

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
«Уфимский государственный авиационный технический университет»

На правах рукописи



**СИБАГАТУЛЛИН Радмир Раилевич**

**САМОНАСТРАИВАЮЩИЙСЯ ИЗМЕРИТЕЛЬ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА  
С КОРРЕКЦИЕЙ ЭТАЛОННОЙ МОДЕЛИ В СОСТАВЕ  
ИНФОРМАЦИОННО – УПРАВЛЯЮЩЕЙ СИСТЕМЫ  
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Специальность 05.11.16

Информационно-измерительные и управляющие системы  
(в промышленности и медицине)

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель  
доктор техн. наук, профессор  
Фрид Аркадий Исаакович

УФА 2019

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ОГЛАВЛЕНИЕ .....	2
СОКРАЩЕНИЯ И ОБОЗНАЧЕНИЯ, ПРИНЯТЫЕ В РАБОТЕ .....	5
ВВЕДЕНИЕ.....	11
ГЛАВА 1. АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ИЗМЕРИТЕЛЕЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В СОСТАВЕ ИНФОРМАЦИОННО–УПРАВЛЯЮЩЕЙ СИСТЕМЫ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ .....	16
1.1 Тенденция развития авиационных ГТД .....	16
1.2 Классификация авиационных датчиков, предназначенных для измерения температуры газа ГТД .....	17
1.3 Типы погрешностей, свойственные авиационным термометрам .....	23
1.4 Особенности построения измерителей температуры газа ГТД на основе термопары .....	25
1.5 Результаты и выводы по первой главе.....	43
1.6 Постановка задач исследования .....	44
ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ И СТРУКТУРЫ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОГО САМОНАСТРАИВАЮЩЕГОСЯ ИЗМЕРИТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В СОСТАВЕ ИУС ГТД.....	45
2.1 Разработка требований к точности компенсации инерционности термопары в измерителях температуры газа ГТД .....	45
2.2 Разработка алгоритма функционирования и структуры самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД с повышенной помехоустойчивостью .....	63
2.3 Анализ предложенной схемы самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД на помехоустойчивость и сравнение с аналогами .....	70
2.4 Результаты и выводы по второй главе .....	81
ГЛАВА 3. РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ И СТРУКТУРЫ САМОНАСТРАИВАЮЩЕГОСЯ ИЗМЕРИТЕЛЯ	

ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С КОРРЕКЦИЕЙ ПОГРЕШНОСТИ МОДЕЛИ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В СОСТАВЕ ИУС ГТД .....	83
3.1 Анализ влияния погрешности эталонной модели на качество измерения температуры газа ГТД .....	83
3.2 Разработка алгоритма функционирования и структуры измерителя с коррекцией влияния погрешности модели температуры газа ГТД на динамическую точность измерения .....	86
3.3 Настройка схемы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя с коррекцией погрешности модели температуры газа .....	97
3.4 Анализ характеристик разработанного самонастраивающегося измерителя температуры газа в составе ИУС ГТД .....	100
3.5 Результаты и выводы по третьей главе.....	105
ГЛАВА 4. ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА РАБОТЫ РАЗРАБОТАННОГО САМОНАСТРАИВАЮЩЕГОСЯ ИЗМЕРИТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В СОСТАВЕ ИУС ГТД .....	106
4.1 Анализ влияния характеристик разработанного СНС измерителя температуры газа ГТД на качество переходных процессов в составе ИУС ГТД .....	106
4.2 Сравнительный анализ ИУС ГТД с разработанным СНС измерителем температуры газа и штатной структуры САУ турбовального двигателя .....	117
4.3 Программное обеспечение для реализации предложенной структурной схемы СНС измерителя температуры газа в составе ИУС ГТД .....	122
4.4 Реализация предложенных алгоритмов работы СНС измерителя температуры газа ГТД в микропроцессорном исполнении .....	127
4.5 Результаты и выводы по четвертой главе.....	130
4.6 Практическая значимость результатов .....	130
4.7 Внедрение результатов, полученных в работе.....	131
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	133

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	135
ПРИЛОЖЕНИЕ А – ЛИСТИНГ ПРОГРАММЫ НА ЯЗЫКЕ СИ. ....	143
ПРИЛОЖЕНИЕ Б– ЛИСТИНГ ПРОГРАММЫ НА АССЕМБЛЕРЕ. ....	147
ПРИЛОЖЕНИЕ В – ОПИСАНИЕ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МИКРОКОНТРОЛЛЕРА 1986ВЕ1Т.....	152
ПРИЛОЖЕНИЕ Г – ОПИСАНИЕ СТРУКТУРНОЙ СХЕМЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВУХМЕРНОЙ ИУС ГТД С СЕЛЕКТОРОМ.....	157
ПРИЛОЖЕНИЕ Д – МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА ДАННЫХ .....	161
ПРИЛОЖЕНИЕ Е – МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА ДАННЫХ.....	177

## СОКРАЩЕНИЯ И ОБОЗНАЧЕНИЯ, ПРИНЯТЫЕ В РАБОТЕ

ИУС – информационно-управляющая система;

СНС  $T_T^*$  – самонастраивающаяся система температуры газа за турбиной;

ГТД – газотурбинный двигатель;

СНС – самонастраивающаяся система;

КЛДМ – кусочно-линейная динамическая модель;

ЛА – летательный аппарат;

САУ – система автоматического управления;

БММД – бортовая математическая модель двигателя;

БПОМ – блок памяти ошибок модели;

КИТ – компенсатор инерционности термопары;

ЭВМ – электронно-вычислительная машина;

КУ – компенсирующее устройство.

## УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

$G_B$  – величина расхода воздуха на входе в двигатель;

$G_T$  – величина расхода топлива;

$G_{T_2}$  – величина расхода газа на выходе из турбины;

$P$  – статическое давление среды;

$M$  – число махов;

$T_3^*$  – температура газа перед турбиной;

$T^*$  – истинное значение температура газа за турбиной;

$\pi_T^*$  – степень понижения давления газа на турбине;

$\eta_T$  – КПД турбины;

$n$  – частота вращения ротора двигателя;

$T_{тер}$  – постоянная времени термопары;

$W_{тер}(p)$  – передаточная функция термопары;

$p$  – оператор преобразования Лапласа;

$T_{тер_p}$  – расчетное значение постоянной времени термопары;

$G_{гр}$  – расчетное значение расхода обтекающего газа;

$W_k(p)$  – передаточная функция корректирующего звена;

$W_{и}(p)$  – передаточная функция измерителя температуры;

$K_{и}$  – коэффициент передаточной функции измерителя температуры;

$K_{тер}$  – коэффициент передаточной функции термопары;

$K_k$  – коэффициент передаточной функции корректирующего звена;

$T_k$  – постоянная времени корректирующего звена;

$W_{и}(p)$  – передаточная функция основного алгоритма регулирования;

$T_{Г_0}$  – заданная температура газа;

$\Delta T$  – разница между измеренной и заданной температурами;

$U_{ст}$  – статический сигнал самонастройки;  
 $U_{д}$  – динамический сигнал самонастройки;  
 $U_{п}$  – сигнал управления самонастройки;  
 $n_1$  – частота вращения ротора низкого давления двигателя;  
 $n_2$  – частота вращения ротора высокого давления двигателя;  
 $G_{г.м}$  – модельная величина расхода газа на выходе из турбины;  
 $T_T^*$  – значение температуры на выходе термопары, соответствующее измеряемой температуре;  
 $T_M^*$  – значение сигнала, вырабатываемого блоком косвенного определения температуры (модельное значение);  
 $T_1^*$  – значение температуры с датчика температуры для формирования модели датчика температуры;  
 $p_1^*$  – значение давления с датчика давления для формирования модели датчика температуры;  
 $T_{тк}^*$  – значение температуры на выходе корректирующего звена;  
 $\varepsilon$  – сигнал рассогласования между  $T_M^*$  и  $T_{тк}^*$ .  
 $\dot{T}_T^*$  – производная по времени сигнала  $T_T^*$ ;  
 $\dot{\varepsilon}$  – производная величины  $\varepsilon$ ;  
 $T_{к1}$  – значение постоянной времени корректирующего звена, полученное схемой разомкнутой коррекции;  
 $T_{к2}$  – значение постоянной времени корректирующего звена, полученное схемой замкнутой коррекции;  
 $W_p(p)$  – общий регулятор;  
 $W_{изм}(p)$  – передаточная функция измерителя температуры;  
 $W_{комп}(p)$  – передаточная функция компенсатора;  
 $Z$  – величина расхода топлива;  
 $K_1, K_2$  – коэффициенты передачи;

$A_1(p)$ ,  $A_2(p)$ ,  $B(p)$  – полиномы, зависящие от вида объекта;

$W_1(p)$  – передаточные функции регулятора канала частоты вращения двигателя;

$W_2(p)$  – передаточные функции регулятора канала температуры;

$W_{M_i}(p)$  – передаточные функции эталонных моделей;

$\sigma$  – величина перерегулирования;

$t_{\text{рег}}$  – время регулирования;

$\sigma_m$  – максимально допустимая величина перерегулирования;

$t_{\text{сел}}$  – время селектирования;

$\delta_T$  – максимально возможное отклонение  $T_k$  от значения постоянной времени термопары;

$G_T'$  – величина расхода топлива после скачкообразного возмущения;

$E_n$  – рассогласование в канале регулирования частоты вращения двигателя;

$E_T$  – рассогласование в канале регулирования температуры газа;

$E$  – разность рассогласований между каналом регулирования частоты вращения двигателя и каналом регулирования температуры газа;

$Y_{10}$  – уставка по каналу частоты вращения двигателя;

$Y_1$  – выходная переменная по каналу частоты вращения двигателя;

$Y_2$  – выходная переменная по каналу регулирования температуры;

$Y_{20}$  – уставка по каналу температуры;

$Y_2'$  – выходная переменная после коррекции по каналу температур;

$k_{Y_1}$  – коэффициент усилителя  $Y_1$ ;

$k_{Y_2}$  – коэффициент усилителя  $Y_2$ ;

$k_1$  – коэффициент усиления первого пропорционального звена;

$k_2$  – коэффициент усиления интегратора;



$k_3$  – коэффициент усиления второго пропорционального звена;  
 $f_1$  – помеха на выходе первого дифференциатора;  
 $f_2$  – помеха на выходе второго дифференциатора;  
 $f_{10}$  – базовое значение помех на выходе первого дифференциатора, равное 0;  
 $\Delta f_1$  – отклонение значения помех от базового значения на выходе первого дифференциатора;  
 $T_{k2_0}$  – базовое значение постоянной времени термопары в замкнутом контуре самонастройки;  
 $\Delta T_{k2}$  – отклонение величины постоянной времени термопары от базового значения в замкнутом контуре самонастройки;  
 $\varepsilon_0$  – базовое значение величины  $\varepsilon$ , равное 0;  
 $\Delta \varepsilon$  – отклонение значения величины  $\varepsilon$  от базового значения;  
 $f_{2_0}$  – базовое значение помех на выходе второго дифференциатора, равное 0;  
 $\Delta f_2$  – отклонение значения помех от базового значения на выходе второго дифференциатора;  
 $P'_{ex}$  – давление на выходе датчика давления окружающей среды;  
 $T'_{ex}$  – температура на выходе датчика температуры окружающей среды;  
 $\varepsilon_m$  – ошибка модели температуры газ;  
 $T'$  – температура окружающего воздуха в текущий момент времени;  
 $H'$  – высота полета ЛА в текущий момент времени;  
 $M'$  – МАХ ЛА в текущий момент времени;  
 $n'$  – частота вращения ротора двигателя в текущий момент времени;  
 $n_{max}$  – максимальная частота вращения ротора двигателя;  
 $n_{min}$  – минимальная частота вращения ротора двигателя;  
 $n_0$  – заданная частота вращения ротора двигателя;  
 $U_{зам}$  – выходной сигнал регулятора замкнутого канала;  
 $U_{раз}$  – выходной сигнал регулятора разомкнутого канала;

$\Delta K_y$  – коэффициент устойчивости запаса по помпажу;

$L$  – сигнал на выходе логического устройства.

## ВВЕДЕНИЕ

### Актуальность темы

Современные авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) являются сложными многорежимными нелинейными объектами управления, которые отличаются многообразием протекающих в них физических процессов. Одним из основных параметров, характеризующих режим работы авиационных ГТД, является температура газа за турбиной.

В настоящее время измерение температуры газа в ГТД осуществляется с помощью термопар. Проблема измерения и регулирования температуры газового потока на переходных режимах ГТД является одной из актуальных. Погрешность измерения и регулирования температуры газа в диапазоне от 500 до 2500 К на установившихся режимах не должна превышать (5...10) К, а на переходных режимах допустимая величина «заброса» температуры газа составляет (30...50) К на время не более (0,5...1) с. При этом скорость изменения температуры газа на переходных режимах может достигать 500К/с. Для обеспечения требуемой точности показатель тепловой инерции датчиков не должен превышать значения 0,015 с. Лучшие же образцы штатных датчиков температуры, применяемых в информационно-управляющих системах (ИУС) ГТД, обладают инерционностью (1-3) с (при статическом давлении среды  $P=1,0$  атм. и скорости набегающего потока, соответствующей числу Маха  $M=0,5$ ). Динамическая погрешность измерения температуры такими датчиками может достигать нескольких сотен градусов.

Как динамическое звено термопара представляется либо звеном первого, либо второго порядка с переменными, зависящими от режима работы двигателя, коэффициентами. На установившихся режимах работы термопара измеряет температуру газа ГТД с высокой точностью (погрешность 3-5 К), а на переходных режимах возникает динамическая погрешность, которая может привести к превышению температуры газа ГТД более чем на 50 К от ограничиваемого значения.

Известно много методов и схем компенсации инерционности термопары (КИТ), в том числе с алгоритмами самонастройки. Одним из недостатков самонастраивающихся компенсаторов инерционности термопар является их невысокая помехоустойчивость, вызванная необходимостью дифференцировать не только сигнал с выхода термопары, но и сигнал с выхода эталонной модели, используемой в цепи самонастройки. К недостаткам можно также отнести влияние неточности реализации эталонной модели на процесс самонастройки. Сегодня развитие вычислительной техники позволяет вернуться к проблеме, используя алгоритмы, основанные на моделях двигателя, принципах адаптации и самоорганизации.

Построением и анализом самонастраивающихся (СНС) измерителей температуры газа ГТД с коррекцией инерционности термопары занимались В.Т. Дедеш, Л.С. Домрачева, Ф.Д. Гольберг, О.С. Гуревич, Ф.А. Шаймарданов, А.И. Фрид, В.И. Петунин, А.В. Кудрявцев, Л.Б. Уразбахтина и

многие другие отечественные ученые, связанные с разработкой реальных ИУС. Аналогичные исследования зарубежных ученых приведены в работах *Kaizuka H., Lutz W.J., Hakimi S.L.* Вопросам построения и анализа информационно-измерительных систем (ИИС) занимались В.В. Крюков, М.П. Цапенко, В.А. Прилепский, В.Г. Гусев, В.Н. Ефанов, А.Н. Краснов, С.Ю. Базыкин, *Wiener N., Kalman R.E., Polley J.A* и т.д.

**Объектом исследования** является самонастраивающийся измеритель температуры газа в составе ИУС ГТД. Под измерителем температуры газа будем понимать ИИС, включающую в себя датчик первичной информации – термопару, и комплекс аппаратных и программных средств обработки информации с датчиков внутривдвигательных параметров и внешних условий.

**Предметом исследования** являются алгоритмы повышения помехоустойчивости и динамической точности самонастраивающихся измерителей температуры газа ГТД в составе ИУС температуры газа ГТД.

#### **Цель работы и задачи исследования**

Целью работы является повышение помехоустойчивости и динамической точности самонастраивающегося измерителя температуры газа в составе ИУС ГТД.

Для достижения этой цели в работе поставлены и решены следующие задачи:

1. Разработка требований к точности компенсации инерционности термопары в измерителях температуры газа ГТД на основе требований к качеству переходных процессов в ИУС ГТД методом математического моделирования.

2. Разработка алгоритма функционирования и структуры самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД с повышенной помехоустойчивостью.

3. Разработка алгоритма функционирования и структуры самонастраивающегося измерителя с коррекцией влияния погрешности модели температуры газа ГТД на динамическую точность измерения.

4. Компьютерное моделирование с целью подтверждения эффективности разработанных алгоритмов функционирования и структур СНС измерителя температуры газа ГТД, оценка программно-аппаратных затрат на реализацию и анализ влияния разработанных структур СНС измерителя на качество переходных процессов в ИУС ГТД.

#### **Методы исследования**

При решении поставленных задач использовались теория и методы построения самонастраивающихся систем, теория ИУС, теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов, математическое моделирование, методы имитационного моделирования, методы обработки результатов эксперимента.

#### **Результаты, выносимые на защиту**

1. Требования к точности компенсации инерционности термопары, необходимые для построения самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД в составе ИУС ГТД.

2. Алгоритм работы и структура помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД.

3. Алгоритм работы и структура помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД с повышенной динамической точностью и коррекцией погрешности эталонной модели температуры газа.

4. Результаты моделирования ИУС температуры газа ГТД с разработанным СНС измерителем температуры газа.

#### **Научная новизна**

1. Исходя из системных требований к точности поддержания температуры газа ГТД на переходных режимах, разработаны требования к точности коррекции инерционности термопар в составе ИУС ГТД.

2. Предложены алгоритм работы и структура самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД с эталонной моделью температуры и вычислением постоянной времени термопары по внутридвигательным параметрам, *отличающиеся тем*, что вместо производной сигнала с выхода модели температуры газа в цепи самонастройки используется усиленный сигнал производной сигнала с термопары, а также отключение производной в цепи самонастройки на установившихся режимах, что позволило исключить вычисление производной сигнала с выхода эталонной модели и уменьшить дисперсию сигнала с измерителя в 8-10 раз.

3. Предложены алгоритм работы и структура самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД с эталонной моделью температуры и вычислением постоянной времени термопары по внутридвигательным параметрам, *отличающиеся тем*, что на установившихся режимах измерения вычисляется разность сигналов с термопары и эталонной модели, которая запоминается и затем используется для компенсации аддитивной погрешности эталонной модели на последующих переходных режимах работы ГТД, при этом обеспечивается требуемое качество измерения на переходных процессах для известных математических моделей термопар.

4. Подтверждены высокие показатели качества и помехоустойчивости переходных процессов в предлагаемой структуре ИУС ГТД с предложенным СНС измерителем температуры газа ГТД в сравнении с ИУС ГТД с измерителем-аналогом.

#### **Практическая значимость результатов:**

1. Полученные требования к точности коррекции инерционности термопар позволяют разработчикам ИУС ГТД выполнять системные требования к динамической точности поддержания температуры газа.

2. Предложенный алгоритм работы и структура самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД повышенной помехоустойчивости,

позволяет повысить помехоустойчивость в 8-10 раз по сравнению с аналогом. Получен патент на изобретение №2601712.

3. Предложенный алгоритм работы и структура самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД с повышенной динамической точностью и с коррекцией погрешности модели температуры газа позволяет производить коррекцию погрешности модели в зависимости от режима работы двигателя (аддитивная погрешность модели в 2% корректируется и составляет 0,2 %, что практически не сказывается на качестве переходного процесса). Получен патент на изобретение №2617221.

4. Предложена структура СНС измерителя температуры газа составе ИУС ГТД, позволяющая получить высокие показатели качества переходных процессов: для  $T_{\text{тер}} = 5$  с величина перерегулирования уменьшилась на 1%, время регулирования уменьшилось на 0,9 с, для  $T_{\text{тер}} = 1$  с величина перерегулирования уменьшилась на 0,5%, время регулирования уменьшилось на 0,2 с.

5. Получена оценка необходимых для реализации СНС измерителя температуры газа вычислительных ресурсов на примере микроконтроллера 1986VE1T: объем ПЗУ – 8,4 Кбайт, объем ОЗУ – 0,35 Кбайт, время выполнения работы программы – 41,5 мкс.

#### **Внедрение результатов, полученных в работе:**

1. Основные результаты работы использованы при анализе динамических характеристик ИУС турбовального газотурбинного двигателя на научно-производственном предприятии УНПП «Молния» и внедрены в процесс научно-исследовательских работ по разработке алгоритмов управления перспективных САУ авиационных ГТД.

2. Результаты работы внедрены в учебный процесс в виде методических указаний к лабораторному практикуму по дисциплине «Системы автоматического управления летательными аппаратами» в УГАТУ для специальности 24.05.06 «Системы управления летательными аппаратами». Используется программа для моделирования предложенных алгоритмов (свидетельство на программу для ЭВМ №2016618568 «Модель работы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД»).

3. Результаты диссертации использованы при выполнении гранта РФФИ «Принципы построения логико-динамических систем управления силовыми установками летательных аппаратов на основе самоорганизации и искусственного интеллекта» (14-08-00227).

#### **Соответствие паспорту специальности 05.11.16**

Работа соответствует паспорту специальности 05.11.16 «Информационно-измерительные и управляющие системы» (по отраслям), в частности пунктам:

1. Научное обоснование перспективных информационно-измерительных и управляющих систем, систем контроля, испытаний и метрологического обеспечения, повышения эффективности существующих систем.

2. Методы и системы программного и информационного обеспечения процессов отработки и испытаний образцов информационно-измерительных и управляющих систем.

#### **Апробация работы**

Основные положения, представленные в диссертационной работе, докладывались и обсуждались на конференциях: *Workshop on Computer Science and Information Technologies (CSIT) Budapest, Bratislava, Vienna, 2013; Sheffield, England, 2014; Rome, Italy, 2015*; VII-X Всероссийские молодежные научные конференции «Мавлютовские чтения» Уфа, УГАТУ, 2013 г., 2014 г., 2015 г., 2016 г.; Всероссийская научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении» 26-28 мая 2015 г. Москва, ЦИАМ; 9-я и 10-я Всероссийские школы-семинары аспирантов и молодых ученых «Актуальные проблемы науки и техники», Уфа, УГАТУ, 2014 г., 2015 г.; I Всероссийский научно-технический семинар «Большие данные в авиации» Уфа, УГАТУ, 22-24 декабря 2015 г.; II Всероссийская научно-практическая конференция «Свободный полет – 2015», Жуковский-Уфа, 2015 г.

#### **Публикации**

Основные материалы диссертационной работы опубликованы в 19 печатных работах, из них – 13 статей (из которых 5 в рецензируемых журналах из перечня изданий, рекомендованных ВАК и 1 статья Scopus), 6 тезисов докладов, 1 свидетельство о регистрации программ и баз данных, 2 патента на изобретения.

#### **Личный вклад соискателя**

В основных публикациях, выполненных в соавторстве, лично автору принадлежат следующие результаты: [1], [3] – разработка требований к точности компенсации инерционности термопары; [2] – анализ СНС измерителей температуры газа в составе ИУС ГТД; [4], [7], [9] – разработка элементов структуры помехоустойчивого СНС измерителя температуры газа в составе ИУС ГТД; [5], [6], [8] – разработка структуры СНС измерителя с коррекцией погрешности эталонной модели температуры газа.

#### **Структура и объем работы**

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав и заключения. Основная часть работы содержит 190 страниц машинописного текста, 65 страниц иллюстраций и таблиц. Список использованных источников включает 104 наименования литературы.

*Приношу отдельную благодарность доктору технических наук, профессору кафедры информационно-измерительной техники Петунину Валерию Ивановичу за помощь в консультациях по диссертационной работе.*

# **ГЛАВА 1. АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ИЗМЕРИТЕЛЕЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В СОСТАВЕ ИНФОРМАЦИОННО – УПРАВЛЯЮЩЕЙ СИСТЕМЫ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

В данной главе анализируются особенности измерителей температуры газа в газотурбинных двигателях (ГТД) с коррекцией инерционности термодатчиков. Рассматриваются авиационные датчики измерения температуры газа, особенности их применения, достоинства и недостатки. Отмечаются основные проблемы, возникающие при использовании этих датчиков в ИУС ГТД. На основе проведенного анализа сформулированы цель и задачи исследования, решаемые в настоящей диссертационной работе.

## **1.1 Тенденция развития авиационных ГТД**

Усложнение конструктивных особенностей газотурбинных двигателей и условий их эксплуатации, а также расширение диапазона их применения сопровождается увеличением числа контролируемых параметров, поэтому к точности измерения регистрируемых параметров предъявляются все более высокие требования. Для современных авиадвигателей характерен широкий диапазон изменения регулируемых параметров. Например, диапазон изменения тяги для всех условий эксплуатации составляют порядка 50 ... 80 для разных типов самолетов с ГТД. Аналогично изменяются и другие регулируемые параметры [23,24].

Рост температуры газов перед турбиной у двигателей II - IV поколений осуществлялся в основном за счет совершенствования системы и методов охлаждения турбины и ее рабочих лопаток за счет применения жаропрочных материалов и теплостойких покрытий. В [1] отмечается, что двигатель нового (шестого) поколения для военной авиации должен отве-



чать следующим требованиям, выполнение которых придаст качественно новый уровень летательному аппарату:

- уменьшение удельного веса двигателя в 1,5 раза по сравнению с удельным весом современных двигателей;
- увеличение на (15 ... 20) % удельной и лобовой тяги;
- значительное улучшение уровня эксплуатационных характеристик: ресурс должен составлять (50 ... 100) % ресурса планера, надежность - на (60 ... 80) % выше, трудоемкость технического обслуживания - в (2 ... 3) раза меньше, стоимость жизненного цикла - примерно в 1,3 раза меньше.

Развитие и исследование ГТД идет по трем направлениям. Одно из них связано с усложнением программ регулирования ГТД, другое - с развитием средств механизации двигателя, третье - с идентификацией динамических характеристик ГТД и изучением протекающих в нем процессов с помощью математических моделей двигателя [81].

## **1.2 Классификация авиационных датчиков, предназначенных для измерения температуры газа ГТД**

Важнейшими величинами, характеризующими режим работы авиационных силовых установок являются температуры (масла, стенки трубопровода, противообледенительной системы, газов в реактивном сопле, воздуха в кабине и вне ее) [25].


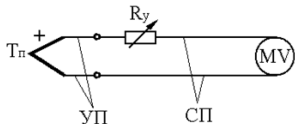
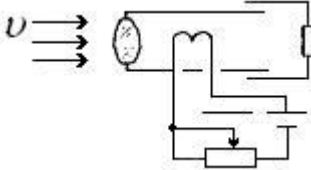
По способам назначения термометры авиационных двигателей можно разделить на следующие основные виды, отличающиеся диапазонами измерения:

- а) термометры для измерения температуры выходящих газов в газотурбинных двигателях с верхним пределом измерения до 900-2500°С;
- б) термометры для измерения температуры головок цилиндров поршневых двигателей до 350 °С;

с) термометры для измерения температуры масла, воды, воздуха до 150°С.

По измеренным показаниям данных термометров судят о тепловом состоянии двигателя. Всякий двигатель развивает номинальную мощность (тягу) только при некоторой определенной температуре. При температуре ниже установленной двигатель переохлаждается и большая часть тепловой энергии будет затрачиваться не на полезную работу, а на нагрев деталей двигателя. У перегретых двигателей ухудшается смазка, увеличивается износ трущихся деталей, все это приводит к потере мощности (тяги), а иногда - к выходу двигателя из строя, пожару. Для поддержания номинальной температуры двигателей устанавливаются специальные механизмы и системы, позволяющие автоматически регулировать температуру масла и газов. В таблице 1.1 представлены основные термометры, используемые для измерения температуры газа за турбиной, а также зависимость типа используемого датчика от диапазона температур (рисунок 1.1).

Таблица 1.1

Назначение термометра	Принцип действия	Принципиальная схема	Диапазон °С
Дилатометрический	Основан на тепловом расширении различных тел		от - 60 до + 900
Термоэлектрический термометр	Основан на зависимости термоэлектродвижущей силы термопары от температуры		от - 260 до + 2500
Пирометр	Основан на зависимости теплового электромагнитного излучения тела от его температуры		от 600 и выше

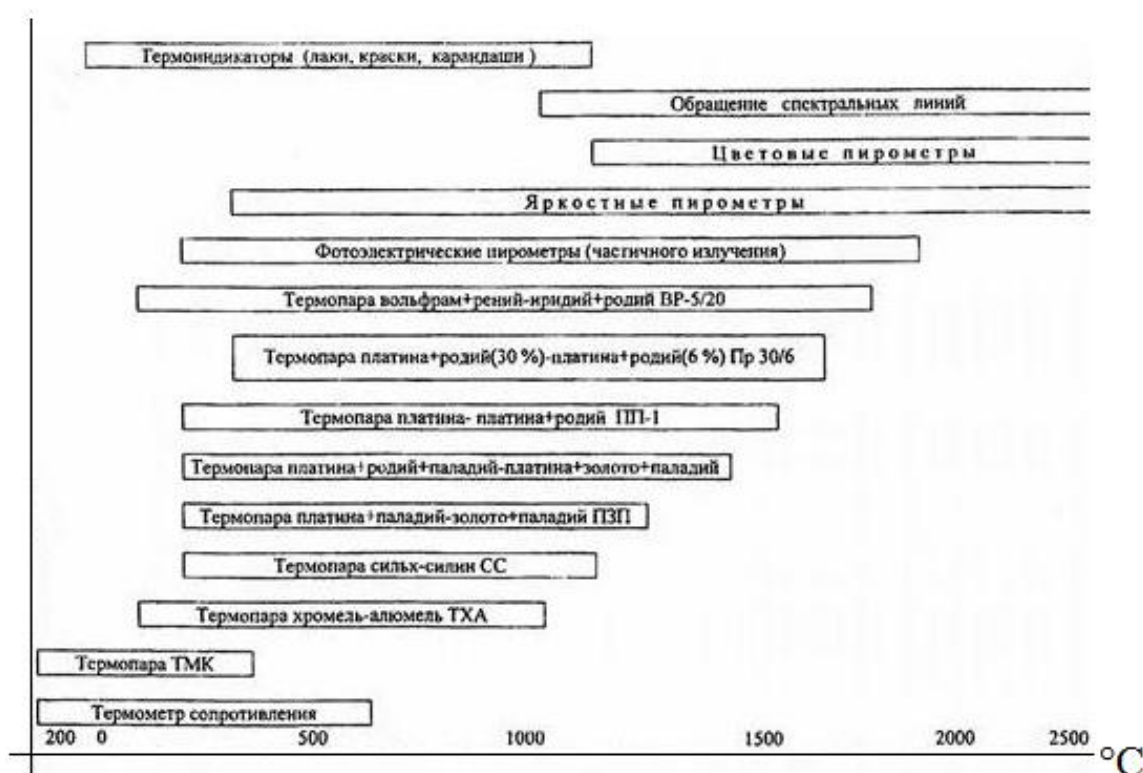


Рисунок 1.1 Диапазоны использования средств измерений температуры

Остановимся на каждом из этих термометров, проанализируем их, выделим их достоинства и недостатки (детально все они описаны в приложение Е).

Пирометры излучения предназначены для бесконтактного измерения температуры по тепловому излучению нагретых тел. Наиболее распространены радиационные пирометры [48].

Помимо пирометров, существуют на данный момент струйные системы измерения температуры. Недостатком существующих струйных систем является невысокая точность измерения, порядка 5-10 % [3,48].

Помимо этого существуют еще струнные системы измерения, в которых используется струна из термоустойчивого материала. Под влиянием струи проходящего газа из турбины происходят колебания струны и по графику зависимости частоты колебаний от температуры узнают температуры газа за турбиной. Недостатком этого метода является возникновение

длинных волн, которые могут негативно влиять на частоту колебаний струны [6].

Все эти датчики имеют один существенный недостаток: они измеряют температуру на установившихся режимах работы с минимальной ошибкой, однако на динамических режимах работы их погрешность составляет 0,5-1 %, что является недопустимым [16, 26]. Термопара, в свою очередь, измеряет температуру газа на выходе ГТД в статике близко к идеальному значению, поэтому в дальнейшем для анализа используется именно этот датчик для измерения температуры газа в ГТД. Так что же такое термопара?

Термопара представляет собой спай из двух разнородных металлических проводников (термоэлектродов), которые предназначены для измерения температуры в объекте (рисунок 1.4).

В таблице 1.2 представлены примеры термопар, которые изготавливает на сегодняшний день ОАО Казанский завод «Электроприбор».

Таблица 1.2

Шифр изделия	Основное назначение	Материал термоэлектродов	Диапазон измеряемых температур, °С	Особенности конструкции
ДТ-101	Измерение температуры выходящих газов авиадвигателей	ХА (Хромель-алюмель)	От -60 до +1200	-сдвоенная термопара; -штуцер с камерой торможения.
Т-9Д	Измерение температуры выходящих газов	ХА (Хромель-алюмель)	От 0 до 1000	-штуцер с камерой торможения.

