

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования
«Южно-Уральский государственный университет
(Научно-исследовательский университет)»
Высшая школа электроники и компьютерных наук
Кафедра «Автоматика и управление»

РАБОТА ПРОВЕРЕНА

Рецензент

_____/_____
_____ 2017 г.

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Заведующий кафедрой

_____/Л.С. Казаринов
_____ 2017 г.

Моделирование алгоритмического обеспечения специализированного
контроллера для управления одновальным газотурбинным двигателем

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА
К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ

ЮУрГУ - 270304.2017.078 ПЗ ВКР

Руководитель работы
доцент кафедры АиУ
_____/Озеров Л.А.

« ____ » _____ 2017 г.

Автор проекта
студент группы КЭ-442:
_____/Логинова А.П.
« ____ » _____ 2017 г.

Нормоконтролер
_____/Абдуллин В.В.
« ____ » _____ 2017 г.

Челябинск
2017

АННОТАЦИЯ

Логинава А.П. Моделирование алгоритмического обеспечения специализированного контроллера для одновального газотурбинного двигателя. Пояснительная записка к выпускной квалификационной работе. – Челябинск ЮУрГУ, 2017, 75 с., 29 ил., библиогр. список – 54 наим., 6 прил.

Задача данной работы состоит в изучении различных алгоритмов управления газотурбинными двигателями (ГТД). Также необходимо смоделировать алгоритм управления специализированного контроллера Woodward GTC-100 с помощью настройки ПИД-регуляторов в заданных каналах регулирования и реализации алгебраического селектора.

При разработке системы использовались пакеты MathCAD14, MatLab r2014a, Microsoft Office 2010, Microsoft Visio 2010.

					<i>27.03.04.2017.886 ПЗ ВКР</i>			
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>				
<i>Разраб.</i>		<i>Логинава А.П.</i>			<i>Моделирование алгоритмического обеспечения специализированного контроллера для одновального газотурбинного двигателя</i>	<i>Лит.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листов</i>
<i>Провер.</i>		<i>Озеров Л.А.</i>					3	
<i>Реценз.</i>						<i>Кафедра АиУ</i>		
<i>Н. Контр.</i>		<i>Абдуллин А.А.</i>						
<i>Утверд.</i>		<i>Казаринов Л.С.</i>						

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	6
1 УСТРОЙСТВО И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ	8
1.1 Общие сведения о газотурбинных двигателях.....	8
1.2 Устройство газотурбинных двигателей.....	11
1.2.1 Турбогенератор	13
1.2.2 Камера сгорания.....	14
1.2.3 Рекуператор	14
1.2.4 Турбостартер	15
1.3 Принцип работы газотурбинного двигателя	16
2 ОБЗОР АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ.....	22
2.1 Патент Elliott Energy Systems Inc. Шифр: F01D15/10	22
2.2 Патент Elliott Energy Systems Inc. Шифр: F02C9/28	24
2.3 Патент Elliott Energy Systems Inc. Шифр: F01D17/20	26
2.4 Патент Capstone Turbine Corp (US). Шифр: H02P 9/00.....	29
3 МОДЕЛИ И ЖИЗНЕННЫЙ ЦИКЛ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ	38
3.1 Модель и жизненный цикл системы управления	38
3.2 Разработка математической модели. Расчет коэффициентов по заданным параметрам	41
4 РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ГТД НА БАЗЕ КОНТРОЛЛЕРА WOODWARD GTC-100.....	45
4.1 Описание контроллера Woodward GTC-100	47
4.2 Моделирование алгоритма управления ГТД в среде Simulink	54
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	63

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		4

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	64
ПРИЛОЖЕНИЕ А	70
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	71
ПРИЛОЖЕНИЕ В	72
ПРИЛОЖЕНИЕ Г	73
ПРИЛОЖЕНИЕ Д	74
ПРИЛОЖЕНИЕ Е.....	75

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		5

ВВЕДЕНИЕ

В энергетических и транспортных системах различного назначения находят широкое применение газотурбинные силовые установки (ГТСУ). Поэтому сейчас достаточно большой научно-технический и промышленный потенциал направлен на разработку новых образцов и модернизацию ГТСУ с целью повышения их эффективности и надежности. На современном этапе научно-технического развития решение всего комплекса проблем, возникающих при разработке, производстве и эксплуатации, а также модернизации газотурбинных силовых установок энергетического и транспортного назначения, практически невозможно без детального исследования динамических процессов различной природы, происходящих в самих силовых установках, в системах автоматического управления, а также в оборудовании обеспечивающего их функционирование (системы подачи топлива, охлаждения и др.). Поэтому для проведения необходимых исследований в этой области необходимо создание целого комплекса специализированных средств – от натуральных испытательных стендов (созданных с использованием систем компьютерного моделирования), предназначенные для комплексного проектирования силовых установок на основе исследования путем компьютерных экспериментов. Например, изучения динамики протекающих процессов, оптимизации конструкции установки, параметров работы, проектирования и наладки систем автоматического управления и т.д.. Использование таких стендов дает возможность во многих случаях, особенно на начальных этапах разработки и проектирования силовых установок, отказаться от проведения часто очень затратных натуральных экспериментов и даже ускорить процессы исследования и оптимизации создаваемых конструкций. Это стало возможным, благодаря увеличению мощности современных компьютеров, а так же совершенствованию программного обеспечения. А экономические и временные затраты на подготовку компьютерных моделей обычно существенно ниже, чем затраты на натурное моделирование. Промежуточное

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		6

место занимают испытательные стенды, которые можно назвать натурно-компьютерными: с их помощью осуществляется непосредственное экспериментальное исследование работы только определенной части испытуемого объекта, тогда как функционирование остальных его составляющих описывается с помощью компьютерных моделей. К этому классу можно отнести, например, компьютерные стенды - имитаторы, предназначенные для исследования динамических процессов в системах управления газотурбинных авиационных двигателей и их отладки.

В данной выпускной квалификационной работе необходимо реализовать модель алгоритма управления для специализированного контроллера фирмы WOODWARD GTC-100. Управление ведется по каналам регулирования скорости вращением вала турбины и температуры газа за турбиной. На настоящий момент проблема является актуальной, так как ведутся исследования по данной проблеме. Целый ряд статей в этой области были написаны российскими инженерами. Немалый вклад в развитие данной области внес кандидат технических наук, профессор Уфимского Государственного Технического Университета, Валерий Иванович Петунин.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
						7
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

1 УСТРОЙСТВО И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

1.1 Общие сведения о газотурбинных двигателях

Газотурбинная промышленность берет свое начало в 1940-х годах и на протяжении многих десятилетий остается объектом исследований университетов и правительственных лабораторий, а также многих коммерческих предприятий, которые появились при попытке использования этой технологии. В течение этого периода было проведено большое количество фундаментальных испытаний. Примечательно, что британское правительство, которое спонсировало большую часть развития двигателя Уиттл, поделило весь технический пакет с правительством США в качестве военной меры. Это привело к тому, что правительство США поддержало его дальнейшее развитие на объектах General Electric в Линне, штат Массачусетс.

Многие компании были созданы в Европе и в Северной Америке в 1950-х годах. Каждая из них предлагала проекты, адаптированные к конкретным приложениям. В дополнение к быстро развивающимся авиационным и оборонным отраслям начали появляться другие применения для неавиационных двигателей. К ним относятся газопроводы, электроэнергетика и морские двигатели. Короче говоря, индустрия процветала, и рабочие места для инженеров были легко получены. Что еще более важно, было много возможностей узнать об этой увлекательной машине.

Сегодня промышленность сводится к горстке очень крупных компаний. Инвестиции, требуемые для разработки двигателя, огромны, и конкуренция может быть описана только как возможная. Инженеры гораздо более специализированы, а коммерческая секретность является фундаментальным элементом корпоративного выживания. Для истинного инженера работа остается увлекательным толчком к неизвестному. С каждым годом для инженера, который занимается разработкой стратегий и оборудования, поддерживающих и управляющих работой двигателя, работа

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		8

становится все сложнее, а форма получения информации, которая позволяет синтезировать поведение системы, все более усложняется.

Существует множество книг, в которых описываются газотурбинные двигатели, ориентированные в первую очередь на «поворот и ожог» с аэротермодинамической точки зрения. Как правило, покрытие, предоставляемое периферийным системам, которые поддерживают полную систему газотурбинных двигателей, либо вообще не описывается, либо часто бывает сложным. Поскольку отрасль продолжает требовать улучшения производительности и снижения веса, двигатель по-прежнему исправляется и в некоторых случаях становится более сложным. Поэтому инженер может рассчитывать на работу не только с более надежными системами управления, но и с системами управления информацией, предназначенными для снижения как можно более низких затрат на владение.

Знаменитое замечание Фрэнка Уиттла - что газовая турбина имеет только одну движущуюся часть - счастливо пренебрегает многими подсистемами, которые должны работать в унисон с главным двигателем, чтобы создать жизнеспособный пакет силовой установки. Во времена Уиттла было достаточно, чтобы двигатель работал плавно. Сегодня полный дизайн двигателя должен учитывать стоимость владения, ремонтпригодность, безопасность, диагностику и мониторинг состояния здоровья.

В пояснительной записке выпускной квалификационной работы описывается система управления газовой турбиной с точки зрения ее основных компонентов на уровне, достаточном для понимания его работы и оценки жестких пределов его рабочей оболочки. Важное значение имеет понимание и управление системами впуска и выпуска двигателя, а также проблемы, связанные с извлечением мощности и смазкой подшипников.

Газовая турбина нашла применение в ряде важных неавиационных отраслей. К ним относятся приводы компрессоров, электрогенерирующие и морские двигательные установки. С точки зрения разработки двигателей и

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		9

систем их управления, морская отрасль, возможно, является самой требовательной.[1-4]

Прогнозирование и мониторинг состояния здоровья должны быть признаны в качестве ключевого аспекта необходимости разработки надежных алгоритмов, которые могут эффективно прогнозировать оставшуюся эксплуатационную жизнь. Это имеет большее значение, поскольку как коммерческие, так и военные операторы переходят в сферу обслуживания на основе условий в качестве средства контроля и минимизации стоимости владения.

Современный газотурбинный двигатель, используемый для авиадвигателя, представляет собой сложную машину, состоящую из множества систем и подсистем, которые должны работать вместе как сложная интегрированная структура. История газотурбинного двигателя развивалась в течение более 70 лет. Сегодня эти машины можно увидеть в широком диапазоне применений от небольших вспомогательных силовых агрегатов (ВСУ), обеспечивающих мощность вала до сложных векторных тяговых двигателей в современных летательных аппаратах.

Военный императив превосходства в воздухе был движущей силой развития газовой турбины для авиационных двигателей. Он должен быть легче, меньше и, прежде всего, должен был обеспечить тягу в форме, которая позволила бы повысить скорость воздушного судна. Воздушное движение, по определению, является реакцией на поток воздуха или газа, созданными первичным двигателем, идея использования газовой турбины для создания горячей струи сначала была предложена сэром Фрэнком Уиттлом в 1929 году. Он подал заявку и получил Патент на эту идею в 1930 году. Он привлек инвесторов к реализации этой идеи в 1935 году и создал Power Jets Ltd. для разработки движка демонстратора, который впервые был запущен в 1937 году.

К 1939 году британское министерство авиации стало достаточно заинтересованным, чтобы поддержать демонстрационную демонстрацию,

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
						10
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Они заключили контракт с Power Jets Ltd. на двигатель и Gloucester Aircraft Co. для создания экспериментального самолета. Его первый полет произошел 15 мая 1941 года. Это историческое событие стало основополагающим в развитии газотурбинной отрасли.

1.2 Устройство газотурбинных двигателей

Газотурбинный двигатель – это разновидность теплового двигателя, который работает по не очень простому принципу. Газ в двигателе сжимается и нагревается, после чего, энергия этого газа преобразуется в механическую работу. Все процессы в газотурбинных двигателях происходят в потоке движущегося газа, что кардинально отличается от принципа работы поршневого двигателя.

Что касается устройства, тут все не так и сложно, как можно себе представить. Газотурбинный двигатель состоит из камеры сгорания, где также установлены свечи зажигания и форсунка, для подачи топлива и получения искры в камере сгорания. Турбинное колесо со специальными лопатками установлено на одном валу с компрессором. К устройству двигателя также относятся: понижающий редуктор, теплообменник, выпускной трубопровод, впускной канал, а также диффузор и сопла.

При вращении вала компрессора, его лопасти захватывают воздух, который поступает через впускной канал. После того, как компрессор увеличивает скорость движения до 500 метров в секунду, он нагнетает его в диффузор. На выходе диффузора, скорость воздуха уменьшается, но с тем же повышается его давление. После диффузора, воздух попадает в теплообменник, где нагревается теплом отработанных газов и переходит в камеру сгорания. Помимо подогретого и сжатого воздуха, в камеру сгорания постоянно подается топливо в распыленном виде, через форсунку. Топливо смешивается с воздухом, образуя топливную смесь, далее эта смесь воспламеняется, с помощью искры, которую производит свеча. В результате сгорания, давление в камере повышается, нагретые газы проходят через сопло и попадают на лопатки турбинного колеса, которые приводятся в

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		11

движение. Крутящий момент турбинного колеса передается через понижающий редуктор на трансмиссию автомобиля. Отработанные газы подходят в теплообменник, где подогревают поступивший сжатый воздух и выходят в атмосферу.[34]

Основным недостатком газотурбинного двигателя является стоимость тепло прочных материалов, из которых должен быть построен двигатель. Помимо этого сложность работ и высокая степень очистки воздуха, который попадает в двигатель, также хорошо бьют по карману, но, не смотря ни на что, разработка и усовершенствование газотурбинных двигателей ведется как в нашей стране, так и за границей.

Рассмотрим более подробно некоторые из основных частей газотурбинного двигателя такие как:

- Турбогенератор
- Камера сгорания
- Рекуператор
- Турбостартер

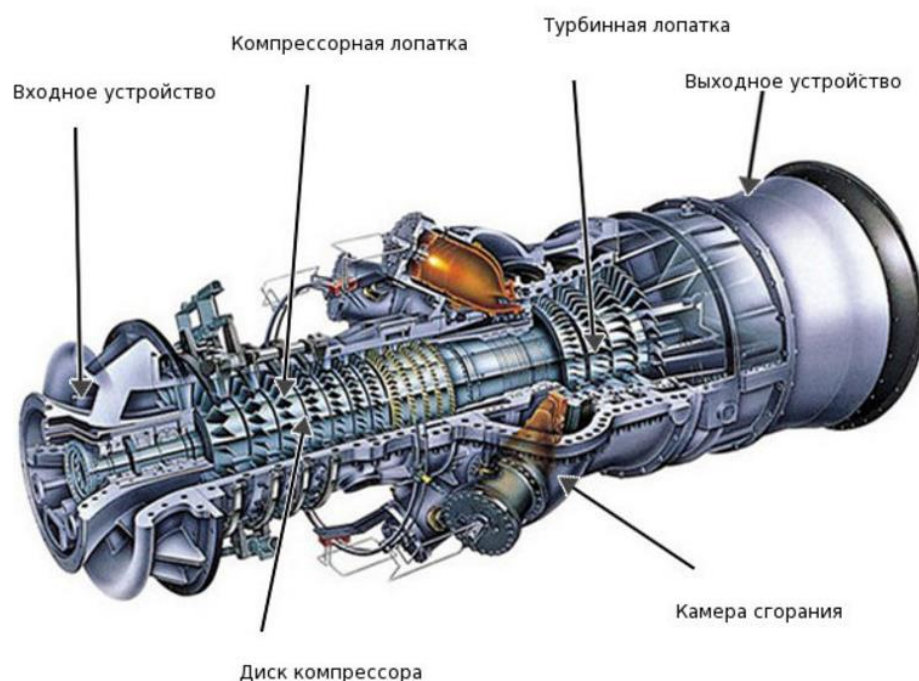


Рисунок 1.1 – Устройство газотурбинного двигателя.

1.2.1 Турбогенератор

Турбогенератор — высокооборотный одновалый агрегат с частотой вращения ротора 70000 об/мин. Конструктивно он выполнен в едином корпусе, в котором устанавливается ротор. К корпусу со стороны турбины пристыковывается камера сгорания, представляющая собой отдельный самостоятельный узел. Ротор является наиболее ответственной частью турбогенератора. На одном валу, который изготовлен из нержавеющей стали, последовательно размещены:

- напрессованная на вал втулка высокоскоростного генератора с 2-мя постоянными магнитами;
- колесо одноступенчатого центробежного компрессора из нержавеющей стали, которое закреплено на роторе при помощи сварки трением;
- колесо одноступенчатой центростремительной турбины, выполненное из термопрочного сплава, с низким коэффициентом ползучести, также закреплённое при помощи сварки трением.

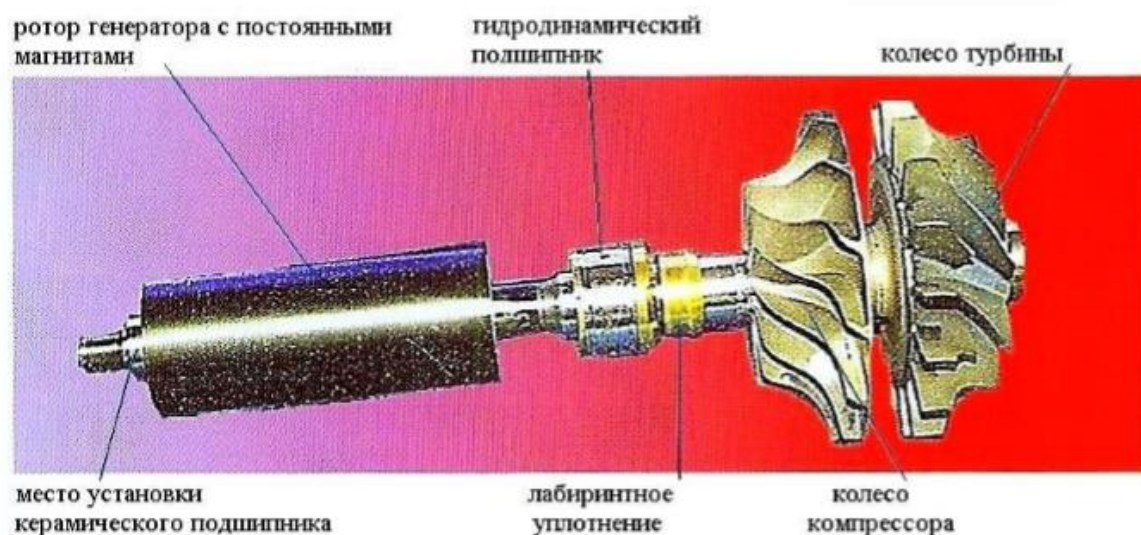


Рисунок 1.2 – Ротор турбогенератора

В статоре, ротор устанавливается на двух опорах: первая опора перед передним торцом втулки генератора, а вторая—между втулкой генератора и колесом компрессора.

Использование высокоскоростного генератора позволило избавиться от «ахиллесовой пяты» большинства газовых турбин малой мощности—редуктора.

1.2.2 Камера сгорания

Камера сгорания предназначена для подвода тепла к воздушному потоку после компрессора путём сжигания газообразного топлива. Конструкция камеры противоточная, кольцевая, с многоточечной подачей газообразного топлива через отдельные инжекторы. Камера выполнена с возможностью длительной работы, как при частичных, так и полных нагрузках установки.

Технологии, которые применяются в конструкции, обеспечивают низкие уровни эмиссии: 25 ppm по NO_x и 25 ppm по CO при 15 % O_2 .

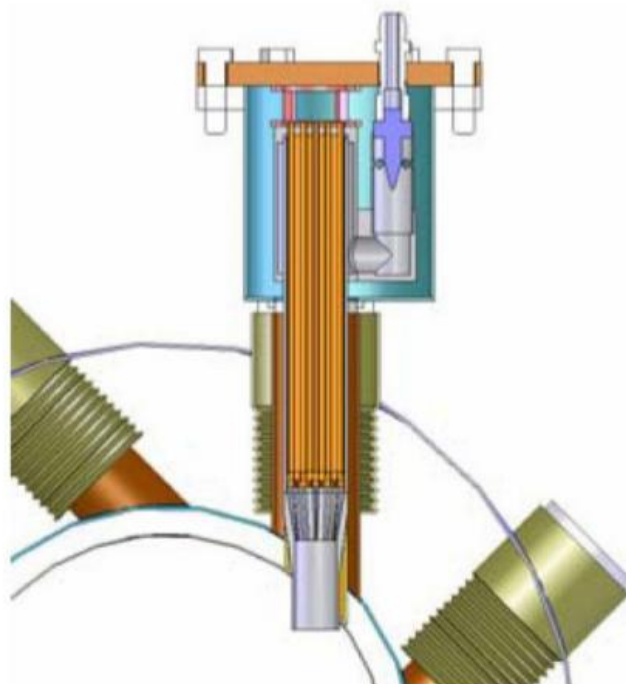


Рисунок 1.3 - Камера сгорания с агрегатом зажигания

1.2.3 Рекуператор

Газо-воздушный рекуператор предназначен для повышения электрического КПД установки, за счёт дополнительного подогрева воздуха после компрессора. Нагрев воздуха происходит за счёт тепла выхлопных

					27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		14

газов турбины. Экономия топлива происходит за счёт увеличения температуры воздуха, который поступает в камеру сгорания из рекуператора.

