Исходя из назначения разрабатываемой системы, наиболее важными являются такие параметры, как:

* быстродействие;
* частотный диапазон;
* диапазон измерения давления;
* диапазон измерения температуры;
* диапазон измерения оборотов;
* номинальное напряжение.

Результаты сопоставления разрабатываемой системы и аналога представлены в таблице 7.

Таблица 7.

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| № | Критерии | Весовой коэффи-циент | Новая разработка | Система управления двигателем Д-36 |
| Пара-метр | Пока-затель | Зна-чение | Пара-метр | Пока-затель | Зна-чение |
| 1 | Быстро-действие, с | 0,3 | 2,25  | 1,33 | 0,4 | 3  | 1 | 0,3 |
| 2 | Частотный диапазон, Гц | 0,1 | От 10до 5000 | 2,49 | 0,25 | от 10до 2000 | 1 | 0,1 |
| 3 | Диапазон измерения давления, кПа | 0,15 | от 29,43 до 2747,8 кПа | 1,41 | 0,21 | от 30,8до 1934,5 | 1 | 0,15 |
| 4 | Диапазон измерения температур, ˚С | 0,1 | от -60до +100˚С | 1,45 | 0,15 | от -60до +50 | 1 | 0,1 |
| 5 | Диапазон измерения оборотов, об/мин | 0,15 | от 1400до 14200 | 1,37 | 0,21 | от 1400до 10000 | 1 | 0,15 |
| 6 | Номиналь-ное напря-жение, В | 0,2 | 27 | 1 | 0,2 | 27 | 1 | 0,2 |
| Iт | 1,42 | 1 |

Для новой разработки интегральный технический показатель равен Iт = 1,42, а для аналога Iт = 1. Отсюда следует, что новая разработка обладает лучшими техническими характеристиками, чем ее аналог.

* 1. **Стоимостная оценка разработки**

Экономическое обоснование проекта системы сводится к определению таких параметров как: рыночная цена системы; единовременные капитальные затраты; эксплуатационные затраты; цена потребителя; ожидаемый экономический эффект.

При расчете себестоимости процесс калькуляции расходов принято разбивать на два этапа. Первый связан с суммированием всех затрат на этапе проектирования, а второй – с суммированием всех затрат на этапе производства.

* + 1. **Расчет предпроизводственных затрат на техническую подготовку производства**

Заработная плата сотрудников, занятых в проектировании системы управления двигательной установкой определяется по таблице тарифных ставок. Выбиралась средняя заработная плата рабочего данной категории по Ростовской области.

Результаты расчета заработной платы сотрудников, занятых в разработке системы управления, представлены в таблице 8.

Таблица 8.

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Наименование работ | Исполнитель | Часы работ, ч. | Стоимость одного часа, руб. | Сумма затрат, руб. |
| 1. Разработка ТЗ – составление требований к разрабатываемой системе. | Ведущий инженер | 32 | 160,00 | 5120,00 |
| 2. Составление технических предложений – рассмотрение различных вариантов структуры разрабатываемой системы. | Конструктор 2 категории | 24 | 120,00 | 2880,00 |
| 3. Составление алгоритма. | Конструктор | 32 | 135,00 | 4320,00 |
| 4. Разработка математической модели, ее синтез. | Технолог | 40 | 120,00 | 4800,00 |
| 5. Моделирование просинтезорованной системы. | Чертежник | 32 | 110,00 | 3520,00 |
| 6. Изготовление чертежей и разработка схем. | Инженер | 24 | 140,00 | 3360,00 |

Окончание таблицы 8.

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| 7. Разработка конструкторской документации. | Программист | 24 | 140,00 | 3360,00 |
| 8. Разработка программного обеспечения для ЭСУ | Старший технолог | 40 | 150,00 | 6000,00 |
| 9. Разработка технической документации | Старший технолог | 32 | 120,00 | 3840,00 |
| 10. Корректировка и составление отчета | Конструктор 2 категории | 24 | 120,00 | 2880,00 |
| Суммарная основная заработная плата: | 39810,00 |
| Дополнительная заработная плата (15% от основной): | 5971,50 |
| Фонд оплаты труда: | 45781,50 |
| Социальные отчисления (30% от фонда оплаты труда) | 13734,45 |

Накладные расходы составляют 100% от основной заработной платы:

Нр=39810,00 (руб.)