	авиадвигателей			
T-80-T	Измерение температуры выходящих газов авиадвигателей	ХА (Хромель-алюмель)	От 0 до 1250	-сдвоенная термопара; -штуцер с камерой торможения.
T-99-1	Измерение температуры выходящих газов авиадвигателей	НК-СА (Никель-копель-специальный алюмель)	От 300 до 900	-сдвоенная термопара; -штуцер с камерой торможения.

На сегодняшний день активно развиваются технологии изготовления тонкопленочных термопар Chromel и Alumel (NASA). Тонкопленочная термопара состояла из композитного электрически изолирующего слоя оксида алюминия, нанесенного на стенки турбинного лезвия, над которой термоэлектрические элементы Chromel и Alumel были осаждены и покрыты другим слоем оксида алюминия для защиты коррозии. Метод, используется в настоящее время для определения температуры металла лопаток турбины. Этот метод имеет как плюсы так и минусы [101-104].

Плюсы:

1. тонкий слой нанесения термопары на лезвие (порядка нескольких микрон) и как следствие минимальная масса;
2. не требуют перестройки структуры двигателя (место крепления термопары, в отличии от стандартной термопары для которой нужно иметь специальное место);

3. напыление защитного "пальто" для придания слою термопары дополнительных защитных характеристик;
4. при переходных процессах отклонение от идеального значения не более 25К при температурах около 1100 °С.

Минусы:

1. при тестирование на турбонасосе SSME количество циклов использования составило всего 10 при температура 900-1100 °С;
2. термопара показывает неустойчивое поведение (особенно во время пуска и выключения двигателя);
3. наработка всего около 50 часов;
4. возникает так называемый дрейф термопары (окисление ее) при высоких температурах и напряжение, за счет кислорода;
5. испарение нанесенного керамического слоя при ее использование, таким образом теряется прослойка;
6. канавки с отверстиями, которые возникают в следствии повреждения, изменяют шаблон, ослабляя конструкцию лезвия двигателя;
7. очень восприимчива при высоких температурах и изменение градиента скорости;
8. необходимо специально подготавливать и наносить слой термопары по специальной технологии;
9. используются до 1100 °С, что значительно меньше, чем в термопаре, которая успешно работает до 2000°С.

Проанализировав авиационные датчики, предназначенные для измерения температуры газа ГТД, можно сделать вывод, что термопара (типа Т– 99) успешно справляется с поставленной ей задачей и подходит нам для дальнейшего анализа.

Способы установки термопар в ГТД различны [7, 8]. На рисунке 1.2 показано место установки термопары в ГТД.

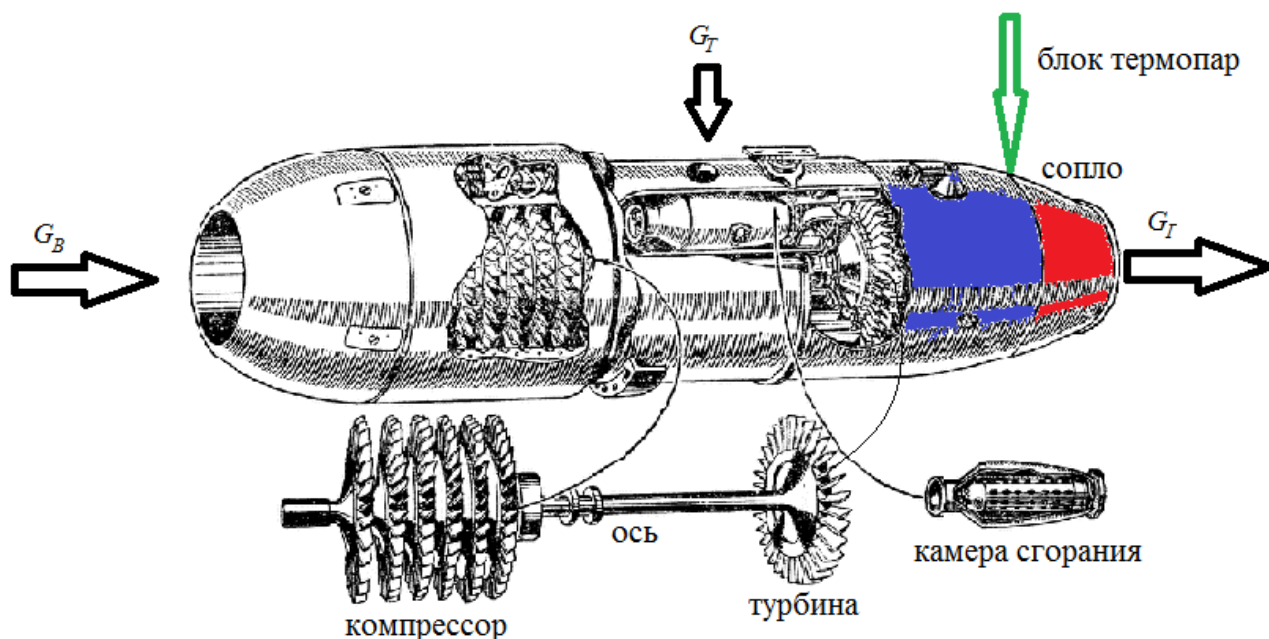


Рисунок 1.2. Схема типовой установки блока термопар в ГТД

Здесь:  $G_B$  – величина расхода воздуха на входе в двигатель;

$G_T$  – величина расхода топлива;

$G_T$  – величина расхода газа на выходе из турбины.

### 1.3 Типы погрешностей, свойственные авиационным термометрам

Отметим основные проблемы, которые присущи термопаре (детально описаны в приложение Е).

Специалисты Летно-исследовательского института (ЛИИ) им. Громова занимались анализом передаточных функций и динамических характеристик термодатчиков (как одноемкостных, так и двумкостных), применяемых в системах измерения и регулирования температуры газовых потоков в ГТД. Рассматривалась основная проблема в конструкции датчиков температуры (термопара), которая заключалась в наличии большой инерционности датчиков. Инерционность датчиков негативно

влияет на качество переходных процессов, искажая истинную температуру, которую измеряет термопара [26]. Без защитного кожуха термопара измеряет температуру газа ГТД с минимальной погрешностью как на переходных, так и на установившихся режимах работы. Но как только термопару помещают в защитную оболочку, возникает большая инерционность из-за защитной оболочки, в которой находится термопара. В этом случае на переходных режимах работы будут наблюдаться забросы или затянутые процессы. В том случае, если термопара будет открыта, она быстро выйдет из строя либо сгорит из-за высокой температуры газа на выходе ГТД. Другая проблема связана с местом крепления термопары к корпусу двигателя. Из-за процессов теплопроводности, часть тепла уходит на корпус ГТД. Это негативно сказывается на качестве измерений.

В соответствии с требованиями к точности поддержания температуры газа погрешность измерения и регулирования температуры газа в диапазоне от 500 до 2500 К на установившихся режимах не должна превышать 5...10 К, а на переходных режимах допустимая величина «заброса» температуры составляет 30...50 К на время не более 0,5...1 с. При этом скорость изменения температуры газа на переходных режимах может достигать 500 К/с. Для обеспечения требуемой точности показатель тепловой инерции датчиков не должен превышать значений 0,015 с. Лучшие же образцы штатных датчиков температуры, применяемых в информационно-управляющих системах (ИУС) ГТД, обладают инерционностью 1-3 с (при статическом давлении среды  $P=1,0$  атм. и скорости набегающего потока, соответствующей числу Маха  $M=0,5$ ). Динамическая погрешность измерения температуры такими датчиками может достигать нескольких сотен градусов, искажая при этом картину изменения истинной температуры на переходных режимах.

Проблема обеспечения высокой точности компенсации инерционности термопары, измеряющей температуру газа за турбиной газотурбинного двигателя, изучается на протяжении многих лет. Сложность проблемы в



том, что математические модели термопар известны достаточно приблизительно. На установившихся режимах работы ИУС ГТД термопара измеряет температуру газа ГТД точно, а на переходных режимах возникает динамическая погрешность измерения, которая негативно сказывается на работе системы в целом. Это может приводить к превышению температуры газа ГТД более чем на 50 К от истинного значения температуры газа [2, 7, 8, 16, 76].

Сейчас существует тенденция построения датчиков со встроенной обработкой сигнала, однако думать о том, что для измерения температуры газа, где температура около 2500 °С, возможность поставить подобные устройства отсутствует. Обработка сигнала производится с помощью устройства преобразователя, который обрабатывает данный сигнал и выводит его показатели на индикатор.

#### **1.4 Особенности построения измерителей температуры газа в ГТД на основе термопары**

Распределение температур как перед турбиной, так и за турбиной неравномерно как по радиусу, так и по окружности.

Величина неравномерности поля температур составляет 100-200 градусов. Неравномерность поля температур объясняется многими причинами: неравномерной подачей топлива через форсунки, неравномерным полем скоростей воздуха, выходящего из компрессора, отклонением от нормального процесса горения. Величина неравномерности изменяется в зависимости от режима работы двигателя (рисунок 1.3).

Отмечается также нерегулярность поля температур газа, т.е. в одной и той же точке измерения при неизменном режиме работы двигателя температура газа во времени изменяется по произвольному закону. Это объясняется непостоянной подачей топлива в двигатель и большой турбулентностью потока воздуха.

Таким образом, измерить истинную температуру газа в двигателе очень трудно и осуществить это можно лишь приближенно. Поэтому обычно вместо локальной измеряют среднемассовую, усредненную температуру.

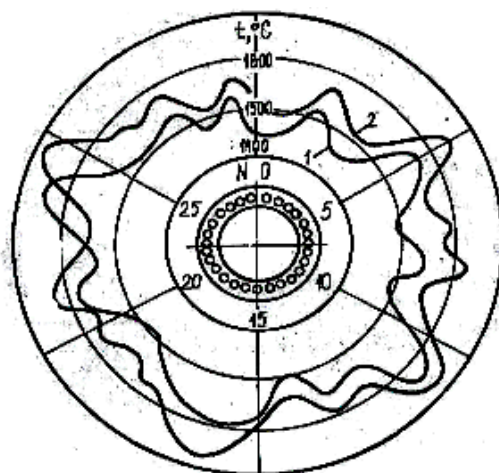


Рисунок 1.3 Распределение температур в сечении двигателя

Для измерения температуры могут использоваться как прямые, так и косвенные методы измерения температуры.

В связи с определенными трудностями измерения температуры газа перед турбиной  $T_3^*$ , обусловленными ее высоким значением, сравнительно большой неравномерностью, а также возможностью повреждения лопаток в случае разрушения термопар, обычно используется измерение температуры газа за турбиной  $T^*$ . Температура  $T^*$  легче измеряется вследствие более высокой скорости газа, обуславливающей большее значение коэффициента теплоотдачи от газа к спаю, меньшей неравномерности и более низкого (на 200 ~ 300 градусов) её значения.

Однако температура  $T^*$  однозначно определяет температуру  $T_3^*$  и, следовательно, тепловое состояние узла турбины только при постоянных

значениях степени понижения давления газа на турбине ( $\pi_T^*$ ) и ее КПД ( $\eta_T$ ), при заданной частоте вращения ротора двигателя ( $n$ ).

По способу получения информации ИУС подразделяются на системы с непосредственным получением информации по основному параметру (прямые) и получением информации по косвенным параметрам.

Прямые методы измерения предусматривают использование датчиков температуры, в качестве которых обычно используются термопары. Проблемы проектирования таких датчиков связаны с выбором жаропрочных материалов и уменьшением размеров для соответствующего снижения инерционности датчика. При этом необходимо использование корректирующих устройств, компенсирующих инерционность термопар.

Косвенные методы измерения температуры газа еще называют методом синтеза температуры. Синтез температуры заключается в измерении различных параметров ГТД, например, частот вращения двигателя и их производных, и в определении на основе этих данных температуры газа с помощью быстродействующих вычислителей. Этому методу характерны статические погрешности реализации модели ГТД по температуре газа. Очевидно, что при построении измерителей температуры газа возможна комбинация этих методов измерения [31, 41].

Рассмотрим основные принципы построения измерителей температуры газа ГТД на основе термопары.

Термопару можно рассматривать как инерционное звено, ее передаточная функция:

$$W_{\text{тер}}(p) = \frac{K_T}{T_T p + 1}.$$

С изменением режима работы ГТД и условий полета постоянная времени термопары  $T_{\text{тер}}$  изменяется в соответствии с изменением расхода обтекающего ее газа  $G_T$  [45,47,48]:

$$T_{\text{тер}} = T_{\text{тер}_p} \left( \frac{G_{\text{гр}}}{G_r} \right)^{0,5},$$

где  $T_{\text{тер}_p}$  и  $G_{\text{гр}}$  – расчетные значения.

Для обычных экранированных термопар с протоком газа, устанавливаемых на ГТД, постоянная времени в стартовых условиях находится в пределах (1,5 ... 4) с.

Для компенсации динамической погрешности термопары в цепь измерения после термопары необходимо ввести последовательное корректирующее звено с передаточной функцией

$$W_k(p) = K_k \frac{T_k p + 1}{\tau_k p + 1},$$

где  $\tau_k \ll T_k$ .

Тогда передаточная функция всего измерителя температуры:

$$W_{\text{и}}(p) = W_{\text{тер}}(p)W_k(p) = \frac{K_{\text{и}}(T_k p + 1)}{(T_{\text{тер}} p + 1)(\tau_k p + 1)},$$

где  $K_{\text{и}} = K_{\text{тер}}K_k$ .

Компенсация динамической погрешности термопары осуществляется тогда, когда

$$T_k = T_{\text{тер}}. \quad (1.1)$$

Если условие (1.1) не выполняется, то будет или недокомпенсация  $T_k < T_{\text{тер}}$ , или перекомпенсация  $T_k > T_{\text{тер}}$  (рисунок 1.4).

Выполнение условия (1.1) на различных режимах ГТД и при разных условиях полета возможно только за счет изменения  $T_k$  в самонастраивающемся измерителе температуры [45, 47, 48, 63, 92].

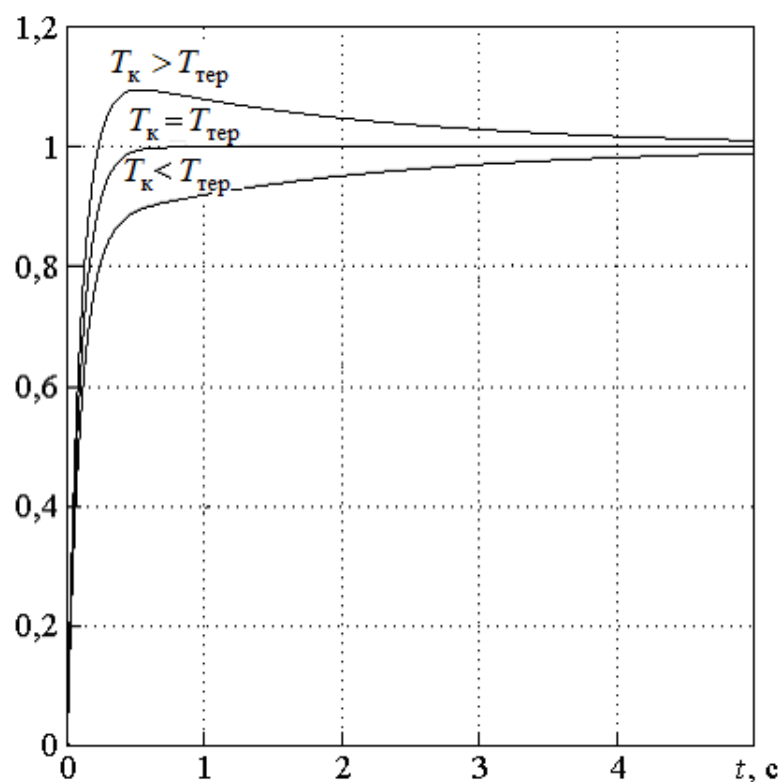


Рисунок 1.4 Переходные процессы в измерителе температуры  
при  $T_{\text{тер}} = 2 \text{ с}$ ,  $\tau = 0,1 \text{ с}$

**Принципы построения адаптивных регуляторов температуры газа с разомкнутым и замкнутым контуром адаптации.**

Структурная схема такого регулятора, разработанная с учетом свойств двигателя, условий совместной работы контуров его регулирования и приведенных характеристик устойчивости при стремлении к минимальной сложности системы, представлена на рисунке 1.5.

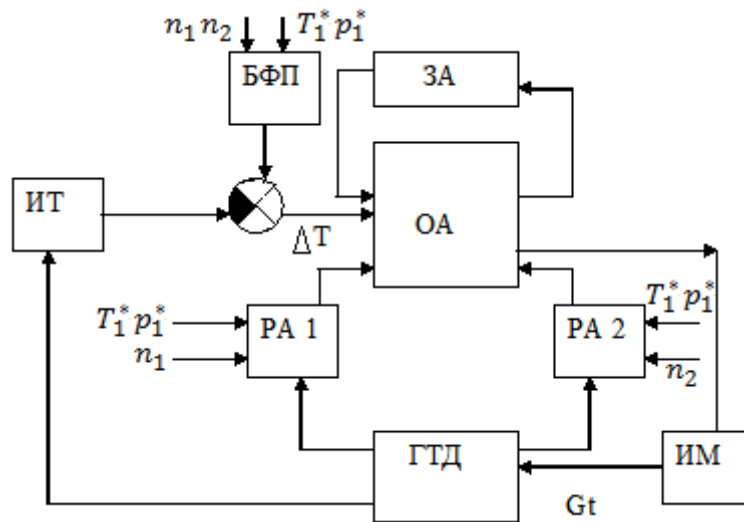


Рисунок 1.5 Структурная схема адаптивного регулятора температуры газа: БФП — блок формирования программы; ИТ — измеритель температуры; ИМ — исполнительный механизм; ОА — основной алгоритм регулирования; ЗА — замкнутый контур адаптации; РА1, РА2 — разомкнутые контуры адаптации.

Система содержит основной контур, который включает в себя функционально необходимые элементы: основной алгоритм регулирования ОА, реализуемый в вычислителе, а также вспомогательные: замкнутый ЗА и разомкнутые РА1 и РА2 контуры адаптации. Элементы ЗА, ОА, РА1 и РА2 образуют адаптивно изменяемую часть системы. При применении в системе астатического (изодромного) исполнительного механизма передаточная функция алгоритма ОА (без учета особенностей ее аппаратной реализации) может иметь вид  $W_{OA}(p) = \frac{k}{Tp + 1}$ . Если же используется исполни-

тельный механизм ИМ в виде интегратора, охваченного обратной связью, передаточную функцию ОА будем рассматривать в виде

$$W_{OA}(p) = \frac{k}{Tp + 1} + \frac{tp + 1}{p}.$$

Основной задачей замкнутого контура адаптации является изменение параметров основного алгоритма состояния системы в соответствии с установленными особенностями характеристик устойчивости контура.

На переходных режимах для получения максимального быстродействия системы с помощью контура ЗА реализуется такая структура, при которой достигается минимальная инерционность в канале регулирования. При этом в соответствии с характеристиками устойчивости в канале автоматически устанавливается коэффициент усиления, при котором обеспечивается необходимый запас устойчивости. Вблизи установившихся режимов работы двигателя для получения требуемой статической точности с помощью ЗА коэффициент усиления в канале увеличивается до необходимой для этого величины. Для обеспечения устойчивости регулирования и фильтрации помех одновременно с этим повышается инерционность канала регулирования.

Наиболее просто такая адаптация может быть осуществлена путем синхронного изменения коэффициента усиления и постоянной времени терморпары в рассмотренных выше передаточных функциях  $W_{OA}(p)$ .

Удовлетворительные результаты могут быть получены при применении следующего алгоритма вычисления сигнала  $U_{П}$  [78]:

$$U_{П} = \max(|U_{СТ}|, |U_{СТ} - U_{Д}|).$$

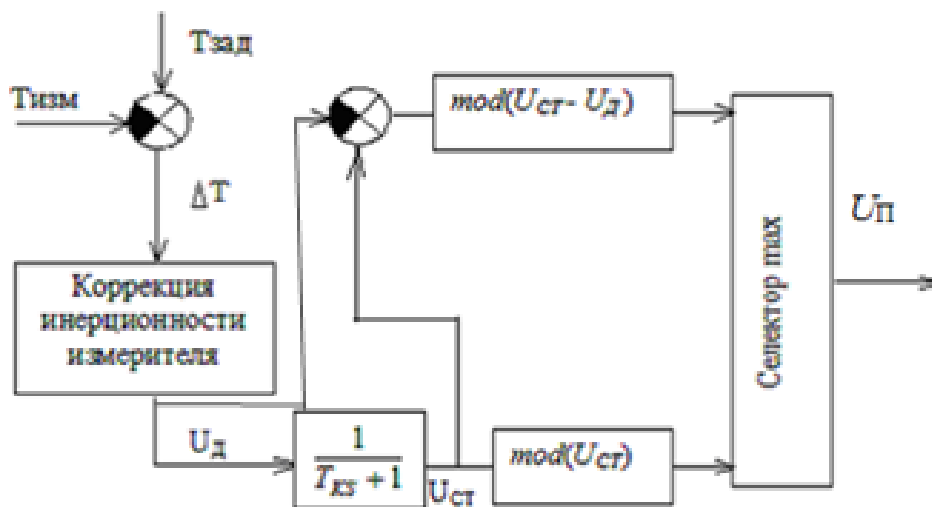


Рисунок 1.6 Схема формирования сигнала самонастройки

Схема его реализации изображена на рисунке 1.6. Здесь путем компенсации инерционности измерителя параметра  $T_T^*$  из сигнала рассогласования  $T_{изм} - T_{зад}$  формируется малоинерционный (динамический) сигнал  $U_D$ . Статический сигнал  $U_{СТ}$  образуется путем преобразования сигнала  $U_D$  с помощью инерционного звена с постоянной времени  $T_k = (2...3)c$ . Сигнал разности  $U_{СТ} - U_D = \frac{T_k p}{T_k p + 1} U_D$  пропорционален отфильтрованной производной от скорректированного сигнала измерения температуры газа. Приближение к нулю сигнала  $U_{П}$  может произойти только при одновременном стремлении к нулю инерционного сигнала рассогласования и его производной.

**Измеритель температуры газа с косвенным измерением расхода газа.** Как было показано, постоянная времени термопары зависит от расхода газа  $G_T$  (т.е. изменяется по режимам работы и условиям полета) [80]. Следовательно, СНС температуры газа ГТД с разомкнутым контуром самонастройки может быть построен на основе модели ГТД по каналу косвенного измерения расхода газа (рисунок 1.7).

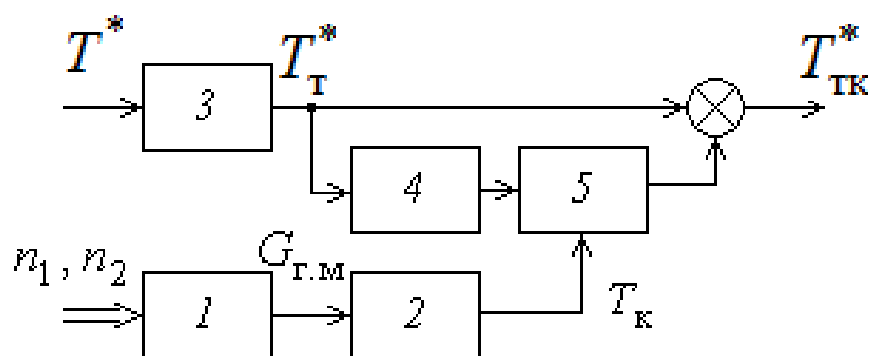


Рисунок 1.7 Структурная схема измерителя температуры газа с косвенным измерением расхода газа: 1 – модель косвенного измерения расхода газа; 2 – нелинейный преобразователь; 3 – датчик температуры; 4 – дифференциатор; 5 – блок умножения



В этом случае постоянная времени корректирующего звена является функцией частот вращения роторов и их производных, что повышает динамическую точность измерения температуры газа. Постоянная времени термопары изменяется по режимам работы и условиям полета.

Модели ГТД по каналам косвенного измерения температуры и расхода газа строятся по аналогичным алгоритмам, и выходной сигнал первой модели можно было бы непосредственно использовать для оценки температуры газа. Недостатком измерителя является зависимость точности коррекции измерителя от модели ГТД, построенной по каналам измерения температуры и расхода газа. Однако с точки зрения точности измерения более выгодно использование второй модели для построения на ее основе самонастраивающегося измерителя.

### Схема адаптивного измерителя температуры газа с моделью по расходу газа через турбину

Схема адаптивного измерителя температуры изображена на рисунке 1.8 [48].

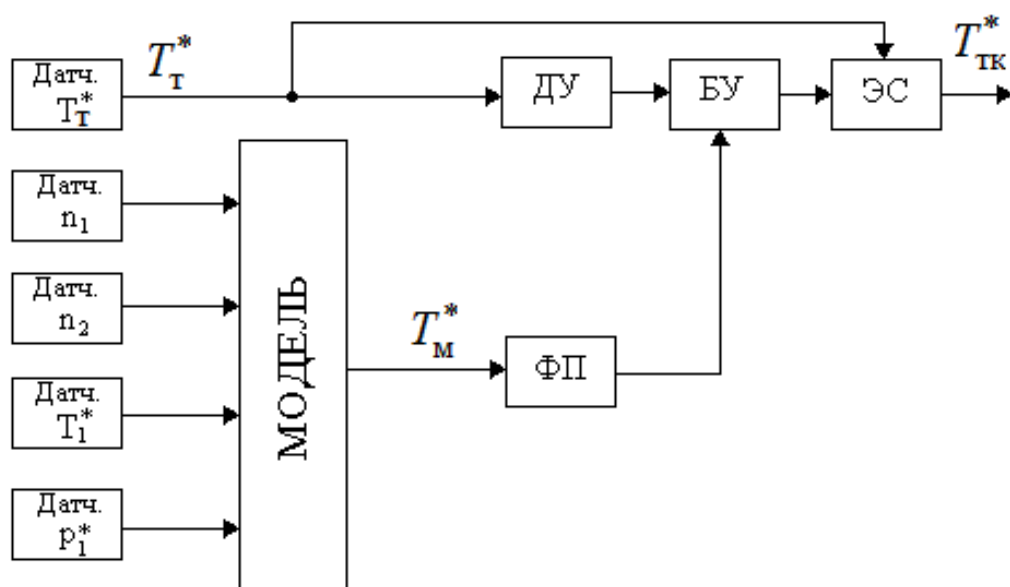


Рисунок 1.8 Структурная схема измерителя температуры.

В нее входят: датчик температуры  $T_T^*$ , дифференцирующее устройство ДУ, блок умножения БУ, суммирующий элемент СЭ, датчик температуры  $T_1^*$ , датчик давления  $p_1^*$ , датчик частоты вращения ротора низкого давления  $n_1$  и датчик частоты вращения ротора высокого давления  $n_2$ .

Модель двухвального ГТД по расходу газа через турбину  $G_T$ , с помощью которой в этой схеме регулирования обеспечивается косвенное вычисление температуры  $T_T^*$ , построена на основании следующего выражения (уравнения детально описаны в приложение Г):

$$G_{\text{гпр}} = G_{\text{г0пр}}(n_{2\text{пр}}) + A_1(n_{2\text{пр}})\Delta n_{1\text{пр}} + A_2(n_{2\text{пр}})\dot{n}_{2\text{пр}} + A_3(n_{2\text{пр}})\dot{n}_{1\text{пр}}$$

В результате этого на выходе модели имеем сигнал текущего расхода газов следующего вида (приведение к нормальным условиям):

$$G_T = G_{\text{г пр}} \sqrt{\frac{288}{T_1^*}} \cdot \frac{p_1^*}{1,033}$$

При изменении расхода газа через турбину постоянная времени датчика температуры  $T_4^*$  определяется из выражения:

$$T_T = T_{\text{тр}} \sqrt{\frac{G_{\text{гпр}}}{G_T}}$$

Данная зависимость реализуется в функциональном преобразователе ФП, сигнал с которого, пропорциональный постоянной времени, поступает на блок умножения БУ и изменяет коэффициент при производной в корректирующем устройстве для компенсации динамической погрешности.

Таким образом, становится возможным построение адаптивного измерителя температуры с коррекцией инерционности термопары. Также, канал косвенного измерения (или вычисления) температуры может служить резервным каналом измерения температуры в случае поломки основного канала измерения.

## Измеритель температуры газа с моделью датчика температуры

Для повышения точности измерения температуры газа ГТД при наличии случайных помех на выходе термопары в измеритель могут быть введены модель ГТД по каналу косвенного измерения температуры газа 1 и модель датчика температуры 2 (рисунок 1.9) [48, 65].

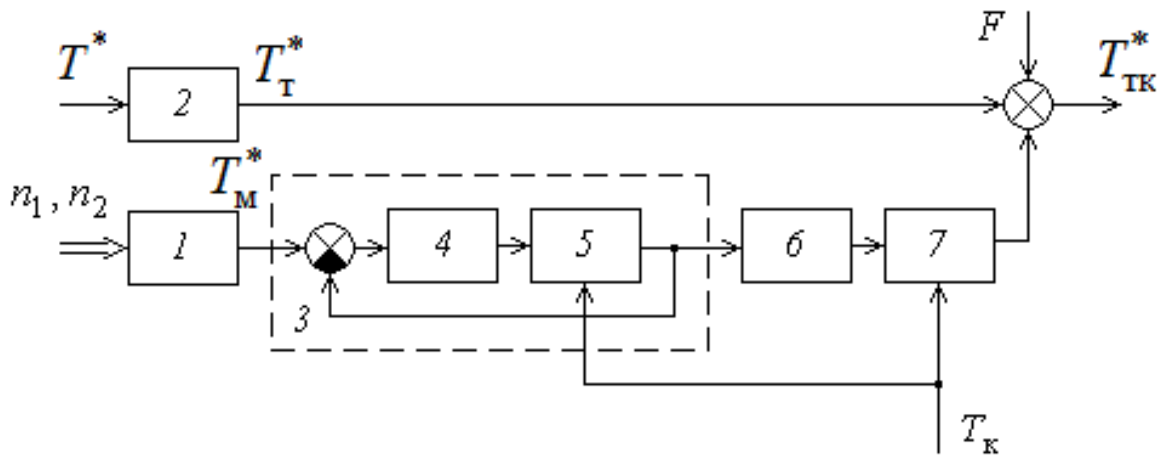


Рисунок 1.9 Структурная схема измерителя температуры газа с моделью датчика температуры: 1 – модель косвенного измерения температуры газа; 2 – датчик температуры; 3 – модель датчика температуры; 4 – интегратор; 5 – блок деления; 6 – дифференциатор; 7 – блок умножения

Недостатком измерителя является зависимость работы всей цепи коррекции от точности формирования модели косвенного измерения температуры газа.

Известно самонастраивающееся устройство для измерения температуры, содержащее основной и вспомогательные термопреобразователи, подключенные соответственно к основному и вспомогательному корректирующим звеньям, блок сравнения, входы которого соединены с выходом основного термопреобразователя и выходом вспомогательного корректирующего звена, а выход подключен к

исполнительному органу, выходы которого подключены к управляющим входам корректирующих звеньев [3].

Недостатками этого устройства являются низкая динамическая точность и плохая помехоустойчивость.

Однако данное устройство обладает невысоким качеством переходных процессов подстройки постоянной времени корректирующего звена при различных начальных условиях. Кроме того, устройство обладает низкой помехоустойчивостью, что отрицательно сказывается на качестве процессов измерения температуры.

Рассмотрим детально самонастраивающееся устройство для измерения быстроизменяющихся параметров (рисунок 1.10) [31,32,48].

Устройство содержит последовательно соединенные термопреобразователь 1, второй сумматор 9, первый дифференциатор 2, первый блок 3 умножения, первый сумматор 4, второй вход которого соединен с выходом второго сумматора 9, выходом которого является значение  $T_{\text{ТК}}^*$  ( $T_{\text{ТК}}^*$  – значение температуры на выходе корректирующего звена), последовательно соединенные блок 7 косвенного определения температуры, блок 5 сравнения, вторым входом которого является выходное значение с первого сумматора 4, второй дифференциатор 10, второй блок 11 умножения, второй вход которого является выходом первого дифференциатора 2, интегрирующий усилитель 6, выход которого подключен ко второму входу первого блока умножения 3, последовательно соединенные фильтр 8, входом которого является выход второго дифференциатора 10, выход которого подключен ко второму входу второго сумматора 9.

$T_{\text{ТК}}^*$  – значение температуры на выходе корректирующего звена;  $T_{\text{Т}}^*$  – значение температуры на выходе термопары, соответствующее измеряемой температуре;  $T_{\text{М}}^*$  – значение температуры на выходе эталонной модели;  $T_k$  – постоянная времени корректирующего звена.