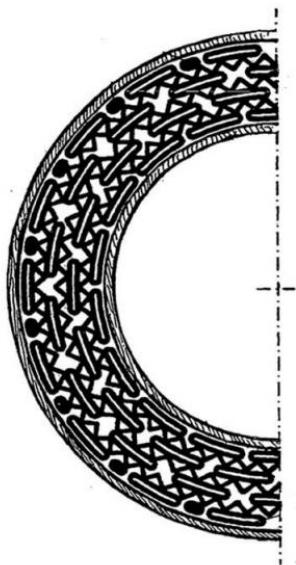


Рисунок 1.4 – Принципиальная схема трубчатого рекуператора с плоскими трубами воздушного тракта

1.2.4 Турбостартер

Турбостартер — агрегат, устанавливаемый на газотурбинном двигателе и предназначенный для его раскрутки при запуске.

Такие устройства представляют собой миниатюрный, простой по конструкции турбовальный двигатель, свободная турбина которого раскручивает ротор основного двигателя при его запуске. В качестве примера: турбостартер ТС-21, используемый на двигателе АЛ-21Ф-3, который устанавливается на самолёты типа Су-24, или ТС-12, устанавливаемый на авиационные двигатели НК-12 самолётов Ту-95 и Ту-142. ТС-12 имеет одноступенчатый центробежный компрессор, двухступенчатую осевую турбину привода компрессора и двухступенчатую свободную турбину. Номинальные обороты ротора компрессора в начале запуска двигателя — 27 тысяч мин⁻¹, по мере раскрутки ротора НК-12 за счёт роста оборотов свободной турбины ТС-12 противодействие за турбиной компрессора падает, и обороты возрастают до 30 тысяч мин⁻¹.

					27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		15

Турбостартер ГТДЭ-117 двигателя АЛ-31Ф также выполнен со свободной турбиной, а стартер С-300М двигателя АМ-3, стоявшего на самолётах Ту-16, Ту-104 и М-4 — одновальный и раскручивает ротор двигателя через гидромуфту.



Рисунок 1.5 – Турбостартер ТС-21

1.3 Принцип работы газотурбинного двигателя

Полезная мощность извлекается из ГТД тремя способами:

- *Обмен импульсов*: большая часть полезной мощности, поставляемой авиационными газотурбинными двигателями, является результатом выброса газа на высоких скоростях через выходное сопло. Реакционная тяга пропорциональна скорости потока и скорости выброса газа относительно двигателя.

- *Прямое механическое подключение нагрузки к валу двигателя*: такие элементы, как насосы и электрические генераторы в авиационных двигателях, получают свою силу таким образом. Наземные двигатели, используемые в производстве электроэнергии, обеспечивают большую часть своей мощности через вал, подключенный к генератору. Морские двигатели передают мощность механически на пропеллеры.

- *Транспортировка жидкости (отводящий воздух)*: горячий воздух высокого давления может быть извлечен из компрессоров ГТЕ для самолетов

для различных целей, для стационарных систем, пневматических приводов и климат-контроля кабины.

Газотурбинные двигатели являются приблизительными практическими реализациями термодинамического цикла Джоуля-Брайтона. Цикл разработан так, что тепловая энергия (от сжигания топлива) может быть преобразована в механическую работу с высокой эффективностью. Так как энергетическое содержание рабочей жидкости увеличивается с давлением и температурой, используются механическое сжатие (уменьшение объема) и добавление тепла через горение. Флюидирование происходит с выделением и охлаждением, возвращаясь в исходное состояние. Механическая мощность извлекается во время стадии расширения, заставляя поток попадать на подвижную поверхность (лопасть турбины) или путем обмена импульсами, как описано выше. Идеальный цикл Джоуля-Брайтона показан на графике зависимости давления газов от объема жидкости на рисунке 1.6.

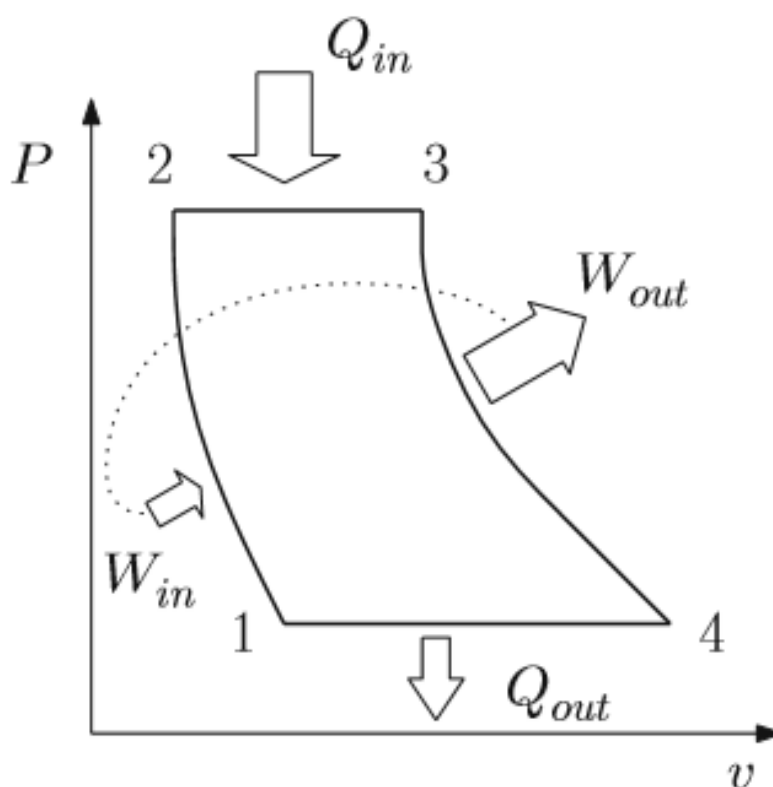


Рисунок 1.6 – Идеальный цикл Джоуля-Брайтона

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР

Лист

17

Рабочая жидкость сжимается от 1 до 2 без переноса тепла в окружающую среду или генерирования тепла из-за трения. Этот идеализированный процесс известен как изоэнтропическое сжатие. Затем тепло добавляется при постоянном давлении между 2 и 3. Энергия, необходимая для приведения флюида из точек 1 в 3, равна

$$Q_{in} + W_{in}, \quad (1.1)$$

то есть сумме тепловой энергии, добавляемой топливом, и механической работе, требуемой для уплотнения жидкости. Общая механическая мощность W_{out} извлекается через энтропийное расширение между 3 и 4. Пунктирная линия на рисунке 1.6 указывает, что часть W_{out} перенаправляется на привод компрессора, что присуще всем конструкциям газотурбинных двигателей. Таким образом, только Q_{in} рассматривается как энергетическая «инвестиция» в расчеты эффективности. Цикл завершается постоянным охлаждением жидкости. Охлаждение достигается за счет теплопередачи Q_{out} от жидкости до окружающей среды. В идеальном цикле Джоуля-Брайтона это тепло представляет собой потерянную энергию. Эффективность идеального цикла получается путем деления чистой полезной работы на «инвестиции» энергии:

$$\eta_i = \frac{W_{out} - W_{in}}{Q_{in}} \quad (1.2)$$

Когда рабочая жидкость представляет собой идеальный газ со следующим соотношением удельных теплоемкостей:

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v}, \quad (1.3)$$

эффективность идеального цикла Джоуля-Брайтона может быть получена как функция отношения давления цикла как:

$$\eta_i = 1 - \frac{1}{\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}, \quad (1.4)$$

где соотношение $\frac{P_2}{P_1}$ играет важную роль в ключевых аспектах моделирования, контроля и мониторинга двигателей. Это соотношение получает название коэффициента давления в двигателе, сокращенно EPR –

					27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		18

число, пропорциональное степени сжатия поршневых двигателей. Необходимо обратить внимание, что тем выше идеальные параметры, чем выше соответствующий уровень. Двигатели, установленные на больших коммерческих самолетах, таких как GE90 General Electric, могут иметь значения EPR выше 40. В ГТД размещены несколько компонентов для выполнения основных процессов термодинамического цикла:

- Турбокомпрессор или просто компрессор: расположение лопастей на вращающемся диске, функционирование которого может привести к увеличению объема газа и увеличению его давления. Для изменения импульса рабочей жидкости требуется крутящий момент, заставляющий его следовать за изогнутой поверхностью лопастей. Работа, необходимая для привода компрессора, поступает от самого двигателя (пунктирная линия на рисунке 1.6) с помощью соединительного компрессора вала и турбины. Таким образом, компрессор и турбина вращаются с одинаковой угловой скоростью. ГТД может иметь однокормокомпрессоры, типично связанные с соответствующими турбинами в отдельных валах.

- Камера сгорания, или конфоркатор: полость, в которой топливо добавляется к сжатому воздуху, что приводит к его сжиганию. Количество энергии, поступающей в газ в результате сгорания, зависит в первую очередь от теплотворной способности топлива и скорости закалки топлива. Эта скорость является основным управляющим воздействием системы управления движением. Чтобы получить представление об упорядоченных порядках, учтите, что, к примеру, при взлете двигатель используется для того, чтобы понять, что происходит с поглощением около 0,5 л/с. Например, топливо Jet A-1 имеет плотность 0,8 кг/л и теплотворную способность 43 МДж/кг. Таким образом, мощность, содержащаяся в топливном потоке для одного двигателя, составляет 17,2 МВт. Естественно, что не вся энергия, содержащаяся в топливе, переносится на рабочую жидкость и, в свою очередь, не вся энергия жидкости может быть преобразована в механическую работу, проталкивающую самолет.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		19

- Турбина: В отличие от компрессора, турбина представляет собой расположение лопастей на диске, которое вращается под воздействием удара жидкости. Турбина создает крутящий момент в результате изменения импульса жидкости, следующей за изогнутой поверхностью лопастей. Турбины могут быть сконструированы таким образом, чтобы выхлопной газ имел большое остаточное содержание энергии. Это имеет место в реактивных двигателях, где большая часть тяги, используемой для продвижения летательного аппарата, получается высокоскоростным выхлопом через сопло, и только небольшая часть механической мощности, потребляемая турбиной, поступает в компрессор, вентилятор и комплектующие. В отличие от этого турбина может быть сконструирована для большей доступности механической мощности на валу. Это касается турбовинтовых двигателей, где вал вращает винты, как правило, через редуктор. Газ, проходящий через турбину, по-прежнему направлен к соплу, создавая небольшую дополнительную тягу.

Рисунок 1.7 иллюстрирует расположение этих трех основных компонентов в концептуальном газотурбинном двигателе. Что касается механической конструкции, то газотурбинные двигатели можно грубо классифицировать по количеству валов или катушек. Двигатель с одним золотником имеет одну турбину и один компрессор, которые вращаются как единое целое, соединенные одним валом. Конфигурация двух валов преобладает в турбовентиляторных двигателях, используемых в современных коммерческих самолетах, а также в некоторых военных двигателях, например, SNECMA M88. В конфигурации с двумя катушками два компрессора и две турбины соединены концентрическими валами, которые вращаются независимо друг от друга.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		20

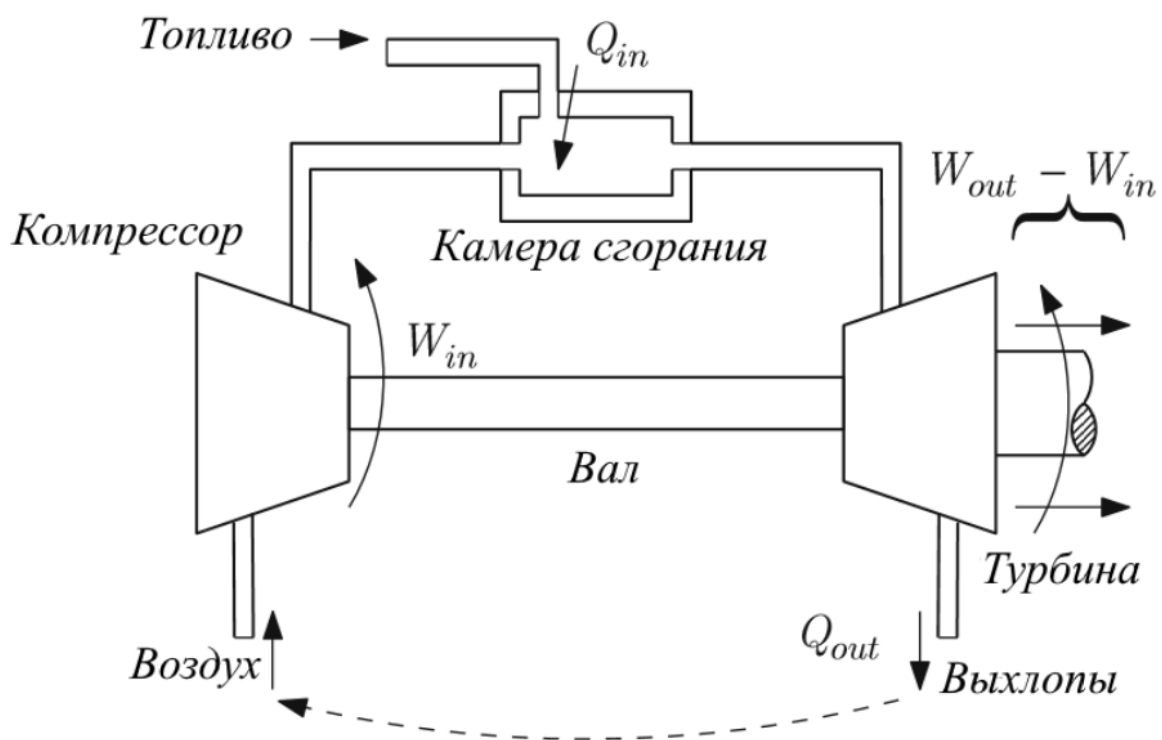


Рисунок 1.7 – Основное расположение компонентов в ГТД

Вывод по разделу 1: В данной главе рассмотрено устройство и принцип работы ГТД, как в общем случае, так и некоторых его частей. Также было подробно рассмотрено циклы Джоуля-Брайтона.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР

Лист

21

2 ОБЗОР АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ

2.1 Патент Elliott Energy Systems Inc. Шифр: F01D15/10; F02C9/28; F01D15/00

Elliott Energy Systems Inc. Шифр: F01D15/10; F02C9/28; F01D15/00.
Дата заявления: WO2004025100 (A2) 25.03.2004. «Способ регулирования ускорения турбогенератора на этапе между установившейся и номинальной частотами вращения».

Рассматривается метод регулирования ускорения ГТД и температуры газов на выходе после достижения установившейся частоты вращения, но до достижения номинальной частоты вращения ротора. Блок схема алгоритма представлена на рисунке 2.1.

Перед началом работы ГТД необходимо определить предельную температуру выхлопных газов и составить таблицу ускорений ротора. Таблица включает в себя частоту вращения ротора, температуру на входе и температуру выхлопных газов. Для запуска ГТД сжатый воздух и топливо подаются в камеру сгорания. После того как ГТД достигнет установившейся частоты вращения, электрический стартер отключается. После этого включается алгоритм регулирования ускорения ротора ГТД, представленный на рисунке 2.1. Вначале запускается таймер, затем измеряется температура выхлопных газов, частота вращения, ускорение ротора и температура воздуха на входе в ГТД. Затем по заданной таблице осуществляется сравнение ускорения ротора с измеренной величиной.

Далее включается ПИД-регулятор ускорения, которой за счет регулирования положения топливного клапана добивается соответствия реального и заданного ускорения ротора. Одновременно включается ПИД-регулятор температуры выхлопных газов, которой за счет регулирования положения топливного клапана добивается соответствия реальной и заданной температуры. Выход из этого цикла регулирования достигается, если достигнута номинальная частота вращения ротора ГТД. Также выход из цикла регулирования осуществляется, если номинальная частота не

					27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		22

достигнута за заданное время. В этом случае осуществляется гашение и продувка камеры сгорания, и весь цикл повторяется заново.

Достоинство предлагаемого в данном патенте алгоритма заключается в том, что одновременное использование ПИД-регуляторов для ускорения ротора и температуры выхлопных газов позволяет управлять работой ГТД без опасения перегрева камеры сгорания и рекуператора (если он есть) и исключает сильные колебания частоты вращения ротора.[8]

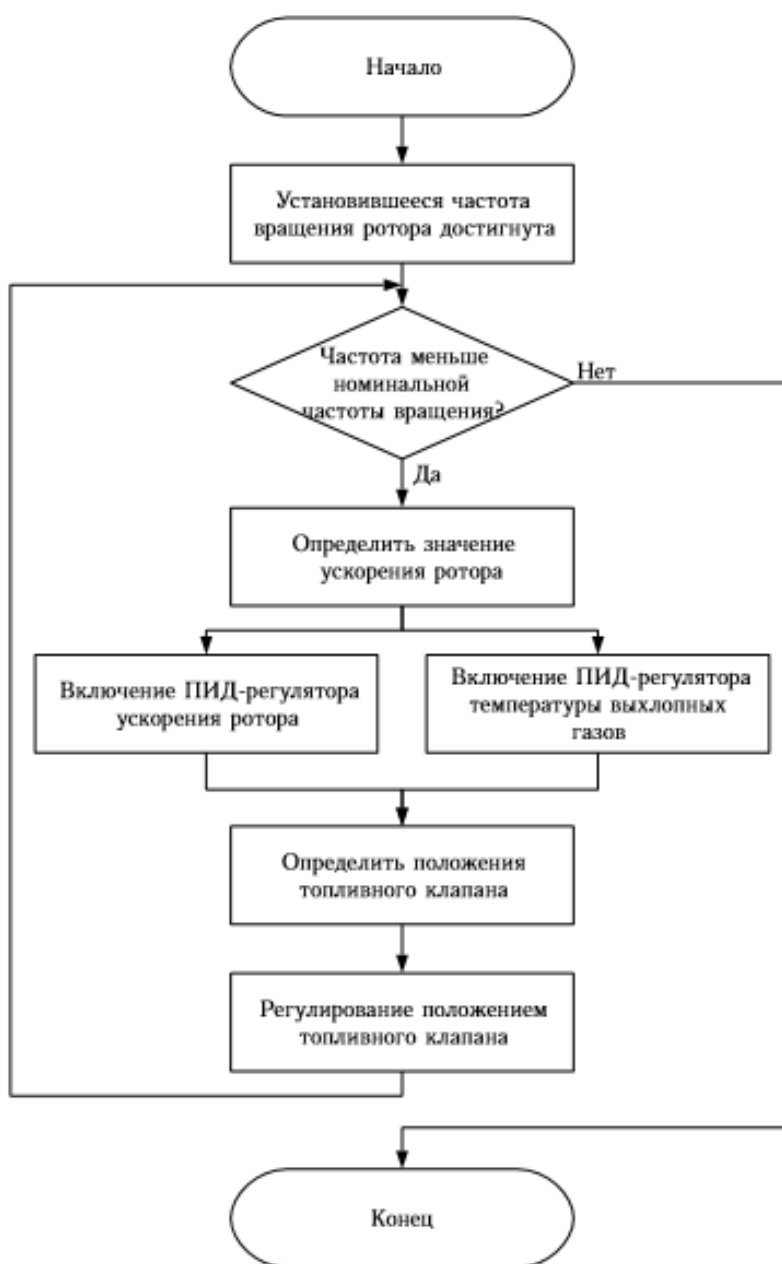


Рисунок 2.1 – Алгоритм регулирования ускорения турбогенератора

2.2 Патент Elliott Energy Systems Inc. Шифр: F02C9/28; F02C9/32; F02C9/00

Elliott Energy Systems Inc. Шифр: F02C9/28; F02C9/32; F02C9/00. Дата заявления: WO2004025084 (A2) 2004-03-25. Способ регулирования ускорения турбогенератора на этапе выхода на установившуюся частоту вращения.

Рассмотрен метод регулирования ускорения ГТД и температуры газов на выходе после запуска, но до достижения установившейся частоты вращения ротора.

Алгоритм регулирования приведен на рисунке 2.2. Перед началом работы представленного алгоритма необходимо определить предельное значение температуры выхлопных газов, чтобы избежать перегрева камеры сгорания, а также заполнить таблицу следующими параметрами: частота вращения ротора ГТД; температура воздуха на входе в компрессор; температура выхлопных газов. Также в эту таблицу можно включить желаемые значения ускорения ротора. Максимальное время достижения ГТД установившейся частоты вращения после розжига камеры сгорания определяется экспериментальным путем.