Затраты в целом на ТПП составляют:

ЗТПП=ЗОС+ЗДОП +ЗС+НР = 99325,95 рублей.

На рис. 22 изображены этапы изготовления опытного образца и количество дней, отводимых на данный этап (см. табл. 8).

Рисунок 22. – Этапы изготовления опытного образца

Все этапы проектирования после первого начинаются по окончании предыдущего.

* + 1. **Расчет полной себестоимости системы**

Для расчета себестоимости разрабатываемой системы необходимо произвести подсчет затрат на сырьё и материалы, затрат на покупные изделия, расчёт основной заработной платы производственных рабочих.

Расчет стоимости на сырьё и материалы для разрабатываемой системы приведен в таблице 9.

Таблица 9.

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Материал | Единица измерения | Расход на изделие | Цена за единицу, руб. | Стоимость, руб. |
| Текстолит | кг | 0,2 | 100,00 | 20,00 |
| припой СТЕМЕТ 1301 | кг | 0,3 | 840,00 | 252,00 |
| Флюс ФКСп | кг | 0,15 | 25,00 | 3,75 |
| Кабель витая пара N 100 | м | 5 | 24,00 | 120,00 |
| Спирт | л | 0,5 | 92,21 | 46,10 |
| Болты и гайки | уп | 1 | 320 | 320,00 |
| Транспортно-заготовительные расходы (5%) | 38,09 |
| Итого | 799,94 |

Расчет стоимости покупных изделий для разрабатываемой системы управления приведен в таблице 10.

Таблица 10.

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Наименование | Количество, шт. | Цена единицы, руб. | Стоимость, руб. |
| Электронная система управления ЭСУ-2-3 | 1 | 6 585 816,00 | 6 585 816,00 |
| Датчик **ДОТ-2,5М** | 1 | 606,60 | 606,60 |
| Двухканальный модуль питания СПН27-25-Д | 1 | 20000,00 | 20000,00 |
| Стружкосигнализатор СС-36 | 1 | 88000,00 | 88000,00 |

Окончание таблицы 10.

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Термостружкосигнализатор СС-36 | 1 | 94000,00 | 94000,00 |
| Сигнализатор помпажа СПТ-88-2,2Л | 1 | 12000,000 | 12000,00 |
| Счетчик Мерадат-М24СН1 | 1 | 7150,00 | 7150,00 |
| Датчик ИМД-2 | 1 | 2470,00 | 2470,00 |
| Приемник температуры П-109 | 1 | 1000,00 | 1000,00 |
| Приемник температуры П-98А | 1 | 1000,00 | 1000,00 |
| Транспортно-заготовительные расходы (5%) | 340602,13 |
| Итого  | 7152644,73 |

Расчет основной заработной платы производственных рабочих для разрабатываемой системы приведен в таблице 9. Выбиралась средняя заработная плата рабочего данной категории по Ростовской области.

Таблица 11.

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Вид работ | Трудоёмкость, чел/час | Средняя часовая тарифная ставка, руб. | Сумма, руб. |
| Механическая обработка | 24 | 85,00 | 2040,00 |
| Пайка | 24 | 90,00 | 2160,00 |
| Монтажные работы | 30 | 100,00 | 3000,00 |
| Сборочные работы | 48 | 100,00 | 4800,00 |
| Контрольные операции | 16 | 90,00 | 1440,00 |
| Итого: | 13440,00 |

При расчете полной себестоимости разрабатываемого устройства сгруппируем затраты по способу их отнесения на себестоимость единицы продукции: прямые материальные затраты, прямые трудовые затраты, накладные расходы и внепроизводственные расходы. Расчет полной себестоимости системы приведен в таблице 12.