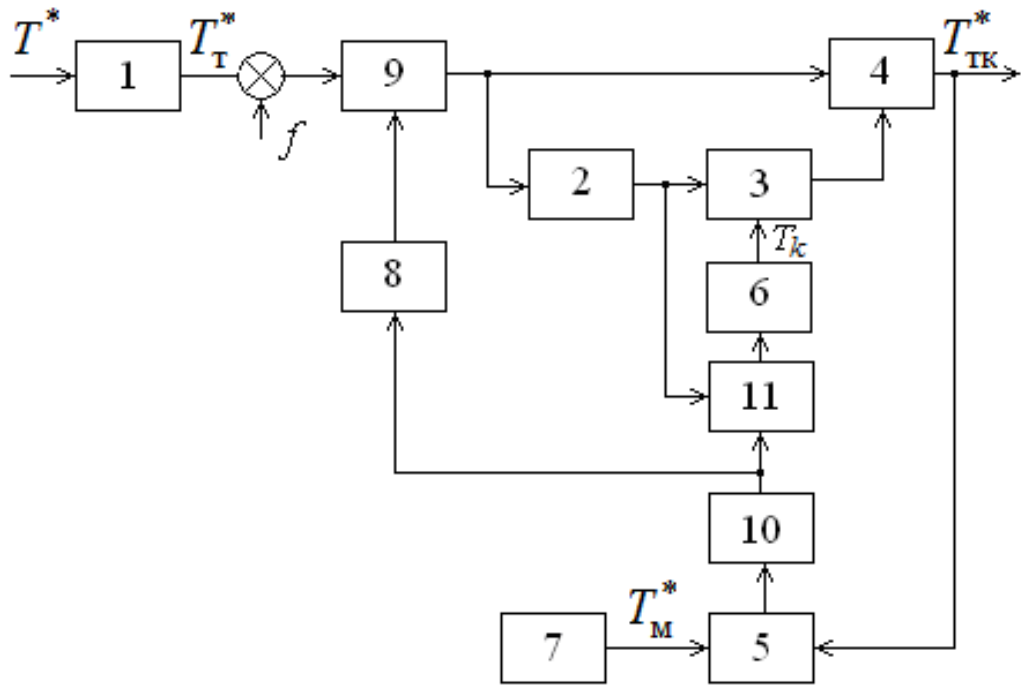


Рисунок 1.10 Структурная схема самонастраивающегося устройства для измерения быстроизменяющихся температур

Устройство работает следующим образом. Блок сравнения 5 по сигналам с выхода блока 7 косвенного определения температуры  $T_M^*$  и выхода сумматора 4, который является одновременно и выходом устройства, формирует сигнал рассогласования  $\varepsilon = T_M^* - T_{TK}^*$ . После дифференцирования во втором дифференциаторе 10 сигнал  $\dot{\varepsilon}$  умножается в блоке 11 на сигнал  $\dot{T}_T^*$ , поступающий с выхода дифференциатора 2, и далее поступает на вход интегрирующего усилителя 6 с коэффициентом усиления  $\lambda$ . С выхода усилителя 6 сигнал  $T_k$ , пропорциональный величине (1.2), подается на вход блока 3 умножения, при этом постоянная времени корректирующего звена устанавливается равной постоянной времени термопреобразователя.

$$T_k = \lambda \int_0^{\infty} \dot{T}_T^* \dot{\varepsilon} \cdot dt, \quad (1.2)$$

где  $\lambda$  – постоянное число, больше единицы;  $\dot{T}_T^*$  – производная по времени сигнала  $T_T^*$  на выходе термопреобразователя;  $\dot{\varepsilon}$  – производная величины  $\varepsilon = T_M^* - T_{TK}^*$ , где  $T_M^*$  – значение сигнала, вырабатываемого блоком косвенного определения температуры.

Выходной сигнал  $T_{TK}^*$  формируется сумматором 4 по сигналам с выхода первого блока 3 умножения и с выхода второго сумматора 9.

При использовании устройства для измерения температуры газа ГТД в системе автоматического регулирования заброс по температуре уменьшается более чем в 3 раза, что позволяет более точно выходить на установившейся режим работы ГТД [31,32,48].

Самонастраивающийся измеритель температуры газа ГТД (рисунок 1.11) может быть построен по принципу замкнутых самонастраивающихся систем с эталонной моделью, в качестве которой используются модель ГТД на основе косвенного измерения температуры газа  $T^*$  (1), полученная согласно выражению (1.3) [42, 43, 48].

Алгоритм цепи самонастройки [42,43]:

$$T_K = \frac{\lambda}{T_T} \int_0^t \varepsilon \dot{T}_M^* dt, \quad (1.3)$$

где  $T_M^*$  – определяется на выходе эталонной модели ГТД по каналу косвенного определения температуры;

$T_{k1}$  – значение постоянной времени на выходе разомкнутой самонастройки;

$T_{k2}$  – значение постоянной времени на выходе замкнутой самонастройки.

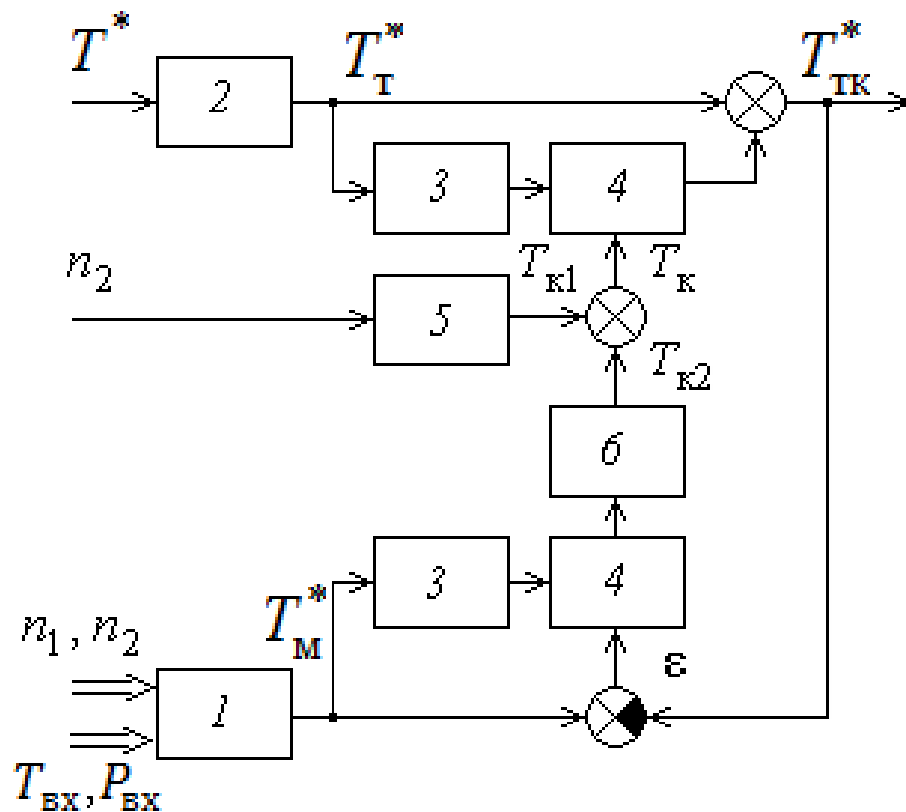


Рисунок 1.11 Структурная схема измерителя температуры газа с косвенным измерением температуры газа: 1 – модель косвенного измерения температуры газа; 2 – датчик температуры; 3 – дифференциатор; 4 – блок умножения; 5 – нелинейный преобразователь; 6 – интегратор

Для повышения динамической точности в рассмотренном измерителе, наряду с замкнутым, используется и разомкнутый контур самонастройки постоянной времени корректирующего звена по частоте вращения ротора высокого давления  $n_2$ . Таким образом, постоянная времени корректирующего звена является суммой двух значений  $T_k = T_{k1} + T_{k2}$ , где  $T_{k1} = f(n_2)$ . Разомкнутый контур необходим для обеспечения требуемого быстродействия измерителя и сужения области работы цепей СНС. Для разомкнутой самонастройки может быть использована также зависимость постоянной времени термопары от давления воздуха за компрессором  $p_k^*$ .

Недостатки двух последних измерителей температуры газа ГТД:

1. Как в первом, так и во втором рассмотренных измерителях (рисунок 1.14, 1.15), вычисление производной по выходному значению МТ во второй схеме, так и вычисление производной по ошибке  $\varepsilon = T_M^* - T_{TK}^*$  в первой схеме, приводит к возникновению дополнительных шумов во втором дифференциаторе. Ухудшается помехоустойчивость измерителей в целом.

2. В первой рассмотренной схеме качество переходных процессов хуже, чем во второй. Это объясняется тем, что в алгоритме цепи самонастройки (1.3) используются две производные, одна по  $T_T^*$  другая по  $\dot{\varepsilon}$ , а в алгоритме (1.4) одна, по  $T^*$ . Как следствие, в первой схеме это приводит к большему возникновению шумов и к большим по сравнению со второй схемой затратам вычислительных ресурсов.

3. В первом рассмотренном измерителе наблюдается статическая погрешность на установившемся режиме работы из-за введения фильтра в структурную схему (вычисление функции фильтра осуществляется с ошибкой).

На рисунке 1.12 показана система измерения с разделением виртуального и реального регулятора [22]. На динамических режимах работы используется выход виртуального регулятора, который формируется исходя из выхода термопары и использованием бортовой модели (поузловой всережимной динамической модели). На статических режимах работы используется скорректированный сигнал с выхода термопары. В качестве переключателя выступает АС – переключатель.

Известно много методов и схем компенсаторов инерционности термопары [3-8, 48, 83], в том числе с алгоритмами самонастройки [15, 21, 32, 41, 45, 48, 53, 56-59], однако их реализация на момент разработки была затруднительна. Л.С. Домрачева, В.Т. Дедеш занимались вопросами анализа термопары как звена второго порядка. Ф.Д. Гольберг, О.С. Гуревич занимались вопросами построения измерителя за счет использования вирту-



ального и реального регулятора с использованием бортовой поузловой математической модели двигателя. Ф.А. Шаймарданов, В.И. Петунин, А.И. Фрид, А.В. Кудрявцев, Л.Б. Уразбахтина [1, 9, 14-22, 27-29, 31, 32, 35-37, 41, 43, 44, 46, 48, 60, 61, 67, 72-74] занимались вопросами построения самонастраивающихся измерителей температуры газа ГТД.

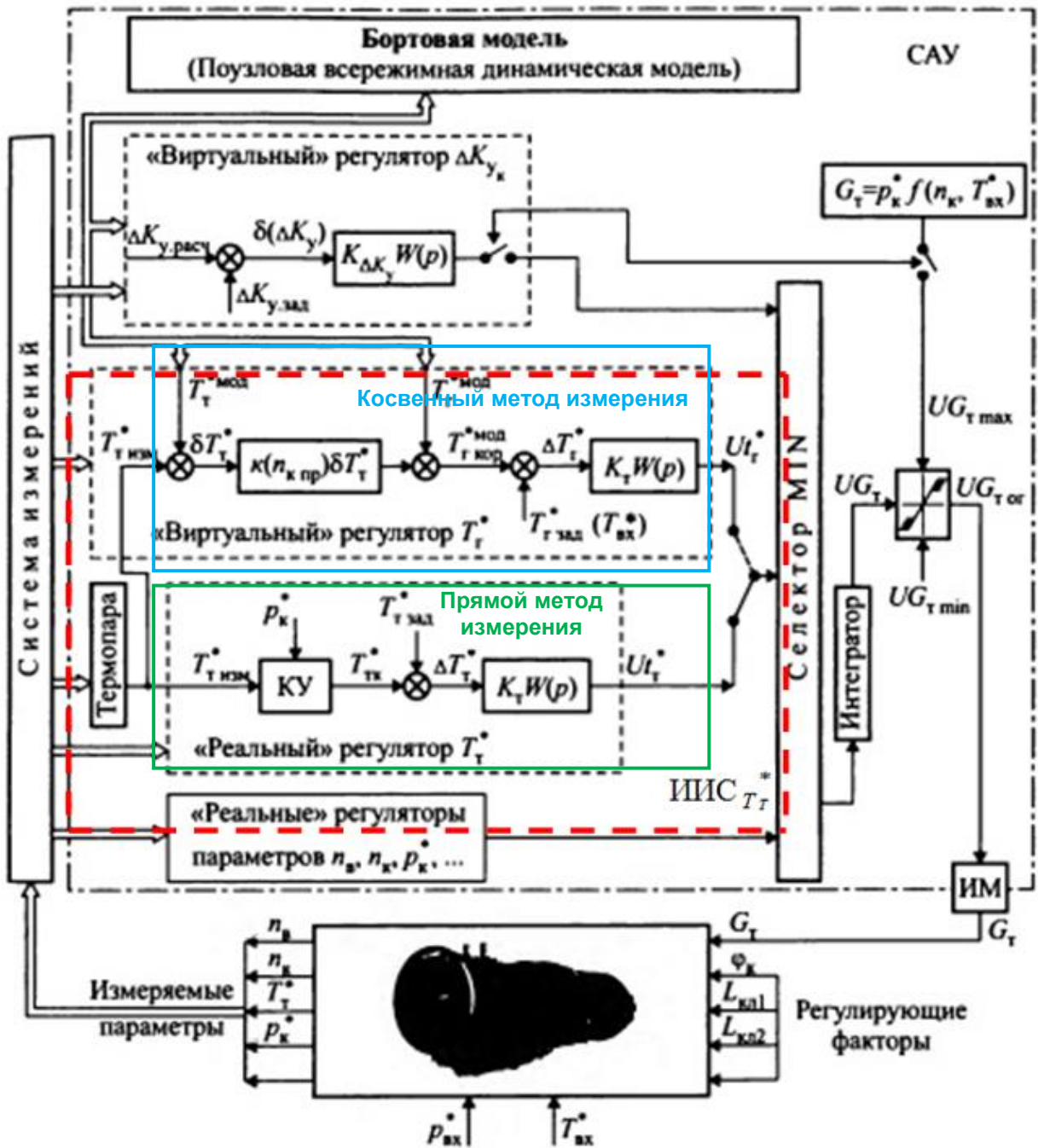


Рисунок 1.12 Система измерений с использованием виртуального и реального регулятора

Аналогичные исследования зарубежных ученых по проектированию ИУС ГТД приведены в работах Kaizuka H., Lutz W.J., Nakimi S.L. and Goodwin G.C., по разработке ИУС ГТД рассмотрены в Common C., Raymond R. [10, 85-91]. Однако, в этих работах, в основном, рассматривались линейные ИУС ГТД при числе управляющих воздействий, равном числу управляемых координат. Вопросам построения и анализа информационно-измерительных систем (ИИС) занимались В.В. Крюков, М.П. Цапенко, В.Г. Гусев, В.Н. Ефанов, А.Н. Краснов, С.Ю. Базыкин, Wiener N., Kalman R.E. и т.д. [18, 33, 38, 77] Подводя итог рассмотрению различных схем построения измерителей температуры газа, можно сделать вывод, что современные и перспективные измерители представляют собой самонастраивающиеся измерители, входящие в состав ИУС ГТД. Из рисунка 1.12 можно выделить общую структуру такого комплекса, представленную на рисунке 1.13.

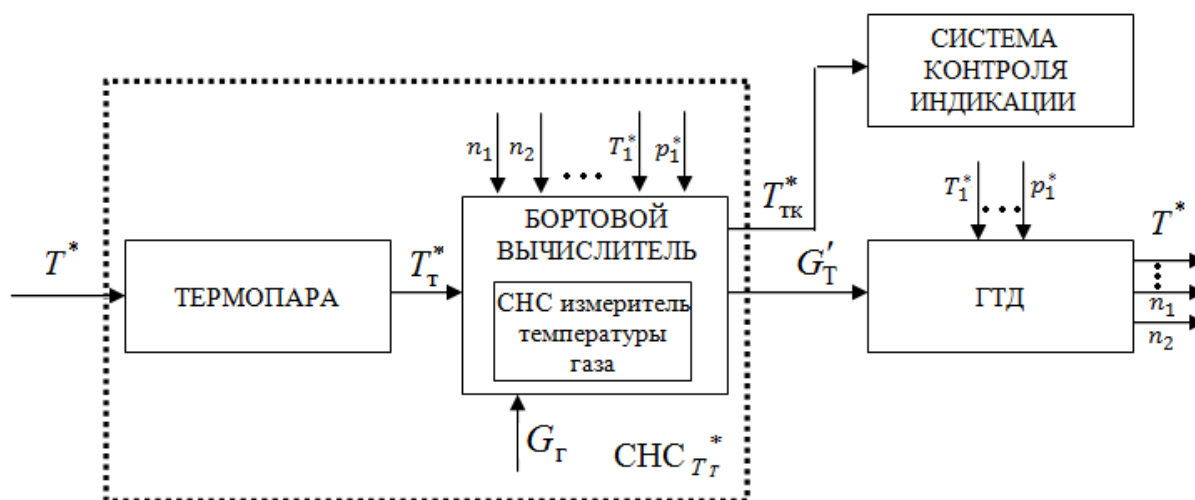


Рисунок 1.13 Общая структура включения самонастраивающегося измерителя температуры газа в ИУС ГТД

$T_1^*$  – температура окружающей среды;

$p_1^*$  – давление окружающей среды;

$n_1$  – частота ротора вращения двигателя низкого давления;

$n_2$  – частота ротора вращения двигателя высокого давления;

$G_T$  – величина расхода газа на выходе из турбины;

$G_T'$  – величина расхода топлива после возмущения;

$T_T^*$  – значение температуры на выходе термопары;

$T_{TK}^*$  – значение температуры на выходе корректирующего звена;

$T^*$  – температура газа за турбиной.

Под измерителем температуры газа будем понимать ИИС, включающую в себя датчик первичной информации – термопару, и комплекс аппаратных и программных средств обработки. Сегодня развитие вычислительной техники позволяет вернуться к проблеме повышения качества информации о температуре газа, используя алгоритмы, основанные на моделях двигателя, принципах адаптации и самоорганизации. Необходима разработка новых алгоритмов измерения температуры газа, позволяющих создать помехоустойчивые высокоточные, как на установившихся, так и на переходных режимах измерители.

## 1.5 Результаты и выводы по первой главе

Проведен анализ особенностей измерителей температуры газа газотурбинных двигателей с коррекцией инерционности термопары, начиная от простых дифференцирующих звеньев, разомкнутых самонастраивающихся систем (СНС), измерителей с косвенным вычислением, замкнутых СНС. Все рассматриваемые измерители имеют общий недостаток: невысокая помехоустойчивость, вызванная необходимостью дифференцировать не только сигнал с выхода термопары, но и сигнал с выхода эталонной модели, используемой в цепи самонастройки. К недостаткам можно также отнести влияние неточности реализации эталонной модели на процесс самонастройки. Изначально исходная информация о динамических характе-

ристик термопар неточна, поэтому первоочередной ставится задача построения измерителя температуры газа ГТД с высокой динамической точностью. Одним из способов, который позволил бы получить более точную первичную информацию об объекте исследования, является использование самонастраивающихся систем.

## **1.6 Постановка задач исследования**

Целью работы является повышение помехоустойчивости и динамической точности самонастраивающегося измерителя температуры газа в составе ИУС ГТД.

Для достижения этой цели в работе поставлены и решены следующие задачи:

1. Разработка требований к точности компенсации инерционности термопары в измерителях температуры газа ГТД на основе требований к качеству переходных процессов в ИУС ГТД методом математического моделирования.

2. Разработка алгоритма функционирования и структуры самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД с повышенной помехоустойчивостью.

3. Разработка алгоритма функционирования и структуры самонастраивающегося измерителя с коррекцией влияния погрешности модели температуры газа ГТД на динамическую точность измерения.

4. Компьютерное моделирование с целью подтверждения эффективности разработанных алгоритмов функционирования и структур СНС измерителя температуры газа ГТД, оценка программно-аппаратных затрат на реализацию и анализ влияния разработанных структур СНС измерителя на качество переходных процессов в ИУС ГТД.

## **ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ И СТРУКТУРЫ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОГО САМОНАСТРАИВАЮЩЕГОСЯ ИЗМЕРИТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В СОСТАВЕ ИУС ГТД**

В этой главе проведен анализ влияния погрешностей компенсации инерционности термопары на качество работы ИУС ГТД. На основании полученных результатов сформулированы требования к точности компенсации инерционности термопары в измерителях температуры газа ГТД на основе требований, предъявляемых к качеству переходных процессов в ИУС ГТД. Исследование проведено путем математического моделирования.

Предложен алгоритм работы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД. Показаны преимущества разработанной схемы коррекции инерционности термопары по сравнению с известными алгоритмами самонастройки. Проанализирована помехоустойчивость предлагаемого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД и сравнение ее с аналогами. Приведены результаты моделирования, отражающие качество вычисления температуры газа на переходных режимах.

Результаты, полученные автором и приведенные в данной главе, опубликованы в следующих работах [11, 13, 52, 53, 68, 93].

### **2.1 Разработка требований к точности компенсации инерционности термопары в измерителях температуры газа ГТД**

Одним из важных требований к характеристикам управления ГТД является высокая точность поддержания (ограничения) заданной температуры газа на установившихся и переходных режимах его работы, так как качество регулирования на режимах, предельных по температуре газа, яв-

ляется важным для получения требуемых характеристик и сохранения ресурса двигателя.

Проблема обеспечения высокой точности компенсации инерционности термопары, измеряющей температуру газа за турбиной газотурбинного двигателя, является давней. Сложность проблемы в том, что математические модели термопар известны достаточно приблизительно [30, 39, 75, 81]. Неточность же компенсации их инерционности влечет за собой забросы температуры газа относительно уставочного значения, либо недобор тяги.

Как правило, регулятор температуры газа в ИУС ГТД выполняет роль ограничителя, обеспечивая защиту двигателя от перегрева, и включается в работу через селектор, уменьшая расход топлива в основную камеру сгорания [42-50]. В качестве математической модели температуры газа принято инерционное звено с изменяющимся в широком диапазоне значением постоянной времени. Звено, компенсирующее инерционность термопары, имеет форсирующие свойства на режиме «в большом»; влияние форсирования уменьшается на режиме «в малом» с целью обеспечения устойчивой работы канала [5,48].

В данной главе сформулированы требования к точности компенсации инерционности термопары, исходя из системных требований к качеству ИУС. Знание этих требований позволит, в свою очередь, сформулировать требования к структуре и параметрам компенсатора. На основе полученных требований к компенсатору возможно будет синтезировать помехоустойчивый самонастраивающийся измеритель температуры газа ГТД, который будет удовлетворять требованиям к ИУС.

На рисунке 2.1 представлена структурная схема ИУС ГТД, где  $W_1(p)$  и  $W_2(p)$  – регуляторы отдельных каналов;  $W_p(p)$  – общий регулятор;  $W_{\text{изм}}(p)$  – передаточная функция измерителя температуры;  $W_{\text{комп}}(p)$  – передаточная функция компенсатора;  $p$  – оператор преобразования Лапласа;

$Y_{10}$  и  $Y_{20}$  – задающие воздействия по частоте вращения и температуре газа, соответственно;  $Z$  – величина расхода топлива;  $Y_1$  и  $Y_2$  – выходные переменные по частоте вращения и температуре газа, соответственно;  $Y_2'$  – выходная переменная после коррекции; АС – алгебраический селектор минимального сигнала [42-50].

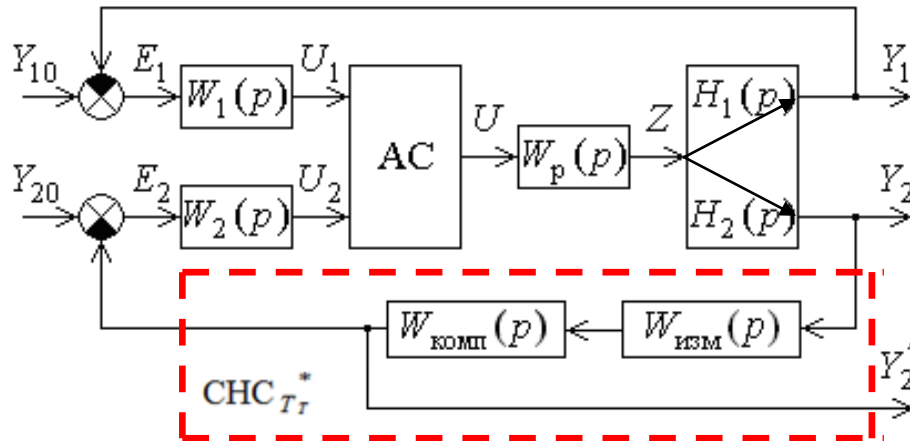


Рисунок 2.1 Структурная схема ИУС ГТД

Передаточные функции ГТД:

в первом канале (канал частоты вращения двигателя):

$$H_1(p) = \frac{Y_1(p)}{Z(p)} = K_1 \frac{A_1(p)}{B(p)} ;$$

во втором канале (канал температуры):

$$H_2(p) = \frac{Y_2(p)}{Z(p)} = K_2 \frac{A_2(p)}{B(p)} ,$$

где  $p$  – оператор преобразования Лапласа;  $K_1$ ,  $K_2$  – коэффициенты передачи;  $A_1(p)$ ,  $A_2(p)$ ,  $B(p)$  – полиномы, зависящие от вида объекта. Примем, что порядок  $A_1(p)$  меньше, чем порядок  $B(p)$ , а порядок  $A_2(p)$  равен порядку  $B(p)$ . Такое математическое описание характерно, например, для динамических характеристик ГТД по частоте вращения двигателя  $Y_1 = n$  и температуре газа за турбиной  $Y_2 = T_T^*$  при изменении расхода топлива в

камеру сгорания  $Z = G_m$ . Здесь звездочка в  $T_T^*$  обозначает температуру заторможенного потока газа.

Первый канал ИУС ГТД является каналом управления, определяющим режим работы объекта по выходной координате  $Y_1$ , его заданная величина  $Y_{10}$  зависит от времени. Второй канал – канал ограничения, его заданная величина  $Y_{20}$  является постоянной и определяет максимальный режим работы объекта по координате  $Y_2$ . ГТД имеет различные динамические характеристики по разным выходным координатам относительно расхода топлива.

Передаточная функция изодромного регулятора, общего для обоих каналов:

$$W_p(p) = K_p \frac{T_p p + 1}{p(Tp + 1)}.$$

Передаточные функции регуляторов первого –  $W_1(p)$  и второго –  $W_2(p)$  каналов выбираются исходя из заданных требований к динамическим характеристикам каждого из них. При этом измерители параметров должны быть безинерционными.

Передаточные функции отдельных разомкнутых каналов:

$$W_I(p) = W_1(p)W_p(p)H_1(p) = W_{M1}(p);$$

$$W_{II\text{ кан}}(p) = W_2(p)W_p(p)H_2(p) = W_{M2}(p),$$

где  $W_{M_i}(p)$  – передаточные функции эталонных моделей каналов управления.

Если принять  $W_{M1}(p) = W_{M2}(p) = W_M(p)$ , то

$$\frac{W_1(p)}{W_2(p)} = \frac{K_2 A_2(p)}{K_1 A_1(p)}$$

Проведенный анализ показывает, что регулятор температуры газа является инерционным по отношению к регулятору частоты вращения двигателя, поэтому селектор переключается с канала частоты вращения



двигателя на канал температуры газа с запаздыванием. В результате происходит перерегулирование по температуре газа.

Актуальной задачей для ИУС ГТД с селективным выбором каналов является обеспечение заданного качества переходных процессов в канале управления, замыкаемом через селектор. Например, позднее включение в работу ограничителя температуры газа приводит к перегреву лопаток турбины, а раннее – к динамическому недобору тяги. В соответствии с требованиями к точности поддержания температуры газа погрешность измерения и регулирования температуры газа в диапазоне от 500 до 2500 К на установившихся режимах не должна превышать (5...10) К, а на переходных режимах допустимая величина «заброса» температуры составляет (30...50) К на время не более (0,5...1) с. При этом скорость изменения температуры газа на переходных режимах может достигать 500К/с. Качество селектирования во многом зависит от свойств селектируемых каналов, поэтому точное знание температуры газа является необходимым условием для ее поддержания в соответствии с заданными требованиями.

Под качеством переходных процессов систем с селектором каналов управления будем понимать момент селектирования и перерегулирование ограничиваемой координаты. Момент селектирования - это время переключения каналов в системе. Перерегулирование - это превышение ограничиваемой координаты над заданным значением в момент селектирования.

Введём такие понятия: величина перерегулирования ( $\sigma$ ) и время регулирования ( $t_{\text{рег}}$ ),  $\sigma_{\text{м}}$  – максимально допустимая величина перерегулирования температуры газа. Величина заброса – это превышение ограничиваемой координаты над заданным значением в момент селектирования.

Время регулирования ( $t_{\text{рег}}$ ) – интервал между моментом вступления в работу канала, перехватывающего управление, до момента вхождения температуры газа в трубку точности  $\pm 0,5$  % от заданного значения темпе-

ратуры газа (рисунок 2.2, 1–канал температуры, 2–канал частоты вращения двигателя).

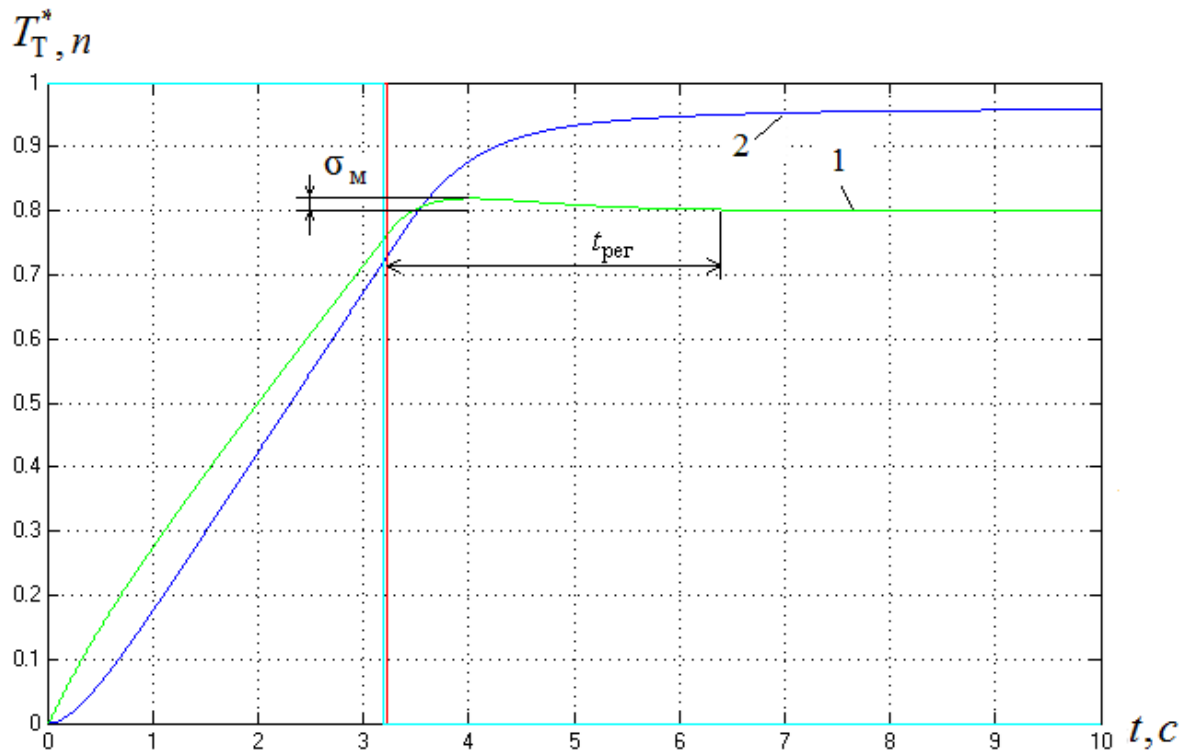


Рисунок 2.2 Пример результатов моделирования ИУС ГТД

Построим зависимость между величиной перерегулирования и отношением постоянных времени ( $\frac{T_k}{T_{\text{тер}}}$ ), когда  $\frac{T_k}{T_{\text{тер}}} < 1$ , а также зависимость

между временем регулирования и отношением постоянных времени ( $\frac{T_k}{T_{\text{тер}}}$ ),

когда  $\frac{T_k}{T_{\text{тер}}} > 1$ . Когда же  $\frac{T_k}{T_{\text{тер}}} = 1$ , то недокомпенсация или перекомпенсация не наблюдается.

Возьмем следующие значения постоянных времени  $T_k$  и  $T_{\text{тер}}$ .

При  $T_{\text{тер}} = 0,5$  с,  $T_k = 0,2$  с; 0,3 с; 0,4 с; 0,5 с; 0,6 с; 0,7 с; 0,8 с (рисунок 2.3).