Алгоритм регулирования ускорения на этапе после розжига камеры сгорания и до достижения установившейся частоты вращения ротора ГТД включает в себя несколько шагов, представленных в виде блок-схемы на рисунке 2.2.

Сначала измеряется температура выхлопных газов, степень отклонения этой температуры от заданной, частота вращения ротора ГТД, ускорение ротора и температура воздуха на входе в компрессор. Затем запрашиваются допустимые значения отклонений температуры выхлопных газов из таблицы. Включается ПИД-регулятор, определяющий положение топливного клапана в зависимости от температуры выхлопных газов. Далее определяется ускорения ротора из таблицы и реальное значение ускорения. Затем стартер раскручивает ротор с максимальным допустимым ускорением. Выход из цикла регулирования осуществляется при достижении

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		24

установившейся частоты вращения ротора или в случае, если истекло заданное время регулирования.

Использование ПИД-регулятора температуры газов за турбиной при запуске особенно актуально для ГТД с рекуператором, поскольку регулятор позволяет точно регулировать температуру и не допускать перегрева рекуператора.[9]

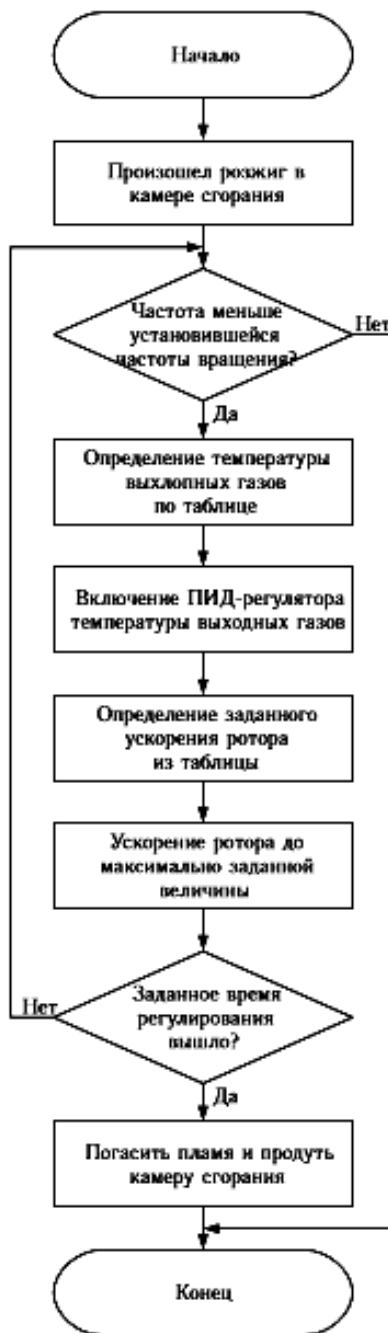


Рисунок 2.2 – Алгоритм регулирования ускорения турбогенератора

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР

Лист

25

2.3 Патент Elliott Energy Systems Inc. Шифр: F01D17/20; 01D19/00; F02C7/224

Elliott Energy Systems Inc. Шифр: F01D17/20; F01D19/00; F02C7/224.
 Дата заявления: WO03014551 (A1) 2003-02-20. Способ запуска ГТД.

Способ запуска ГТД, при котором расход топлива в камере сгорания регулируется по пропорциональному закону, а частота вращения ротора компрессора увеличивается с заданным ускорением до величины, обеспечивающей необходимый расход воздуха для формирования качественной топливовоздушной смеси. Алгоритм запуска ГТД приведен на рисунке 2.3.

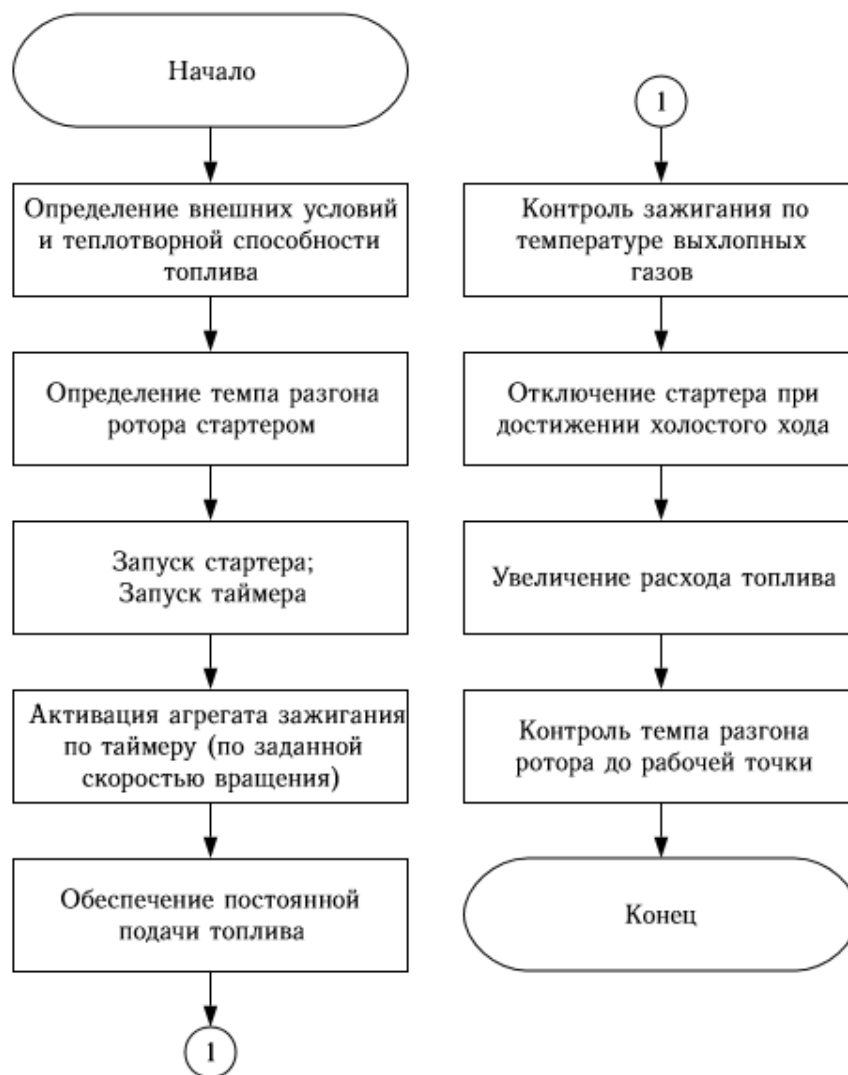


Рисунок 2.3 – Алгоритм запуска ГТД

Вначале определяются внешние условия (температура и давление воздуха на входе в компрессор) и теплотворная способность топлива. Далее ротор ГТД разгоняется с заданным темпом до такой частоты вращения, при которой обеспечивается достаточный поток воздуха в камеру сгорания для ее розжига. Предусмотренный темп ускорения ротора ГТД определяется на основе текущих внешних условий и теплотворной способности топлива. Нужное ускорение ГТД достигается за счет использования электрического стартера. Затем в камере сгорания активируется свеча зажигания, и топливо начинает подаваться с постоянным давлением. Постоянное давление топлива в камере сгорания удерживается до тех пор, пока не будет достигнута оптимальная топливно-воздушная смесь и не произойдет розжиг. Розжиг камеры сгорания контролируется с помощью термодатчика, расположенного рядом с выходом выхлопных газов. Этот же датчик используется для измерения температуры выхлопных газов. После розжига камеры сгорания осуществляется контроль темпа ускорения ротора ГТД. При достижении заданной фиксированной частоты вращения ротора электрический стартер отключается. Эта фиксированная величина определяется по зависимости крутящего момента стартера от частоты вращения. Далее давление топлива в камеру сгорания линейно возрастает с целью увеличения частоты вращения ротора до номинального значения, при котором может быть приложена нагрузка. Также при этом контролируется темп ускорения ротора ГТД.

Камера сгорания также может иметь несколько топливных форсунок. Также топливные форсунки могут быть предназначены для жидкого топлива. Тем не менее, когда ГТД работает в режиме холостого хода, топливо может подаваться в камеру сгорания при постоянном давлении, при этом камера сгорания будет работать в режиме малого газа и ГТД не потребует дополнительного крутящего момента от электрического стартера.

В ситуации, когда зажигание не произойдет после определенного фиксированного промежутка времени при постоянном давлении топлива, программа начнет увеличивать давление топлива до тех пор, пока не

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		27

произойдет зажигание. Если зажигание все же не произойдет за определенное время, то произойдет останов ГТД.

При переменном значении давления топлива при розжиге камеры сгорания, когда давления топлива является функцией от частоты вращения ротора, имеется сильная зависимость от внешних условий, что требует знания точных значений атмосферного давления и температуры на входе иначе не удастся получить необходимую топливно-воздушную смесь.

Пунктирной линией обозначена зависимость расхода топлива от времени в момент розжига. Точка — момент оптимального для розжига состава топливно-воздушной смеси. Зажигание включается в момент t_1 , а розжиг происходит в момент t_2 . А в момент t_3 фиксируется розжиг. Метод запуска ГТД при постоянной частоте вращения ротора обеспечивает постоянный поток воздуха в камеру сгорания, при этом давление топлива растет по пропорциональному закону до тех пор, пока не произойдет розжиг. Такой способ нечувствителен к внешним условиям и к изменениям расхода топлива.

На рисунке 2.4 представлена зависимость частоты вращения ротора, давления топлива и температуры выхлопных газов от времени для предлагаемого в данном патенте метода зажигания и запуска ГТД. Отличительной особенностью от метода запуска прототипа, приведенного выше, заключается в том, что в момент розжига t_2 топливо в камеру сгорания подается с постоянным давлением, а не с нарастающим. В момент t_4 достигается установившаяся частота вращения, и стартер переходит в режим генератора.[10]

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		28

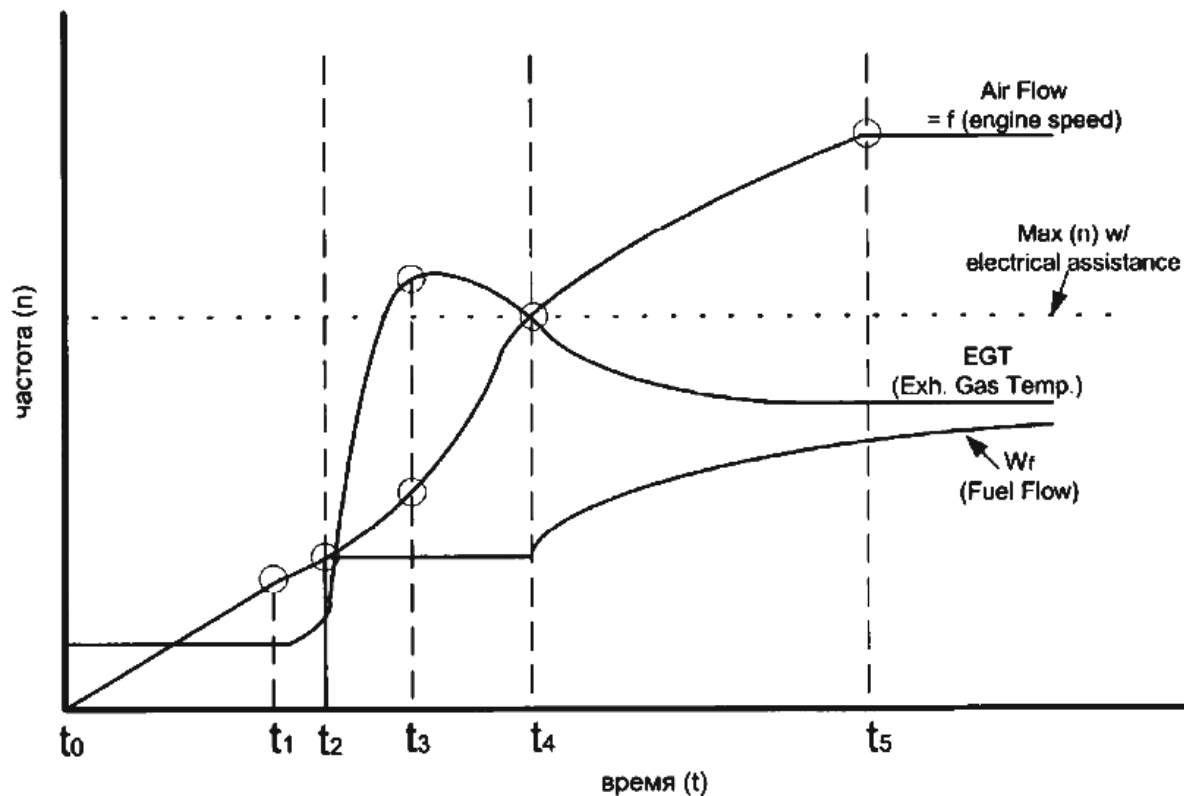


Рисунок 2.4 – Временная зависимость частоты вращения ротора для метода запуска ГТД предложенного в патенте

2.4 Патент Capstone Turbine Corp (US). Шифр: H02P 9/00

Capstone Turbine Corp (US). Шифр: H02P 9/00. Дата заявления: US6787933 (A1) 2003-07-09. Система генерирования электроэнергии с возможностью поддержания непрерывного электропитания и с регулированием нагрузки.

Система генерирования энергии состоит из мотора-генератора и турбины, соединенных между собой одним валом. Первый преобразователь энергии включает в себя турбогенератор, шину постоянного тока и преобразователь переменного тока в постоянный. Второй преобразователь энергии включает в себя шину постоянного тока и может быть подключен к нагрузке. Второй преобразователь энергии преобразует напряжение постоянного тока в выходное напряжение переменного тока и подает его на нагрузку. Также к шине постоянного тока подключена аккумуляторная батарея и конденсатор для стабилизации напряжения постоянного тока на

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР

Лист

29

шине постоянного тока при изменении нагрузки. Система генерирования энергии также включает в себя систему автоматического управления (САУ). САУ управляет частотой вращения ротора турбины независимо от уровня напряжения на шине постоянного тока. Обобщенная структурная схема САУ турбогенератора состоит из трех независимых контуров регулирования: частоты вращения ротора, напряжения постоянного тока и температуры за турбиной.

Первый контур регулирует температуру газов на выходе камеры сгорания (КС) с учетом заданного значения путем изменения расхода топлива в КС. Максимальное допустимое значение T_3 определяется по текущей частоте вращения ротора. На входы регулятора температуры подается значение температуры газа в КС T_3 с термодатчика и температурная уставка. Регулятор температуры вычисляет разницу между измеренным значением температуры и уставкой, а затем формирует управляющий сигнал для топливного насоса. T_3 может измеряться как непосредственно в КС, так и определяться по температуре отдельных элементов или областей КС.

Второй контур регулирует частоту вращения ротора путем изменения крутящего момента, передаваемого стартером-генератором. Управляющий сигнал с регулятора частоты поступает на регулятор топлива.

Выходной сигнал регулятора частоты (расход топлива в камеру сгорания) ограничивается не только встроенным в регулятор ограничителем, но и регулятором температуры газов в камере сгорания. Крутящий момент, выдаваемый стартером-генератором, зависит от величины тока, протекающего через обмотки генератора. Первый инвертор управляется регулятором частоты вращения и передает энергию, как от мотора-генератора, так и в обратном направлении.

Требуемое значение частоты вращения ротора n_0 выдает регулятор выходной электрической мощности, который формирует выходной сигнал, сравнивая требуемую N_0 и текущую электрические мощности N .

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		<i>30</i>

Третий контур регулирует напряжение постоянного тока на выходе первого инвертора и распределяет это напряжение между нагрузкой, тормозным резистором и аккумулятором энергии. В качестве аккумулятора энергии может быть аккумуляторная батарея, маховик и тому подобное.

Инвертор включает в себя входной фильтр, силовые ключи, выходной фильтр, сигнальный процессор и центральное процессорное устройство (ЦПУ). Силовые ключи (IGBT-модули) управляются сигнальным процессором, который в свою очередь ЦПУ. Инвертор работает в обоих направлениях. В процессе запуска турбогенератора от сети, когда инвертор работает в обратном направлении, аккумуляторы энергии отключаются от шины постоянного тока. Также старт турбогенератора может осуществляться за счет аккумуляторов энергии (маховик, аккумуляторная батарея и т. п.). В этом случае собственный инвертор аккумуляторов энергии (3-й инвертор) ограничивает броски тока, которые могут возникнуть при зарядке конденсатора на шине постоянного тока, а также регулирует напряжение, подаваемое на шину постоянного тока, достаточное для запуска двигателя.

Запуск ГТД осуществляется за счет специального стартового конденсатора или за счет питания от электрической сети, подключение к которой осуществляется через выпрямитель с ограничителем тока необходимым для медленного заряда конденсатора C_1 .

При стандартном запуске ГТД от электрической сети логика управления последовательно переключает твердотельные IGBT-ключи в выходном инверторе, повышая напряжение сети до необходимого уровня для инвертора стартера-генератора. Ключи в выходном инверторе работают на частоте 15 кГц в ШИМ-режиме. К инвертору также могут подключаться два дополнительных ключа, которые необходимы при запуске от стартовых конденсаторов, при этом напряжение подается напрямую в шину постоянного тока, минуя инвертор нагрузки.

IGBT-ключи инвертора стартера-генератора также управляются логикой управления, формируя переменное трехфазное напряжение для

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		31

запуска турбогенератора. Логика управления принимает сигнал обратной связи — ток обмотки $I_{\text{ОБМ}}$ стартера-генератора, в то время как ротор ГТД раскручивается до заданной частоты вращения. Когда ротор ГТД достигает установившейся частоты вращения, например, 40000 об/мин, инвертор стартера-генератора переключается на другой режим работы, увеличивая напряжение, выдаваемое генератором.

Переменное напряжение $U_{\text{ВЫХ}}$, снятое с выхода выходных контакторов подается на вход логики управления, температура газов T_3 также поступает на вход логики управления.

Фильтр стартера-генератора включает в себя три индуктивности, которые устраняют броски тока. Выходной фильтр подключается к выходному инвертору и включает в себя три или четыре индуктивности и три или четыре конденсатора, которые позволяют отфильтровать высокочастотные составляющие выходного сигнала. Выходные контакторы отключают выходной инвертор от нагрузки в случае возникновения неисправности.

Во время запуска логика управления открывает дозатор газа и удерживает его в открытом состоянии пока не придет команда на закрытие. Воспламенитель искрового типа подобный свече зажигания двигателя внутреннего сгорания начинает работать со старта и до момента стабильного горения — режима малого газа.

В автономном режиме ГТД запускается от стартового конденсатора. При резком увеличении потребления энергии стартовые конденсаторы временно передают часть энергии на шину постоянного тока и в выходную цепь. Затем заряд стартового конденсатора вновь восстанавливается.

При включении питания осуществляется инициализация и тестирование системы. По завершению самотестирования при включении питания алгоритм переводит систему в режим ожидания. В этом режиме алгоритм продолжает мониторинг систем и ожидает команды «Запуск». Как

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		32

только приходит команда «Запуск», алгоритм переводит систему в режим подготовки к запуску.

В режиме подготовки к запуску осуществляется инициализация подготовки всех устройств системы к запуску. Переход обратно в режим ожидания осуществляется при получении команды «Останов». Если системы не отвечают на запросы или уровень критического состояния системы (System severity level (SSL)) больше, либо равен 2 ($SSL \geq 2$), то алгоритм переходит в режим выключения всех систем. Как только приходит сигнал готовности всех систем, алгоритм переходит в режим «Разгона», при котором осуществляется выход ГТД на частоту вращения 25000 об/мин. необходимой для розжига камеры сгорания. Если в этом режиме была получена команда «Останов» или не была зафиксирована частота 25000 об/мин, то алгоритм переходит в режим выключения всех систем. В случае достижения требуемой частоты вращения ротора, алгоритм переходит в режим включения зажигания.

В режиме зажигания включается зажигание и подается топливо в камеру сгорания. Если зажигание не произошло, алгоритм переходит в режим холодной прокрутки «Продув». Если зажигание произошло, то алгоритм переходит на выполнение замкнутого цикла регулирования топлива для достижения заданной частоты на холостом ходе.

В случае получения команды «Останов» или выполнения условия, что $SSL > 2$, в режиме разгона до холостого хода, осуществляется переход в режим холодной прокрутки. В случае достижения заданной частоты холостого хода осуществляется переход на установившийся режим без нагрузки. В данном режиме ГТД работает на холостом ходу, с установившейся частотой вращения и вырабатывает энергию для питания своей САУ. В случае значения признака $SSL \geq 4$, ГТД переходит в режим подготовки к останову турбины «Плавная остановка». Если была получена команда «Останов» или признак $SSL > 2$, то осуществляется переход в режим «Зарядка», при котором прекращается подача топлива и

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		33

осуществляется зарядка аккумуляторов энергии, которые затем могут использоваться для автономного запуска ГТД. В случае получения команды на разрешение подключения нагрузки осуществляется переход в режим работы с нагрузкой.