Таблица 12.

|  |  |
| --- | --- |
| Наименование статьи калькуляции | Сумма, руб. |
| Основная заработная плата | 39810,00 |
| Дополнительная заработная плата (15%) | 5971,50 |
| Социальные отчисления (30%) | 13734,45 |
| Накладные расходы (100%) | 39810,00 |
| ***Итого, затраты на этапе проектирования*** | **99325,95** |
| ***В том числе на единицу продукции*** | **9932,595** |
| Сырье и материалы | 799,94 |
| Покупные комплектующие изделия | 7152644,73 |
| ***Итого, прямые материальные затраты:*** | **7153444,67** |
| Основная заработная плата | 13440,00 |
| Дополнительная заработная плата (15%) | 2016,00 |
| Социальные отчисления (30%) | 4636,80 |
| ***Итого, прямые трудовые затраты:*** | **20092,80** |
| Накладные расходы (100%) | 13440,00 |
| ***Итого, затраты на этапе производства*** | **35532,80** |
| Внепроизводственные расходы (5%) | 1676,64 |
| **Полная себестоимость** | **7200586,71** |

Дополнительная заработная плата составляет 15%, отчисления на социальные нужды составляют 30% от основной заработной платы рабочих. Накладные расходы составляют: 100% от основной заработной платы производственных рабочих, внепроизводственные расходы — 5% от производственной себестоимости (см. таблицу 10).

* + 1. **Определение цены продукции**

Определим величину закладываемой прибыли в размере 30% от полной себестоимости изделия (выбрана стратегия «Лидер по качеству»). Размер налога НДС составляет 18% от продажной цены. Расчет цены продукции приведен в таблице 13.

Таблица 13.

|  |  |
| --- | --- |
| Наименование статьи калькуляции | Сумма, руб. |
| Полная себестоимость | 7200586,71 |
| Закладываемая прибыль (30%) | 2160176,01 |
| **Итого, продажная цена без НДС** | **9360762,72** |
| НДС, за вычетом уплаченного НДС по приобретенным материалам и комплектующим таблицы 10 и 11 (18%) | 1684937,29 |
| **Итого, продажная цена с НДС** | **11045700,01** |

## Определение затрат потребителя

**Капитальные затраты потребителя**

Кз –капитальные затраты потребителя складываются из прямых затрат (Кпр) и сопутствующих капитальных затрат (Кс).

Кз = Кпр + Кс

Для разрабатываемой системы цена составляет 11045700,01 рублей.

Для системы аналога 10253200,00 рублей.

Сопутствующие капитальные затраты вычисляются по формуле:

Кс = Кдем + Ктр + Км + Кпл + Кзип + Кэ + Кинфр

Для разрабатываемой системы:

Кдем – затраты на демонтаж системы – отсутствуют;

Ктр – стоимость перевозки компонентов системы к месту эксплуатации равна 5000,00 рублей;

Км – монтаж, настройка системы равна 10000,00 рублей;

Кпл – стоимость оплаты производственных площадей, занимаемых новым изделием – отсутствует;

Кзип – затраты на заменяемые детали отсутствуют;

Кэ – затраты на предотвращение отрицательных экологических последствий — отсутствуют;

Кинфр – затраты на развитие инфраструктуры – отсутствуют.

Таким образом, сопутствующие капитальные затраты на разрабатываемую систему:

Кс = Кдем + Ктр + Км + Кпл + Кзип + Кэ + Кинфр =

= 5000,00 +10000,00 = 15000,00 рублей,

а капитальные затраты потребителя на разрабатываемую систему:

Кзс = 11045700,01 + 15000,00 = 11060700,01 рублей.

Проведем расчет соответствующих параметров для системы аналога:

Кдем – затраты на демонтаж системы – отсутствуют;

Ктр – стоимость перевозки компонентов системы к месту эксплуатации равна 7000,00 рублей;

Км – монтаж, настройка системы равна 15000,00 рублей;

Кпл – стоимость оплаты производственных площадей, занимаемых новым изделием – отсутствует;

Кзип – затраты на заменяемые детали отсутствуют;

Кэ – затраты на предотвращение отрицательных экологических последствий – отсутствуют;

Кинфр – затраты на развитие инфраструктуры – отсутствуют.

Таким образом, сопутствующие капитальные затраты на систему-аналог:

Кс = Кдем + Ктр + Км + Кпл + Кзип + Кэ + Кинфр =

= 7000,00+15000,00 = 22000,00 рублей,

а капитальные затраты потребителя на систему-аналог:

Кза = 10253200,00 + 22000,00 = 10275200,00 рублей.