Таблица № 2.1

$T_{\text{тер}}, \text{с}$	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
$T_{\text{к}}, \text{с}$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
$\frac{T_{\text{к}}}{T_{\text{тер}}}$	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,4	1,6
$\delta, \%$	0,035	0,02	0,01	0	0	0	0
$t_{\text{пер}}, \text{с}$	2,7	1,9	2,1	1,3	2,6	3,6	4,4

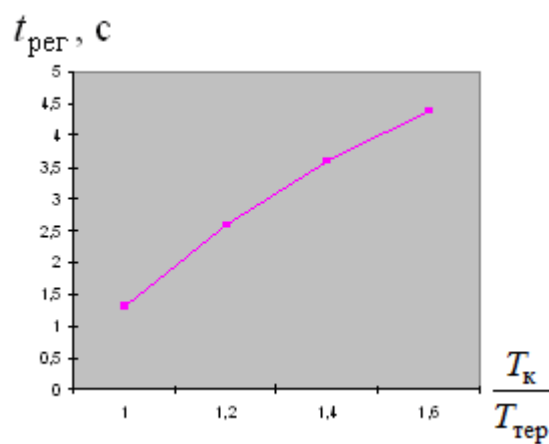
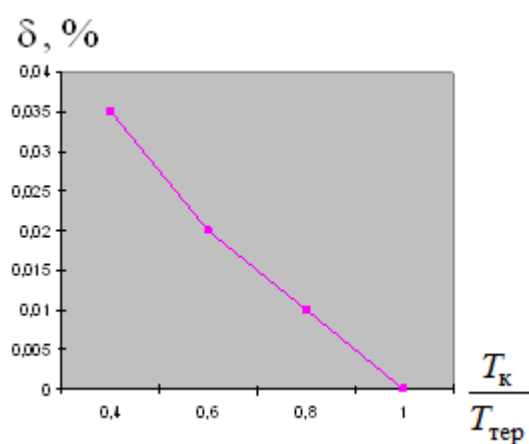


Рисунок 2.3 Результаты моделирования при  $T_{\text{тер}} = 0,5 \text{ с}$

Аналогичная картина наблюдается при:

$T_{\text{тер}} = 1 \text{ с}$ ,  $T_{\text{к}} = 0,7 \text{ с}$ ;  $0,8 \text{ с}$ ;  $0,9 \text{ с}$ ;  $1 \text{ с}$ ;  $1,1 \text{ с}$ ;  $1,2 \text{ с}$ ;  $1,3 \text{ с}$  (рисунок 2.4).

$T_{\text{тер}} = 1,5 \text{ с}$ ,  $T_{\text{к}} = 1,2 \text{ с}$ ;  $1,3 \text{ с}$ ;  $1,4 \text{ с}$ ;  $1,5 \text{ с}$ ;  $1,6 \text{ с}$ ;  $1,7 \text{ с}$ ;  $1,8 \text{ с}$  (рисунок 2.4).

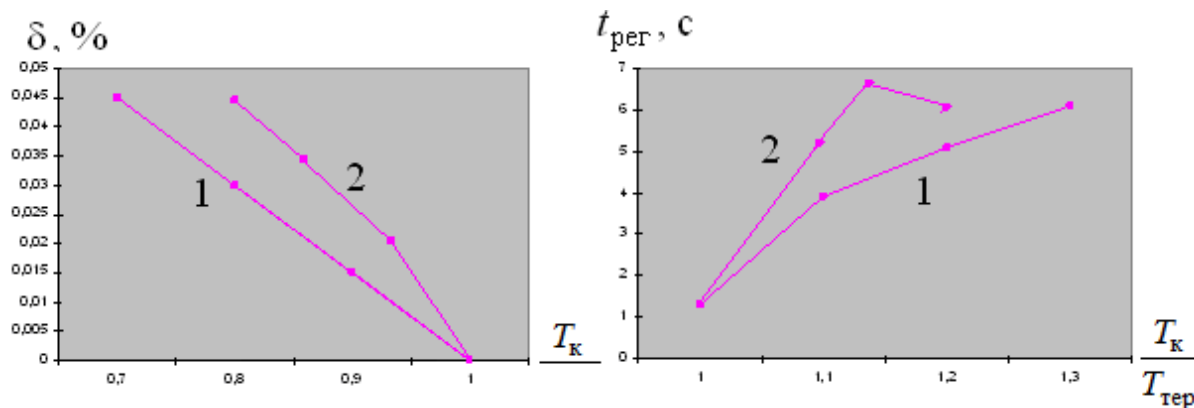


Рисунок 2.4 Результаты моделирования

1 – при  $T_{\text{тер}} = 1 \text{ с}$ , 2 – при  $T_{\text{тер}} = 1,5 \text{ с}$

Проведён анализ влияния погрешностей измерителя температуры газа на качество селективного регулирования на примере ИУС ГТД. Методом математического моделирования доказано, что неточное измерение температуры газа ведёт к недокомпенсации или перекомпенсации в процессе селективного регулирования. Изменяется время регулирования, возникают выбросы, которые являются недопустимыми при нормальной работе системы [51-52].

Одним из способов, который позволил бы сохранить высокое качество селективного регулирования, является использование самонастраивающихся систем.

Сформулируем требования, необходимые для компенсации инерционности термопары из условия  $\sigma \leq \sigma_0$ , где  $\sigma_0$  – максимально допустимая величина перерегулирования температуры газа в процессе селективного регулирования при максимальной скорости изменения сигнала управления.

Погрешность измерения и регулирования температуры газа в диапазоне от 500 до 2500 К на установившихся режимах не должна превышать (5...10) К, а на переходных режимах допустимая величина «заброса» температуры составляет (30...50) К на время не более (0,5...1) с. [20-22]. За эталонное значение времени селективного регулирования ( $t_{\text{сел}}$  – момент вступления в работу канала, перехватывающего управление, отсчитанный от начала переходного процесса) примем время переключения при идеальной компенсации  $t_{\text{сел}0}$  и будем подбирать параметры компенсатора из условия

$$(t_{\text{сел}0} - 0,1 \text{ с}) < t_{\text{сел}} < (t_{\text{сел}0} + 0,1 \text{ с}) \quad (2.1)$$

На рисунке 2.5 приведены показатели качества процесса селективного регулирования (1 – процесс селективного регулирования на выходе термопары, 2 – процесс селективного регулирования на выходе компенсатора, 3 – процесс селективного регулирования на выходе канала частоты вращения двигателя), где  $\sigma$  – величина выброса,  $\sigma_m$  – максимальная допустимая величина выброса,  $t_{\text{сел}}$  – время селективного регулирования.

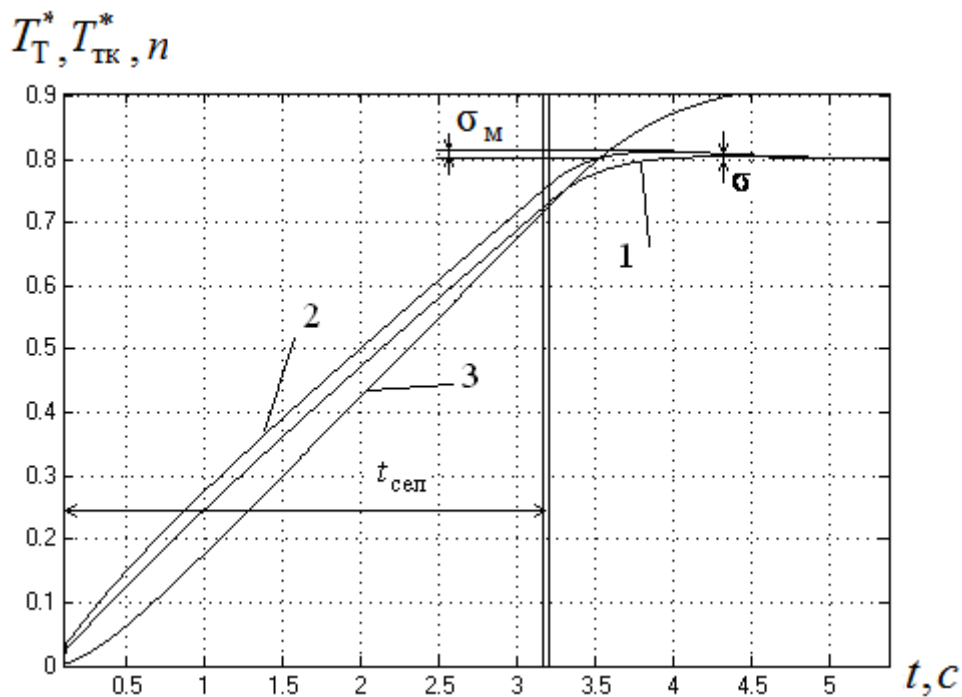


Рисунок 2.5 Процесс селективного управления в ИУС – передача управления с канала регулирования частоты вращения на канал регулирования температуры газа при разгоне

Решение задачи получено путем моделирования. В качестве модели двигателя использована линейная модель двухвального ГТД [34]. На рисунке 2.6 показана схема моделирования двухмерной ИУС ГТД с селектором. Эксперименты проводились при скорости изменения уставки частоты вращения –  $25 \% n_{\max} / c$ , где  $n$  – частота вращения двигателя ротора высокого давления ГТД, значении ограничиваемой координаты (температуры газа) – 0,8; в корректирующем звене присутствует динамическая погрешность, равная 0,01 с.

В схеме моделирования заложена компенсация инерционности термомпары только на режиме «в большом», т.к. изучается влияние неточности компенсации во время переходного процесса.

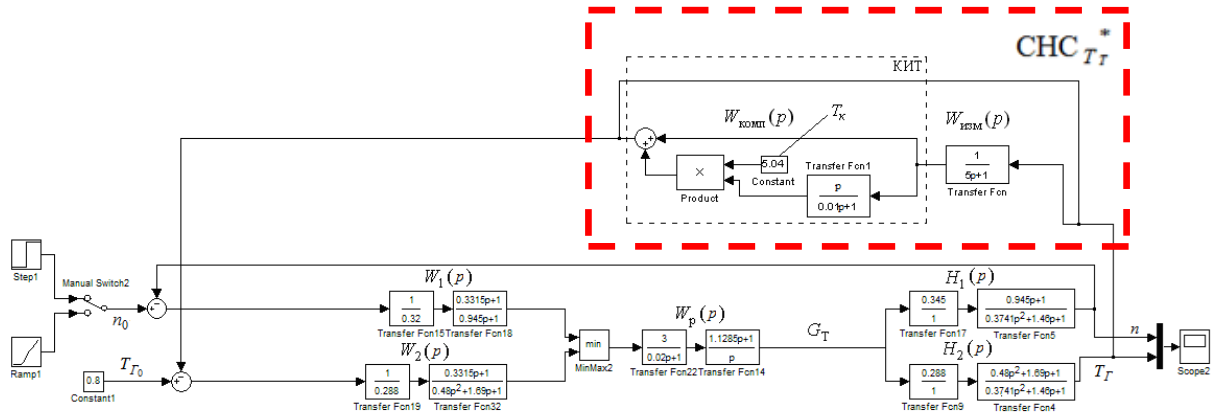


Рисунок 2.6 Схема моделирования ИУС ГТД с измерителем температуры и компенсатором инерционности термопары

Полученные результаты для  $\sigma_M = 1,5\%$  и  $\sigma_M = 2,5\%$  представлены в таблице № 2.2. Параметр  $\delta_{T_T}$  означает относительно возможное отклонение  $T_K$  ( $T_K$  – постоянная времени компенсирующего форсирующего звена КИТ) от значения постоянной времени термопары, при котором еще выполняется условие  $\sigma \leq \sigma_M = 1,5\%$  ( $\sigma_M = 2,5\%$ ):

$$\delta_{T_T} = \frac{T_K - T_{\text{тер}}}{T_{\text{тер}}} \cdot 100\% \quad (2.2)$$

Таблица № 2.2

$T_{\text{тер}}, \text{с}$	0,4	0,6	0,8	1	2	3	4	5
$T_K, \text{с} (\sigma_M=1,5\%)$	0,26	0,46	0,69	0,89	1,9	2,89	3,88	4,87
$\delta_{T_T}, \% (\sigma_M=1,5\%)$	35	23,3	13,75	11	5	3,67	3	2,6
$T_K, \text{с} (\sigma_M=2,5\%)$	0,21	0,43	0,64	0,84	1,85	2,83	3,81	4,79
$\delta_{T_T}, \% (\sigma_M=2,5\%)$	47,5	28,33	20	16	7,5	5,67	4,75	4,2

Рассмотрим отдельно взятый столбец в таблице №2.2. Например, для  $T_{\text{тер}}=0,4$  с. возможный диапазон значений постоянной времени КИТ, при условии  $\sigma \leq \sigma_M = 1,5\%$ , составляет  $0,26 \text{ с.} \leq T_K \leq 0,4 \text{ с.}$  ( $\delta_{T_T} = 35\%$  от значе-

ния  $T_T$ ), при условии  $\sigma \leq \sigma_M = 2,5\%$  составляет  $0,21 \text{ с.} \leq T_K \leq 0,4 \text{ с.}$  ( $\delta_{T_T} = 47,5\%$  от значения  $T_{\text{тер}}$ ).

На рисунке 2.7 представлен график зависимости относительной допустимой погрешности формирования  $T_K$  при выполнении условия  $\sigma_M \leq 1,5\%$  ( $\sigma_M \leq 2,5\%$ ). Полученная область (ниже графика зависимости  $\delta_{T_T}$  от величины  $T_T$ ) отражает ограничения по нижнему пределу значения  $T_K$ . Таким образом, установлены ограничения по нижнему пределу значения  $T_K$ . Далее установим ограничения по верхнему пределу значения  $T_K$ , исходя из условия (2.1). Данные экспериментов представлены в таблице №2.3.

Таблица № 2.3

$T_{\text{тер}}, \text{с}$	0,4	0,6	0,8	1	2	3	4	5
$T_K, \text{с}$	0,49	0,69	0,89	1,1	2,12	3,15	4,18	5,21
$\delta_{T_T}, \%$	22,5	15	11,25	10	6	5	4,5	4,2
$t_{\text{сел}}, \text{с}$	2,95	2,95	2,951	2,943	2,944	2,943	2,943	2,944

При  $T_{\text{тер}} = T_K = 1 \text{ с}$  время селективования  $t_{\text{сел}0} = 3,042 \text{ с}$ . По условию (2.1) возможное время селективования находится в промежутке  $2,942 \text{ с} \leq 3,042 \text{ с} \leq 3,142 \text{ с}$ . Рассмотрим отдельно взятый столбец в таблице №3. Например, если  $T_{\text{тер}} = 1 \text{ с}$ , то при  $T_K = 1,1 \text{ с}$  будет выход на границу  $t_{\text{сел}} = 2,943 \text{ с}$  (см. условие 2.1).

На рисунке 2.7 представлен график (при выполнении условия (2.1)) зависимости относительной допустимой погрешности формирования  $T_K$  при нахождении времени селективования в диапазоне  $(t_{\text{сел}0} - 0,1 \text{ с}) \leq t_{\text{сел}} \leq (t_{\text{сел}0} + 0,1 \text{ с})$ , который отражает ограничения по верхнему пределу зна-

чения  $T_k$ . Таким образом, установлены ограничения по верхнему пределу значения  $T_k$  при выполнении условия (2.1).

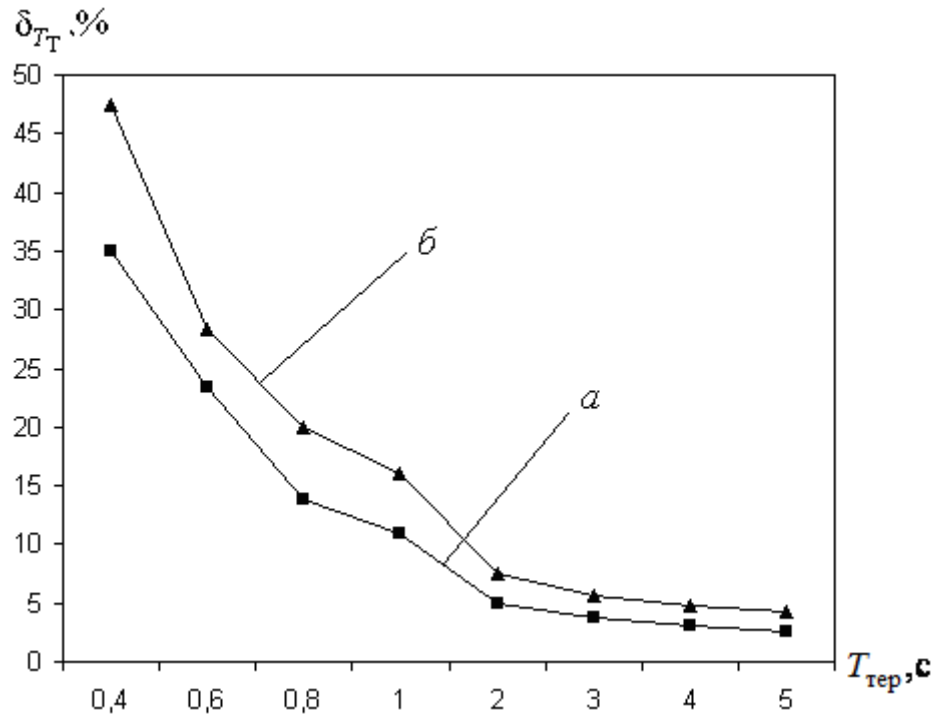


Рисунок 2.7 График зависимости  $\delta_{T_T}$  от величины  $T_{тер}$ :  
 а – при условии  $\sigma_M = 1,5 \%$ ; б – при условии  $\sigma_M = 2,5 \%$

Установим ограничения по верхнему пределу значения  $T_k$  при следующих условиях: трубка точности поддержания температуры газа на установившихся режимах должна составлять  $\pm 0,5\%$ , время регулирования при этом не должно быть больше 3 с ( $t_{пер} \leq 3$  с).

Данные экспериментов представлены в таблице №2.4.

Таблица № 2.4

$T_{тер}, c$	0,4	0,6	0,8	1	2	3	4	5
$T_k, c$	0,72	0,81	0,96	1,12	2,05	3,04	4,04	5,04
$\delta_{T_T}, \%$	80	35	20	12	2,5	1,33	1	0,8
$t_{пер}, c$	2,95	2,95	2,951	2,943	2,944	2,943	2,943	2,944



На рисунке 2.8 представлен график 2 (при трубке точности  $\pm 0,5\%$ ,  $t_{\text{рег}} \leq 3$  с) зависимости относительной допустимой погрешности формирования  $T_k$  при условии, что трубка точности составляет  $\pm 0,5\%$  и  $t_{\text{рег}} \leq 3$  с, который отражает ограничения по верхнему пределу значения  $T_k$ . Как видно из рисунка 2.9, точка пересечения графиков 1 и 2 соответствует значению  $T_{\text{тер}} = 1,25$  с. Начиная от  $T_{\text{тер}} = 0,4$  с до  $T_{\text{тер}} = 1,25$  с, заштрихованная область будет совпадать с заштрихованной областью графика 1, а начиная от  $T_{\text{тер}} = 1,25$  с до  $T_{\text{тер}} = 5$  с – с заштрихованной областью графика 2.

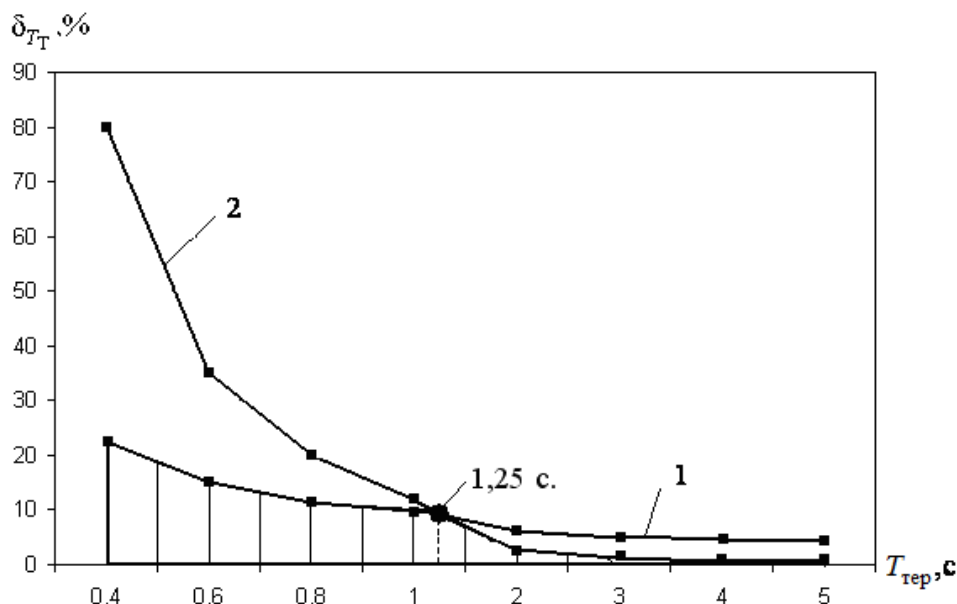


Рисунок 2.8 График зависимости  $\delta_{T_T}$  от  $T_{\text{тер}}$  при условии попадания в трубку точности  $\pm 0,5\%$  за время  $t_{\text{рег}} \leq 3$  с и выполнении условия (2.1)

В результате совмещения графика верхнего (см. рисунка 2.8) и нижнего отклонений (см. рисунок 2.7 график б) получим график (рисунок 2.9), который отражает требования к точности компенсации инерционности термодары в контуре регулирования температуры газа.

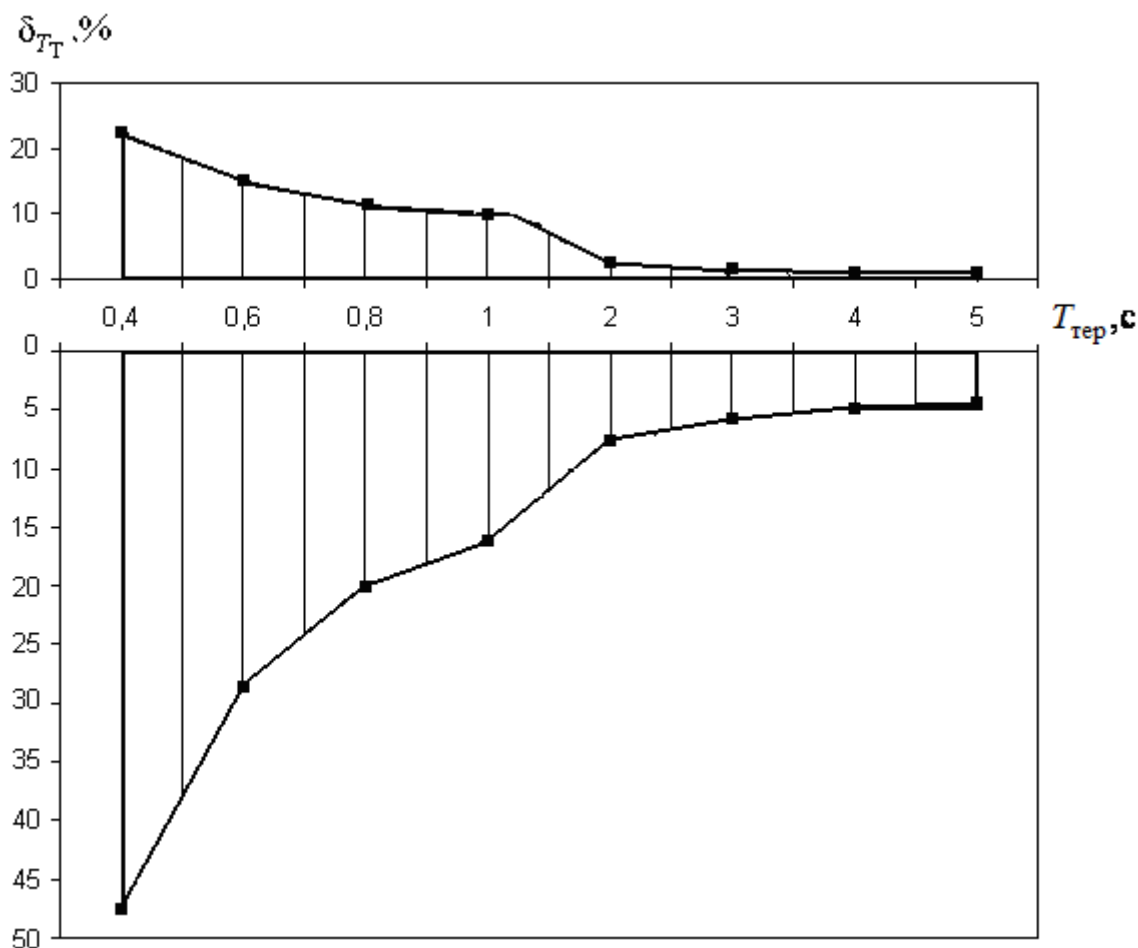


Рисунок 2.9 График зависимости  $\delta_{T_T}, \%$  от  $T_{\text{тер}}, \text{с}$ , отражающий требования к точности компенсации инерционности термопары

Теперь рассмотрим схему моделирования, на которой изучается влияние неточности компенсации инерционности термопары на качество процессов селективного регулирования в установившемся режиме. Исследование проведено путем изучения процесса селективного регулирования при подаче возмущения по расходу топлива (скачок 2 % от текущей величины расхода топлива  $G_T$ ) на установившемся режиме.

На рисунке 2.10 представлена структурная схема ИУС ГТД с изменением разности рассогласований в каналах регулирования, где  $Y_{10}$  и  $Y_{20}$  – начальные уставки;  $G_T'$  – величина расхода топлива после скачка;  $Y_1$  и  $Y_2$  – выходные переменные;  $Y_2'$  – выходная переменная после коррекции.

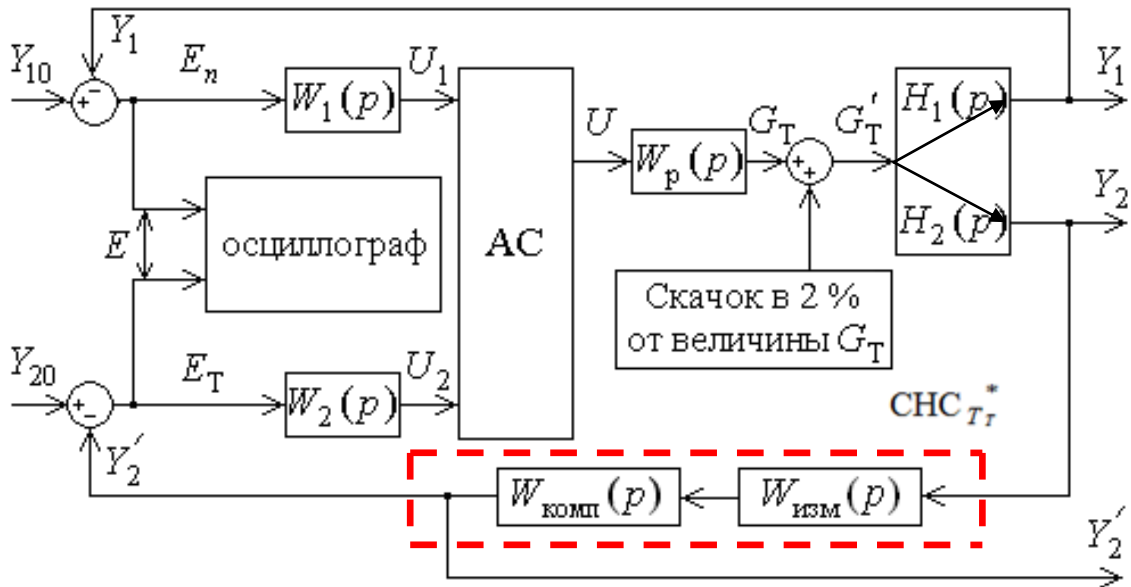


Рисунок 2.10 Структурная схема ИУС ГТД  
для определения уставок по каналам

Условием, необходимым для определения уставок, является:

$$E = E_n - E_T = (Y_{10} - Y_1) - (Y_{20} - Y_2') \approx 0 \quad (2.3)$$

- где  $E$  – разность рассогласования между каналом регулирования частоты вращения двигателя и каналом регулирования температуры газа;
- $E_n$  – рассогласование в канале регулирования частоты вращения двигателя;
- $E_T$  – рассогласование в канале регулирования температуры газа;
- $Y_{10}$  – уставка по каналу частоты вращения двигателя;
- $Y_1$  – выходная переменная по каналу частоты вращения двигателя;
- $Y_{20}$  – уставка по каналу температуры;
- $Y_2'$  – выходная переменная после коррекции по каналу температуры.

По структурной схеме системы (рисунок 2.11) строится модель ИУС ГТД в программе Matlab (рисунок 2.12), которая позволяет выяснить значения уставок по каналу частоты оборотов двигателя и каналу температуры в соответствии с условием (2.3) [53].

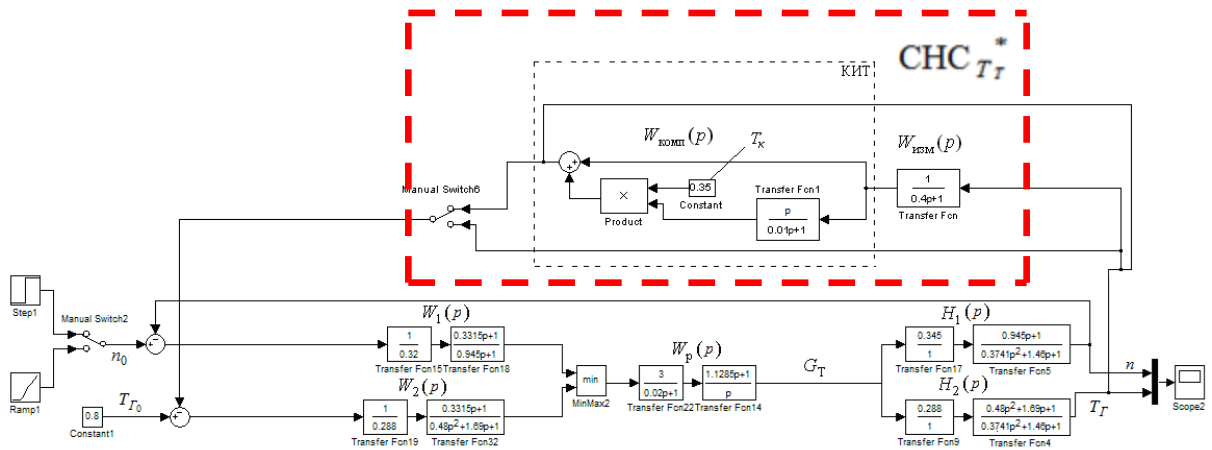


Рисунок 2.11 Схема моделирования ИУС ГТД с селектором, измерителем температуры, компенсатором инерционности термопары и блоком задания возмущающего воздействия

Данная модель отличается от модели, представленной на рисунке 2.2, следующими дополнениями: в качестве  $Y_{10}$  используется константа, добавился осциллограф (Scope), для определения ошибки рассогласования между каналами ( $E$ ), а также добавился блок задающего воздействия (скачок 2 % от величины  $G_T$ ).

В результате моделирования определены значения уставок в соответствии с условием (2.3):  $Y_{10}=0,94$  и  $Y_{20}=0,8$ . При этом  $E=0,015$ .

Данные экспериментов представлены в таблице № 2.5 (на ограничения по нижнему пределу значения  $T_K$ ), в таблице № 2.6 (на ограничения по верхнему пределу значения  $T_K$ ).

Таблица № 2.5

$T_{\text{тер}}, \text{с}$	0,4	0,6	0,8	1	2	3	4	5
$T_K, \text{с} (\sigma_M=2,5\%)$	0,35	0,53	0,7	0,88	1,86	2,91	3,93	4,94
$\delta_{T_T}, \%$	12,5	11,6	12,5	12	7	3	1,75	1,2

Таблица № 2.6

$T_{\text{тер}}, \text{с}$	0,4	0,6	0,8	1	2	3	4	5
$T_{\text{к}}, \text{с} (\sigma_{\text{м}}=2,5\%)$	0,77	1,28	1,49	1,64	2,43	3,33	4,35	5,32
$\delta_{T_{\text{Т}}}, \%$	92,5	113,3	86,3	64	21,5	11	8,8	6,4

Если сравнить результаты экспериментов, полученные ранее в таблицах № 2.2, № 2.3, № 2.4, с результатами экспериментов, полученными в таблице № 2.5, № 2.6, можно прийти к выводу, что требования к КИТ ужесточились только для нижнего предела значения  $T_{\text{к}}$ . График на рисунке 2.12 отражает окончательные максимально допустимые погрешности компенсации постоянной времени термопары в КИТ.