В режиме работы с нагрузкой генератор ГТД вырабатывает энергию, которая передается в нагрузку. В случае возникновения признака $SSL \geq 4$ осуществляется переход в режим «Плавная остановка». В случае же получения команды «Останов» или признака $SSL > 2$ осуществляется переход в режим «Зарядка».

В режиме «Зарядка» прекращается подача топлива и осуществляется зарядка аккумуляторов энергии. В режим холодной прокрутки переход осуществляется, когда аккумуляторы энергии полностью заряжены или получен признак $SSL > 2$. В режим «Плавная остановка» переход осуществляется при получении признака состояния системы $SSL \geq 4$.

В режиме холодной прокрутки продувка мотор-генератор вращает ротор ГТД до тех пор, пока температура выхлопных газов не упадет ниже заданного уровня (продувка топлива в камере сгорания), после этого осуществляется переход в режим выключения. Также возможен переход в режим рестарта при получении команды «Запуск». При температуре выхлопных газов менее 533 осуществляется переход в режим выключения.

В режиме рестарта снижается скорость вращения ротора для перехода в режим розжига камеры сгорания при получении команды «Запуск». В случае получения «Останов» или признака $SSL > 2$ осуществляется переход в режим продувки. Если же достигнута частота вращения меньше, либо равная 25000 об/мин, то осуществляется переход в режим включения зажигания.

В режиме «Плавная остановка» поддерживается работа турбины в за счет подачи топлива в камеру сгорания при этом частота вращения ротора удерживается равной 50000 об/мин до тех пор, пока не остынет турбина. Данный режим работы используется в случае, когда невозможно

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		34

использовать мотор-генератор для поддержания оборотов турбины. Если за определенное заданное время температура газов не опустилась ниже 616,1 К осуществляется переход в режим отказа. Иначе алгоритм переходит в режим выключения.

В режиме выключения осуществляется подготовка всех систем к переходу в режим ожидания. В случае возникновения признака $SSL \geq 4$ осуществляется переход в режим отказа. В режим ожидания переход осуществляется при снижении частоты вращения ротора до 0 об/мин.

В режиме отказа отключаются все выходы, запрещаются работы инверторов при $SSL = 5$. При получении команды системного сброса осуществляется переход в режим ожидания.

Управление тремя САУ ГТД осуществляется за счет цифровых каналов обмена данными и логики управления, которая реализована в центральных процессорах каждой САУ. Один из каналов управления используется для медленного обмена данными, в то время как второй формирует синхропакеты на более высокой частоте. Медленный канал обмена может быть реализован на базе протокола IEEE-502.3. С помощью него реализуются: сбор данных, команды запуска и останова, переключение режимов работы. По скоростному каналу RS-485 осуществляется синхронизация. Каждое САУ ГТД включает собственный аккумулятор энергии, но также возможен вариант, когда присутствует один большой аккумулятор энергии на все ГТД. Коммутатор обеспечивает распределение энергии между нагрузками.

При включении системы логика управления кластером назначает ведущим САУ одного из ГТД, а остальные САУ назначаются ведомыми. Также при включении назначается резервный мастер, который выполняет те же функции, что и ведомые, и одновременно периодически получает определенную константу от ведущего, что говорит о нормальном функционировании последнего. В случае, когда константа перестает поступать от мастеру, его функции переключаются на резервного.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		35

Ведущий выполняет все пользовательские команды, инициализирует все внутренние коммуникации. Логика управления в ведущем конфигурирует все САУ ГТД. Ведомые могут конфигурироваться как источники тока или как источники напряжения. Мастер взаимодействует с выходной логикой (выходной сигнальный процессор), которая является ответственной за передачу пакетов данных по шине синхронизации, с помощью которой осуществляется синхронизация частоты выходного напряжения каждой установки. Синхронизирующие пакеты включают в себя информацию о фазе, величину ошибки. С помощью специальной схемы анализа сетевой нагрузки сигнальный процессор выходного инвертора фиксирует резкие изменения в сетевой нагрузке, и в случае превышении предельных значений по току, напряжению, фазовому сдвигу между током и напряжением, частоте отключает выходной инвертор от нагрузки и ждет завершения переходных процессов в нагрузке. На вход данной измерительной схемы поступает трехфазное напряжение U_1, U_2, U_3 . [11]

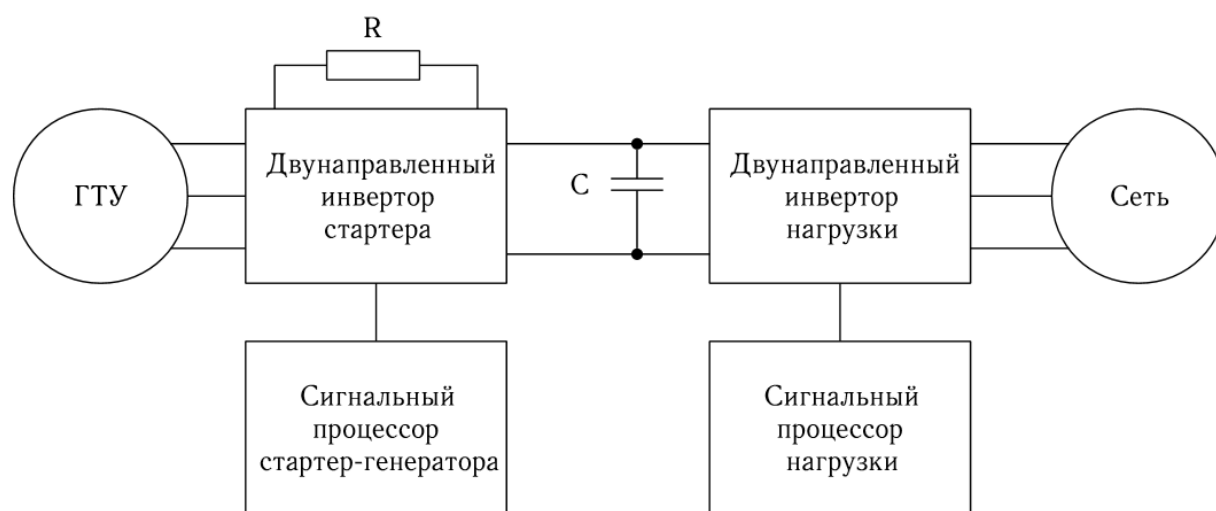


Рисунок 2.5 – Структурная схема включения силового модуля

Схема, предлагаемая в данном патенте, обладает рядом достоинств:

- схема управления энергетической установкой позволяет работать ей как в автономном режиме, так и на электрическую сеть;

- схема управления включает в себя конденсатор, который позволяет компенсировать недостаток выходной мощности при резком увеличении потребляемой мощности;
- при снижении потребляемой нагрузкой мощности система управления снижает частоту вращения ротора за счет уменьшения расхода топлива в камеру сгорания;
- используется специальный конденсатор, который подзаряжается в случае, если генератор выдает ток больше, чем требует нагрузка;
- инверторы мотор-генератора и нагрузки являются двунаправленными, что позволяет передавать электрическую мощность не только от генератора к нагрузке, но и в обратном направлении, например, в случае запуска энергетической установки от электрической сети;
- при резком увеличении потребляемой нагрузкой мощности в нагрузке подключается специальный конденсатор, который обеспечивает нагрузку недостающей энергией. Также на регулятор топлива подается сигнал увеличения расхода топлива с целью обеспечения требуемой нагрузкой мощности;
- при запуске в автономном режиме нагрузка отключается от установки, подключаются пусковые конденсаторы, с помощью которых осуществляется запуск.

Вывод по разделу 2: В данной главе рассмотрены и изучены основные алгоритмы управления одновальным газотурбинным двигателем. По каждому из них составлен свой алгоритм.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		37

3 МОДЕЛИ И ЖИЗНЕННЫЙ ЦИКЛ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

3.1 Модель и жизненный цикл системы управления

Жизненный цикл газотурбинной установки и его контроллера можно разделить на следующие этапы: научные исследования, проектирование, демонстрация, этап массового производства, так и на стадию использования.

Этап проектирования контроллера требует построения системы со стандартными модулями (преобразователи, исполнительные устройства, процессоры и системного программного обеспечения), алгоритмов управления, разработка программного обеспечения, синтез контроллера. На данном этапе широко используются математические модели. На рисунке 3.1 показан полный жизненный цикл модели.

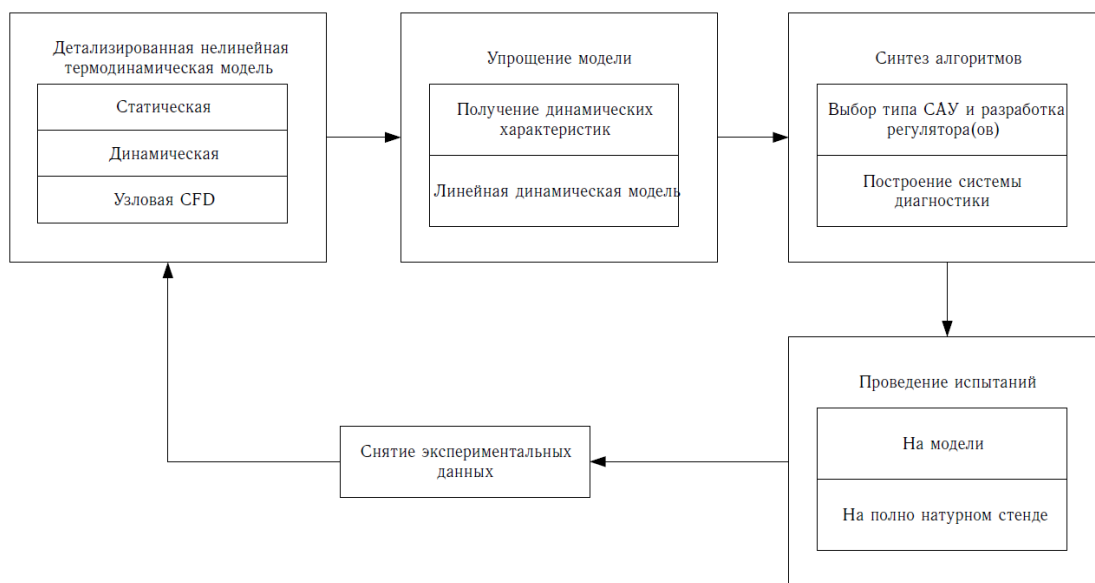


Рисунок 3.1 – Структурная схема жизненного цикла модели

На стадии проектирования, только общие характеристики и параметры установки необходимы и математические модели значительно упрощены по сравнению с подробными нелинейными моделями, используемыми в конструкции двигателя. Конструкционная модель двигателя получается путем упрощения термодинамических моделей. На

этапе проектирования контроллера, необходимо учитывать, что характеристики двигателя изменяются в широких пределах.

Некоторые изменения в характеристиках также происходит после ремонта и замены элементов двигателя и контроллера. Следовательно, конструкция модели должна отражать общие характеристики целого класса двигателей. В результате, контроллер предназначен для среднестатистической установки.[29]

В моделировании процессов, протекающих в газотурбинных силовых установках, можно выделить следующие этапы:

1) Моделирование на основе нелинейных рабочих характеристик отдельных элементов и узлов, входящих в состав газотурбинной силовой установки. При этом применяются стационарные (статические) математические модели в виде систем нелинейных алгебраических уравнений, построенные на основе аналитических соотношений, полученных на основе физических законов (аэродинамика и термодинамика) и экспериментальных зависимостей (частично определенных в виде эмпирических формул, графиков и таблиц, а также с применением различного вида аппроксимаций).

Целью нелинейного статического моделирования является исследование хаактеристик двигателя при его создании. Модели могут включать в себя различные характеристики, например, высотно-скоростные, топливные и т.д. А так же могут состоять из сотни алгебраических и трансцендентных уравнений. С помощью таких моделей обычно рассчитываются стационарные рабочие режимы, где задействованы итерационные численные методы.

2) Моделирование динамических характеристик газотурбинных силовых установок. Следует отметить, что при построении математические модели в этом случае представляют собой системы нелинейных обыкновенных дифференциальных и алгебраических уравнений. Они описывают баланс между характеристиками элементов газотурбинной

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		39

силовой установки в виде уравнений массового расхода, сохранения энергии, изменения вращательного момента. В алгебраической форме они определяют статическую часть модели, а в виде дифференциальных уравнений – динамическую модель. Число определяющих параметров в таких моделях зависит от схемы силовой установки и степени ее детализации. Следует отметить, что при построении такого рода динамических моделей используются и модели (в большинстве случаев аппроксимационные) нелинейных статических рабочих характеристик элементов и узлов силовых установок. При построении детальных нелинейных динамических моделей газотурбинных силовых установок необходимо осуществить анализ нестационарных (переходных) процессов, в том числе в нештатных режимах функционирования. Хотя такие модели могут быть использованы для анализа работы систем управления, однако для этого требуется большое количество расчетов, что делает такой подход малопродуктивным. Обычно для этих целей применяются упрощенные математические модели (описанные ниже). Однако с ростом вычислительной мощности современных компьютеров непосредственное использование сложных нелинейных динамических моделей применительно к задачам управления становится все более реальным.[42]

3) Моделирование динамических процессов в газотурбинных силовых установках на основе линейных (линеаризованных в окрестности рабочей точки) математических моделей. Для управляемых систем в пространстве состояний линейные модели с постоянными коэффициентами имеют вид:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{x} &= A\Delta \dot{x} + B\Delta u \\ y &= C\Delta x + D\Delta u, \end{aligned} \quad (3.1)$$

где Δx – вектор отклонений от стационарного состояния (возмущений) переменных состояния системы;

Δu – вектор отклонений управления;

y – вектор наблюдений;

A, B, C, D – матрицы соответствующей размерности.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		40

4) Моделирование динамики газотурбинных силовых установок на основе кусочно-линейных моделей для разработки систем реального времени (в этом случае форма моделей такая же, как и в п. 3). В этом исследовании обычно ориентируются, прежде всего, на построение и идентификацию нелинейных динамических моделей, которые представляются в виде систем обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ).[51]

3.2 Разработка математической модели. Расчет коэффициентов по заданным параметрам

Современный газотурбинный двигатель представляет собой сложную нелинейную динамическую систему с взаимным влиянием газодинамических и теплофизических процессов, протекающих в его узлах. Процессы в двигателе являются нестационарными по времени и условиям эксплуатации, а для отдельных конструктивных схем имеют переменную структуру.

Поэлементная имитационная математическая модель строится по принципу достаточно точного описания процессов в основных узлах и агрегатах двигателя; позволяет решать большой круг задач, таких как расчет параметров на установившихся режимах работы; проверка влияния различных способов управления на эксплуатационные свойства двигателя; сопровождающее моделирование натурных испытаний с целью получения недостающей информации.

Но для дальнейшей работы вполне хватит и упрощенной модели ГТД по каналам управления вращением вала и регулировкой температуры газа за турбиной.

Расчитаем по заданным в техническом задании параметрам ГТД коэффициенты линейно-динамической модели (ЛДМ). Крутящий момент, развиваемый турбиной и потребный для вращения компрессора, определяем по выражению:

$$M_T = \frac{a \eta_T c_p' T_3^* G_K}{75 A n} [1 - (\pi_T^*)^{-\gamma_1}], \quad (3.2)$$

где

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		41

$$\gamma_1 = \frac{k_r - 1}{k_r}, \quad (3.3)$$

Отсюда получаем значение постоянной времени T_1 :

$$T_1 = \frac{2\pi n_0 J}{M_0}, \quad (3.4)$$

Для определения частных производных $\left(\frac{\partial G_K}{\partial n}\right)_0$ и $\left(\frac{\partial G_K}{\partial \pi_K^*}\right)_0$ воспользуемся характеристикой компрессора приведенной на рисунке 3.3

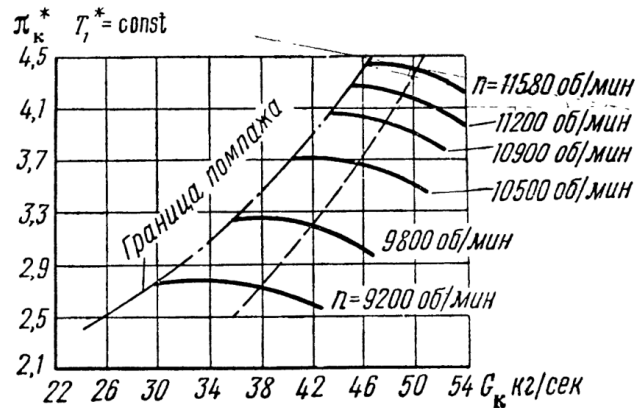


Рисунок 3.3 – Нормальная характеристика центробежного компрессора

Дифференцируя графически в точке кривой, соответствующей $n = 11580$ об/мин, $G_K = 50$ кг/сек, получаем значение $\left(\frac{\partial G_K}{\partial \pi_K^*}\right)_0$.

Перестраивая кривые, приведенные на рисунке 3.3, в координатах G_K и n , как это показано на рисунке 3.4, графическим дифференцированием определяем значение $\left(\frac{\partial G_K}{\partial n}\right)_0$ для этой же точки.

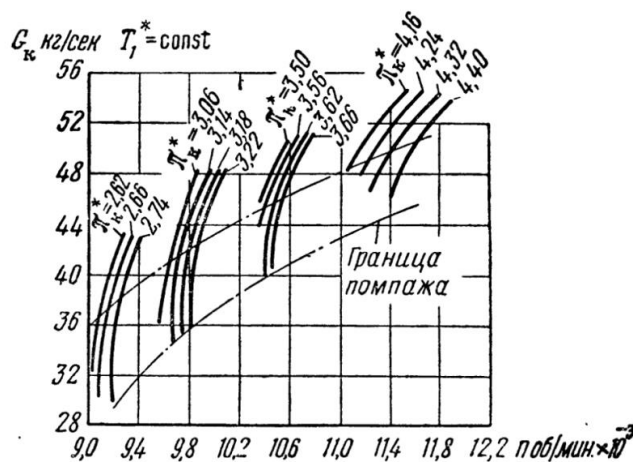


Рисунок 3.4 – Характеристика компрессора, перестроенная из нормальной характеристики, приведенной на рисунке 3.3

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

Далее воспользовавшись данными приведенными в техническом задании, определяем значение следующих коэффициентов, приведенных на рисунке 3.5

$$T_1 = \frac{2\pi n_0 J}{M_0}; \quad Q = \frac{n_0}{G_{K0}} \left(\frac{\partial G_K}{\partial n} \right)_0;$$

$$K_{1T3} = 0,5; \quad K_{1P4} = \frac{\frac{k_\Gamma - 1}{k_\Gamma}}{\pi_{\tau 0}^* \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma} - 1};$$

$$K_{1P2} = 1 + K_{1P4} \left(1 - \pi_{K0}^* \frac{k-1}{k} \right) - \frac{\pi_{K0}^*}{G_{K0}} \left(\frac{\partial G_K}{\partial \pi_K^*} \right)_0;$$

$$K_{2P2} = \frac{\pi_{K0}^*}{G_{K0}} \left(\frac{\partial G_K}{\partial \pi_K^*} \right)_0 - 1; \quad K_{2n} = \frac{n_0}{G_{K0}} \left(\frac{\partial G_K}{\partial n} \right)_0; \quad K_{2T3} = -0,5;$$

$$K_{3P2} = - \frac{\eta_\tau \frac{k_\Gamma - 1}{k_\Gamma}}{\pi_{\tau 0}^* \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma} (1 - \eta_\tau) + \eta_\tau}; \quad K_{3P4} = \frac{\eta_\tau \frac{k_\Gamma - 1}{k_\Gamma}}{\pi_{\tau 0}^* \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma} (1 - \eta_\tau) - \eta_\tau};$$

$$K_{4T4} = -0,5; \quad K_{4P2} = 1;$$

$$K_{4T3} = -0,5; \quad K_{4P4} = 1; \quad K_{5T3} = \frac{c_p G_{K0} T_{30}^*}{Q_0};$$

$$K_{5n} = \frac{c_p n_0}{Q_0} (T_3^* - T_2^*)_0 \left(\frac{\partial G_K}{\partial n} \right)_0;$$

$$K_{5P2} = \frac{c_p}{Q_0} \left[\pi_K^* (T_3^* - T_2^*)_0 \left(\frac{\partial G_K}{\partial \pi_K^*} \right)_0 - \frac{\frac{k-1}{k} G_K T_2^* \pi_K^* \frac{k-1}{k}}{\pi_K^* \frac{k}{k} + \eta_K - 1} \right];$$

$$K_{5G_T} = 1; \quad Q_0 = G_{\tau 0} H_u \eta_{K.c.}$$

Рисунок 3.5 – Коэффициенты, необходимые для расчета ЛДМ.