* + 1. **Эксплуатационные расходы, связанные с использованием новой системы**

Эксплуатационные расходы вычисляются по следующей формуле:

Зэ = Зз + Зэл + Зам + Зр + Звм + Зу,

где

Зз – затраты на основную и дополнительную заработную плату обслуживающего персонала с отчислениями; Зэл – затраты на потребление электроэнергии в течение года; Зам – амортизационные отчисления за год;

Зр – затраты, связанные с текущим (плановым) ремонтом; Звм – затраты на вспомогательные материалы, необходимые для эксплуатации; Зу – ущерб от простоя оборудования, вызванного отказом системы в работе (если система используется в процессе производства продукции).

Затраты на основную и дополнительную заработную плату, а также на потребление электроэнергии и ущерб от простоя отсутствуют. Это связано с тем, что система управления предназначена для частного использования и питается от аккумулятора или двигателя.

Амортизационные отчисления учитывают износ объекта эксплуатации:

Зам = ПС · НА / 100%

ПС — первоначальная стоимость объекта эксплуатации

НА — норма амортизации (примерно 10% при 10 годах эксплуатации)

Для разрабатываемой системы:

Замс = 11045700,01· 0,1 = 1104570,00 рублей,

для аналога:

Зама = 10253200,00 · 0,14 = 1435448,00 рублей.

Затраты на плановый ремонт обеих систем отсутствуют, системы должны быть работоспособными до истечения указанного срока эксплуатации.

Звм – затраты на вспомогательные материалы, связанные с эксплуатацией для обеих систем составляют 700 рублей.

Зу – ущерб от простоя оборудования, вызванного от отказа системы отсутствует для обеих систем, так как система не используется в производстве продукции.

Итого, эксплуатационные затраты, связанные с использованием новой системы:

Зэс=1104570,00 + 700=1105270,00 рублей.

Эксплуатационные затраты на все годы работы изделия (10 лет):

 Зэ10с= Зэ·10=11052700,00 рублей.

Итого, эксплуатационные затраты, связанные с использованием аналога:

Зэа=1435448,00 +700= 1436148,00 рублей.

Эксплуатационные затраты при сроке работы аналога равного сроку работы разработки (10 лет):

Зэ10а= Зэ·10=14361480,00 рублей.

## Определение цены потребления разработки

Экономическая оценка принимаемых инженерных решений в ходе разработки в большинстве своем представляет собой определение цены потребления. В общем случае цена потребления (интегральный стоимостный показатель) зависит от единовременных капитальных затрат и затрат на эксплуатацию [11].

Расчет интегрального стоимостного показателя приведен в табл. 14

Таблица 14.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Наименование статьи калькуляции | АналогСумма, руб. | РазработкаСумма, руб. |
| Единовременные капитальные затраты з | 10275200,00 | 11060700,01 |
| Затраты на эксплуатацию за все время работы изделия  | 1436148,00 | 1105270,00 |
| **Итого, интегральный стоимостный показатель (цена потребления)**  | 11711348,00 | 12165970,01 |

При этом интегральный стоимостный показатель аналога и разрабатываемой системы должен быть представлен в относительных единицах. То есть интегральный стоимостный показатель аналога принимается равным единице, а интегральный стоимостный показатель разработки - соответствующее численное удорожание в разах либо соответствующее численное удешевление в разах. Отсюда получаем, что для аналога = 1, а для разрабатываемой системы = 1,04.


## Сводные показатели технико-экономического обоснования

Сводные показатели технико-экономического обоснования представлены в комплексной таблице 15.

Таблица 15.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Наименование статьи калькуляции | Аналог | Разработка |
| Полная себестоимость, рублей | — | 7200586,71 |
| Цена, рублей | 10253200,00 | 11045700,01 |
| Капитальные затраты потребителя, рублей | 10275200,00 | 11060700,01 |
| Эксплуатационные затраты (1 год) , рублей | 1436148,00 | 1105270,00 |

Окончание таблицы 15.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Цена потребления, рублей | 11711348,00 | 12165970,01 |
| Интегральный стоимостный показатель | 1 | 1,04 |
| Интегральный технический показатель | 1 | 1,42 |
| Сравнительный показатель технико-экономической эффективности | 1 | 1,37 |