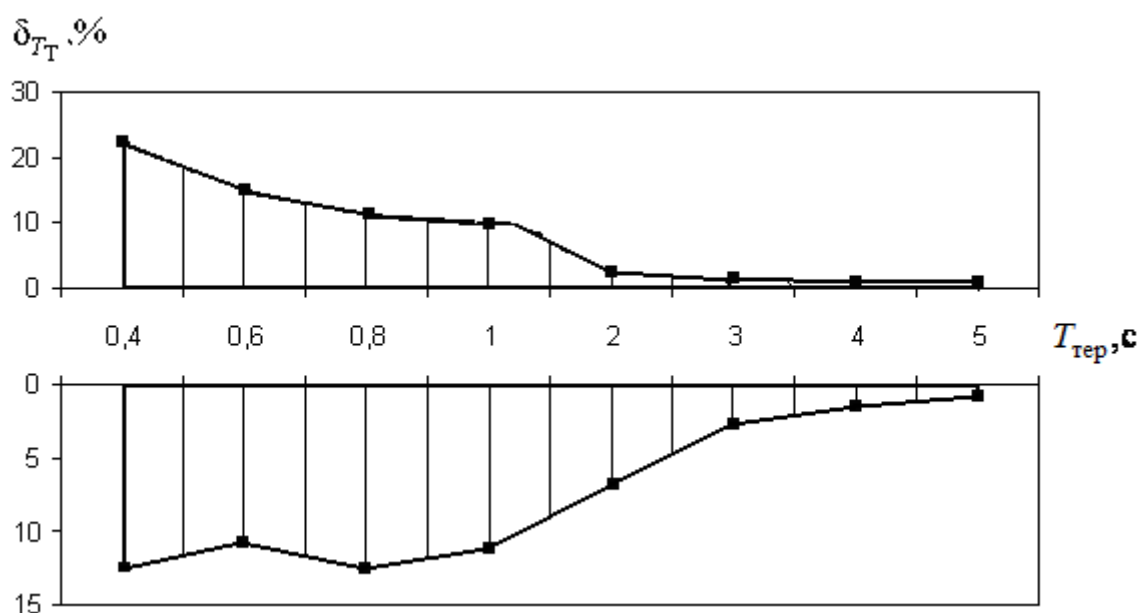


Рисунок 2.12 График зависимости  $\delta_{T_{\text{Т}}}, \%$  от  $T_{\text{тер}}$ , отражающий окончательные требования к точности компенсации инерционности термопары

Проведён анализ влияния погрешностей компенсации инерционности термопары на качество процесса селективного управления каналами в системе автоматического управления газотурбинного двигателя.

Методом математического моделирования получены требования, предъявляемые к компенсатору инерционности термопары. Ограничения по верхнему пределу значения постоянной времени компенсатора инерционности термопары составляют 22,5 % от значения постоянной времени термопары, по нижнему пределу – 12,5 % .

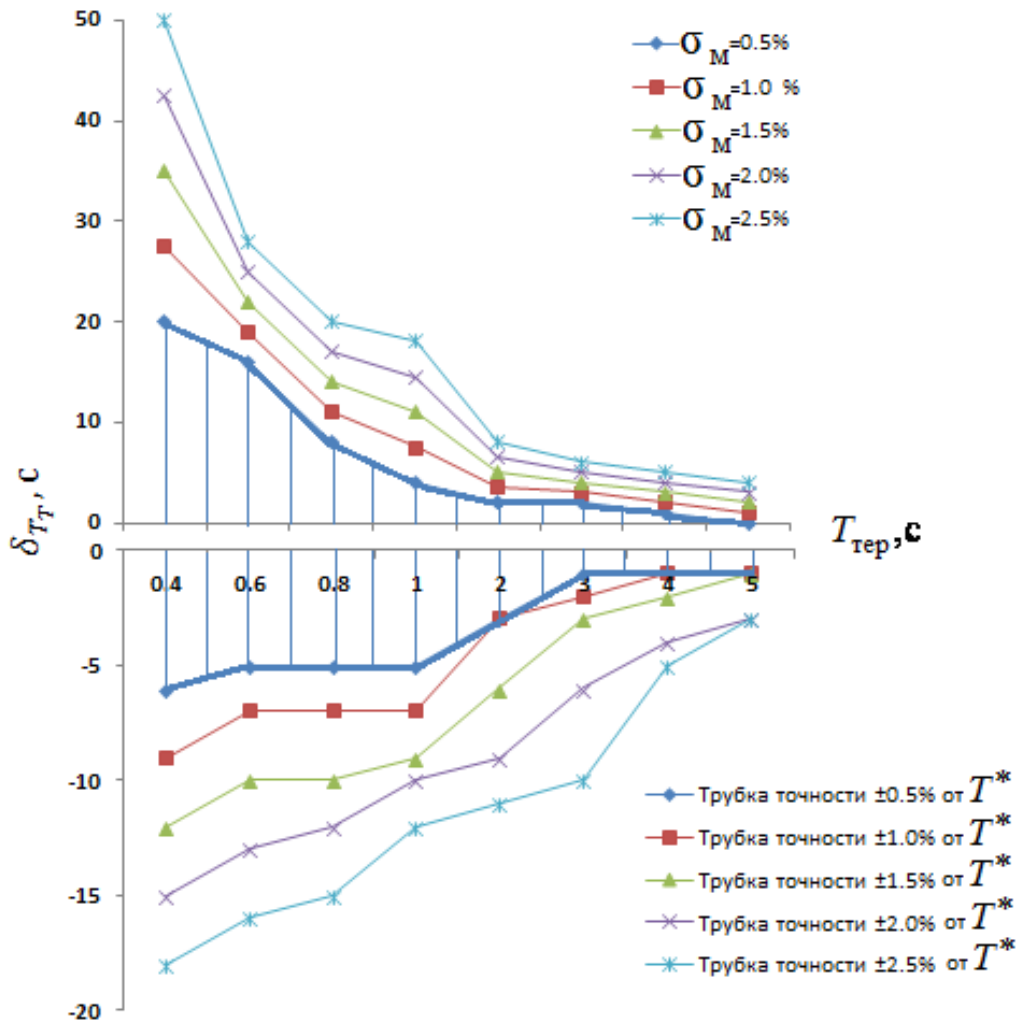


Рисунок 2.13 График зависимости  $\delta_{T_T}, \%$  от  $T_{тер}$ , отражающий требования к точности компенсации инерционности термопары в зависимости от требований к ИУС ГТД

Формируя требования к компенсатору инерционности термопары по предложенной схеме, в зависимости от различных требований к ИУС ГТД

получим графики (рисунок 2.13), отражающие требования к КИТ в зависимости от требований к ИУС ГТД.

$\sigma$  – величина заброса,

$\sigma_m$  – максимальная допустимая величина заброса,

$t_{\text{сел}}$  – время селектирования.

Полученная область на рисунке 2.13 определяет максимально возможные погрешности компенсации постоянной времени термопары в КИТ, при которых выполняются системные требования к качеству процессов переключения в ИУС ГТД. Например, для  $\sigma_m = 0,5 \%$  и трубки точности  $\pm 0,5\%$  ограничения по верхнему пределу значения постоянной времени компенсатора инерционности термопары не превосходят  $22,5 \%$  от значения постоянной времени термопары, по нижнему пределу –  $7,5 \%$  (получены при стандартных условиях среды  $P = 1,0$  атм. и температуре  $T = 288$  К).

Полученные ограничения позволят в дальнейшем использовать их для построения устройства, формирующего значение коэффициента компенсатора инерционности термопары, погрешность которого не должна выходить за полученные ограничения [52,53].

## **2.2 Разработка алгоритма функционирования и структуры самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД с повышенной помехоустойчивостью**

На основе полученных требований к точности компенсации инерционности термопары разработаны алгоритм и структура самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД с повышенной динамической точностью и помехоустойчивостью (рисунок 2.14, 2.15).

В качестве базового измерителя возьмем схему, детально описанную в главе 1 на рисунке 1.15. Этот измеритель температуры газа ГТД имеет существенный недостаток: вычисление производной по выходному значению модели температуры газа, так и вычисление производной по

ошибке  $\varepsilon = T_M^* - T_{TK}^*$ , приводит к возникновению дополнительных шумов, возникающих на выходе дифференциаторов. Ухудшается помехоустойчивость ИУС в целом (глава 1, стр. 47).

Проведем синтез предложенного измерителя, опираясь на работы [19, 26, 50, 79], используя прямой метод Ляпунова.

При синтезе полагаем, что  $\tau_K = 0$ , и передаточная функция эталонной модели  $W_{M.T}(p) = 1$ , т. е.  $T_{4M}^* = T_4^*$ .

Дифференциальное уравнение термопары и корректирующего звена

$$T_{\text{тер}} \dot{T}_{TK}^* + T_{TK}^* = T_K \dot{T}_T^* + T_T^*,$$

где  $T_{TK}^*$  – значение температуры на выходе корректирующего звена;

$T_T^*$  – значение температуры на выходе термопары.

Дифференциальное уравнение эталонной модели можно представить в виде

$$T_{\text{тер}} \dot{T}_M^* + T_M^* = T_{\text{тер}} \dot{T}_T^* + T_T^*,$$

где  $T_M^*$  – значение температуры на выходе эталонной модели.

Так как в схеме нет второго дифференциатора, то связь величин  $T_T^*$  и  $T_M^*$  выглядит следующим образом:

$$T_T^* = \frac{1}{T_{\text{тер}} \cdot p + 1} \cdot \dot{T}_M^*,$$

где  $p$  – оператор преобразования Лапласа;

$$T_T^* (T_{\text{тер}} \cdot p + 1) = \dot{T}_M^*.$$

После преобразования получаем следующее уравнение связи:

$$\dot{T}_T^* T_{\text{тер}} + T_T^* = \dot{T}_M^*.$$

Получаем систему из трех уравнений:



$$\begin{cases} T_{\text{тер}} \dot{T}_{\text{тк}}^* + T_{\text{тк}}^* = T_{\text{к}} \dot{T}_{\text{т}}^* + T_{\text{т}}^* \\ T_{\text{тер}} \dot{T}_{\text{м}}^* + T_{\text{м}}^* = T_{\text{тер}} \dot{T}^* + T^* \\ \dot{T}_{\text{т}}^* T_{\text{тер}} + T_{\text{т}}^* = \dot{T}_{\text{м}}^* \end{cases}.$$

Вычитая из второго уравнения первое и подставляя уравнение связи, получим дифференциальное уравнение относительно ошибки  $\varepsilon = T_{\text{м}}^* - T_{\text{тк}}^*$ :

$$T_{\text{тер}} (\dot{T}_{\text{м}}^* - \dot{T}_{\text{тк}}^*) + T_{\text{м}}^* - T_{\text{тк}}^* = (T_{\text{тер}} - T_{\text{к}}) (\dot{T}_{\text{т}}^* T_{\text{тер}} + T_{\text{т}}^*);$$

$$T_{\text{тер}} \dot{\varepsilon} + \varepsilon = \gamma (\dot{T}_{\text{т}}^* T_{\text{тер}} + T_{\text{т}}^*),$$

где  $\gamma = T_{\text{тер}} - T_{\text{к}}$ .

Функцию Ляпунова выбираем квадратической определенно-положительной формы:

$$V = \lambda \varepsilon^2 + \gamma^2, \quad \lambda > 0.$$

Производная функции Ляпунова

$$\dot{V} = 2\lambda \dot{\varepsilon} \varepsilon + 2\gamma \dot{\gamma}.$$

Подставляя в это уравнение выражение  $\dot{\varepsilon} = \frac{(\gamma (\dot{T}_{\text{т}}^* T_{\text{тер}} + T_{\text{т}}^*) - \varepsilon)}{T_{\text{тер}}}$  из

дифференциального уравнения относительно ошибки, получаем:

$$\dot{V} = -\frac{2\lambda}{T_{\text{тер}}} \varepsilon^2 + \frac{2\lambda}{T_{\text{тер}}} \varepsilon \gamma (\dot{T}_{\text{т}}^* T_{\text{тер}} + T_{\text{т}}^*) + 2\gamma \dot{\gamma}.$$

Для обеспечения неположительности производной функции Ляпунова и устойчивости самонастраивающегося измерителя достаточно выполнение соотношения:

$$\frac{\lambda}{T_{\text{тер}}} \varepsilon (\dot{T}_{\text{т}}^* T_{\text{тер}} + T_{\text{т}}^*) + \dot{\gamma} = 0.$$

Подставляя в это равенство выражение для  $\dot{\gamma} = -\dot{T}_k$ , получаем следующий алгоритм цепи самонастройки:

$$\dot{T}_k = \frac{k \cdot \lambda}{T_T} \varepsilon(\dot{T}_T^* T_{\text{тер}} + T_T^*) \text{ или } T_k = \frac{k \cdot \lambda}{T_T} \int_0^t \varepsilon(\dot{T}_T^* T_{\text{тер}} + T_T^*) dt,$$

где  $k$  – коэффициент усиления цепи самонастройки при вычислении постоянной времени  $T_k$ .

Предложенный измеритель температуры газа газотурбинного двигателя (рисунок 2.15) работает следующим образом. Алгоритм цепи самонастройки (2.6):

$$T_k = \int_0^t \varepsilon k_1 k_2 \dot{T}_T^* dt + \varepsilon k_1 k_3 T_T^* + T_{k1}. \quad (2.6)$$

где

$\varepsilon$  – рассогласование, равное  $\varepsilon = T_M^* - T_{\text{ТК}}^*$ ;

$k_1$  – коэффициент усиления первого пропорционального звена;

$k_2$  – коэффициент усиления интегратора;

$k_3$  – коэффициент усиления второго пропорционального звена;

$T_T^*$  – значение температуры на выходе термопары, соответствующее измеряемой температуре;

$T_{k1}$  – значение постоянной времени корректирующего звена, полученное схемой разомкнутой коррекции;

$T_{4M}^*$  – значение сигнала, вырабатываемого блоком косвенного определения температуры (модельное значение);

$T_{\text{ТК}}^*$  – выходное значение температуры газа на выходе измерителя температуры газа.

На рисунке 2.14 представлен алгоритм работы предлагаемого измерителя температуры газа с косвенным измерением температуры газа ГТД.

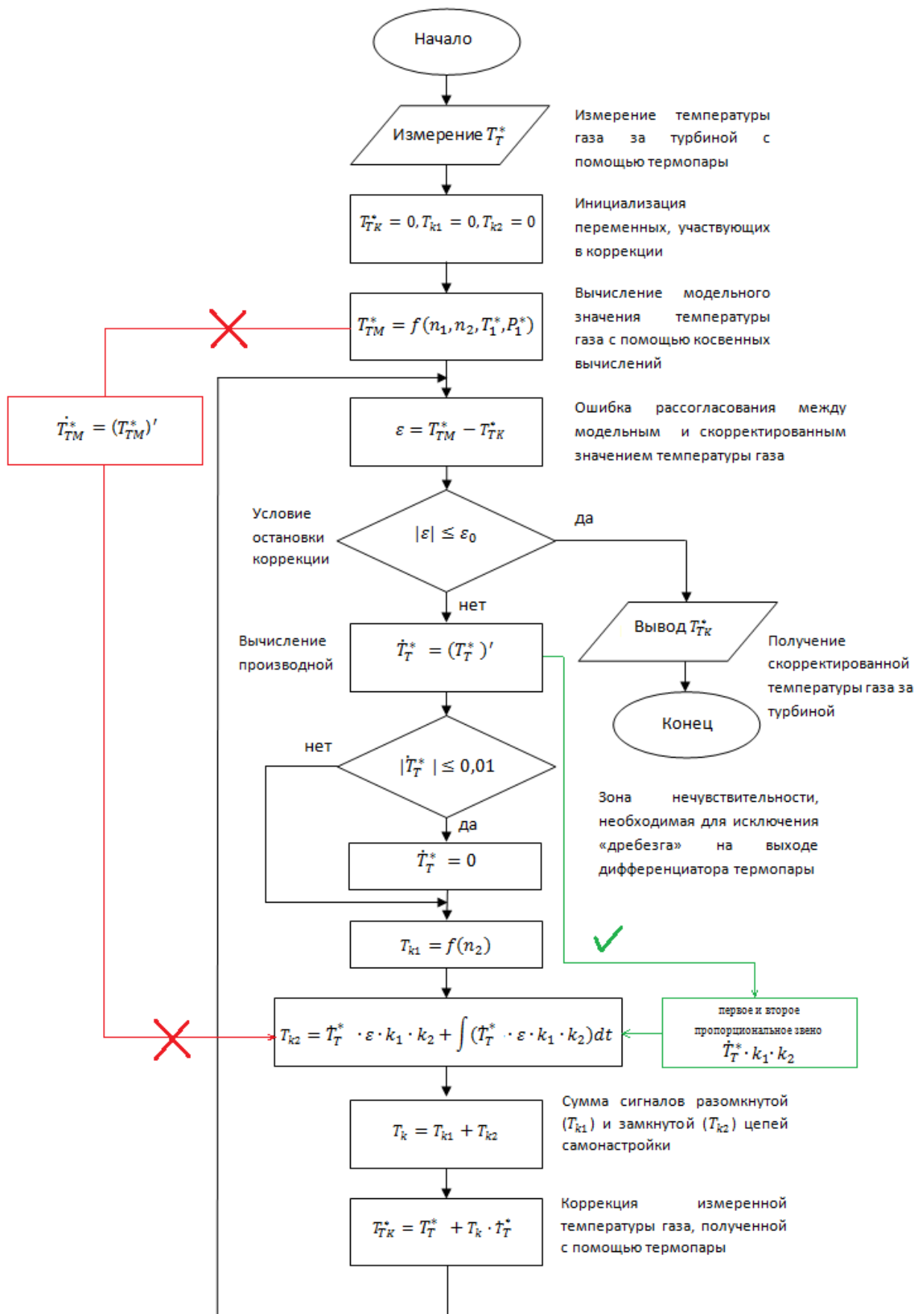


Рисунок 2.14 Алгоритм работы предлагаемого измерителя температуры газа с косвенным измерением температуры газа ГТД

По блок - схеме алгоритма работы разработана структурная схема измерителя температуры газа ГТД (рисунок 2.15).

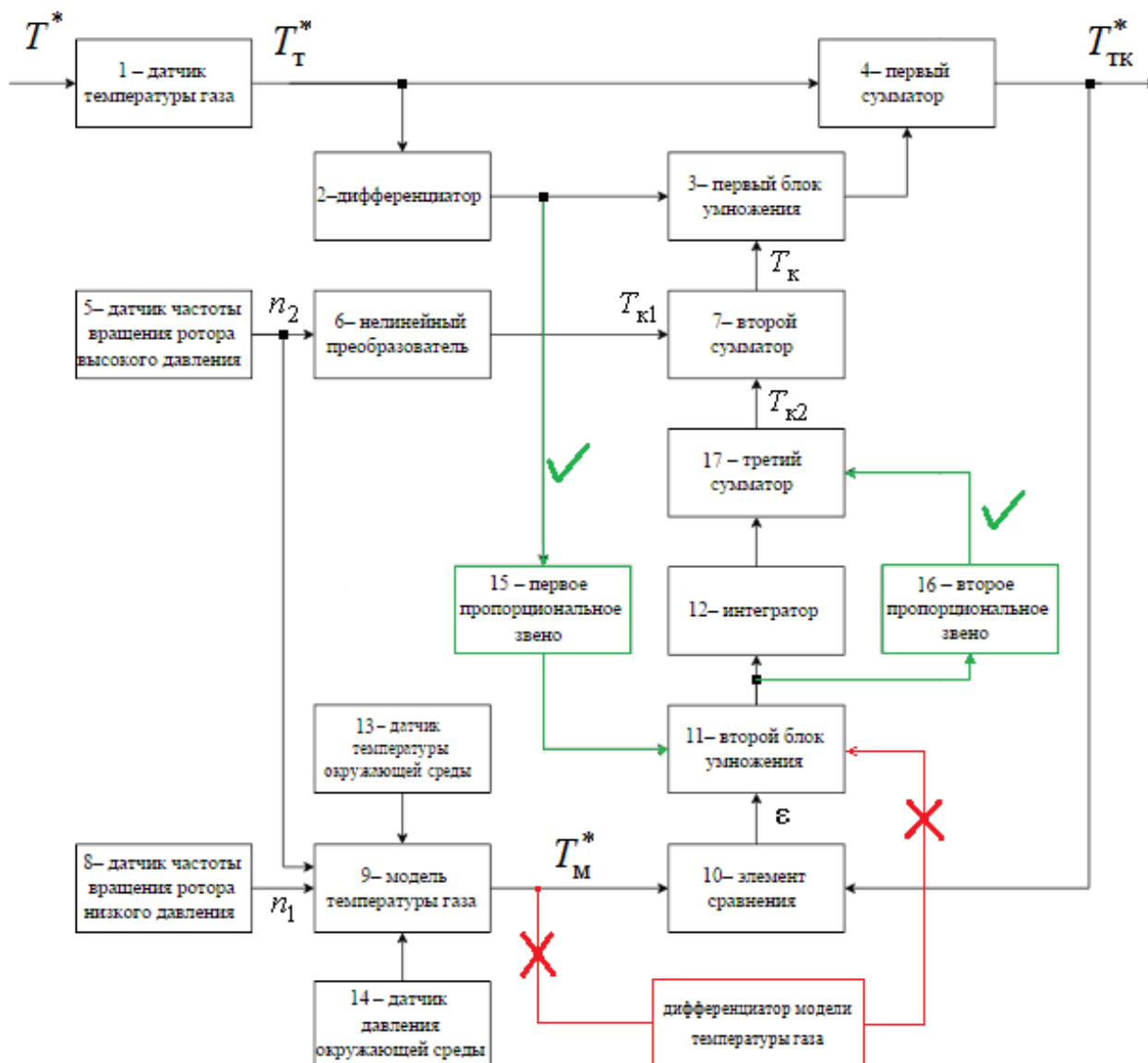


Рисунок 2.15 Структурная схема помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа газотурбинного двигателя

Отличается от измерителя взятого в качестве базового [11, 13, 53, 56, 70] следующими особенностями:

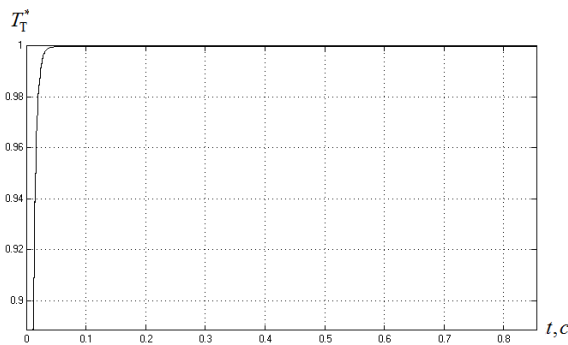
1. Вместо второго дифференциатора (вход которого шел с модели температуры газа, а выход был соединен со входом второго блока ум-

ножения) используется усиленный сигнал с первого дифференциатора  $\dot{T}_T^*$ . Усилитель  $U_1$  имеет коэффициент усилителя  $k_{Y_1}=200$ , который выбирается таким образом, чтобы качество переходных процессов было не хуже, чем в измерителе на рисунке 1.15.

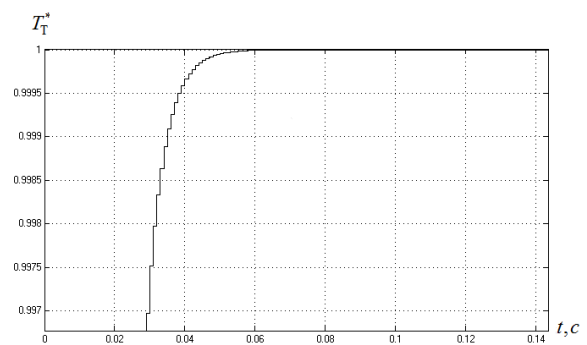
2. Вместо интегрирующего звена используется изодромное звено в цепи самонастройки, построенное на интеграторе (И) и усилителе  $U_2$ . Это необходимо для повышения быстродействия цепи самонастройки. Коэффициент данного усилителя ( $k_{Y_2}=50$ ) выбирается экспериментально.

Таким образом, т. к. в данной схеме отсутствует второй дифференциатор, можно ожидать повышения помехоустойчивости измерителя.

Из рисунке 2.16 показаны переходные процессы самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД (рисунок 2.15), при постоянной времени термопары равной  $T_{тер} = 5$  с (рисунок 2.16 а) и  $T_{тер} = 1$  с. (рисунок 2.16 б), из которых видно, что качество переходных процессов самонастраивающегося измерителя удовлетворяет известным требованиям [52, 68].



а – при  $T_{тер} = 5$  с.



б – при  $T_{тер} = 1$  с.

Рисунок 2.16 Переходные процессы самонастраивающегося измерителя при скачкообразном изменении температуры газа

Как видно из графиков переходного процесса, выход к установившемуся значению температуры на динамическом режиме работы быстрее, чем в измерителях-аналогах. Необходимо исследовать полученную схему самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД на помехоустойчивость и сравнить ее с измерителями-аналогами [11, 13, 53].

### 2.3 Анализ предложенной схемы самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД на помехоустойчивость и сравнение с аналогами

Для анализа схем на помехоустойчивость проведем моделирование предложенной схемы самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД и измерителей-аналогов. Схемы моделирования, соответствующая структурной схеме на рисунке 1.13 (глава 1) приведена на рисунке 2.18, соответствующая структурной схеме на рисунке 1.14 (глава 1) – на рисунке 2.19, соответствующая структурной схеме на рисунке 1.15 (глава 1)– на рисунке 2.20.

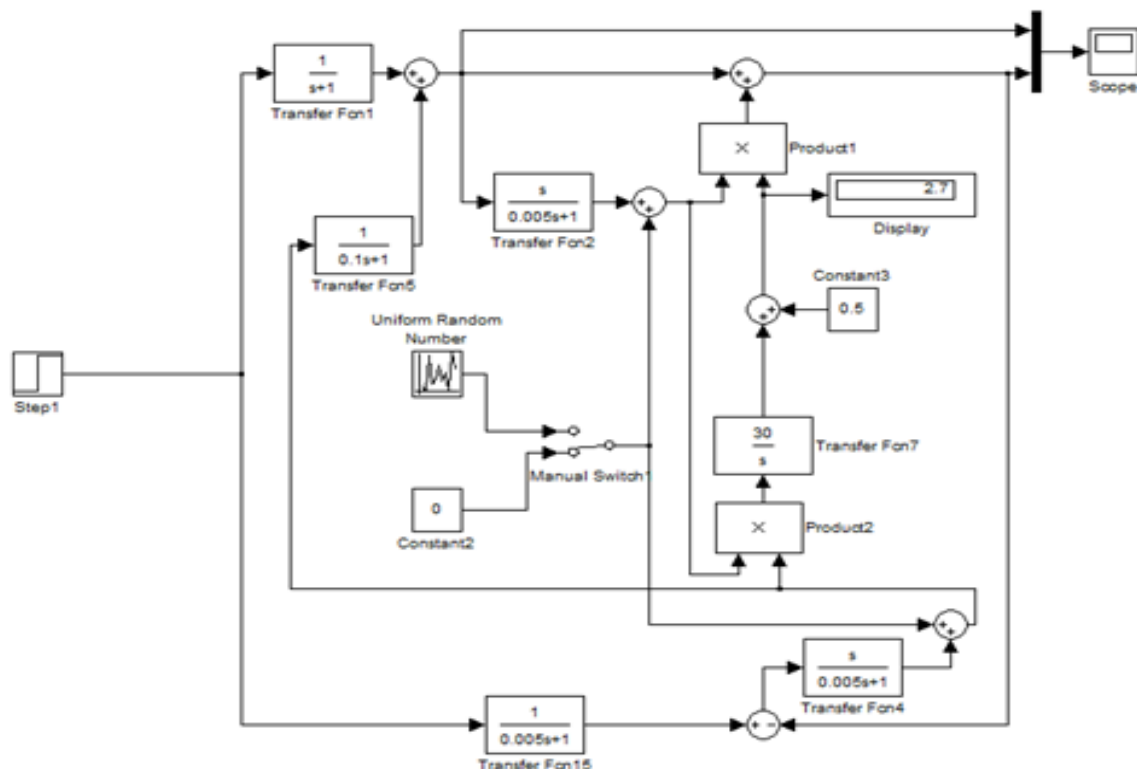


Рисунок 2.18 Схема моделирования измерителя температуры газа ГТД, соответствующая структурной схеме на рисунке 1.13

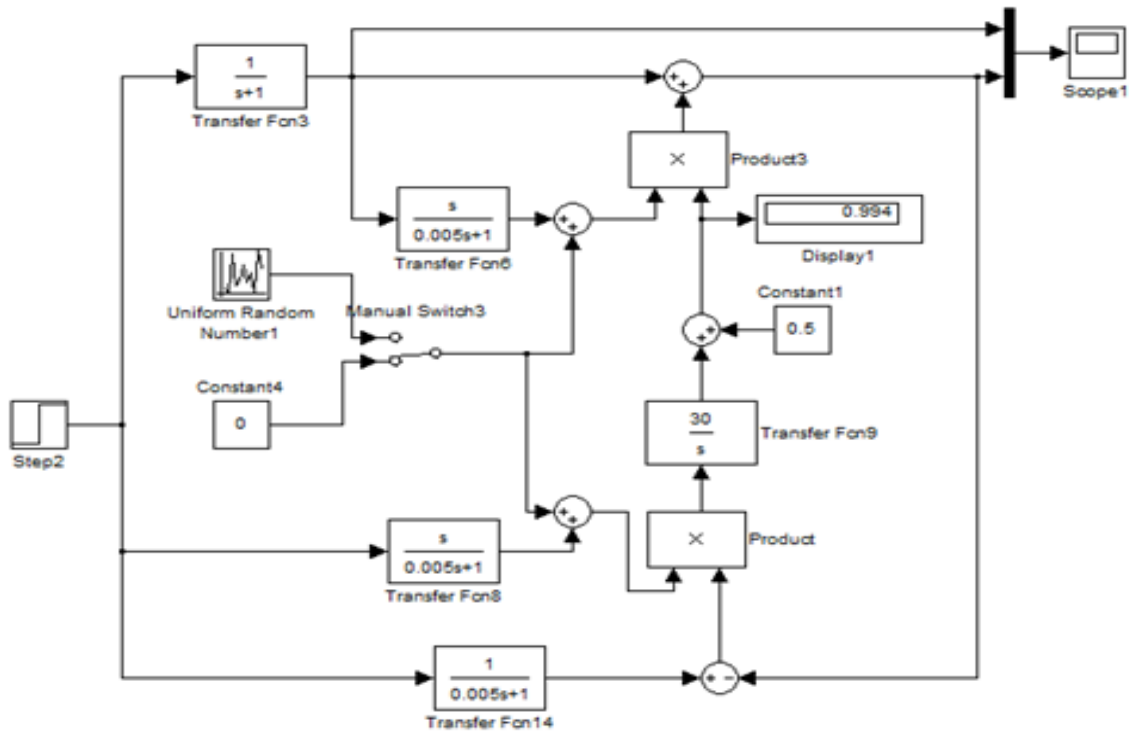


Рисунок 2.19 Схема моделирования измерителя температуры газа ГТД, соответствующая структурной схеме на рисунке 1.14

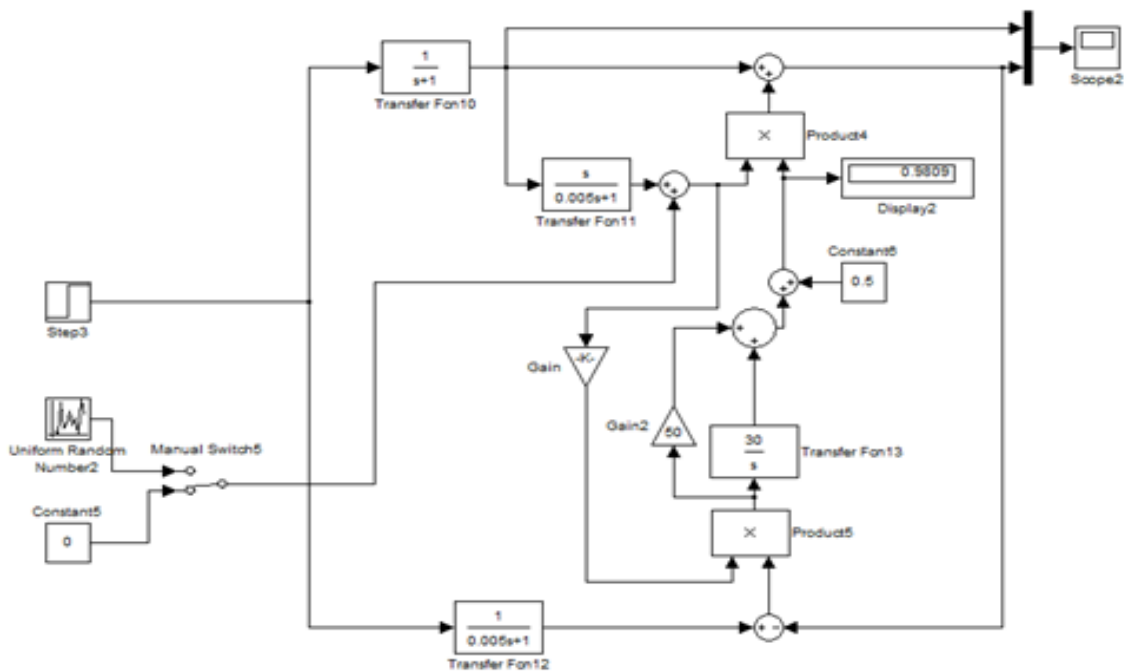


Рисунок 2.20 Схема моделирования предлагаемого измерителя температуры газа ГТД, соответствующая структурной схеме на рисунке 1.15

На рисунке 2.21 представлены результаты моделирования трех измерителей температуры газа ГТД при  $T_{\text{тер}} = 5$  с,  $T_{\text{к1}} = 4,5$  с (1 – переходный процесс на выходе термопары, соответствующий схеме моделирования на рисунке 2.18; 2 – переходный процесс на выходе термопары, соответствующий схеме моделирования на рисунке 2.19; 3 – переходный процесс на выходе термопары, соответствующий схеме моделирования на рисунке 2.20).