По рассчитанным коэффициентам составляем и раскрываем приведенные определители. Далее получаем искомые уравнения движения по числу оборотов и температуре газов за турбиной в виде:

$$\Delta x = A \Delta \dot{x} + B \Delta u$$

$$y = C \Delta x + D \Delta u, \quad (3.6)$$

А в частности после всех преобразований получаем следующие линейные динамические модели, по которым в дальнейшем и будем проводить моделирование:

$$0.56\Delta\dot{n} = -\Delta n + 0.45\Delta G_T, \quad (3.7)$$

$$0.56\Delta\dot{T}_4 = -\Delta T_4 + (0.29s + 0.35)\Delta G_T, \quad (3.8)$$

Вывод к разделу 3: В данном разделе приведен расчет коэффициентов линейной динамической модели, а также были получены уравнения моделирования по скорости вращения и по температуре газов за турбиной.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		44

4 РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ГТД НА БАЗЕ КОНТРОЛЛЕРА WOODWARD GTC-100

Построение САУ ГТД, при котором регулирование ряда параметров осуществляется путем воздействия на один регулирующий фактор, характерно для управления основным контуром ГТД различных схем, где этим фактором является расход топлива. Селекторы каналов позволяют исключить зону совместной работы каналов управления и обеспечивают во всех условиях работы воздействие на регулирующий фактор только одного регулятора; включаемого в работу в зависимости от режима работы ГТД. В этом случае каждый из каналов управления работает автономно, и его параметры могут выбираться без учета взаимодействия с другими регуляторами.

Но взаимосвязи внутри газотурбинной установкой нелинейны, что приводит к связи между различными каналами управления. Связь между каналами регулирования обусловлена рядом причин.

Например, взаимосвязаны все параметры, характеризующие рабочий процесс в двигателе. Поэтому, даже при независимом регулировании, когда число регулирующих факторов и регулируемых параметров одинаково и в регуляторах не содержится специально вводимых связей между каналами управления, в процессе регулирования происходит взаимодействие регуляторов. В основном, требования к регулированию ГТД сводятся к следующему:

- заданная частота вращения турбокомпрессора на основных эксплуатационных режимах должна поддерживаться с максимальной возможной точностью;
- заданная температура газа на максимальном режиме работы ГТД должна поддерживаться с допуском менее 0.5 %;
- заданное значение суммарной степени повышения давления воздуха компрессором с допуском менее 1 %;

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		45

- заданная величина минимального значения суммарного коэффициента избытка воздуха в форсажной камере сгорания должна поддерживаться с допуском менее 1.5 %.

Таким образом, мы получаем следующую структуру регуляторов: регулятор скорости вращения вала, регулятор электрической мощности, регулятор перепада давления на компрессоре давления, регулятор температуры выхлопных газов.

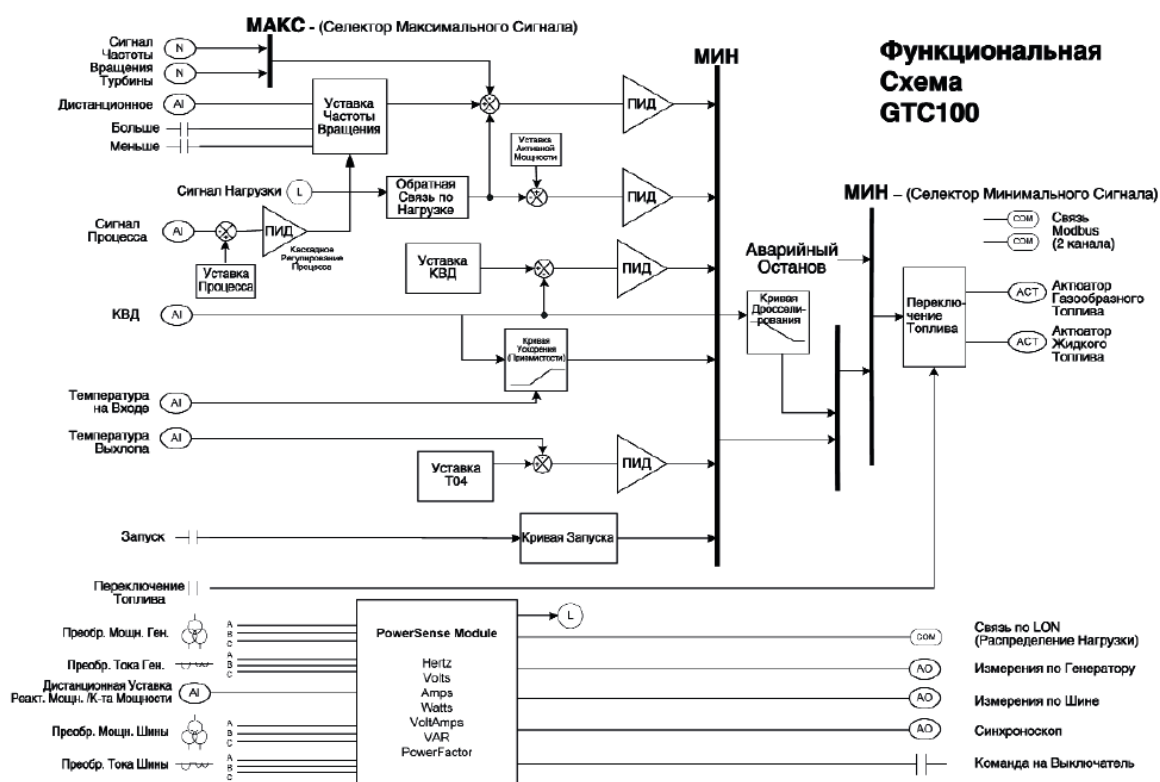


Рисунок 4.1 – Функциональная схема контроллера Woodward GTC-

100

На рисунке 4.1 представлена функциональная схема контроллера Woodward GTC-100. По его функциональной схеме и строится алгоритм управления газотурбинным двигателем. Данный контроллер задан требованиями технического задания. Соответственно на базе данного контроллера будет реализован алгоритм управления газотурбинным двигателем модель, которого описана в главе 3.

Основной целью регулятора электрической мощности является поддержание желаемой скорости и нагрузки на валу. При нормальных

условиях эксплуатации, блок будет загружен в этом режиме и будет осуществляться контроль скорости от нулевой нагрузки до максимальной нагрузки. График ускорения определяет максимальное количество топлива, во время ускорения. Определение этой функции требуется для защиты турбины от избытка топлива.

Регулятор температуры выхлопных газов ограничивает максимальную температуру отработавших газов турбины. Это управление используется в качестве ограничителя при высоких скоростях и нагрузках. Он также используется GTC в качестве контроллера запуска, чтобы ограничить подачу топлива до замыкания контура регулирования частоты вращения. График ускорения определяет максимальное количество топлива, во время ускорения. Определение этой функции требуется для защиты турбины от избытка топлива.

4.1 Описание контроллера Woodward GTC-100

Промышленная система управления GTC-100 предлагают устойчивое недорогое управление для широкого разнообразия двухтопливных газовых турбин. GTC-100 управляет одновальными турбинами. Платформа соединяет в себе современную технологию PC с испытанной операционной системой реального времени для того, чтобы обеспечить требуемые характеристики надежности и детерминизма, для систем, чувствительных к высокой скорости повторений. Для ключевых управляющих сигналов доступны встроенные, предопределенные входы/выходы, тогда как для других менее критических параметров могут быть использованы распределенные входы/выходы.

Модульная конфигурация аппаратуры представляет собой блок, предназначенный для монтажа на вертикальной переборке. Спецификация окружающей среды системы управления GTC-100 позволяет вынести ее за пределы кабины управления, поближе к первичному двигателю, во многих случаях даже на раму двигателя. В основном она монтируется в укрытии, приспособленном к местным специфическим условиям окружающей среды.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		47

Внутри система управления структурирована в виде соответствующих вычислительных модулей, модулей Входов/Выходов, и модулей питания, объединенных в стеки (пакеты), что устраняет необходимость в материнской плате. Стоимость оборудования, при этом, значительно сокращается. Подключение проводов осуществляется к верхним и нижним ребрам при помощи разъемов и контактных гнезд. Питание системы управления осуществляется от внешнего источника постоянного тока напряжением 24 В.

GTC-100 содержит требуемые Входы/Выходы и основное программное обеспечение, которое может быть сконфигурировано для управления одно: или двухвальными, двухтопливными промышленными газовыми турбинами. Для адаптации к специфическим нуждам большинства вариантов применения, Входы/Выходы, а также программное обеспечение являются конфигурируемыми. В дополнение к основным функциям регулирования подачи топлива, устройство может быть запрограммировано на выполнение дополнительных задач управления. Запуск агрегата, наблюдение и защита или другие специфические требования управления просто достигаются использованием встроенных или применением удаленных распределенных Входов/Выходов.

Система управления GTC-100 имеют всего три последовательных порта. Один порт предназначен для обслуживания системы управления. Его интерфейс позволяет пользователю подключать ПК или laptop, который запускает сервисную инструментальную программу Woodward (смотри Доступ к Инжинирингу и Обслуживанию). Переменные системы могут быть просмотрены, сконфигурированы и настроены в соответствии с нуждами специфического применения. Два оставшихся порта являются портами общего применения и используют протокол Modbus. Они могут быть сконфигурированы для связи с различными внешними устройствами и системами (Интерфейсом Человек-Машина, цеховой Распределенной Системой Управления, и т.п.). На рисунке 4.2 представлен контроллер Woodward GTC-100.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		48

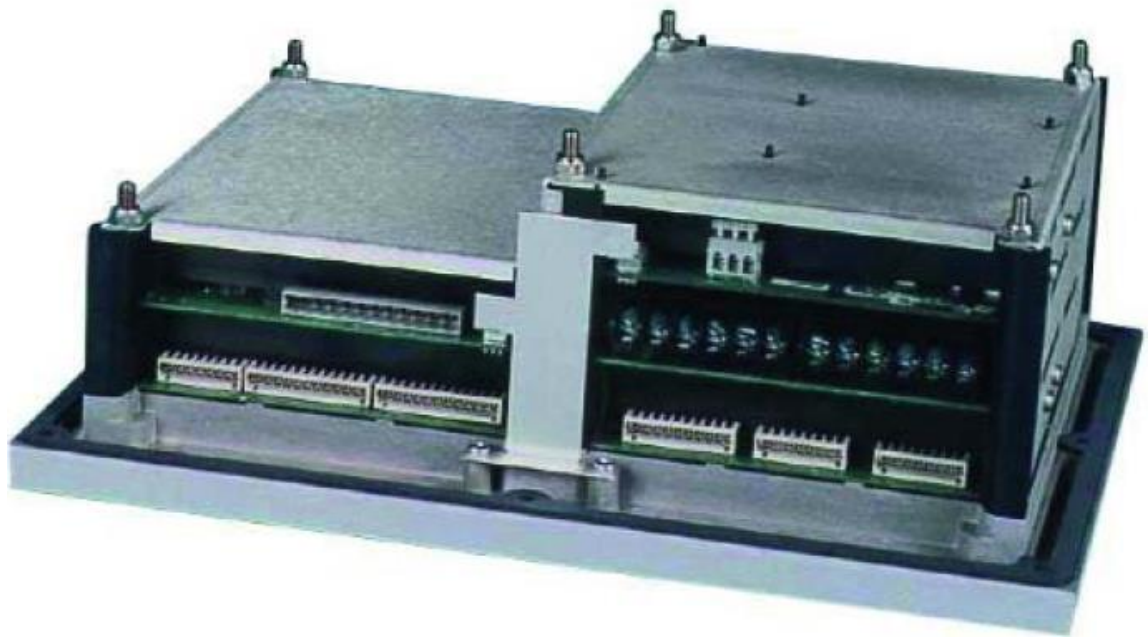


Рисунок 4.2 – Контроллер Woodward GTC-100

Программируемая система управления GTC-100 может применяться с различными типами турбин и двигателей. Поскольку аппаратное обеспечение является гибким как с точки зрения количества встроенных модулей, так и возможностей распределенных входов/выходов, система регулирования может быть расширена от минимальных требований к применению до очень больших значений.

Типовые применения включают в себя:

- выработку электроэнергии: режимы базовый, пиковый, резервный, на морских судах;
- газовые турбины на базе авиационных двигателей;
- компрессию: переработка газа, выработка газа, магистральные газопроводы;
- когенерационные циклы с выработкой тепла и электроэнергии (chp);
- комбинированный цикл выработки электроэнергии (chp).

Основные функции управления турбиной включают в себя:

- регулирование частоты вращения газогенератора;
- ограничение активной мощности;
- регулирование температуры выхлопных газов;

- ограничение приемистости;
- ограничение дросселирования;
- формирование кривой изменения подачи топлива при запуске;
- переход с одного вида топлива на другое в двухтопливных системах;
- обнаружение воспламенения топлива;
- регулирование работы генератора по изохронной или статической (наклонной) характеристикам.

Модуль измерения Мощности системы управления GTC100 позволяет конфигурировать следующие функциональные возможности:

- Синхронизацию Генератора:
 - *совпадение фаз;*
 - *частоту скольжения;*
 - *проверку синхронизма (для ручной синхронизации);*
- Слежение за нагрузкой генератора/регулирование нагрузки генератора:
 - *измерение и регулирование активной/реактивной нагрузки;*
 - *распределение активной/реактивной нагрузки;*
 - *ограничение активной нагрузки;*
 - *поддержание постоянной частоты;*
- Защита генератора/предупреждение:
 - *превышение/понижение напряжения;*
 - *превышение /понижение частоты;*
 - *превышение/понижение тока;*
 - *превышение активной мощности/обратная активная мощность;*
 - *превышение реактивной мощности/обратная реактивная мощность;*
 - *небаланс токов;*
 - *обратная фазовая последовательность напряжения;*
 - *обратная фазовая последовательность тока.*

Структура Скоростных Групп среды разработки GАР предписывает быструю, детерминистическую, и полностью повторяемую динамику поведения. Доскональное и обширное тестирование Быстрого Преобразования Фурье доказало, что реакция системы управления в любой момент времени является совершенно такой, какая ожидалось, независимо от того, что происходит в каком либо другом ее месте. Реакция идентична также предыдущим архитектурам RTOS, запатентованной компанией Woodward. Программируемые Логические Контроллеры могут использовать менее жесткую структуру построения контура, что может привести к динамической нестабильности, такой например как добавление или удаление кода.

Платформа GTC-100 поддерживает множество протоколов и физических средств для связи с Распределенными Системами Управления, Программируемыми Логическими Контроллерами, Интерфейсами Человек-Машина и системами SCADA. Поддерживаемые Протоколы: Modbus RTU через последовательные порты или Ethernet, DDE Dynamic Data Exchange: Динамический Обмен Данными (последовательный).

Технология ModBus обеспечивает предельную гибкость входов/выходов управления и распределенную информацию. Платформа GTC100 охватывает это направление (тенденцию), оставляя в тоже время встроенные входы/выходы для тех сигналов, которые не являются коммерческими или технически не готовы для распределения по шине ModBus. На рисунке 4.3 представлена типовая конфигурация стратегии сетевого управления GTC-100.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		51

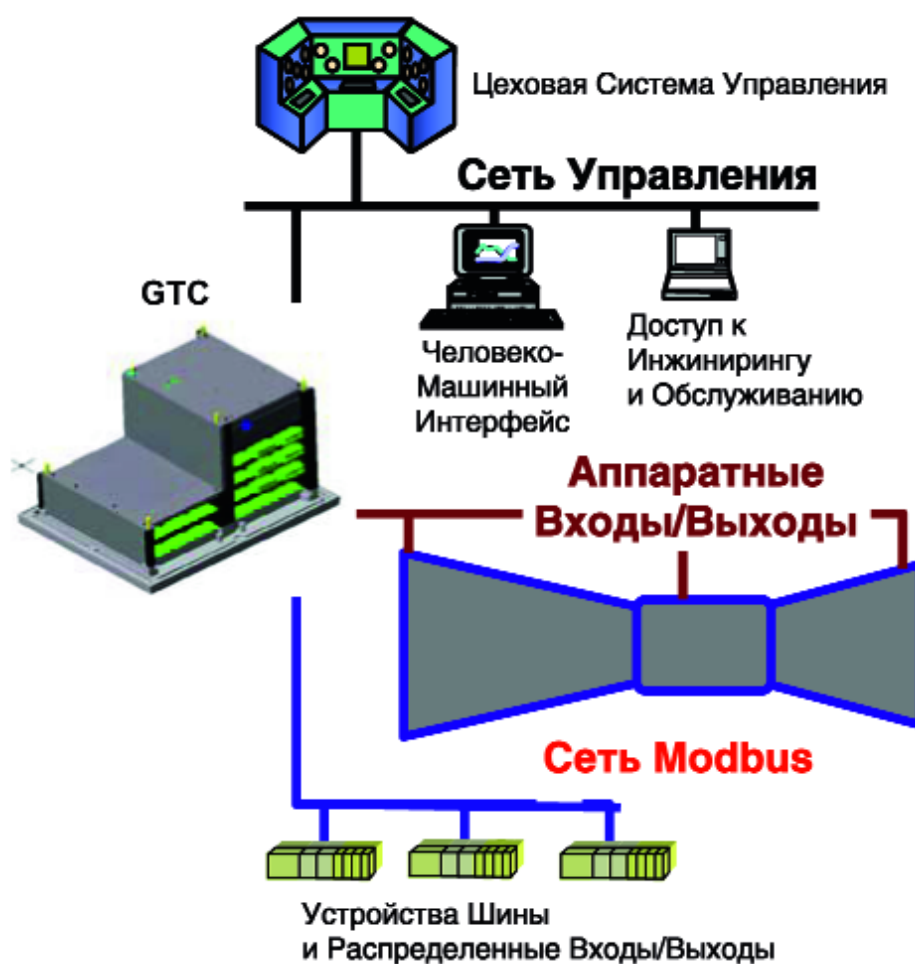


Рисунок 4.3 – Типовая конфигурация стратегии сетевого управления GTC-

100

Woodward предлагает полный набор программных продуктов сервисного интерфейса. От простого наблюдения за любыми переменными системы до регистрации с высоким разрешением параметров управления, доступны также сервисные инструменты для упрощения обнаружения неисправностей:

- Watch Window: представление на базе Windows переменных управления;
- Control Assistant: представления данных на базе Windows с высокой скоростью сбора и регистрации и другие полезные утилиты;
- Human Machine Interface (HMI): стандартные коммерческие программы HMI (Интерфейс Человек-Машина) сопряжения через Ethernet или последовательный порт для обеспечения доступа оператора.

					27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		52

На рисунке 4.4 представлен габаритно-установочный чертеж системы управления GTC100.

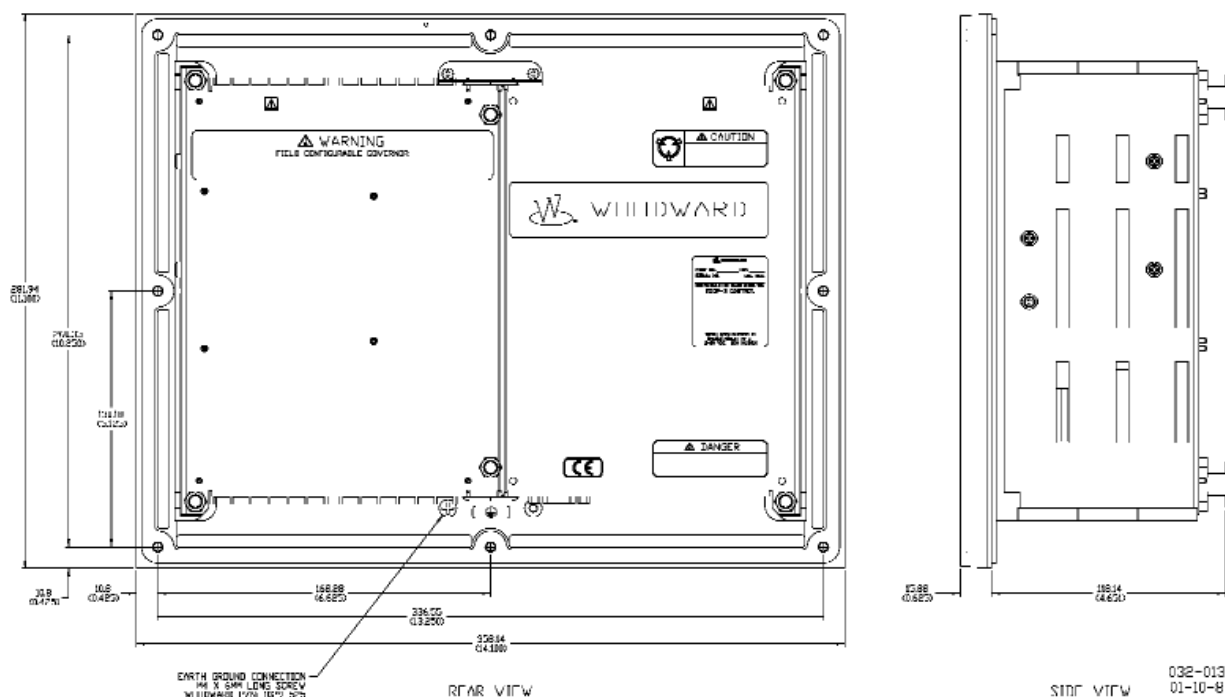


Рисунок 4.4 – Габаритно-установочный чертеж системы управления GTC-100

В состав данного модуля системы управления контроллера входят следующие компоненты:

– **Модуль SmartCore:**

- 3 последовательных изолированных порта: 1 – RS-232, 2 – конфигурируемых RS-232, RS-422, RS-485;
- 2 входа магнитоэлектрических преобразователей/бесконтактных датчиков зазора;
- 24 дискретных входа;
- 6 аналоговых входов (4-20 мА, 0-5 В);
- 6 аналоговых выходов (4-20 мА);
- 2 выхода актюатора (4-20 мА, 20-200 мА);

– **Источник Питания:**

- 18-32 В постоянного тока;
- 12 драйверов реле;

– Плата Входов/Выходов Atlas (опция):

- 2 магнитоэлектрических преобразователя частоты вращения;
- 4 входа термопреобразователей сопротивления (100 или 200 Ом, 3-х проводные)/4-20 мА (выбираются программно);
- 11 входов термоэлектрических преобразователей (E, J, K, N, R, S, T)/4-20 мА (выбираются программно);
- 2 аналоговых выхода 4-20 мА;
- встроенный сенсор температуры холодных спаев;

– Модуль Измерения Мощности:

- вход трансформатора напряжения 70/120/240 В переменного тока;
- 2 входа трехфазного напряжения;
- 2 входа трехфазного тока;
- Вход Трансформатора Тока 0-5 А;
- вход сигнала рассогласования по частоте вращения (ШИМ, 4-20 мА, 0:5 В, ±3 В);
- вход рассогласования по напряжению (4-20 мА, ±1 В, ±3 В, ±9 В);
- канал LON: соединяет с другими системами Woodward Power Management;
- точность подсчета уровня дохода (ANSI C12.1);
- расчет мощности по IEEE-1459;

4.2 Моделирование алгоритма управления ГТД в среде MatLAB Simulink

Основными регулируемыми факторами для газотурбинного двигателя являются скорость вращения и температура газов за турбиной. Необходимо провести настройку ПИД-регуляторов по каналам управления скоростью вращения и по каналу управления температурой за турбиной. Для моделирования алгоритма управления берутся упрощенные модели данных процессов, уравнения которых были выведены в главе 3. Для более сложных

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		54

моделей необходим более точный расчет параметров передаточных функций. Соответственно и подбор параметров будет более сложным.