По итогам проведенного технико-экономического обоснования можно сделать вывод об актуальности и своевременности данной разработки, что подтверждается значением показателя сравнительной технико-экономической эффективности (1,37). Результатами выполнения технико-экономического обоснования проекта является составление графика работ, расчет полной себестоимости системы управления двигательной установкой и отпускной цены изделия с учетом НДС для разрабатываемой системы, а также для аналогичной системы-конкурента, расчет технико-экономической эффективности разработки, который доказал превосходство некоторых характеристик проектируемой системы над системой-конкурентом. Несмотря на более высокую цену, разработка имеет явное преимущество относительно технических показателей качества. Благодаря этому, несмотря на первоначальную цену, потребитель имеет явную экономию средств. Полученные результаты подтверждают экономическую целесообразность проектирования системы управления двигательной установкой, разрабатываемая система будет востребована на рынке.

# ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках данной выпускной квалификационной работы проведено исследование математической модели двигателя самолета. Установлена возможность обеспечения абсолютной инвариантности второго канала к задающему воздействию и «другому» управлению. Проведен синтез управления суммарной степенью расширения газа и управления оборотами вала двигателя.

Проведен выбор элементов микроконтроллерной системы управления, которая включает контроллер, электронное усилительное устройство исполнительного механизма, датчик положения рычага управления двигателем, стружкосигнализатор, сигнализатор помпажа, счетчик наработки ресурса, датчики давления топлива и масла, а также блок питания.

В результате рассмотрения вопросов экологичности и безопасности подтверждена безопасность эксплуатации системы управления двигателем самолета для окружающей среды и людей. В ходе проведения экономического обоснования проекта рассчитаны основные экономические показатели системы. В результате подтверждена целесообразность производства данной системы и ее эксплуатация.

# Список используемой литературы и Интернет-ресурсов

* 1. Гайдук А.Р. Абсолютно инвариантное управление силовой установкой ЛА // Мехатроника, автоматизация, управление. №11. 2010. – С. 65-68.
	2. Петров Б.Н*.* Теория автоматического управления. Избранные труды. Том. 1. М: Наука, 1983.
	3. Киселев Ю.В., Тиц С.Н. Конструкция и техническая эксплуатация двигателя Д-36: Учебное пособие / Самарский государственный аэрокосмический университет Самара, 2006. - 90с.
	4. Основы теории многосвязных систем автоматического управления летательными аппаратами: Учебное пособие / С.Ф. Бабак, В.И. Васильев, Б.Г. Ильясов и др. / Под ред. М.Н. Красильщикова. М.: Изд-во МАИ, 1995.
	5. Гайдук А.Р. Теория автоматического управления. М.: Высшая школа, 2009.
	6. Гайдук А.Р., Беляев В.Е., Пьявченко Т.А. Сборник задач с решениями на ЭВМ по теории автоматического управления: Учебное пособие / Под ред. д.т.н., проф. А.Р. Гайдука. – Таганрог: Изд-во Технологического института ЮФУ, 2007. – 466 с.
	7. Г.В. Щипанов и теория инвариантности (Труды и документы): Составители З.М. Лезина, В.И. Лезин. М.: Физматлит, 2004.
	8. Гайдук А.Р. Условия достижимости инвариантности систем управления энергетическими объектами // Автоматика и телемеханика. 2006. № 5. С. 93–101.
	9. Синельников Т.Т. Методические рекомендации по выполнению технико-экономического обоснования квалификационных работ. – Таганрог: ТРТУ, 2009. – С. 29.
	10. Тычинский А. В**.** Методические указания по выполнению технико-экономического обоснования разработок квалификационных работ. Маркетинговый подход. – Таганрог: ТРТУ, 2005. – С. 36.
	11. Новосельцева О.Н. Оценка и меры по снижению тяжести и напряженности трудового процесса: Учебно-методическое пособие / Под ред. Белова Л.Ф. Таганрог: Изд-во Таганрогского государственного радиотехнического университета, 2003.
	12. Бакаева Т. Н., Непомнящий А. В., Ткачев И. И. В помощь дипломнику: Методическая разработка к разделу «Безопасность и экологичность» в дипломном проекте (работе) для студентов всех специальностей. – Таганрог: ТРТУ, 2001. – С.:43.
	13. Материалы сайта http://www.priborist.net
	14. Материала сайта http://zapadpribor.com
	15. Материала сайта http://s4etchik.ru