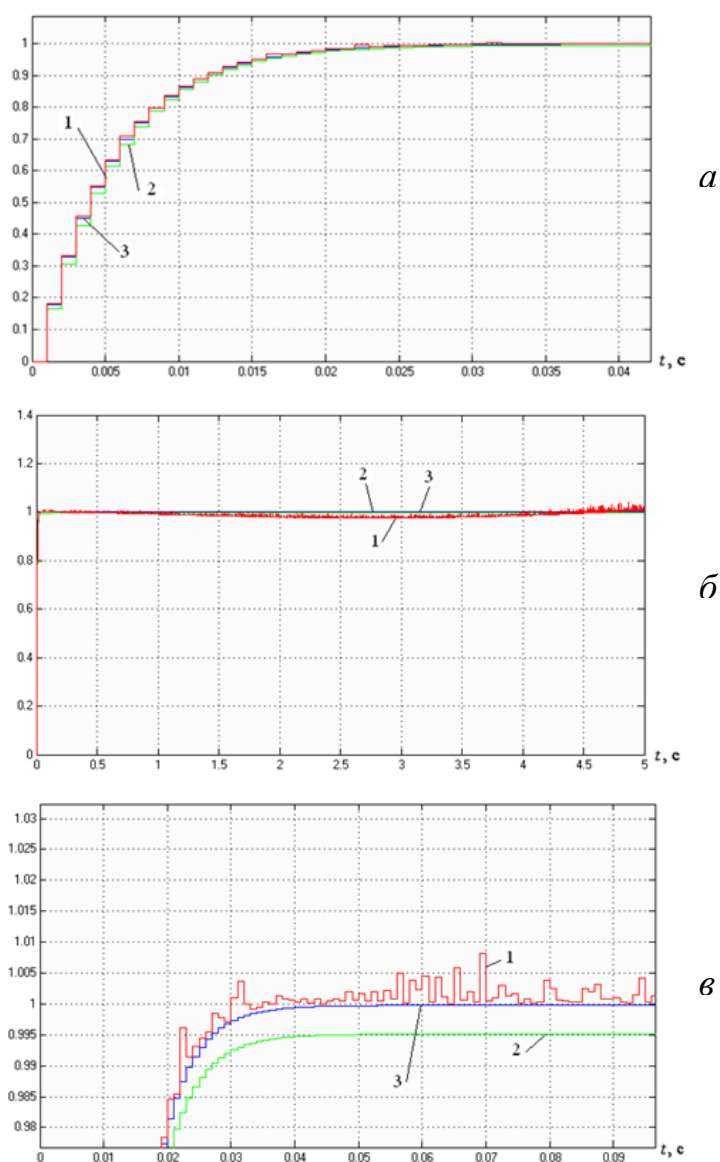


Рисунок 2.21 Переходные процессы измерителей температуры газа при  $T_{\text{тер}} = 5$  с за время 0,1 с (а); 5 с (б); 5 с, увеличенный масштаб (в)



На рисунке 2.22 представлены результаты моделирования трех измерителей температуры газа ГТД при  $T_{\text{тер}} = 1\text{ с}$ ,  $T_{\text{к1}} = 0,5\text{ с}$ .

Из рисунка 2.22(в) видно, что из кривых 1, 2, 3 по качеству переходных процессов лучше процесс, соответствующий предложенной схеме (рисунок 2.21). Он имеет плавный выход на заданное значение температуры. У кривой 2 процесс более затянутый. На кривой 1 наблюдаются колебания, что является недопустимым.

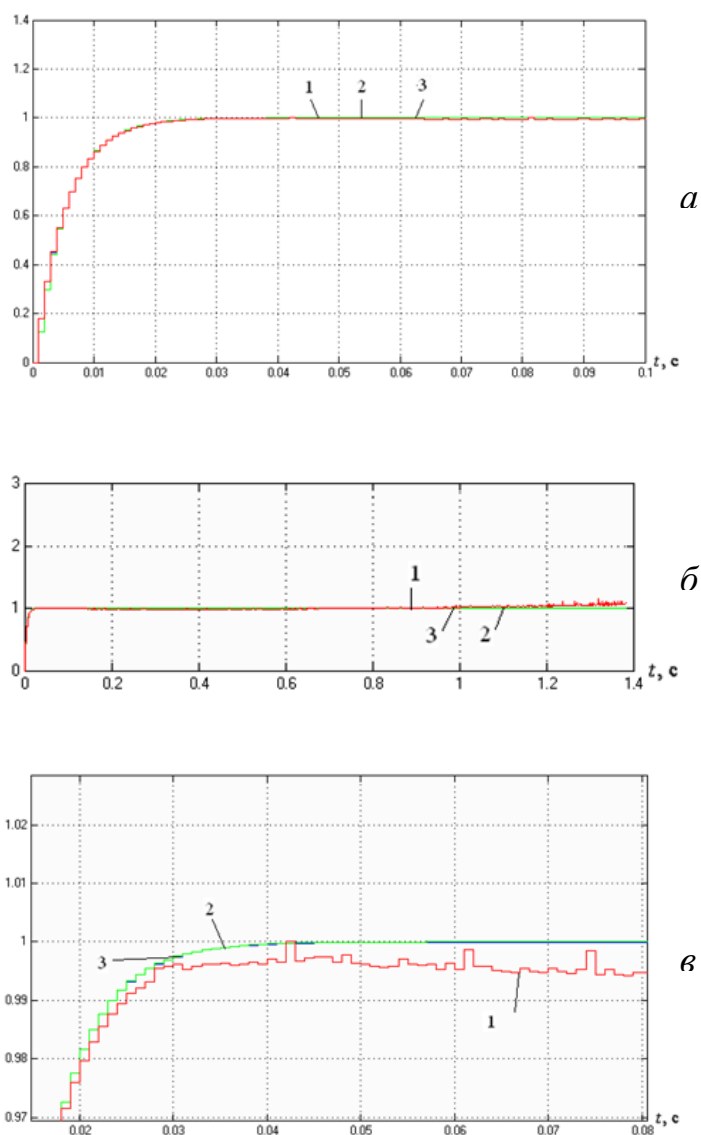


Рисунок 2.22 Переходные процессы измерителей температуры газа при  $T_{\text{тер}} = 1\text{ с}$  за время 0,1 с (а); 1,4 с (б); 1,4 с, увеличенный масштаб (в)

На рисунке 2.22 наблюдается ситуация, что у кривых 2 и 3 (при  $T_{\text{тер}} = 1 \text{ с}$ ) качество переходных процессов примерно одинаковое, а вот на кривой 1 наблюдаются небольшие колебания. Таким образом, исходя из рисунков 2.21, 2.22, можно сделать вывод, что предложенная схема (график 3) лучше остальных по качеству переходных процессов.

Для проверки схем на помехоустойчивость на каждый выход дифференциатора аддитивно подавался шум в размере 1% от заданного значения температуры газа ГТД (с математическим ожиданием, равным 0, и дисперсией случайной величины, равной 0,01). Для анализа используется шум, описанный равномерным законом распределения [11, 53]. На рисунке 2.23 представлены результаты моделирования при  $T_{\text{тер}} = 1 \text{ с}$ .

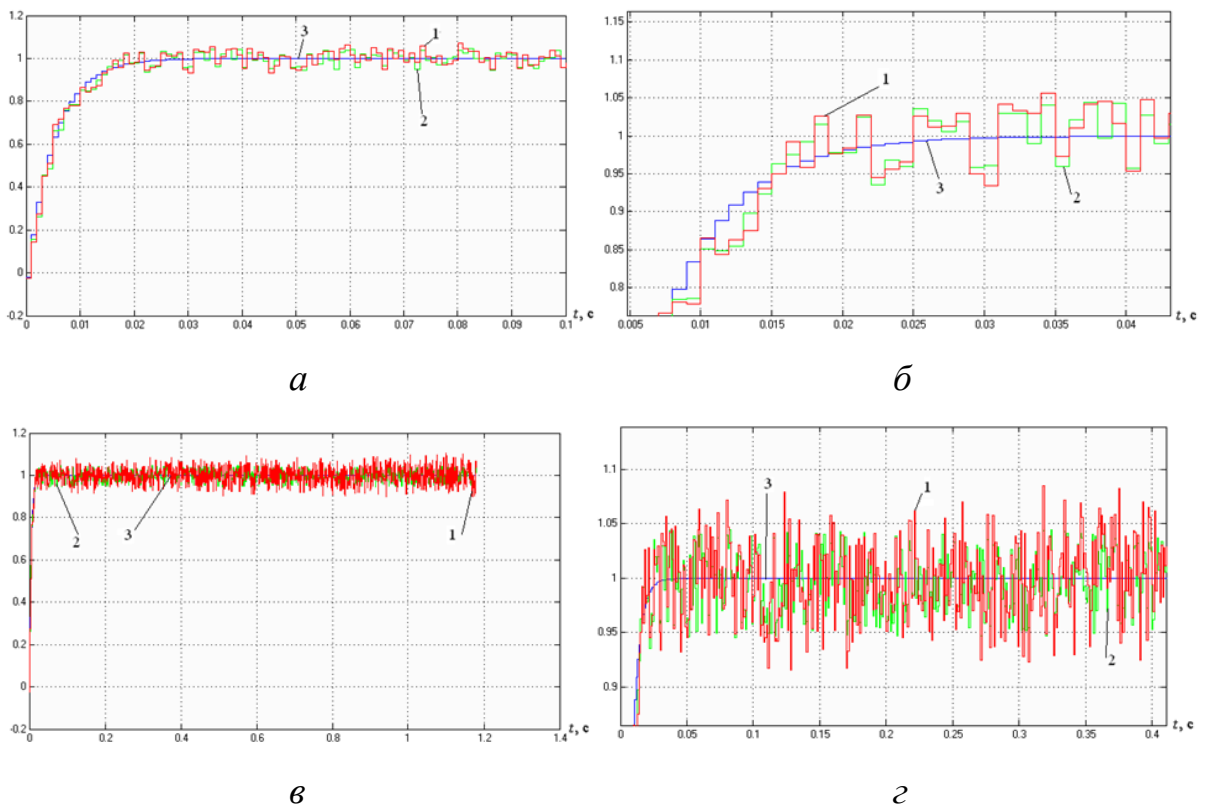
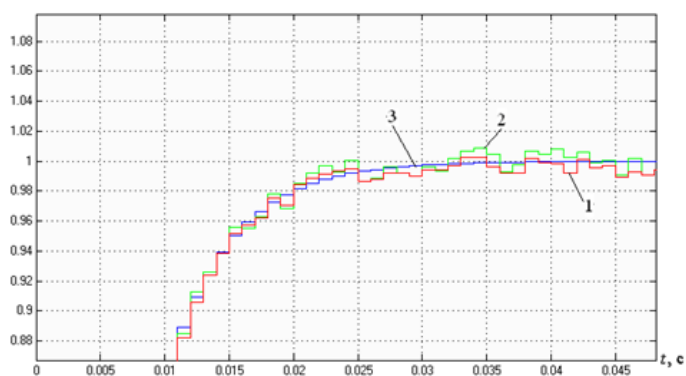
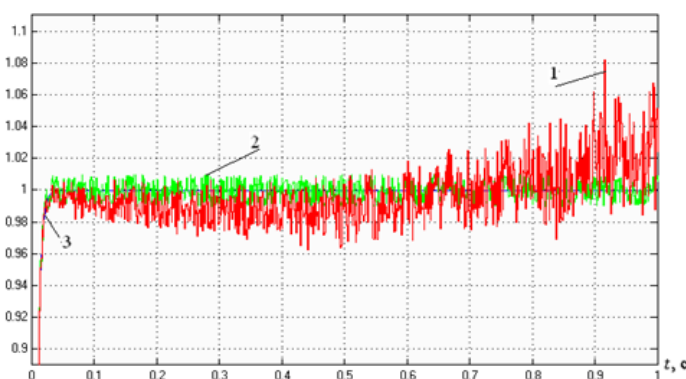


Рисунок 2.23 Влияние шума в измерителе температуры газа при  $T_{\text{тер}} = 1 \text{ с}$  и за время 0,1 с (а) ; 0,1 с, увеличенный масштаб (б); 5 с (в); 5 с, увеличенный масштаб (г)

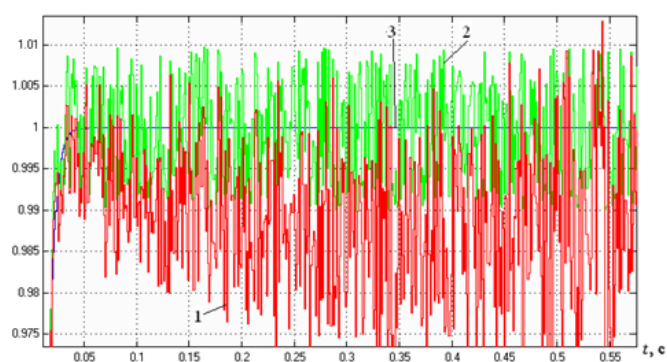
Из рисунка 2.24 видно, что предложенная схема является более помехоустойчивой при  $T_{\text{тер}} = 5$  с.



*а*



*б*



*в*

Рисунок 2.24 Переходные процессы измерителей температуры газа при

$T_{\text{тер}} = 5$  с и при наличии шумов за время 0,1 с (*а*) ; 1 с (*б*);

1 с, увеличенный масштаб (*в*)

Величина среднеквадратического отклонения температуры на выходе предложенного помехоустойчивого измерителя (на рисунке 1.15) уменьшается по сравнению с измерителем, представленным на рисунке 2.17, в 8-10 раз.

На рассмотренный измеритель получен патент на изобретение [11].

Оценим предложенную схему и аналог измерителя температуры газа ГТД с точки зрения влияния помех, возникающих на выходе дифференциатора. Пусть в предложенной схеме на выходе дифференциатора возникают помехи  $f_1$ . В аналоге [52, 68] используется два дифференциатора, поэтому на выходе первого дифференциатора возникают помехи  $f_1$ , на выходе второго дифференциатора помехи  $f_2$ , описываемые равномерным законом распределения с математическим ожиданием, равным 0, и дисперсией 0,01. При рассмотрении предполагается, что  $T_M^* = 0$  и  $T_T^* = 0$ . Получим выражения для значения  $\Delta T_K^*$  в обоих измерителях.

Выражение для значения  $\Delta T_K^*$  в аналоге выглядит следующим образом:

$$\Delta T_K^* = f_1 \cdot T_{K2}. \quad (2.7)$$

Линеаризуем выражение (2.7):

$$\Delta T_K^* = f_1 \cdot T_{K2} = \Delta f_1 \cdot T_{K2_0} + f_{1_0} \cdot \Delta T_{K2}, \quad (2.8)$$

где

$f_{1_0}$  – базовое значение помех на выходе первого дифференциатора, равное 0;

$\Delta f_1$  – отклонение значения помех от базового значения на выходе первого дифференциатора;

$T_{K2_0}$  – базовое значение постоянной времени термопары в замкнутом контуре самонастройки;

$\Delta T_{к2}$  – отклонение величины постоянной времени термопары от базового значения в замкнутом контуре самонастройки.

Выражение для значения  $T_{к2}$  выглядит следующим образом:

$$T_{к2} = \int (f_2 \varepsilon k_2) dt.$$

После линеаризации:

$$T_{к2} = \int (\Delta f_2 \cdot \varepsilon_0 + f_{2_0} \cdot \Delta \varepsilon) \cdot k_2 dt, \quad (2.9)$$

где

$\varepsilon_0$  – базовое значение величины  $\varepsilon$ , равное 0;

$\Delta \varepsilon$  – отклонение значения величины  $\varepsilon$  от базового значения;

$f_{2_0}$  – базовое значение помех на выходе второго дифференциатора, равное 0;

$\Delta f_2$  – отклонение значения помех от базового значения на выходе второго дифференциатора.

Запишем выражение (2.9) с помощью преобразования Лапласа:

$$T_{к2_0}(p) = \frac{k_2 (\Delta f_2 \cdot \varepsilon_0 + f_{2_0} \cdot \Delta \varepsilon)}{p}, \quad (2.10)$$

где

$p$  – оператор преобразования Лапласа.

Подставим выражение (2.10) в (2.8):

$$\Delta T_{к}^* = \frac{\Delta f_1 \cdot k_2 (\Delta f_2 \cdot \varepsilon_0 + f_{2_0} \cdot \Delta \varepsilon)}{p} + f_{1_0} \cdot \Delta T_{к2}.$$

Так как  $T_{м}^* = 0$  и  $T_{т}^* = 0$ , то  $\varepsilon_0 = 0$ , и  $\Delta \varepsilon = -\Delta T_{к}^*$ .

Получим следующее выражение для  $\Delta T_{к}^*$ :

$$\Delta T_{к}^* = \frac{f_{2_0} \cdot k_2 \cdot \Delta f_1 \cdot \Delta T_{к}^*}{p} + f_{1_0} \cdot \Delta T_{к2},$$

$$\Delta T_{к}^* \left[ 1 + \frac{\Delta f_1 f_{2_0} k_2}{p} \right] = f_{1_0} \cdot \Delta T_{к2}.$$

$$\text{Тогда } \Delta T_{\kappa}^* = \frac{f_{1_0} \cdot \Delta T_{\kappa 2}}{1 + \frac{\Delta f_1 f_{2_0} k_2}{p}}. \quad (2.11)$$

Выражение (2.11) описывает влияние помех на выходной сигнал в аналоге.

Аналогичным образом получим выражение для значения  $\Delta T_{\kappa}^*$  в предложенной схеме:

$$\Delta T_{\kappa}^* = f_1 \cdot T_{\kappa 2}. \quad (2.12)$$

Линеаризуем выражение (2.12) и получим выражение (2.13):

$$\Delta T_{\kappa}^* = f_1 \cdot T_{\kappa 2} = \Delta f_1 \cdot T_{\kappa 2_0} + f_{1_0} \cdot \Delta T_{\kappa 2}. \quad (2.13)$$

Выражение для значения  $T_{\kappa 2}$  выглядит следующим образом:

$$T_{\kappa 2} = \int (f_1 \cdot k_1 \cdot \varepsilon \cdot k_2) dt + (f_1 \cdot k_1 \cdot \varepsilon) k_3,$$

$$T_{\kappa 2_0} = \int k_1 k_2 (\Delta f_1 \cdot \varepsilon_0 + f_{1_0} \cdot \Delta \varepsilon) dt + (\Delta f_1 \cdot \varepsilon_0 + f_{1_0} \cdot \Delta \varepsilon) k_1 k_3.$$

Так как рассматривается поведение системы «в малом», то заменим интеграл величиной  $\frac{1}{p}$ , где  $p$  – оператор преобразования Лапласа.

$$T_{\kappa 2_0}(p) = \frac{k_1 k_2 (\Delta f_1 \cdot \varepsilon_0 + f_{1_0} \cdot \Delta \varepsilon)}{p} + k_1 k_3 (\Delta f_1 \cdot \varepsilon_0 + f_{1_0} \cdot \Delta \varepsilon) = (\Delta f_1 \cdot \varepsilon_0 + f_{1_0} \cdot \Delta \varepsilon) k_1 \left[ \frac{k_2}{p} + k_3 \right]. \quad (2.14)$$

Подставим выражение (2.14) в (2.13):

$$\Delta T_{\kappa}^* = \Delta f_1 \cdot (\Delta f_1 \cdot \varepsilon_0 + f_{1_0} \cdot \Delta \varepsilon) k_1 \left[ \frac{k_2}{p} + k_3 \right] + f_{1_0} \cdot \Delta T_{\kappa 2}.$$

Так как  $T_{\text{м}}^* = 0$  и  $T_{\text{т}}^* = 0$ , то  $\varepsilon_0 = 0$ , и  $\Delta \varepsilon = -\Delta T_{\kappa}^*$ .

Получим следующее выражение для  $\Delta T_{\kappa}^*$ :

$$\Delta T_{\kappa}^* = \Delta f_1 \cdot k_1 (-f_{1_0} \cdot \Delta T_{\kappa}^*) \left[ \frac{k_2}{p} + k_3 \right] + f_{1_0} \cdot \Delta T_{\kappa 2},$$

$$\Delta T_{\kappa}^* \left[ 1 + \Delta f_1 \cdot f_{1_0} \cdot k_1 \cdot \left( \frac{k_2}{p} + k_3 \right) \right] = f_{1_0} \cdot \Delta T_{\kappa 2}.$$

$$\text{Тогда } \Delta T_{\kappa}^* = \frac{f_{10} \cdot \Delta T_{\kappa 2}}{1 + \Delta f_1 \cdot f_{10} \cdot k_1 \cdot \left(\frac{k_2}{p} + k_3\right)}. \quad (2.15)$$

При увеличении значения коэффициента  $k_3$ , величиной  $\frac{k_2}{p}$  можно пренебречь на высоких частотах (характерных для помех), тогда выражение для  $\Delta T_{4\kappa}^*$  (2.15) упростится до (2.16):

$$\Delta T_{\kappa}^* \approx \frac{f_{10} \cdot \Delta T_{\kappa 2}}{1 + \Delta f_1 \cdot f_{10} \cdot k_1 \cdot k_3}. \quad (2.16)$$

Выражение (2.16) описывает влияние помех на выходе дифференциатора на выходной сигнал в предложенной схеме.

Из сравнения (2.11) и (2.16) видно, что в предложенной схеме, чем больше значения коэффициентов  $k_1$  и  $k_3$ , тем сильнее подавляется помеха, т.е. тем выше помехоустойчивость в сравнении с аналогом.

Оценим предложенную схему измерителя температуры газа ГТД с точки зрения влияния погрешности формирования  $T_{\kappa 2} = f(n_2)$  на динамическую точность самонастраивающегося измерителя (рисунок 2.25, 2.26).

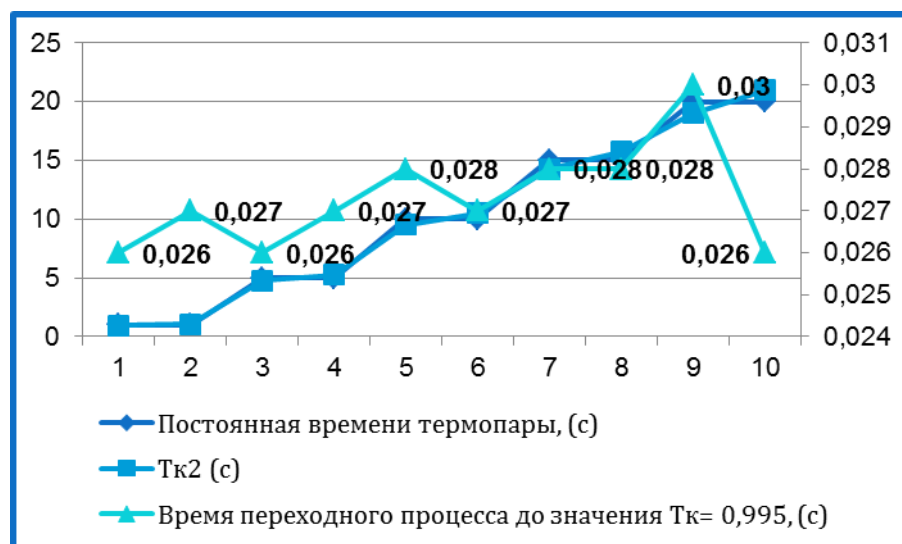


Рисунок 2.25 Влияние погрешности формирования  $T_{\kappa 1} = f(n_2)$  на динамическую точность самонастраивающегося измерителя при погрешности +/- 5%

Таблица № 2.7

Постоянная времени термопары, (с)	$T_{k1}$ (с)	Время переходного процесса до значения $T_k = 0,995$ , (с)	Наличие заброса, (% T)
1	0,95	0,026	-
1	1,05	0,027	-
5	4,75	0,026	-
5	5,25	0,027	-
10	9,5	0,028	-
10	10,5	0,027	-
15	14,25	0,028	-
15	15,75	0,028	0,1
20	19	0,03	-
20	21	0,026	0,2

Таблица № 2.8

Постоянная времени термопары, (с)	$T_{k1}$ (с)	Время переходного процесса до значения $T_k = 0,995$ , (с)	Наличие заброса, (% T)
1	0,95	0,026	-
1	1,05	0,027	-
5	4,75	0,026	-
5	5,25	0,027	-
10	9,5	0,028	-
10	10,5	0,027	-
15	14,25	0,028	-
15	15,75	0,028	0,1
20	19	0,03	-
20	21	0,026	0,2



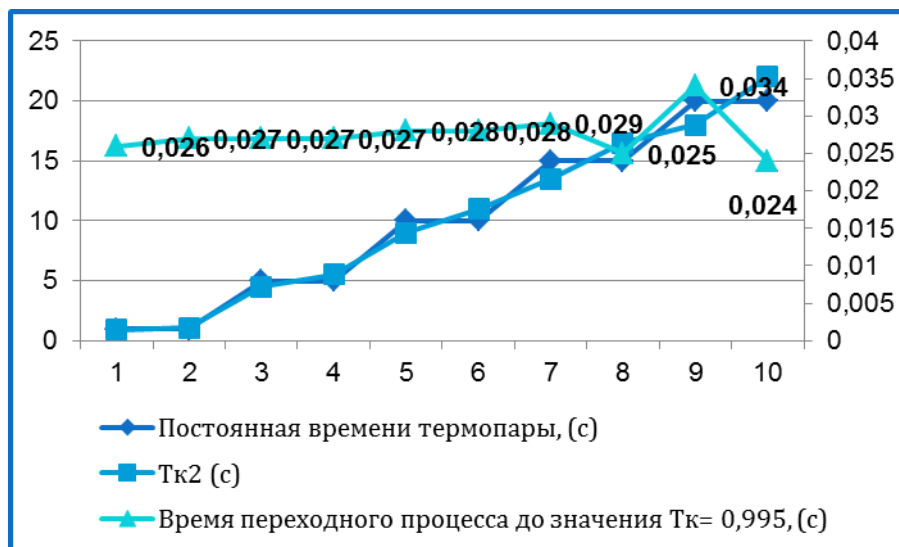


Рисунок 2.26 Влияние погрешности формирования  $T_{k1} = f(n_2)$  на динамическую точность самонастраивающегося измерителя при погрешности +/- 10%

Из рисунка 2.25, 2.26 и таблиц 2.7, 2.8 видно, что погрешность формирования  $T_{k1} = f(n_2)$  в пределах +/- 20% на динамическую точность самонастраивающегося измерителя практически не влияет (графики представлены в приложение Д).

Таким образом, предложенная схема измерителя обладает высокими показателями качества переходных процессов и повышенной помехоустойчивостью в 8-10 раз, в отличие от измерителей-аналогов. Результаты получены путем математической обработки данных (приложение Д), представленных на рисунках 2.23 и 2.24 [11, 53].

## 2.4 Результаты и выводы по второй главе

Методом математического моделирования определены требования к точности компенсации инерционности термопары в зависимости от требований к качеству процессов управления ИУС ГТД.

На основе требований к компенсатору инерционности термопары

разработаны алгоритм работы и структура помехоустойчивого СНС измерителя температуры газа ГТД с повышенной динамической точностью. Показана высокая помехоустойчивость предложенного измерителя. Дисперсия вычисленного значения температуры газа уменьшена в 8-10 раз по сравнению с аналогом.

### **ГЛАВА 3. РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ И СТРУКТУРЫ САМОНАСТРАИВАЮЩЕГОСЯ ИЗМЕРИТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С КОРРЕКЦИЕЙ ПОГРЕШНОСТИ МОДЕЛИ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В СОСТАВЕ ИУС ГТД**

В этой главе проведен анализ влияния погрешности модели температуры газа на динамическую точность измерителя температуры газа ГТД, описана разработка алгоритма функционирования и структура СНС измерителя температуры газа ГТД. Показано, что погрешность модели негативно сказывается на качестве переходных процессов в измерителе температуры газа. Точность подстройки постоянной времени корректирующего звена зависит от точности модели температуры газа. Предложен алгоритм работы СНС измерителя температуры газа ГТД с повышенной динамической точностью с коррекцией погрешности модели температуры газа. Приведены результаты моделирования, отражающие качество вычисления температуры газа на переходных режимах с коррекцией модели температуры газа. Экспериментальным способом были установлены параметры настройки структурной схемы. Результаты, полученные автором и приведенные в данной главе, опубликованы в работах [12, 54, 69, 94].

#### **3.1 Анализ влияния погрешности эталонной модели на качество измерения температуры газа ГТД**

Точность подстройки постоянной времени корректирующего звена зависит от точности формирования модели температуры газа  $T_m^*$ .

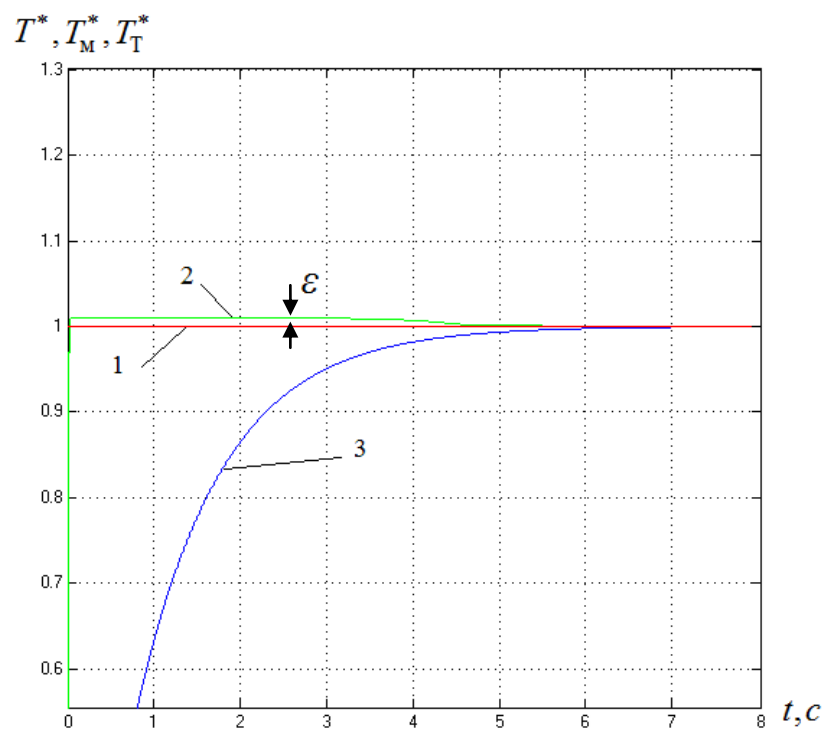
Общим недостатком рассматриваемых измерителей температуры газа ГТД (рисунок 1.15, глава 1) является влияние погрешности модели температуры газа ГТД на качество измерителя температуры газа [11, 32,

48]. Модель температуры газа (рисунок 2.17, глава 2) может иметь методическую погрешность вычисления температуры газа. Эта погрешность негативно сказывается на качестве переходных процессов в измерителе температуры газа (рисунок 3.1, кривые 1 и 2 отличаются в интервале от 0 до 4,5 с.).

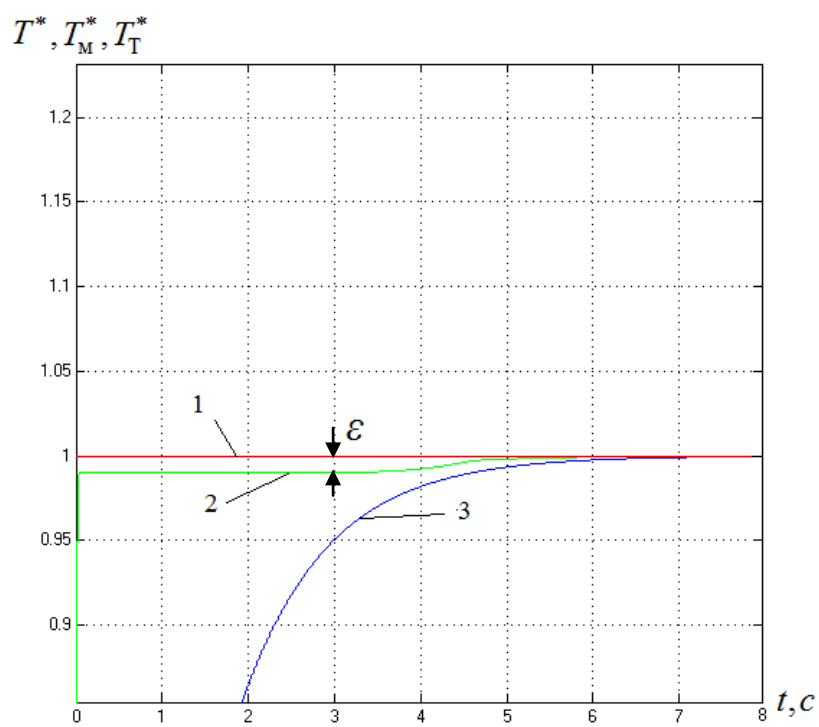
Кривые на рисунке 3.1 *а,б* показывают переходные процессы при погрешности  $\pm 1\%$  от идеального значения модели температуры газа, 1 – сигнал без погрешности модели температуры газа ( $T_{ист}$ ), 2 – сигнал с погрешностью модели температуры газа ( $T_M$ ), 3 – сигнал на выходе термопары ( $T_T$ ). Это отличие обусловлено тем, что для коррекции постоянной времени термопары используется модель температуры газа, которая может иметь собственную погрешность ( $\varepsilon = T_M^* - T_{TK}^*$ ).