Структура линейной динамической системы задается в пространстве состояний в следующем виде:

$$\Delta \dot{n} = a_1 \Delta n + b_1 \Delta G_T, \quad (4.1)$$

$$\Delta \dot{T}_4 = a_2 \Delta T_4 + b_2 \Delta G_T, \quad (4.2)$$

где $\Delta \dot{n}$ – приращение ускорения ротора относительно выбранного установившегося режима;

Δn – приращение частоты вращения ротора;

$\Delta \dot{T}_4$ – приращение температуры газов за турбиной относительно выбранного установившегося режима;

ΔT_4 – приращение температуры газов;

ΔG_T – приращение расхода топлива;

a_1, b_1, a_2, b_2 – коэффициенты ЛДМ.

С помощью формул, приведенных в главе 3, были получены следующие ЛДМ для скорости вращения и температуры газов за турбиной:

$$0.56 \Delta \dot{n} = -\Delta n + 0.45 \Delta G_T, \quad (4.3)$$

$$0.56 \Delta \dot{T}_4 = -\Delta T_4 + (0.29s + 0.35) \Delta G_T, \quad (4.4)$$

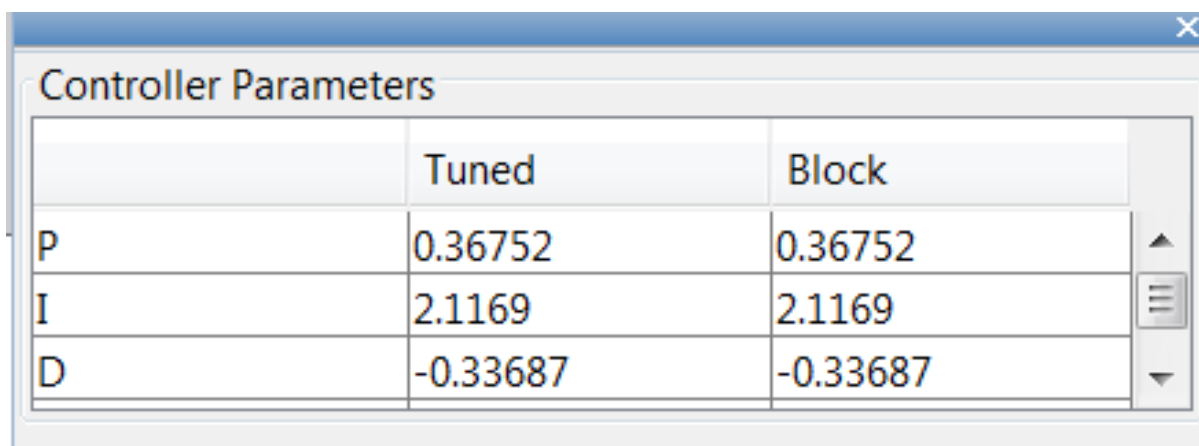
По данным ЛДМ были получены передаточные функции ГТД по вращению и температуре:

$$H_{ГТДn}(s) = \frac{0.45}{0.56s+1}, \quad (4.5)$$

$$H_{ГТДT_4}(s) = \frac{0.29s+0.35}{0.56s+1}, \quad (4.6)$$

Коэффициенты ПИД-регуляторов для каждого из каналов управления были получены с помощью автоматической настройки в среде Simulink. Данные настроек и полученные переходные процессы показаны на рисунках 4.5 – 4.8. Настраечные параметры подбирались из условия, что перерегулирование не должно превышать 2.5% по каналу скорости вращения, процесс изменения температуры должен быть монотонно

нарастающим, а время переходных процессов должно лежать в пределах от 2 до 3 секунд.



	Tuned	Block
P	0.36752	0.36752
I	2.1169	2.1169
D	-0.33687	-0.33687

Рисунок 4.5 – Коэффициенты ПИД-регулятора по каналу управления скоростью вращения вала

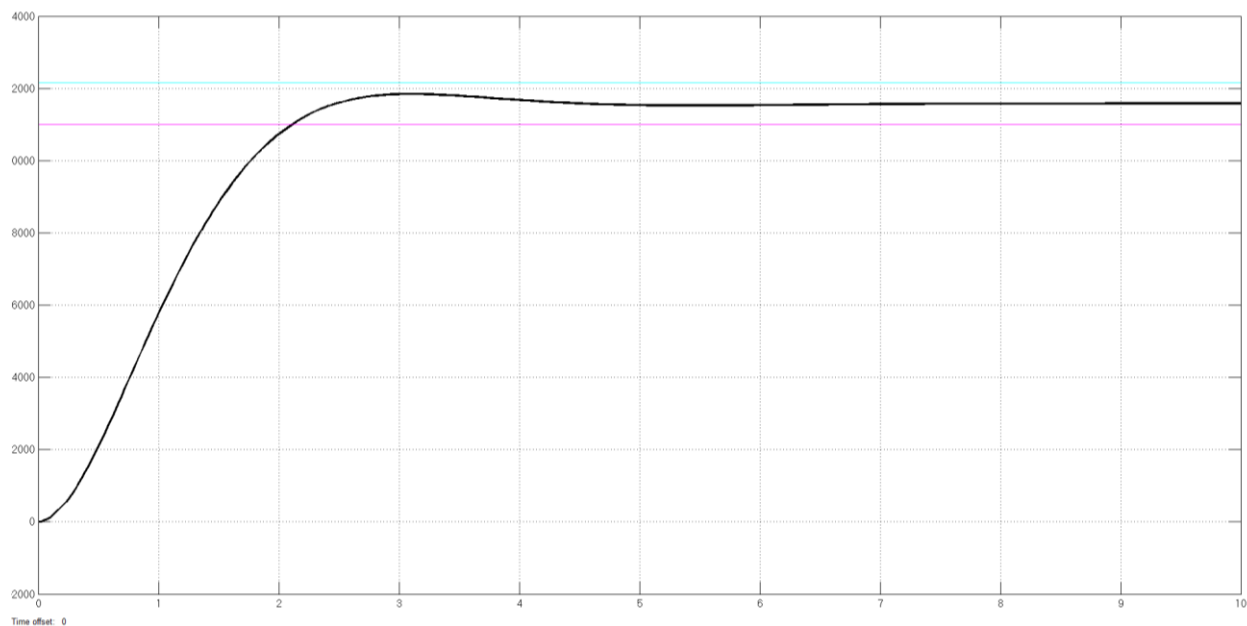


Рисунок 4.6 – Переходный процесс по каналу управления скоростью вращения вала после введения ПИД-регулятора

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР

Лист

56

Controller Parameters		
	Tuned	Block
P	0	0
I	3.5305	3.5305
D	0	0

Рисунок 4.7 – Коэффициенты ПИД-регулятора по каналу управления температурой газов за турбиной

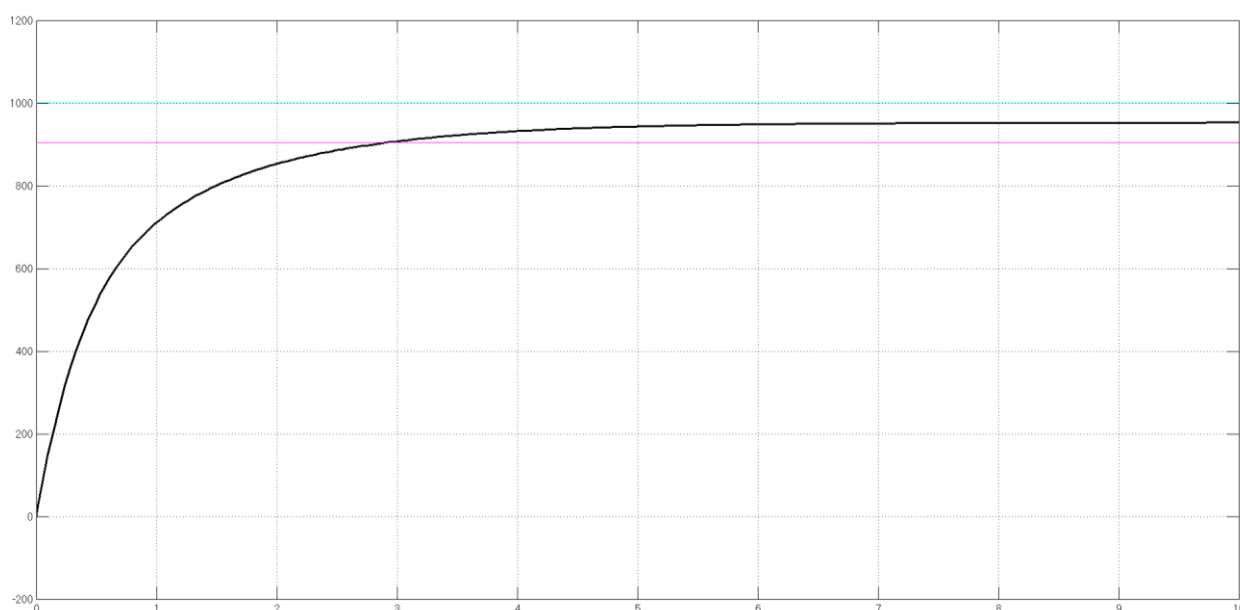


Рисунок 4.8 – Переходный процесс по каналу управления температурой газов за турбиной после введения ПИД-регулятора.

По полученным коэффициентам получим следующие уравнения ПИД-регуляторов для обоих каналов:

$$W_{PIDn}(s) = 0.36752 + \frac{2.1169}{s} - 0.33687 \frac{1.091}{1 + 1.091 \cdot \frac{1}{s}}, \quad (4.7)$$

$$W_{PIDT_4}(s) = \frac{3.5305}{s}, \quad (4.8)$$

В системах автоматического управления (САУ) многомерными, многосвязными объектами с числом управляющих воздействий, меньшим числа управляемых координат, формирование управления часто

осуществляется с помощью селекторов. К таким системам относятся, например, САУ подачи топлива в камеры сгорания газотурбинных двигателей (ГТД). Обычно применяется принцип селектирования, согласно которому регулируется параметр двигателя, наиболее приблизившийся к величине, определяемой программой регулирования. Такое селектирование реализуется с помощью алгебраических селекторов (АС). Большое распространение в САУ получили селекторы минимальной или максимальной алгебраической величины, переключающие каналы управления. По такому принципу и строится работа рассматриваемого контроллера ГТС-100. Смоделируем его работу по каналам управления скоростью вращения вала и температурой газа за турбиной. Схемы моделирования представлены на рисунках 4.9 – 4.10. Их различие в том, что на рисунке 4.9 смоделирована схема без включения корректирующих звеньев, а на рисунке 4.10 корректирующие звенья имеются.

Обычно применяется принцип селективного выбора канала, согласно которому регулируется параметр ГТД, наиболее приблизившийся к величине, определяемой программой регулирования. Таким образом, на номинальных оборотах и высоких нагрузках будет происходить переключение селектора между регуляторами скорости вращения и температуры выхлопных газов. Следовательно, в САУ ГТД с алгебраическим селектором условия переключения каналов необходимо увязывать с заданным качеством переходных процессов по выходным координатам объекта управления и с динамическими характеристиками отдельных каналов.

Для получения необходимого качества регулирования переключение селектора должно происходить в момент равенства рассогласований между текущими значениями параметров и их задающими значениями, т.е. в момент равенства сигналов перед корректирующими звеньями регуляторов

$$E_1(t) = E_2(t) \quad (4.9)$$

Проведенный анализ показывает, что регулятор температуры газа является инерционным по отношению к регулятору частоты вращения ротора

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		58

ГТД, поэтому селектор переключается с канала частоты вращения ротора на канал температуры газа с запаздыванием. В результате происходит заброс по температуре газа. Введение дополнительной корректировки обусловлено повышением динамической точности. Передаточные функции рассчитываются, исходя из условий:

$$W_{K_1}(s) = \frac{W_1 - 1}{W_2}, \quad (4.10)$$

$$W_{K_2}(s) = \frac{-W_2 + 1}{W_2}, \quad (4.11)$$

где $W_{K_1}(s) - W_{PIDn}(s)$, а $W_{K_2}(s) - W_{PIDT_4}(s)$.

После всех преобразований получим следующие передаточные функции корректирующих звеньев:

$$W_{K_1}(s) = 0,43(0,83s + 1), \quad (4.12)$$

$$W_{K_2}(s) = 0,35(0,83p + 1) - 1, \quad (4.13)$$

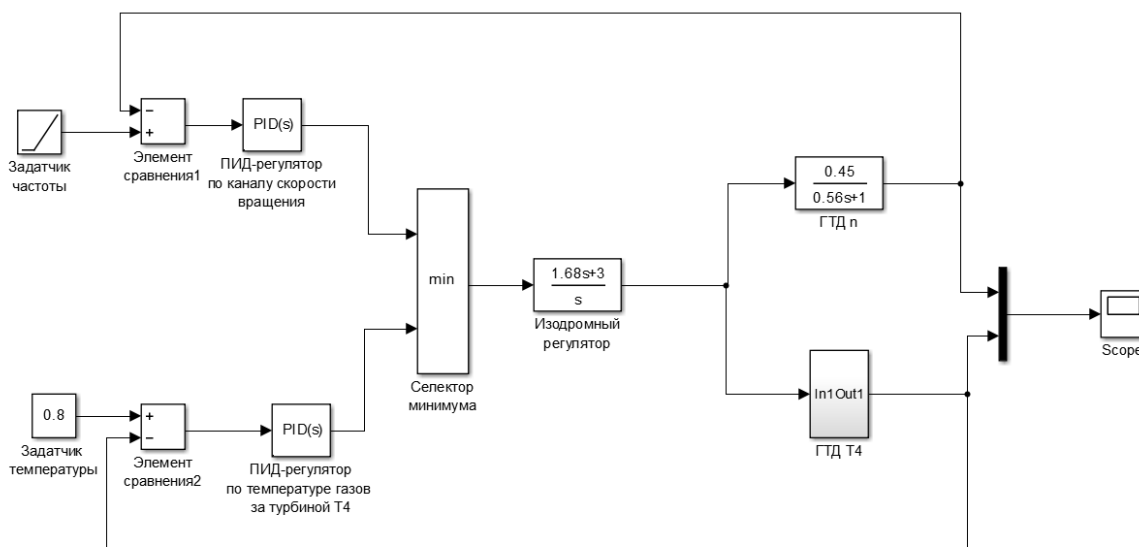


Рисунок 4.9 – Структурная схема САР без корректирующих звеньев

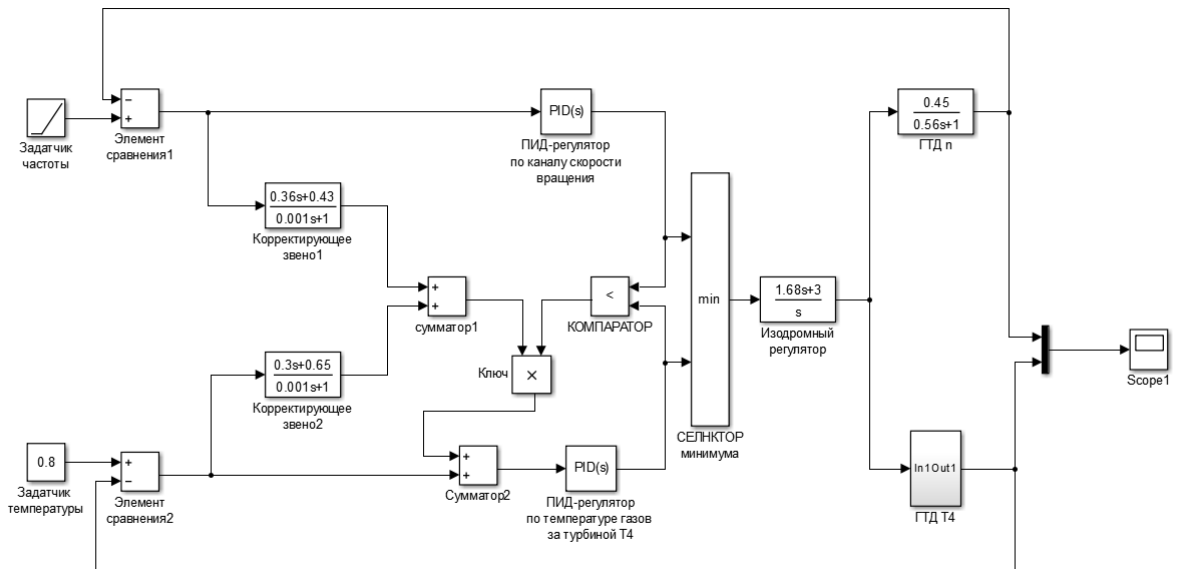


Рисунок 4.10 – Структурная схема САР с корректирующими звеньями.

На рисунках 4.11 – 4.12 показаны результаты моделирования обеих схем. Все значения представлены в относительных единицах.

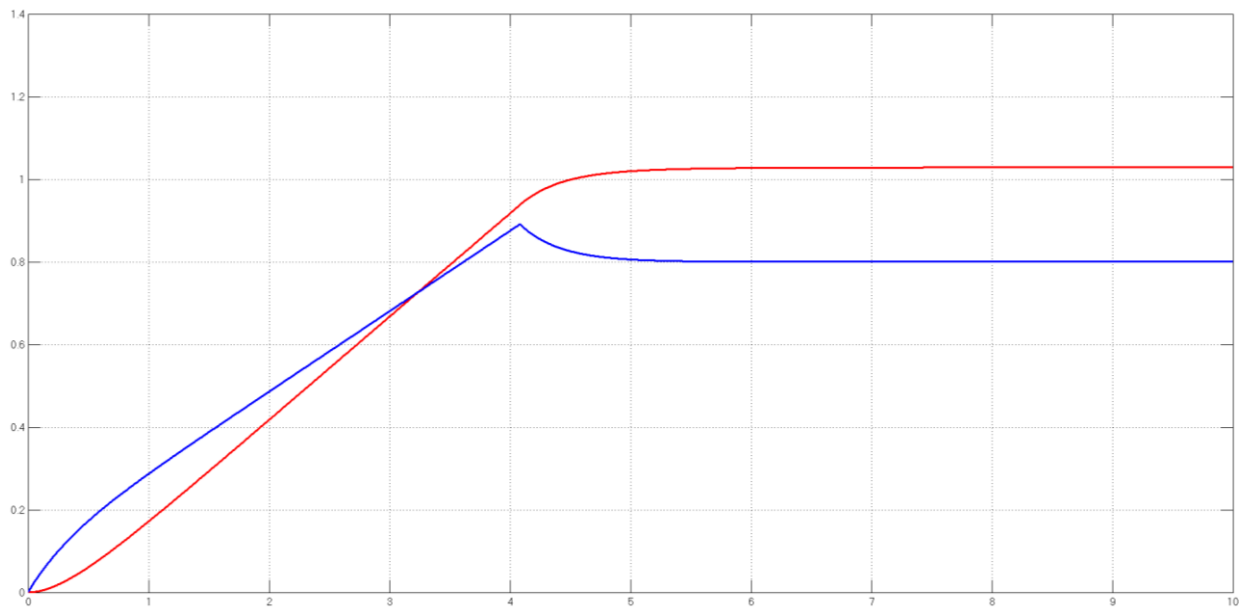


Рисунок 4.11 – Моделирование процессов САР с селектированием сигналов без коррекции

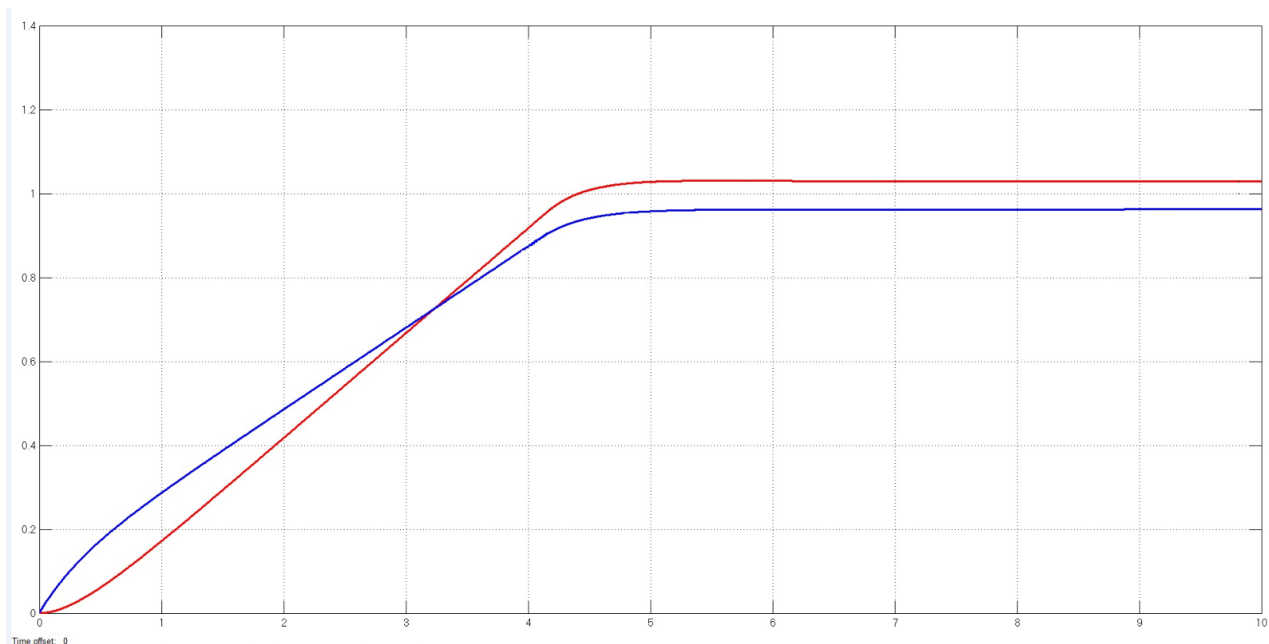


Рисунок 4.12 – Моделирование процессов САР с селективированием сигналов с введением корректирующих звеньев.

На графике синяя линия соответствует каналу температуры, красная линия – каналу частоты. На первом графике (рисунок 4.11) показан процесс до введения корректирующих звеньев. Так как регулятор температуры является инерционным по отношению к регулятору частоты вращения, то селектор переключается с запаздыванием, что приводит к забросу температуры газов.

Для повышения динамической точности системы при переключении селектора необходимо ввести корректирующие звенья. Этот процесс показан на рисунке 4.12. Здесь обеспечивается более раннее селективирование и включение в работу канала температуры, ликвидируя заброс температуры газов.

Качество переходных процессов численно можно охарактеризовать следующими показателями качества:

1. Время переходного процесса $t_{\text{пн}}$, характеризует быстроедействие системы и определяется как интервал времени от начала переходного процесса до момента, когда отклонение выходной величины от его нового установившегося значения становится меньше 5%.

Для первого графика:

$$t_{пп1} = 4,2 \text{ с}$$

Для второго графика:

$$t_{пп2} = 3,3 \text{ с}$$

2. Перерегулирование (определяется величиной первого выброса) – отношение разности максимального значения переходной характеристики и ее установившегося значения к величине установившегося значения. Измеряется обычно в процентах. Для графика на рисунке 4.11 перерегулирование равно 10%, для второго 0%, так как оба процесса монотонно возрастают.

Вывод по разделу 4: В данном разделе был подробно рассмотрен и изучен принцип работы контроллера GTC-100 компании WOODWARD. Также были рассчитаны основные передаточные функции, необходимые для моделирования алгоритма управления на базе данного контроллера. С помощью среды моделирования Matlab Simulink были получены настроечные параметры ПИД-регуляторов по заданным каналам управления и реализован алгоритм управления с селективированием каналов.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		62

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе выполнения выпускной квалификационной работы была разработана упрощенная статическая модель, основанная на заданных в техническом задании характеристиках. Для анализа и синтеза системы управления реализована упрощенная динамическая модель данной установки.

По полученным данным статической модели синтезирован регулятор скорости и регулятор температуры. Также был смоделирован алгоритм управления специализированного контроллера по заданным каналам регулирования.

В дальнейшем на базе исследований и моделирований, проведенных в ходе выполнения выпускной квалификационной работы, планируется разработка подобного алгоритма управления на базе данного контроллера для более сложной модели ГТД и для большего количества числа каналов управления.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		63

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. НИР. Пояснительная записка к плану разработки энергетической газотурбинной установки (АВАНПРОЕКТ МЭГТУ)/Уфа: УАП Гидравлика, 2008. — 102 с.
2. Moore, M.J. Micro-turbine generators / M.J. Moore. – New-York:John Wiley & Sons, 2002. – 126 p.
3. Stephane, L.H. Microturbine Generator / L.H. Stephane. – Oklahoma: Pennwell Pub, 2003. – 204 p.
4. Advanced MicroTurbine System. REVIEW 2002. Capstone Turbine Corporation. [Электронный ресурс] / Matthew Stewart – Электрон. дан. – Режим доступа: <http://infohouse.p2ric.org/ref/20/19279.pdf>, свободный. – Загл с экрана.
5. 100 кВт микротурбинная установка для комбинированного производства тепла и электроэнергии. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ. [Электронный ресурс] / Elliott Energy Systems, Inc. – Электрон. дан. – Режим доступа: http://www.micro-turbines.ru/pdf/ta_100.pdf, свободный. – Загл с экрана.
6. Robert, K.C. Low-Swirl Combustion-An Ultra-Low Emissions Technology for Industrial Heating & Gas Turbines, and Its Potential for Hydrogen Turbines / K.C. Robert – Berkeley: WebcastNov – 2006.
7. Gabrielsson, R. Microturbines / R. Gabrielsson – Volvo Aero Corporation. – 2005 – Section 1; Section 2.
8. Пат. F01D15/10; F02C9/28; F01D15/00. WO2004025100 (A2) 25.03.2004. Multiple control loop acceleration of turboalternator after reaching self-sustaining speed previous to reaching synchronous speed / США; заявитель Elliott Energy Systems Inc.
9. Пат. F02C9/28; F02C9/32; F02C9/00. WO2004025084 (A2) 25.03.2004. Multiple control loop acceleration of turboalternator previous to self-sustaining speed / США; заявитель Elliott Energy Systems Inc.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		64

10. Пат. F01D17/20; F01D19/00; F02C7/224. WO03014551 (A1) 2003-02-20. Method for ignition and start up of a turbogenerator / США; заявитель Elliott Energy Systems Inc.

11. Пат. H02P 9/00. US6787933 (A1) 09.07.2003. Power generation system having transient ride-through/load-leveling capabilities / США; заявитель Capstone Turbine Corp (US).

12. Добрянский, Г.В. Динамика авиационных ГТД / Добрянский Г.В., Мартынова Т.С. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.

13. Qusai, Z. Modeling and Simulation of a Gas Turbine Engine for Power Generation / Z. Qusai, S.Y. Munzer Ebaïd, Al-Hamdan. – april, 2006 – Journal of Engineering for Gas Turbine and Power – 302–311 p.

14. Szederkenyi, G. Nonlinear Model-Building of a Low-Power Gas Turbine. / G. Szederkenyi, M. Katalin Hangos – october, 2001 – Periodica Polytechnica Ser. – 117–135 p.

15. Инструкция по эксплуатации [Электронный ресурс] / Burkert – Электрон. дан. – Режим доступа: <https://www.burkert.com.ru/ru/type/8626>, свободный. – Загл с экрана.

16. GTC100 Gas Turbine Control for Generator or Compressor Applications. Manual 26284 [Электронный ресурс] / Woodward – Электрон. дан. – Режим доступа: http://rtd-universal.com/files/1878260071-26284_D.pdf, свободный. – Загл с экрана.

17. Петунии, В.И. Принципы построения логико-динамических систем автоматического управления газотурбинными двигателями / В.И. Петунии // Вестник УГАТУ. – 2003. – Том 4. – № 1. – с. 78–87.

18. Интегральные системы автоматического управления силовыми установками самолетов / Под ред. А.А. Шевякова. – М.: Машиностроение, 1983. – 283 с.

19. Петунин В.И. Синтез логико-динамических систем автоматического управления газотурбинными двигателями на основе

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		65

согласования и адаптации каналов управления [Текст]: дис. канд. тех. наук / Петунин Валерий Иванович – Уфа: 2011 – 332 с.

20. Иноземцев А. А. Газотурбинные двигатели / А. А. Иноземцев, В. Л. Сандрацкий. — Пермь: ОАО "Авиадвигатель", 2006. — 1204 с.

21. Цанев С. В. Газотурбинные и парогазовые установки тепловых электростанций: учебное пособие для вузов / С. В. Цанев, В. Д. Буров, А. Н. Ремезов. — М.: Издательство МАИ, 2002. — 584 с.

22. Миргород В. Ф. Виртуальный стенд для моделирования систем авиационных двигателей / В. Ф. Миргород, В. М. Грудинкин // Искусственный интеллект. — 2006. — № 3. — С. 193—198.

23. Kulikov G. G. Dynamic modelling of gas turbines: identification, simulation, condition monitoring and optimal control / G. G. Kulikov, H. A. Thompson. — London: Springer-Verlag, 2004. — 305 p.

24. Vroemen B. G. Model Predictive Control of a Gas Turbine Installation / B. G. Vroemen. — WFW report 97.002. — Faculty of Mechanical Engineering, Eindhoven University of Technology. — 1997. — 107 p.

25. Терехин В.В. Основы моделирования в MATLAB. Часть 2. Simulink: Учебное пособие. - Новокузнецк: РИО НФИ КемГУ, 2004. - 304 с.

26. СТО ЮУрГУ 04–2008 Стандарт организации. Курсовое и дипломное проектирование. Общие требования к содержанию и оформлению / составители: Т.И. Парубочая, Н.В. Сырейщикова, В.И. Гузеев, Л.В. Винокурова. – Челябинск: Изд–во ЮУрГУ, 2008.

27. Khairiyah Mond, Y. Formulation of model predictive control algorithm for nonlinear processes. – Universiti Teknologi Malaysia, 2006. – 127 с.

28. O'Dwyer, A. Handbook pi and pid controller tuning rules. – Imperial College Press, 2009. – 623 с.

29. Dougherty, D. A Practical Multiple Model Adaptive Strategy for Multivariable Model Predictive Control. – University of Connecticut, 2002. – 392с.

30. Потемкин В.Г. Система MATLAB: Справочное пособие. М.: Диалог, МИФИ, 1997. - 350 с.

31. Сальгадо, М. Э. Проектирование систем управления. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2004. – 913 с.

32. Миргород В. Ф. Виртуальный стенд для моделирования систем авиационных двигателей / В. Ф. Миргород, В. М. Грудинкин // Искусственный интеллект. — 2006. — № 3. — С. 193—198.

33. Kulikov G. G. Dynamic modelling of gas turbines: identification, simulation, condition monitoring and optimal control / G. G. Kulikov, H. A. Thompson. — London : Springer-Verlag, 2004. — 305 p.

34. Vroemen B. G. Model Predictive Control of a Gas Turbine Installation / B. G. Vroemen. — WFW report 97.002. — Faculty of Mechanical Engineering, Eindhoven University of Technology. — 2000. — 112 p.

35. Терехин В.В. Основы моделирования в MATLAB. Часть 1. Simulink: Учебное пособие. - Новокузнецк: РИО НФИ КемГУ, 2004. - 308 с.

36. Al-Hamdan, Qusai Z., and Munzer S.Y. Ebaid. "Modeling and Simulation of a Gas Turbine Engine for Power Generation." Journal of Engineering for Gas Turbine and Power 128: 302-311, APRIL 2006.

37. Lichtsinder, Michael, and Yeshayahou Levy. "Jet Engine Model for Control and RealTime Simulations." Journal of Engineering for Gas Turbines and Power 128: 745-753, OCTOBER 2006

38. Hung, W.W. "Dynamic Simulation of Gas-Turbine Generating Unit." IEE PROCEEDINGS-C 138: 342-350, JULY 1991.

39. Camporeale, S.M., B. Fortunato, and M. Mastrovito. "A Modular Code for Real Time Dynamic Simulation of Gas Turbines in Simulink." Journal of Engineering for Gas Turbines and Power 128: 506-517, JULY 2006.

40. Ailer, Piroska, Imre Santa, Gabor Szederkenyi, and M. Katalin Hangos. "Nonlinear Model-Building of a Low-Power Gas Turbine." Periodica Polytechnica Ser. Transp. Eng. 29: 117-135, OCTOBER 2001.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		67

41. Koçer, Gülru, and Oğuz Uzol. "Real-Time Simulation of a Small Turbojet Engine." 4. Ankara International Aerospace Conference. Ankara, 2007.

42. Nagpal, M., A. Moshref, G.K. Morison, and P. Kundur. "Experience with Testing and Modeling of Gas Turbines." Power Engineering Society Winter Meeting, IEEE.. 652-656, 2001.

43. Korakianitis, T., J.I. Hochstein, and D. Zou. "Prediction of the Transient Thermodynamic Response of a Closed-Cycle Regenerative Gas Turbine." Journal of Engineering for Gas Turbines and Power 127: 57-64, JANUARY 2005.

44. Kim, J.H., T.W. Song, T.S. Kim, and S.T. Ro. "Dynamic Simulation of Full Startup Procedure of Heavy-Duty Gas Turbines." Journal of Engineering for Gas Turbines and Power 124: 510-516, JULY 2002.

45. Camporeale, S.M., B. Fortunato, and A. Dumas. "Non-Linear Simulation Model and Multivariable Control of a Regenerative Single Shaft Gas Turbine." IEEE International Conference on Control Applications. Hartford, CT., 721-723, 1997.

46. Kim, J.H., T.W. Song, T.S. Kim, and S.T. Ro. "Model Development and Simulation of Transient Behavior of Heavy Duty Gas Turbines." Journal of Engineering for Gas Turbines and Power 123: 589-594, JULY 2001.

47. Watanabe, Airo, Semih M. Ölçmen, Robert Leland, and Kevin W. Whitaker. "Soft Computing Applications on SR-30 Turbojet Engine." 1. AIAA Intelligent Systems Technical Conference. Chicago, IN, 2004.

48. Yu, Youhong, Lingen Chen, Fengrui Sun, and Chih Wu. "Matlab/Simulink-Based Simulation for Digital Control System of Marine Three-Shaft Gas Turbine." Applied Energy 80: 1-10, 2005.

49. Mu, Junxia, David Rees, and G.P. Liu. "Advanced Controller Design for Aircraft Gas Turbine Engines." Control Engineering Practice 13 : 1001-1015, 2005.

50. Ailer, P., G. Szederkenyi, and K.M. Hangos. "Model-BAsed Nonlinear Control of a Low-Power Gas Turbine." 15. IFAC Triennial World Congress. Barcelona, 2002.

51. Andoga, Rudolf, Ladislav Madarasz, and Ladislav Fozo. "Digital Electronic Control of a Small Turbojet Engine - MPM 20." 12. International Conference on Intelligent Engineering Systems. Miami, Florida. 37-40, 2008.

52. Kim, J.H., T.S. Kim, and S.T. Ro. "Analysis of the Dynamic Behaviour of Regenerative Gas Turbines." Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers 215: 339-346, 2001.

53. Kerrebrock, Jack L. Aircraft Engines and Gas Turbines. Cambridge, Massachusetts: The MIT Press, 1996.

54. Kulikov, Gennady G., and Haydn A. Thompson. Dynamic Modelling of Gas Turbines. London: Springer-Verlag, 2004.

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		69

ПРИЛОЖЕНИЕ А

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		<i>70</i>

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		<i>71</i>

ПРИЛОЖЕНИЕ В

27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР

						Лист
						72
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР

						<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		73

ПРИЛОЖЕНИЕ Д

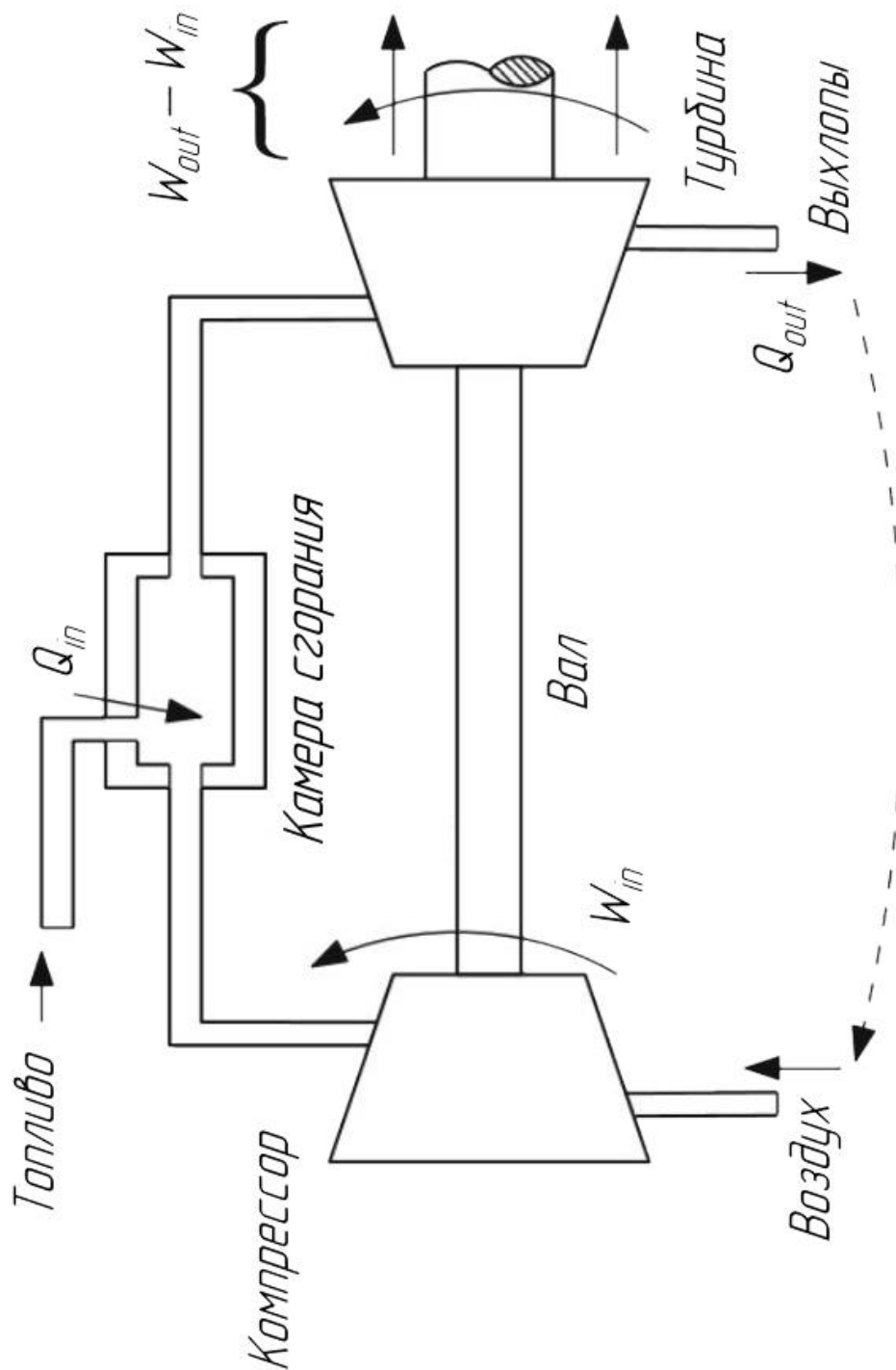
					<i>27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		74