Т.к. контур самонастройки отключается на установившихся режимах, то можно сделать вывод, что погрешность модели влияет лишь на динамическом режиме работы измерителя. Одним из способов устранения этого, является коррекция погрешности модели температуры газа, вычисленной на установившемся режиме работы самонастраивающегося измерителя температуры газа и используемой в динамическом режиме. Признаком установившегося режима работы можно считать условие

$$\left| \frac{dT_T}{dt} \right| \leq \varepsilon_0, \text{ где } \varepsilon_0 - \text{устанавливаемый порог.}$$



а – при погрешности +1%



б – при погрешности -1%

Рисунок 3.1 Переходные процессы самонастраивающегося измерителя температуры газа при погрешности модели температуры газа  $\pm 1\%$

### **3.2 Разработка алгоритма функционирования и структуры измерителя с коррекцией влияния погрешности модели температуры газа ГТД на динамическую точность измерения**

Предложен алгоритм работы самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД с повышенной динамической точностью и с коррекцией погрешности модели температуры газа, основанный на вычисление производной сигнала с выхода термопары и умножения ее на переменный коэффициент, который вычисляется путем сложения постоянной времени на выходе разомкнутой (путем косвенных вычислений) и замкнутой (путем использования информации с дифференциатора термопары) цепи самонастройки, отличающийся тем, что введена коррекция модели с помощью блока памяти ошибок модели, осуществляющего подстройку модели температуры газа на установившихся режимах работы измерителя с помощью переключателя, управление которым осуществляется по сигналу с выхода дифференциатора термопары. Значение ошибки  $\varepsilon$  вычисляется на установившихся режимах работы ГТД во время его испытаний, и формируются таблицы погрешностей модели в зависимости от режимов полета (рисунок 3.2, 3.3) [12, 54, 69].

На рисунке 3.3 представлен алгоритм работы предложенного измерителя температуры газа ГТД с коррекцией погрешности модели температуры газа. Появляются следующие дополнительные элементы:

- 19– задатчик режима;
- 20– блок гистерезиса;
- 21– общая шина;
- 22– переключатель;
- 23– интегратор;
- 24– имитатор ошибки модели температуры газа.

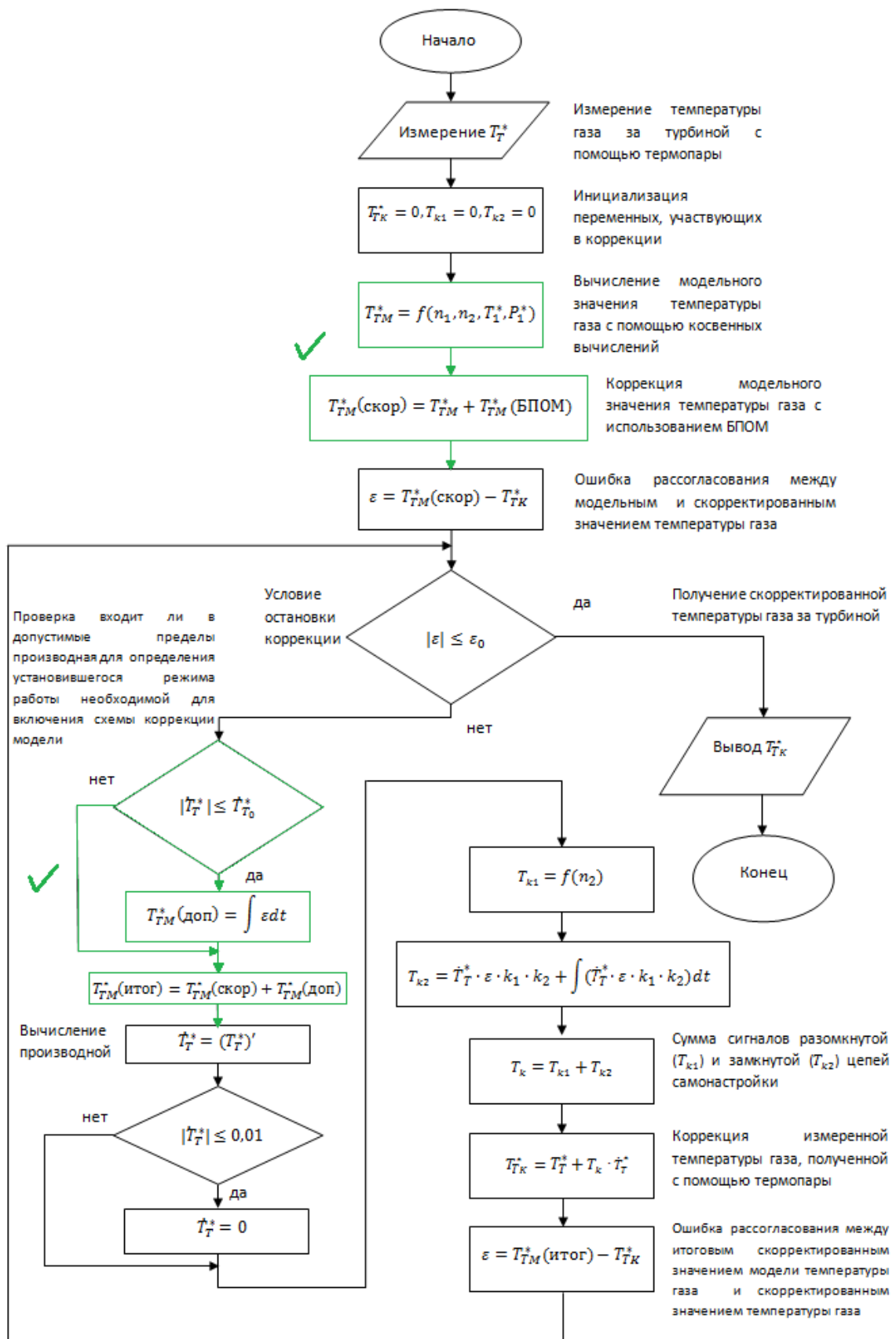


Рисунок 3.2 Алгоритм работы самонастраивающегося измерителя температуры газа газотурбинного двигателя с коррекцией погрешности модели температуры газа

Схема на рисунке 3.3 работает в два этапа:

- обучение, осуществляемое в процессе испытаний и доводки двигателя;
- функционирование на режимах эксплуатации, основанное на результатах этапа обучения.

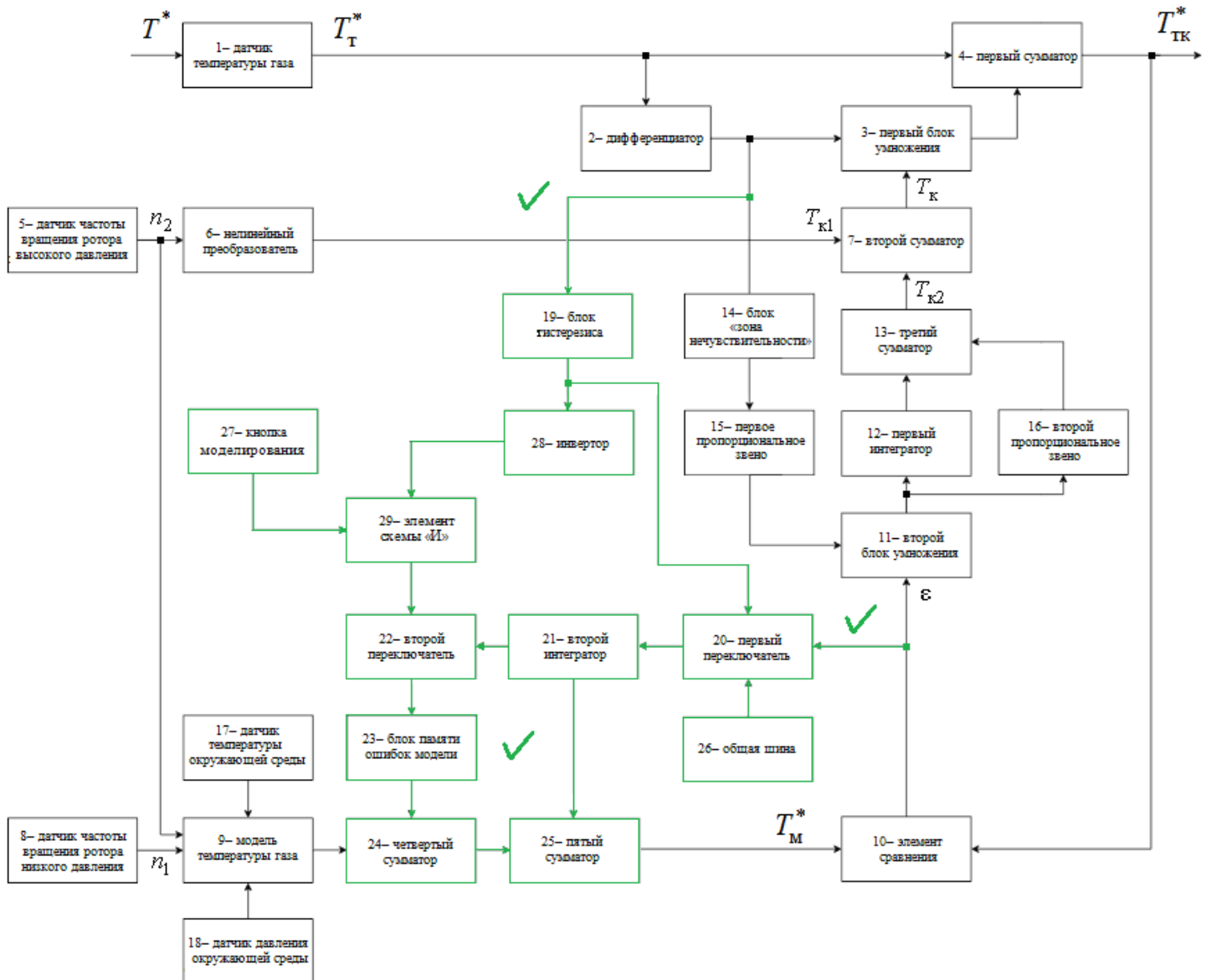


Рисунок 3.3 Структурная схема самонастраивающегося измерителя температуры газа газотурбинного двигателя с коррекцией погрешности модели температуры газа



На рисунке 3.4 показана структурная схема измерителя с коррекцией ошибки модели температуры газа, собранная в программе Matlab Simulink.

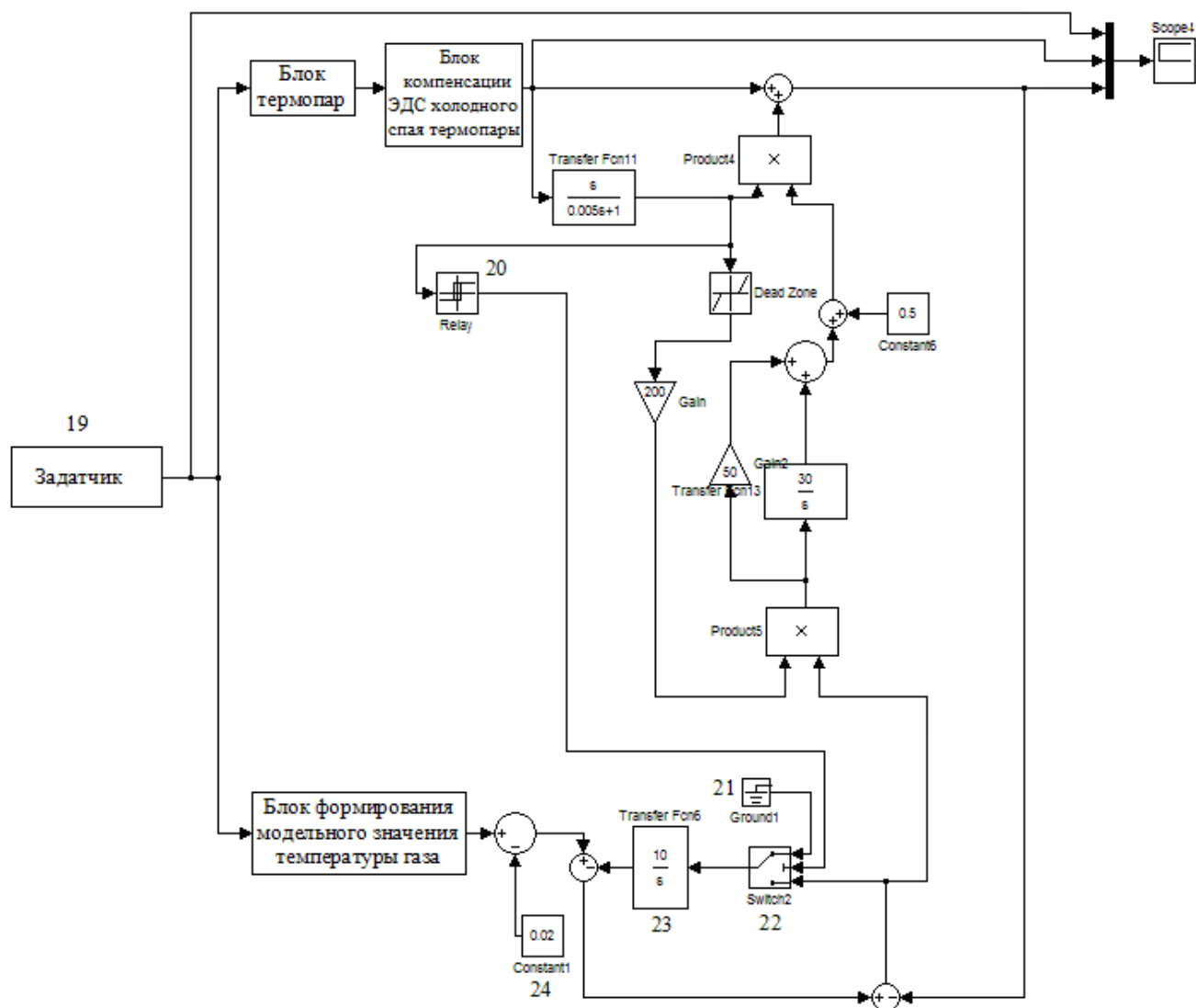


Рисунок 3.4 Схема моделирования самонастраивающегося измерителя температуры газа газотурбинного двигателя с коррекцией погрешности модели температуры газа

Схема на рисунке 3.4 работает следующим образом: с помощью термопары измеряется температура газа, при этом постоянная времени термопары компенсируется в соответствии с алгоритмом цепи самонастройки (3.1).

Для того чтобы погрешность модели температуры газа не влияла на процесс настройки постоянной времени корректирующего звена, производится коррекция погрешности модели температуры газа. Подстройка модели осуществляется лишь на установившихся режимах работы измерителя, т.к. в качестве эталона для подстройки используется сигнал с термопары. Ошибка модели вычисляется в блоке сравнения 10 ( $\varepsilon = T_M^* - T_{TK}^*$ ). Так как подстройка осуществляется только на установившихся режимах работы, для их выделения используется переключатель (22), управление которым осуществляется по сигналу с выхода дифференциатора (2). Для исключения «дребезга» переключателя включен блок гистерезиса (20).

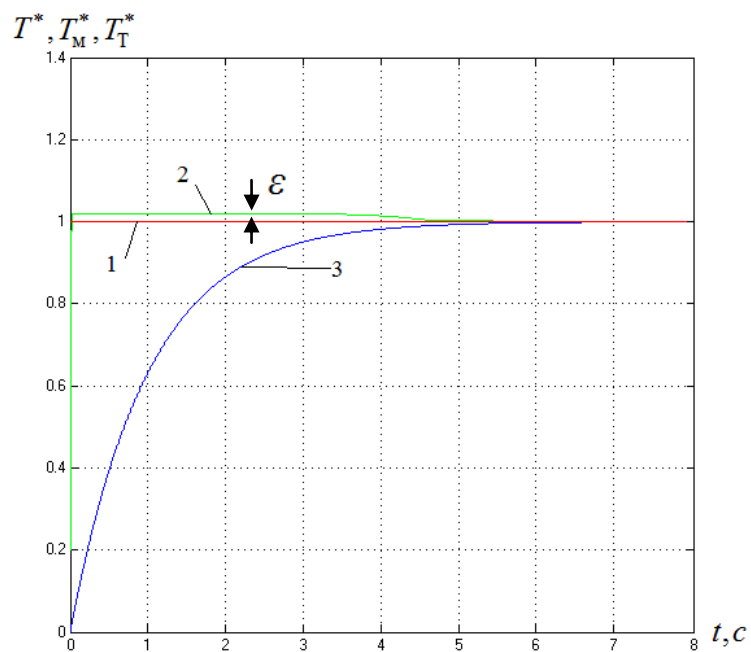
Дополнительно используется блок памяти ошибок модели (БПОМ-23), в который записываются значения ошибок модели температуры газа на различных режимах работы, полученные во время испытаний двигателя, начиная от минимального и заканчивая максимальным.

В исходном состоянии на выходе интегратора (23) нулевое значение. Во время первого переходного процесса сигнал на выходе дифференциатора (2) достаточно велик, поэтому вход интегратора соединен через переключатель с общей шиной и интегратор не изменяет своего состояния. Когда сигнал с дифференциатора становится меньше величины  $\varepsilon_0$ , вход интегратора подключается к выходу органа сравнения 10. Если сигнал с модели на установившемся режиме отличается от сигнала с выхода термопары, это говорит о наличии ошибки модели. Интегратор отрабатывает эту ошибку до её полной компенсации. На выходе интегратора запоминается значение аддитивной ошибки модели. При наступлении следующего переходного процесса сигнал с выхода интегратора суммируется с сигналом модели, компенсируя её ошибку.

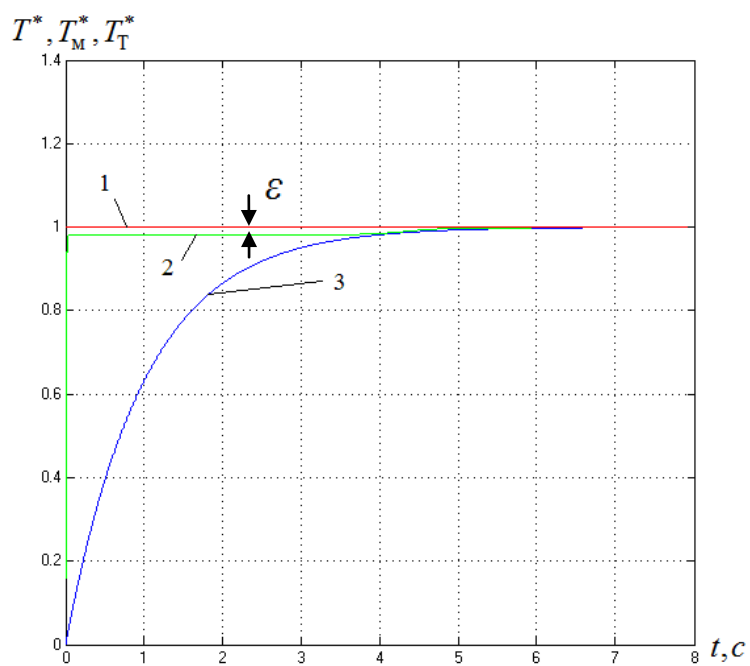
С помощью БПОМ (23) осуществляется компенсация ошибок модели температуры газа. На этапе обучения схема работает следующим образом. Выбирается режим «Испытание двигателя» с помощью переключателя мо-

делирования (27). На данном режиме происходит запись ошибок модели температуры газа в БПОМ (23). Данные поступают в блок памяти ошибок модели через второй переключатель (22) с выхода второго интегратора (21), где находится накопленная ошибка модели температуры газа. Момент записи данных регулируется с помощью сигнала с выхода блока гистерезиса (19) через инвертор (28). Инвертор предназначен для одновременного срабатывания двух переключателей (включения второго переключателя (22) в тот момент, когда отключается первый переключатель (20). После того, как испытания двигателя завершились, переключатель моделирования отжимается и данные в БПОМ больше не записываются, а лишь используются в дальнейшем на режиме эксплуатации.

На рисунке 3.4 – результаты моделирования переходных процессов измерителя, взятого за основу (рисунок 2.17, глава 2), и на рисунке 3.5 разработанного измерителя (рисунок 3.3) при различных постоянных времени термопары  $a$ ,  $b$  – переходные процессы измерителей температуры газа при погрешности модели температуры газа  $\pm 2\%$ . Из рисунка 3.6 видно, что ошибка модели температуры газа корректируется, и при подаче возмущения (следующий переходный процесс с 8 секунды) используется уже скорректированное значение модели температуры газа. Видно, что качество переходных процессов не зависит от погрешности модели температуры газа (рисунок 3.6,  $a$ ,  $b$  – переходные процессы измерителей температуры газа при скорректированной погрешности модели температуры газа  $\pm 2\%$ ).

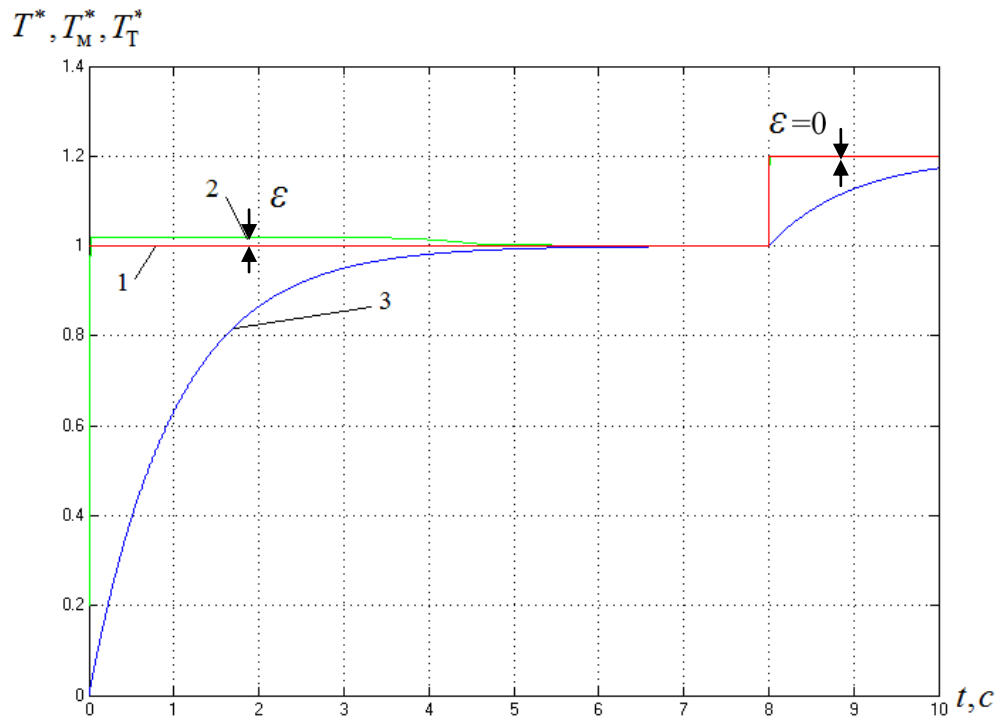


а – при погрешности + 2%

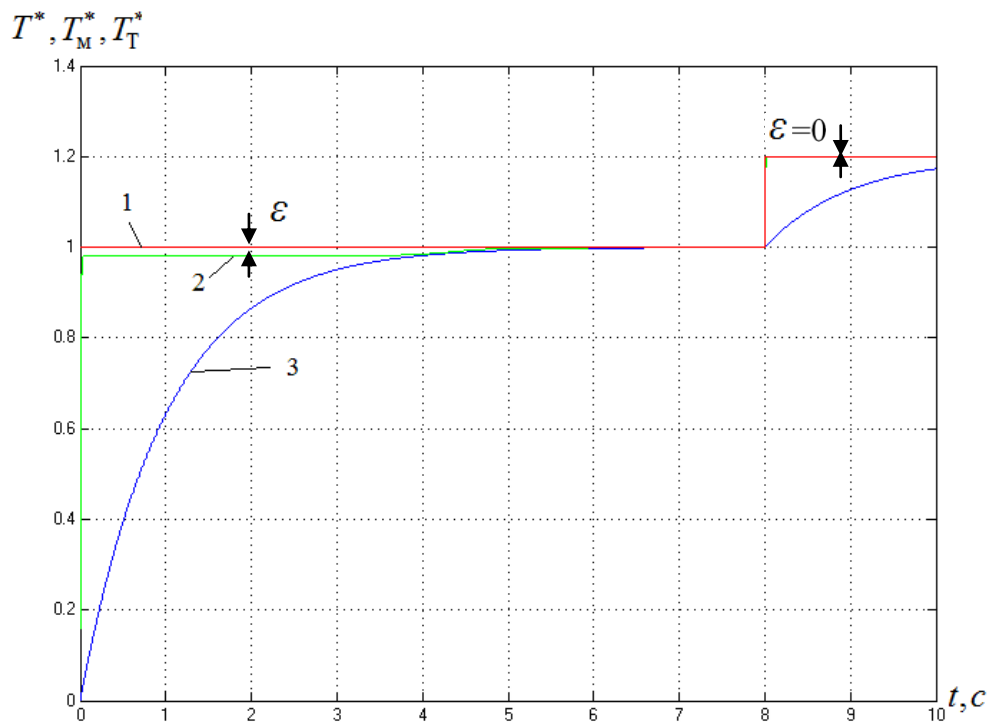


б – при погрешности - 2%

Рисунок 3.5 Переходные процессы самонастраивающегося измерителя при погрешности модели температуры газа  $\pm 2\%$  (без коррекции модели температуры газа)



*a* – скорректированная модель  
при погрешности модели + 2%



*b* – скорректированная модель  
при погрешности модели - 2%

Рисунок 3.6 Переходные процессы самонастраивающегося измерителя  
при погрешности модели температуры газа  $\pm 2\%$   
(с коррекцией модели температуры газа)

Теперь рассмотрим ситуацию, когда измеряемая температура газа изменяется по синусоидальному закону (см. рисунок 3.7).

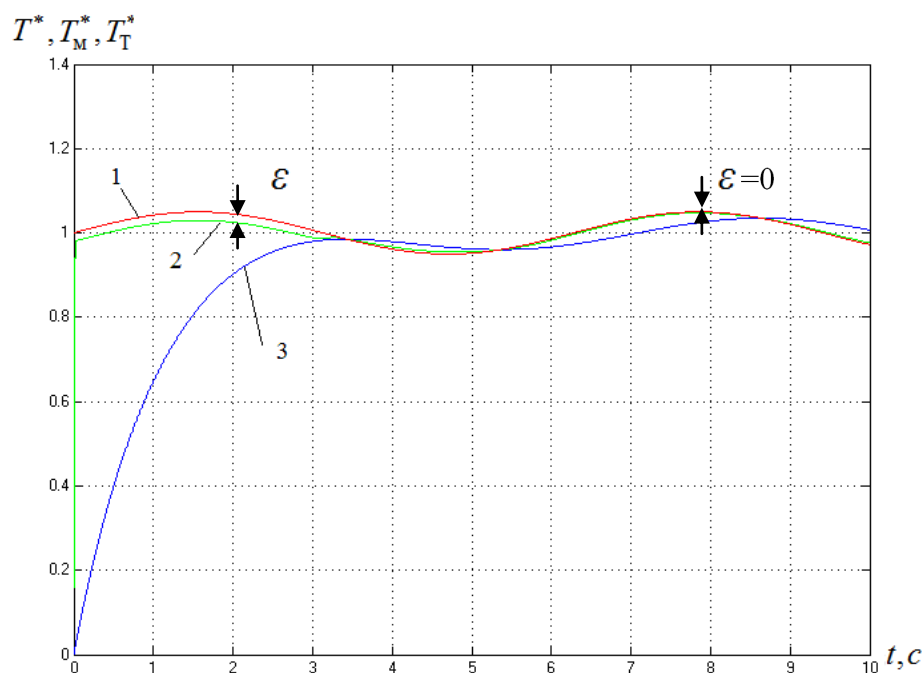
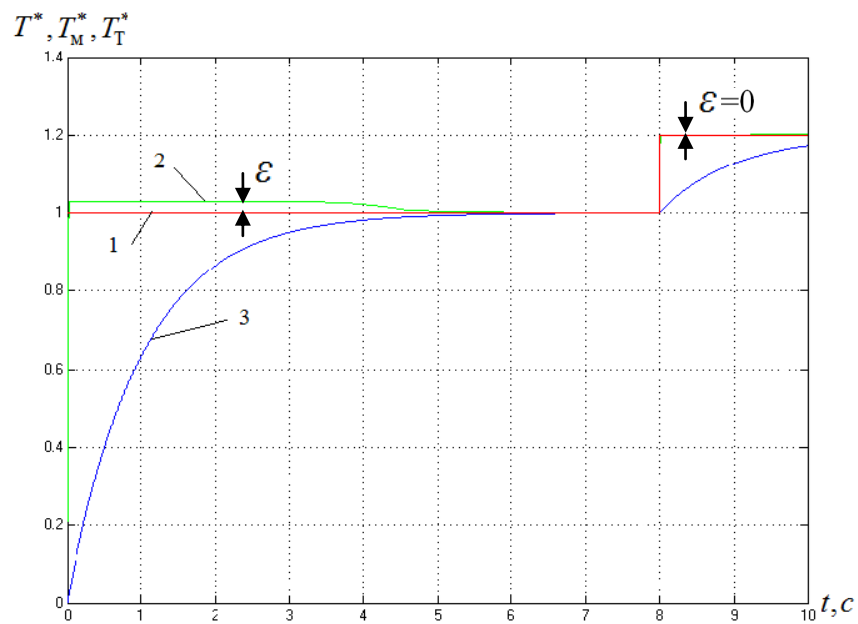


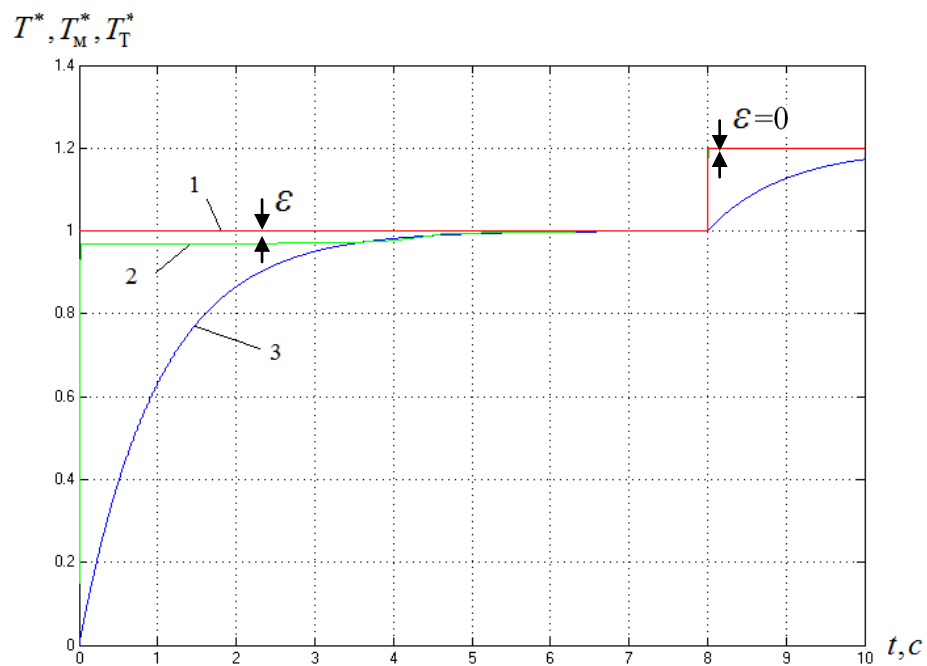
Рисунок 3.7 Переходные процессы самонастраивающегося измерителя с погрешностью модели температуры газа + 2% , при изменении температуры газа по синусоидальному закону

Из рисунка 3.7 видно, что вначале погрешность модели температуры газа отразилась на качестве переходных процессов (кривые 1 и 2 имеют расслоение). Затем погрешность модели температуры газа скорректировалась (примерно на 3,5 секунде) и впоследствии используется уже значение сигнала с модели температуры газа без ошибки (кривые 1 и 2 наложены друг на друга).

Предложенная структура устройства коррекции ошибки модели температуры газа также успешно работает и при больших значениях ошибки (см. рисунок 3.8).