ПРИЛОЖЕНИЕ Е

27.03.04.2017.1886 ПЗ ВКР

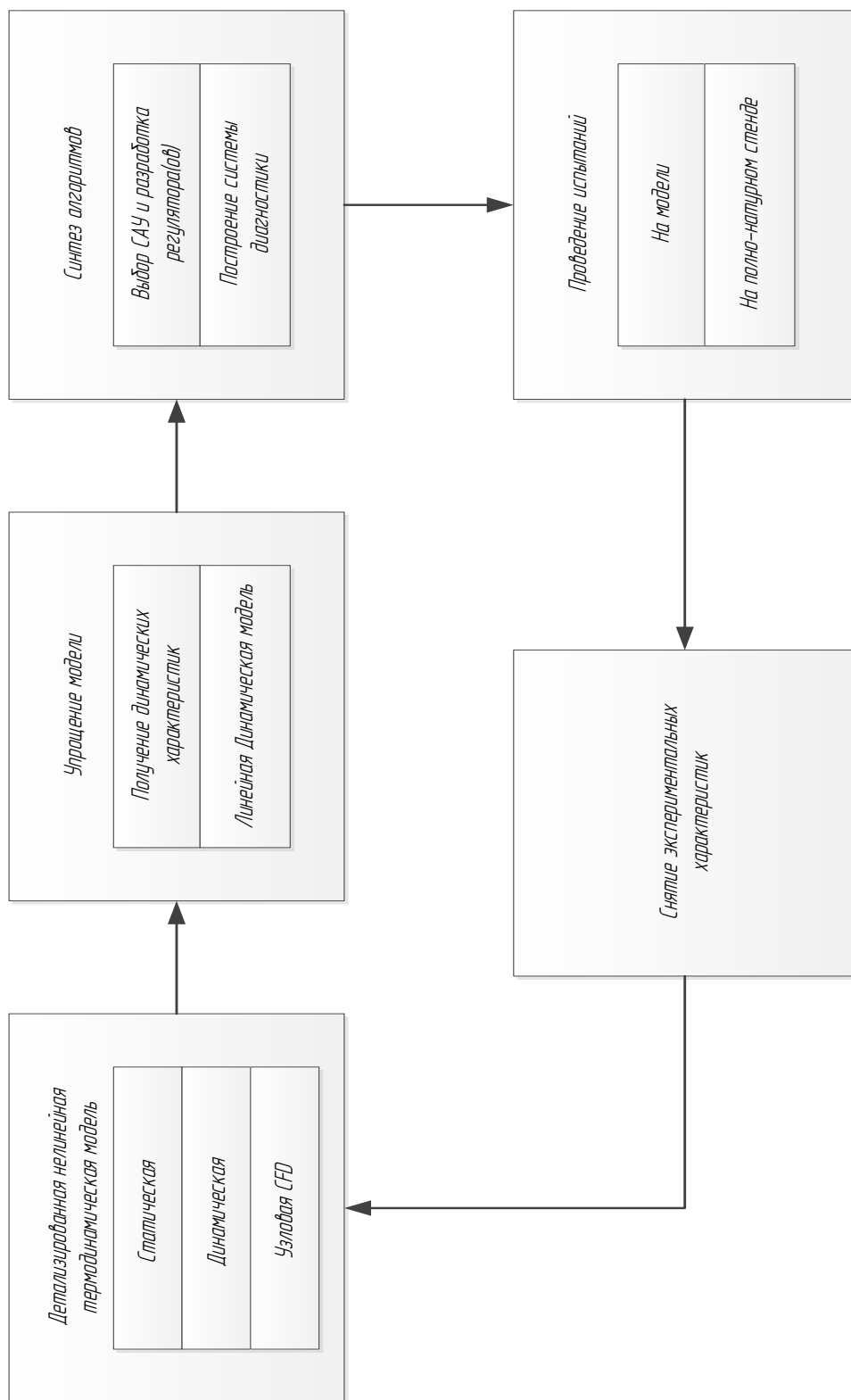
						<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		75

ПРИЛОЖЕНИЕ А



					27.03.04.2017.886 ПЗ ВКР		
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	Структурная схема одновального ГТД		
Разраб.		Логинава А.П.					
Провер.		Озеров Л.А.					
Реценз.							
Н. Контр.		Абдуллин А.А.					
Утверд.		Казаринов Л.С.			Лит.	Лист	Листов
					70		
					Кафедра АиУ		

ПРИЛОЖЕНИЕ Б



					<i>27.03.04.2017.886 ПЗ ВКР</i>		
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>	<i>Структурная схема жизненного цикла модели</i>		
<i>Разраб.</i>		<i>Логонова А.П.</i>					
<i>Провер.</i>		<i>Озеров Л.А.</i>					
<i>Реценз.</i>							
<i>Н. Контр.</i>		<i>Абдуллин А.А.</i>					
<i>Утверд.</i>		<i>Казаринов Л.С.</i>					
					<i>Лит.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листов</i>
					71		
					<i>Кафедра АиУ</i>		

ПРИЛОЖЕНИЕ В

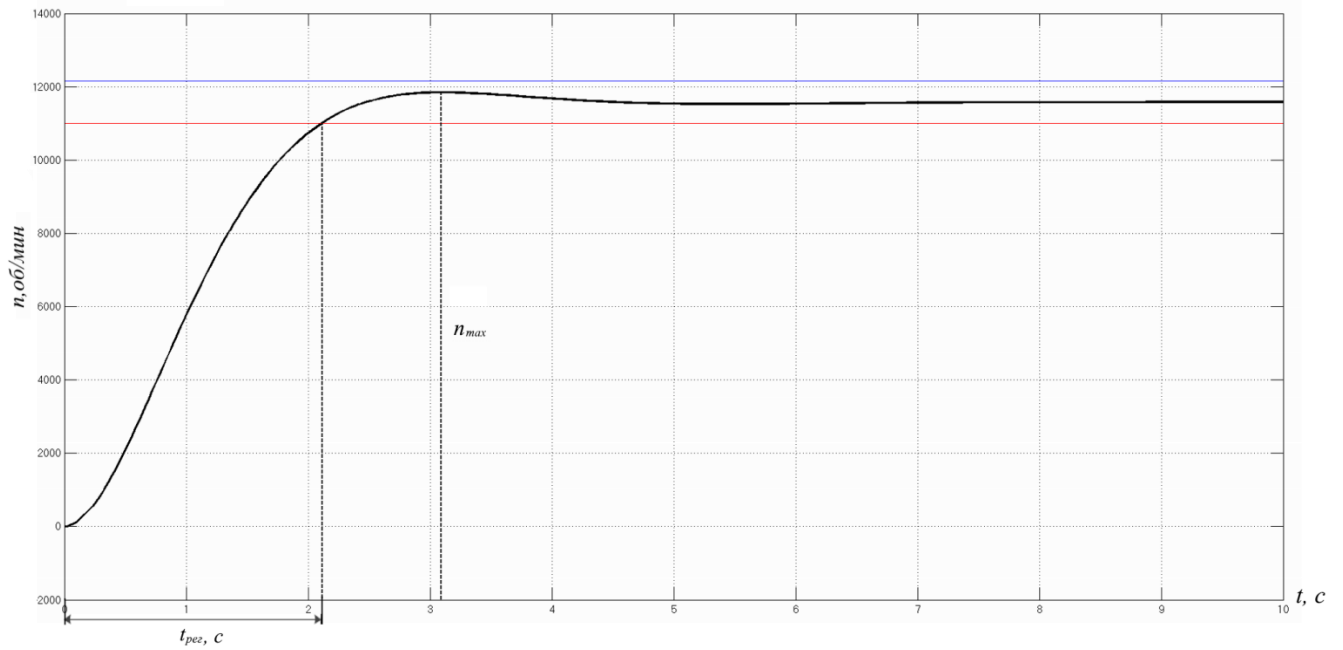


Рисунок В.1 – Переходный процесс по каналу управления скоростью вращения вала после введения ПИД-регулятора

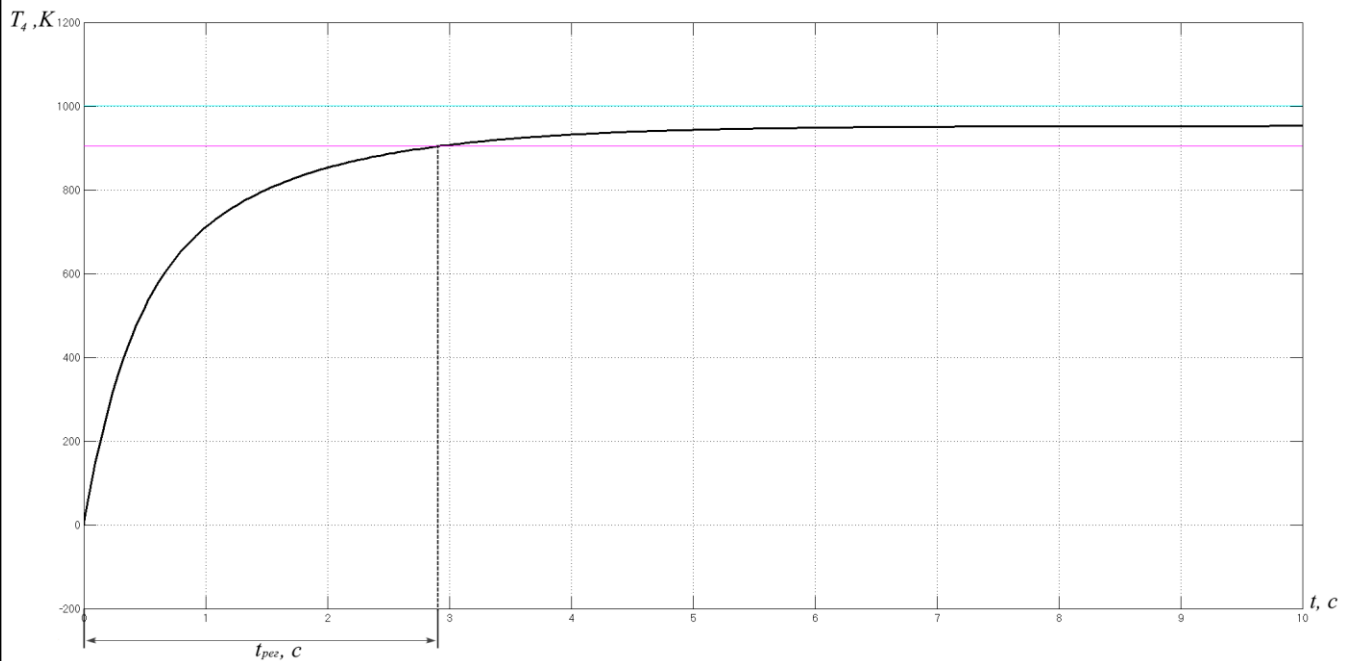


Рисунок В.2 – Переходный процесс по каналу управления температурой газов за турбиной после введения ПИД-регулятора

<i>27.03.04.2017.886 ПЗ ВКР</i>				
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>
<i>Разраб.</i>		<i>Логинава А.П.</i>		
<i>Провер.</i>		<i>Озеров Л.А.</i>		
<i>Реценз.</i>				
<i>Н. Контр.</i>		<i>Абдуллин А.А.</i>		
<i>Утверд.</i>		<i>Казаринов Л.С.</i>		
<i>Переходные процессы по каналам регулирования после введения ПИД-регулятора</i>				
			<i>Лит.</i>	<i>Лист</i>
			72	<i>Листов</i>
<i>Кафедра АиУ</i>				

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

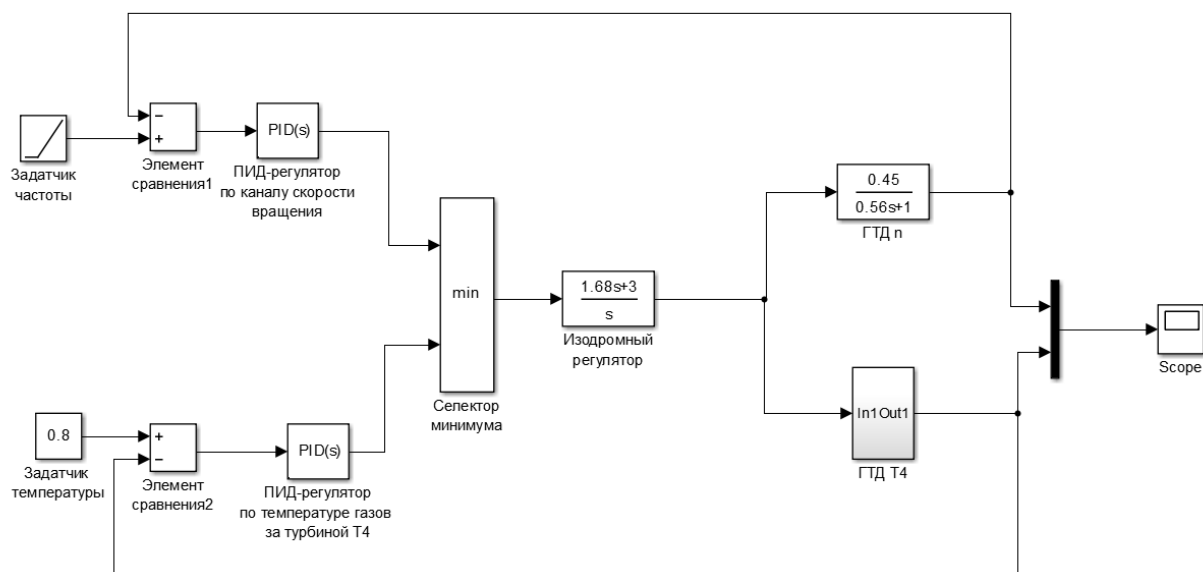


Рисунок Г.1 – Структурная схема САР с селектированием сигналов без коррекции

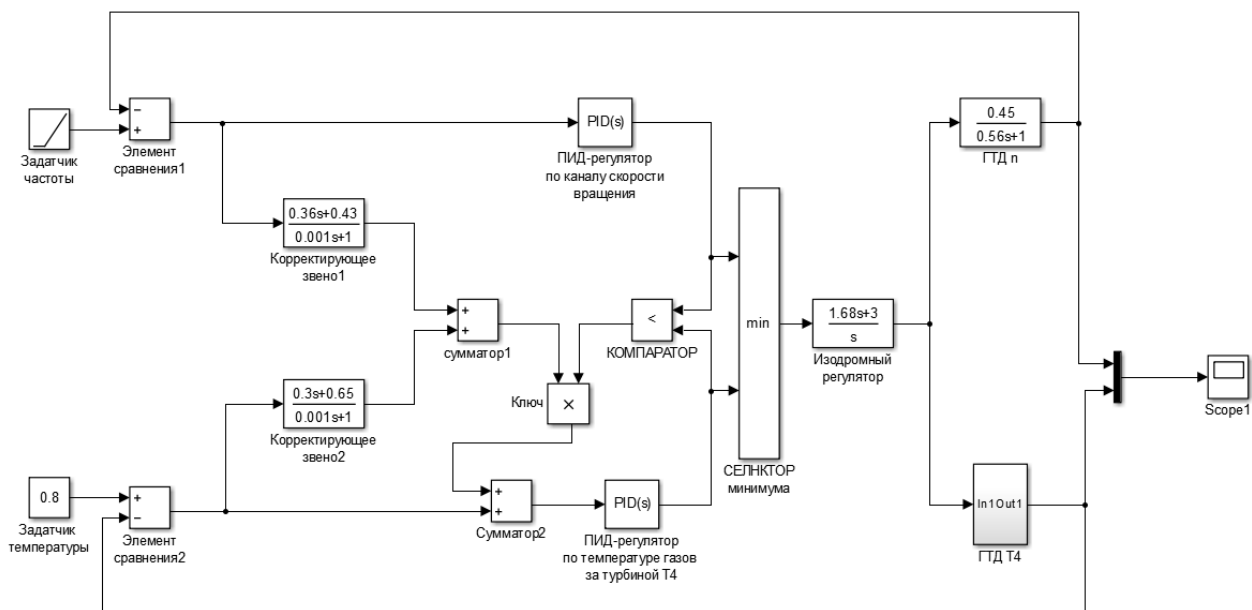
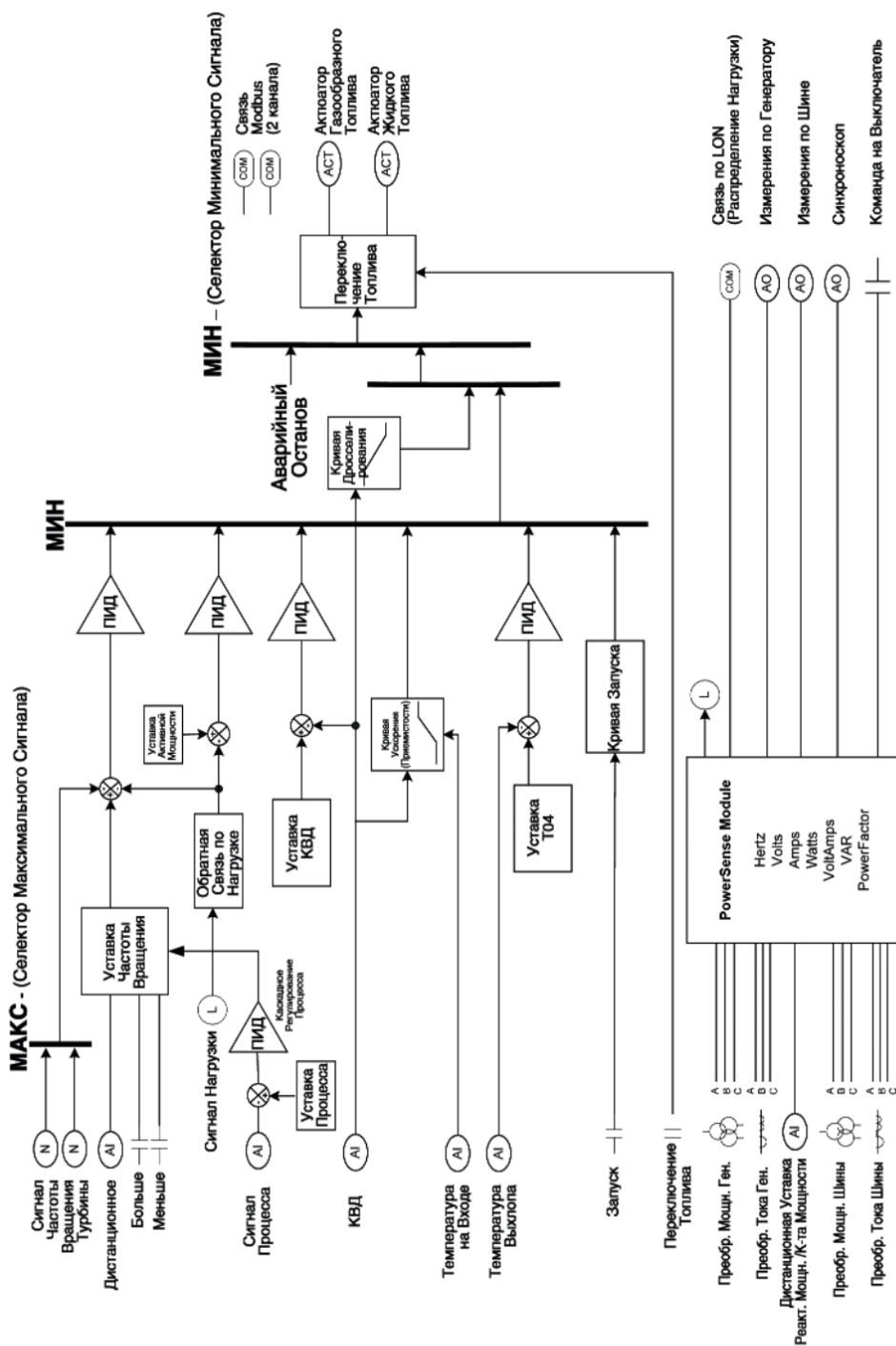


Рисунок Г.2 – Структурная схема САР с селектированием сигналов с введением корректирующих звеньев

27.03.04.2017.886 ПЗ ВКР				
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
Разраб.		Логинава А.П.		
Провер.		Озеров Л.А.		
Реценз.				
Н. Контр.		Абдуллин А.А.		
Утверд.		Казаринов Л.С.		
Структурная схемы САР с селектированием сигналов по заданным каналам управления				
			Лит.	Лист
			73	Листов
Кафедра АиУ				

ПРИЛОЖЕНИЕ Е



27.03.04.2017.886 ПЗ ВКР

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
Разраб.		Логонова А.П.		
Провер.		Озеров Л.А.		
Реценз.				
Н. Контр.		Абдуллин А.А.		
Утверд.		Казаринов Л.С.		

Функциональная схема
контроллера Woodward GTC-100

Лит.	Лист	Листов
	75	
Кафедра АиУ		