*a* – при погрешности + 3%

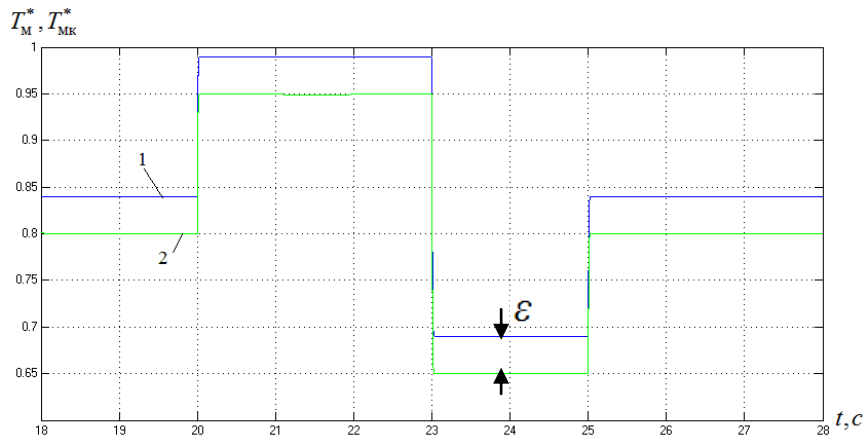


*b* – при погрешности - 3%

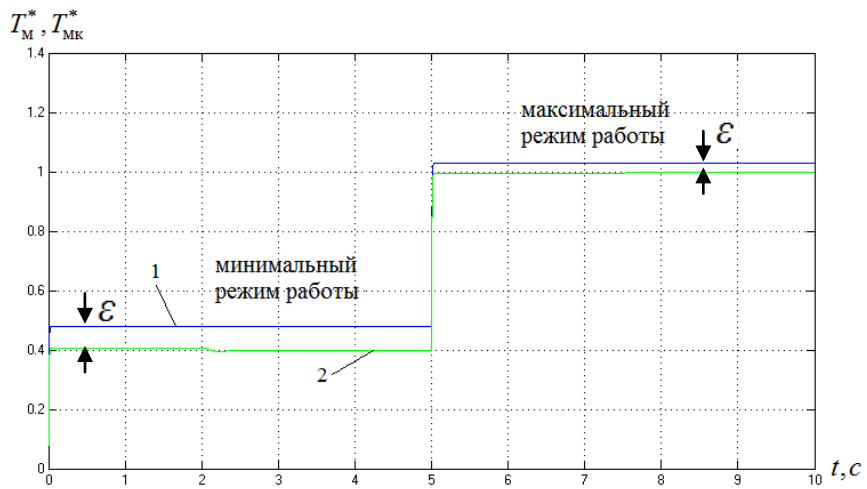
Рисунок 3.8 Переходные процессы самонастраивающегося измерителя при погрешности модели температуры газа  $\pm 3\%$

На рисунке 3.9 показаны переходные процессы на выходе самонастраивающегося измерителя при различной погрешности модели температуры газа в зависимости от режима работы двигателя (1– сигнал с погреш-

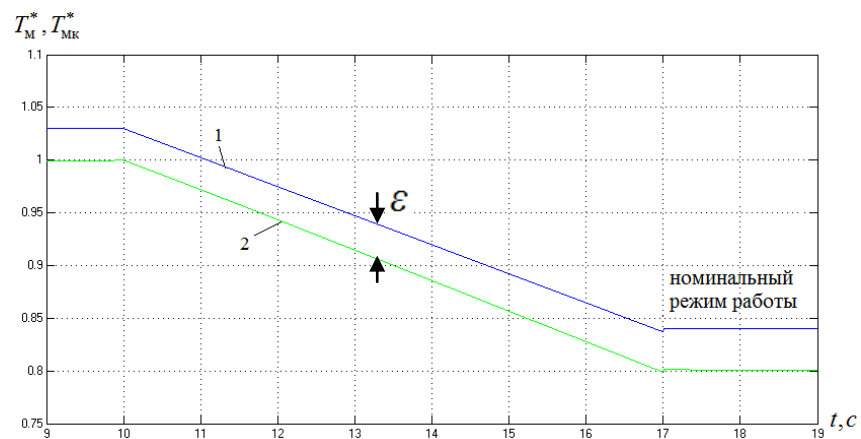
ностью модели температуры газа, 2– сигнал с коррекцией погрешности модели температуры газа, РУД – ручка управления двигателем).



*a* – резкий скачек РУД вверх, затем вниз



*б* – переход с минимального к максимальному режиму работы



*в* – переход на номинальный режим работы после набора высоты

Рисунок 3.9 Переходные процессы самонастраивающегося измерителя при различной погрешности модели температуры газа в зависимости от режима работы



Видно, что предложенный измеритель температуры газа с коррекцией эталонной модели температуры газа успешно справляется с поставленной задачей – повышение динамической точности измерителя температуры газа ГТД путем разработки алгоритма функционирования и структуры СНС измерителя температуры газа ГТД.

### 3.3 Настройка схемы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя с коррекцией погрешности модели температуры газа

На качество коррекции погрешности модели влияют следующие настройки в предложенной структурной схеме измерителя (рисунок 3.3):

- 1) Настройка ширины петли гистерезиса (блок 20), для исключения «дребезга» переключателя (блок 22).
- 2) Настройка коэффициента усиления интегратора (блок 23).

Экспериментальным способом были установлены следующие параметры настройки:

- 1) Значение ширины петли гистерезиса составляет 1% (0,01) от максимального значения сигнала с выхода блока дифференциатора.
- 2) Коэффициент интегратора принят равным 10, так как при его увеличении картина в целом не меняется.

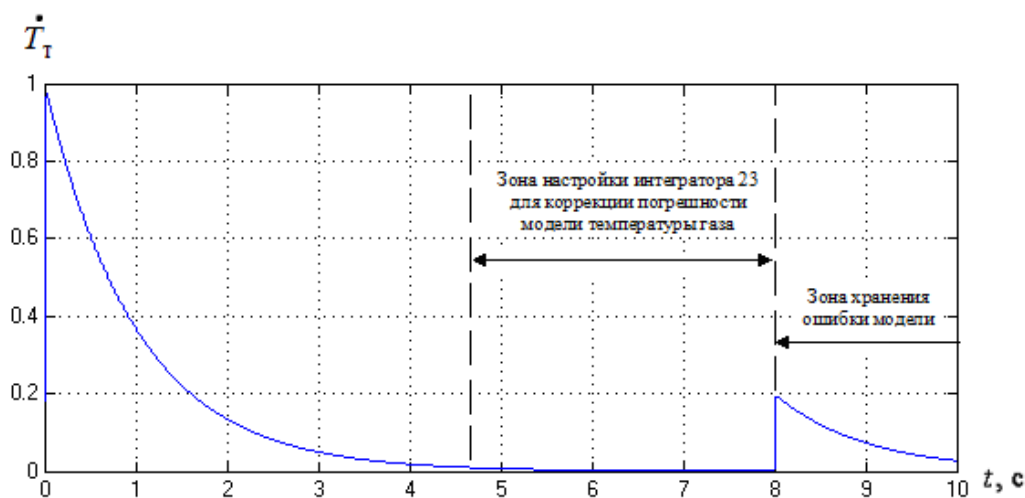


Рисунок 3.10 Сигнал на выходе дифференциатора при единичных скачках температуры газа

На рисунке 3.10 показан сигнал на выходе дифференциатора при единичных скачках температуры газа и выделение зоны режима стабилизации.

Вычисление ошибки модели температуры газа осуществляется при установившихся значениях температуры газа, при переходных процессах вычисление ошибки модели интегратором коррекции не осуществляется. Вычисленная ошибка суммируется с выходом модели и компенсируется во время переходных процессов. Режимы работы схемы коррекции ошибки определяются сигналом с выхода дифференциатора сигнала с термопары. Блок памяти ошибок модели собирает данные во время испытаний по ошибкам модели температуры газа на различных режимах работы. Затем полученные данные используются при коррекции модели температуры газа в режиме эксплуатации.

В БПОМ закладывается функция:

$$\varepsilon_M = f(T_{\text{ВХ}}^*, H, M, n_1, n_2, T_{\text{ТК}}^*, T_M^*),$$

где

$\varepsilon_M$  – ошибка модели температуры газа,

$T_{\text{ВХ}}^*$  – температура окружающего воздуха в текущий момент времени,

$H$  – высота полета ЛА,

$M$  – число Маха ЛА,

$n_1$  – частота вращения ротора низкого давления двигателя,

$n_2$  – частота вращения ротора высокого давления двигателя,

$T_{\text{ТК}}^*$  – скорректированный сигнал с выхода термопары,

$T_M^*$  – сигнал с выхода модели.

Для получения этой функции во время испытаний двигателя предлагается:

1. Выйти на заданные значения  $H$ ,  $M$  и зафиксировать  $T_{\text{ВХ}}^*$ .
2. Вычислить разницу  $\varepsilon_M$  на установившемся режиме  $n_2$ .

3. Построить таблицы зависимости  $\varepsilon_M$  от  $n_2$  для конкретных значений  $H, M, T_{\text{вх}}^*$ .
4. После заполнения базы данных схема вычисления ошибок модели отключается и на режиме эксплуатации используется значения из блока БПОМ.

Рассмотрим, как выбирается ошибка модели в зависимости от режима работы двигателя и тот момент, когда двигатель работает на произвольном режиме, например между номинальным и максимальным. Используются сигналы с датчиком для получения значений  $H, M, T_{\text{вх}}^*$ . Имея эти значения в базе данных, ищется таблица соответствующая этим параметрам из БД (базы данных). Найденная таблица содержит зависимость ошибки модели температуры газа ГТД от частоты вращения двигателя [12, 54, 69].

Выбор значения ошибки модели определяется с помощью датчика частоты вращения ротора высокого давления (5). В зависимости от частоты вращения по графику зависимости ошибки модели от частоты вычисляется ошибка модели температуры газа на текущем режиме работы (рисунок 3.11). Ломаная на рисунке 3.11 является аппроксимацией реальных значений ошибок модели.

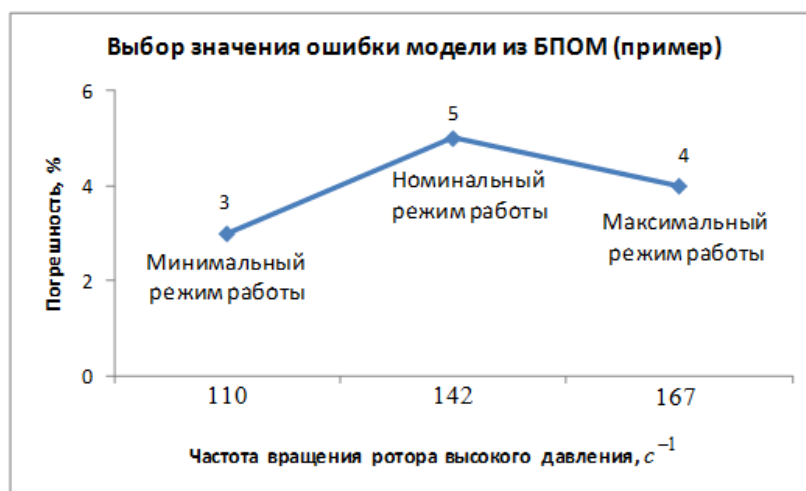


Рисунок 3.11 Определения погрешности модели температуры газа ГТД

Пример определения погрешности модели температуры газа ГТД, при определенном значении частоты вращения ротора высокого давления представлен ниже:

110  $c^{-1}$  - минимальный режим (значение ошибки модели +3%);

142  $c^{-1}$  - номинальный режим (значение ошибки модели +5%).

Чтобы вычислить значение ошибки между номинальным и максимальным режимом работы, например, при частоте вращения ротора высокого давления 128  $c^{-1}$  используется формула:

$$\varepsilon_m = \left( \frac{5\% - 3\%}{142 - 110} \right) \cdot (128 - 110) + 3 = 4,1\%$$

Применение предложенного самонастраивающегося измерителя с коррекцией ошибки модели температуры газа позволяет производить коррекцию модели в зависимости от режима работы двигателя за счет использования информации об ошибках, находящихся в БПОМ, полученных на этапе испытания двигателя.

Предложенная схема измерителя с коррекцией ошибки модели температуры газа обладает высокими показателями качества коррекции модели – ошибка модели в 2 % корректируется и составляет 0,2 %, что практически не сказывается на качестве переходного процесса

### **3.4 Анализ характеристик разработанного самонастраивающегося измерителя температуры газа в составе ИУС ГТД**

Проведем анализ разработанного самонастраивающегося помехоустойчивого измерителя температуры газа ГТД в составе ИУС температуры газа ГТД.

По структурной схеме системы (рисунок 3.3) строится модель ИУС двухвального ГТД в программе Matlab (рисунке 3.12). Рассмотрим детально данную структурную схему и проанализируем ее при условиях:

1. Постоянная времени термодатчика зависит от частоты вращения двигателя по закону, схожему с гиперболической функцией (см. рисунок 3.13).
2. Термодатчик является звеном второго порядка [29].

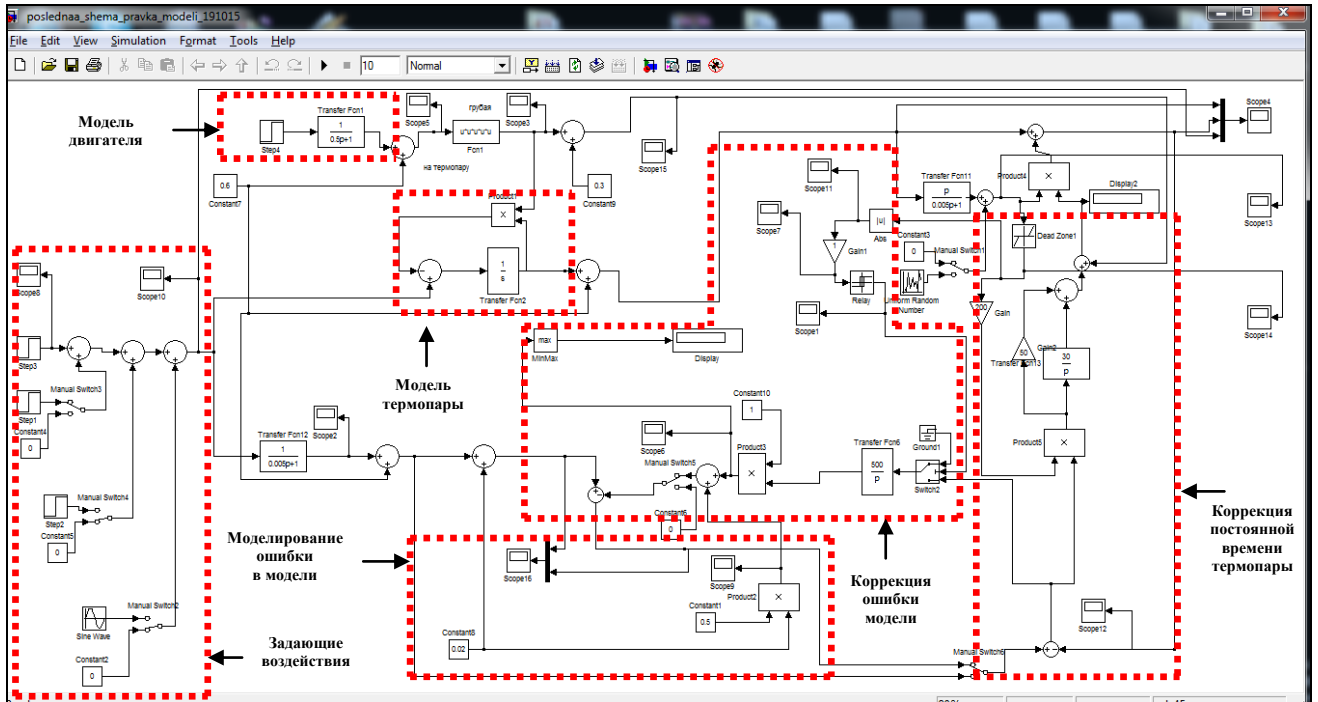


Рисунок 3.12 Схема моделирования самонастраивающегося помехоустойчивого компенсатора инерционности термодатчика с коррекцией модели температуры газа

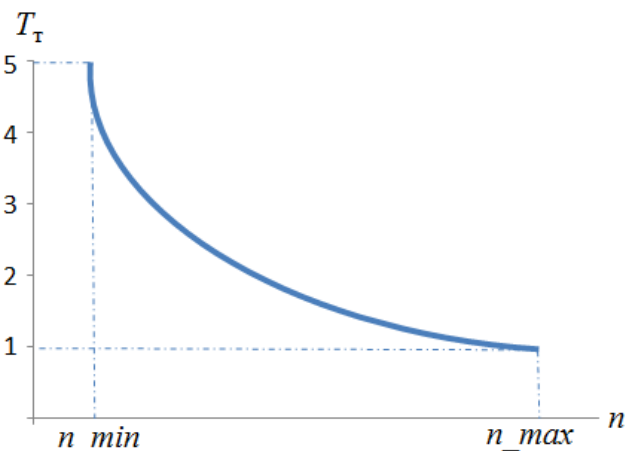


Рисунок 3.13 Зависимость постоянной времени термодатчика от частоты вращения двигателя

Рассмотрим детально блоки, необходимые для анализа.

В качестве задающего воздействия используются сигналы, приведенные на рисунке 3.14 (скачок температуры газа, скачок температуры газа в определенное время, подача на вход синусоидального сигнала).

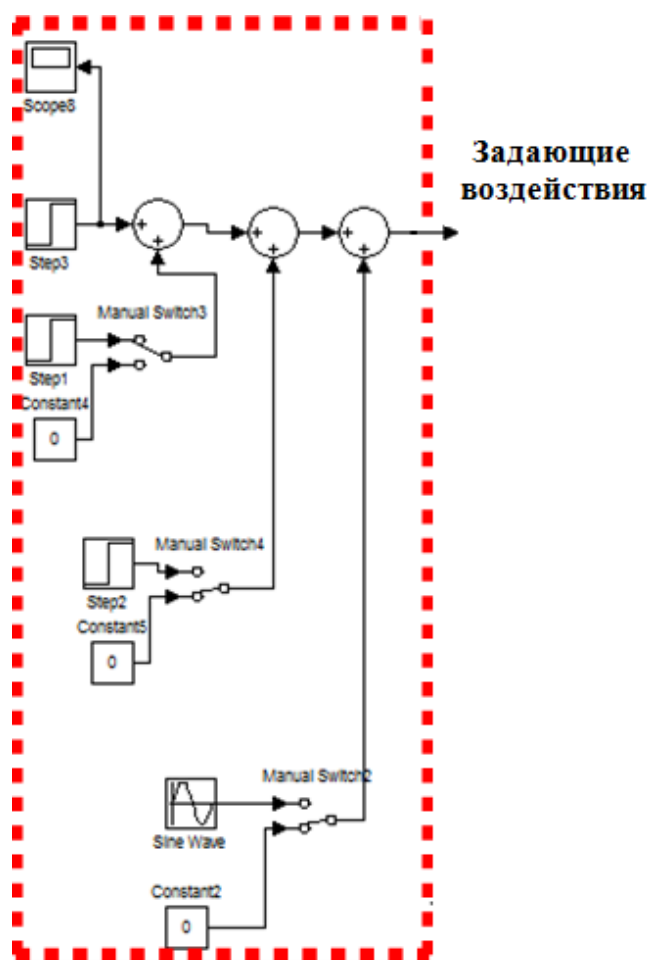


Рисунок 3.14 Задающие воздействия для анализа

Для формирования термопары в виде звена второго порядка с одной постоянной времени, зависящей от частоты вращения, используется функция  $f(u)$ , которая близкая к гиперболической функции (рисунок 3.15).

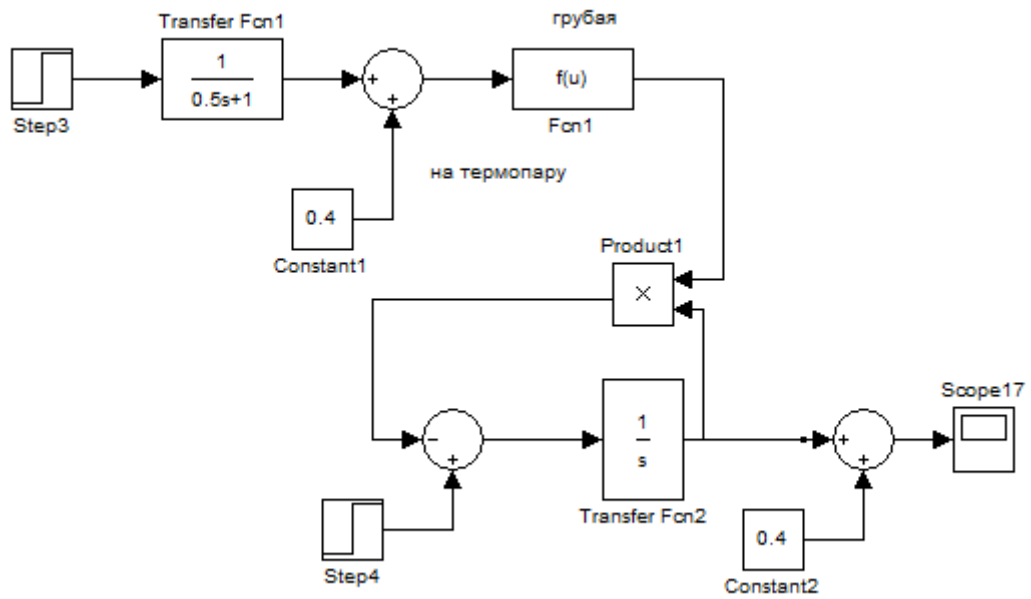
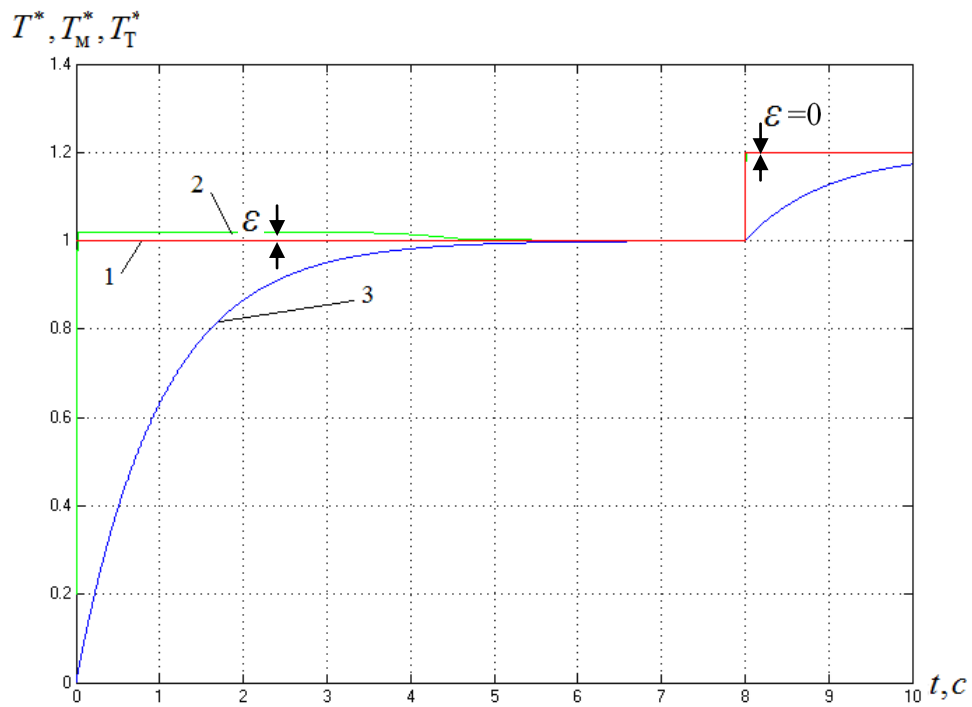
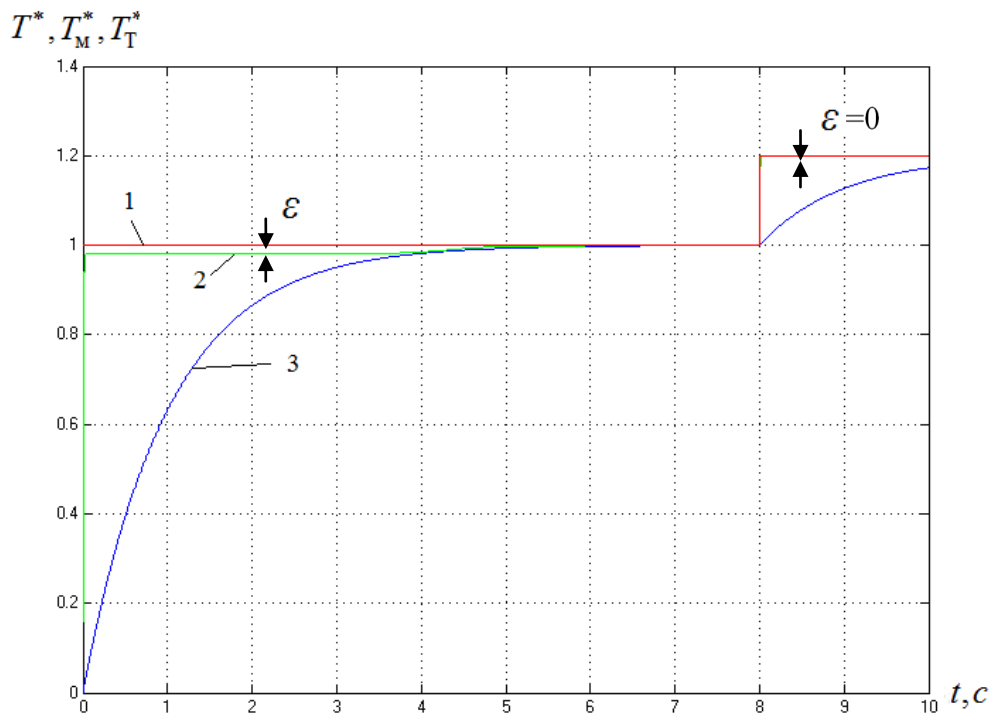


Рисунок 3.16 Получение необходимой зависимости постоянной времени термопары от частоты вращения двигателя

На рисунке 3.16 а,б приведены кривые показателей качества процессов в самонастраивающемся помехоустойчивом измерителе температуры газа в составе ИУС ГТД (1 – сигнал без погрешности модели температуры газа ( $T^*$ ), 2 – сигнал с погрешностью модели температуры газа ( $T_M^*$ ), 3 – сигнал на выходе термопары ( $T_T^*$ )).



*a* – скорректированная модель при погрешности модели + 2%



*б* – скорректированная модель при погрешности модели - 2%

Рисунок 3.16 Переходные процессы самонастраивающегося помехоустойчивого компенсатора инерционности термопары с коррекцией модели температуры газа



Из данного анализа можно сделать вывод, что самонастраивающийся измеритель температуры газа ГТД с коррекцией ошибки модели успешно справляется с коррекцией модели и получением скорректированного значения температуры газа ГТД, когда постоянная времени термопары зависит от частоты вращения двигателя и когда термопара является звеном второго порядка [29]. Были доказаны его преимущества, описанные в второй и третьих главах диссертационной работы. Основная цель, заключающаяся в повышении помехоустойчивости и динамической точности самонастраивающегося измерителя температуры газа газотурбинного двигателя, входящего в состав сложной информационно-измерительной управляющей системы, достигнута.

### **3.5 Результаты и выводы по третьей главе**

Показано, что погрешность эталонной модели негативно сказывается на качестве переходных процессов в измерителе температуры газа. Предложен алгоритм работы и структура самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД, которая используется для компенсации аддитивной погрешности эталонной модели на переходных режимах работы (ошибка модели в 2% корректируется и составляет 0,2 %, что практически не сказывается на качестве переходного процесса). При этом обеспечивается требуемое качество измерения на переходных процессах для известных математических моделей термопар.

## **ГЛАВА 4. ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА РАБОТЫ РАЗРАБОТАННОГО САМОНАСТРАИВАЮЩЕГОСЯ ИЗМЕРИТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В СОСТАВЕ ИУС ГТД**

В этой главе проведен анализ влияния характеристик разработанного СНС измерителя температуры газа ГТД на качество переходных процессов в составе ИУС температуры газа ГТД. Представлены результаты моделирования и программное обеспечение для моделирования предложенных схем повышения динамической точности в ИУС ГТД с селектором каналов управления. Получена оценка сложности программного обеспечения и аппаратных затрат для реализации разработанного СНС измерителя. Результаты, полученные автором и приведенные в данной главе, опубликованы в работах [13, 55, 71, 73].

### **4.1 Анализ влияния характеристик разработанного СНС измерителя температуры газа ГТД на качество переходных процессов в составе ИУС ГТД**

Использование предложенного помехоустойчивого измерителя температуры газа ГТД в многосвязной ИУС позволяет повысить показатели качества работы канала регулирования температуры газа ГТД. На рисунке 4.1 показана структурная схема включения СНС измерителя температуры газа ГТД с коррекцией эталонной модели температуры газа в ИУС ГТД [12, 40, 53, 94].

Общая методика проектирования алгоритмов управления температурой газа в ИУС ГТД базируется на предложенных во второй и третьей главах схемах коррекции погрешности, возникающих на динамических режимах работы измерителя температуры газа ГТД (коррекция инерционности термопары и коррекция погрешности, которая может возникать в модели температуры газа ГТД).

В качестве программно-инструментальной базы для анализа и реализации предложенной методики в работе использовалась программа *Matlab* – мощное средство программной среды MATLAB.

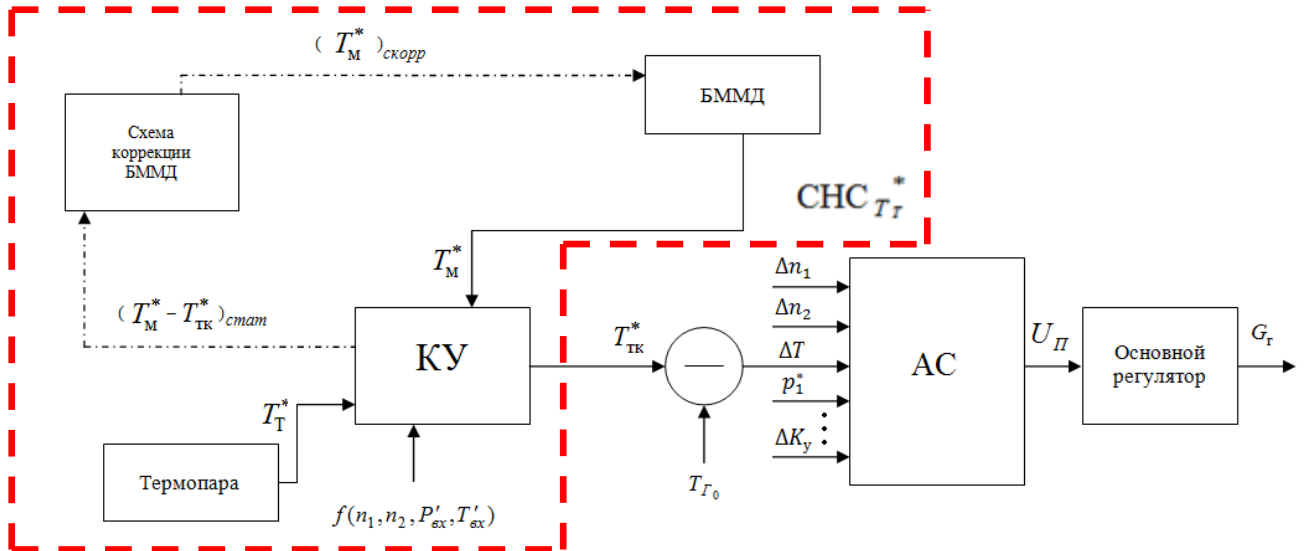


Рисунок 4.1 Структурная схема включения СНС измерителя температуры газа ГТД с коррекцией погрешности эталонной модели в ИУС ГТД

Здесь: КУ – компенсирующее устройство;

АС – алгебраический селектор;

БММД – бортовая математическая модель двигателя.

Для создания моделей САУ ГТД был использован набор инструментальных средств Simulink, который является приложением к пакету MATLAB. При моделировании с использованием Simulink реализуется принцип визуального программирования, в соответствии с которым пользователь на экране из библиотеки стандартных блоков создает модель системы и осуществляет необходимые расчеты.

Учитывая, что система управления содержит нелинейный элемент – селектор, решение задачи получено путем моделирования. На рисунке 4.2 показана структурная схема моделирования двухмерной САУ ГТД с

селектором, построенная по структурной схеме (глава 2 рисунок 2.17). В качестве модели двигателя использована линейная модель двухвального ГТД [50].

Эксперименты проводились при скорости изменения уставки частоты вращения –  $25 \% n_{max}/с$ , где  $n$  – частота вращения ротора высокого давления ГТД, значения ограничиваемой координаты (температуры газа) – 0,8; в корректирующем звене присутствует динамическая погрешность, равная 0,01 с (глава 1, рисунок 2.1).

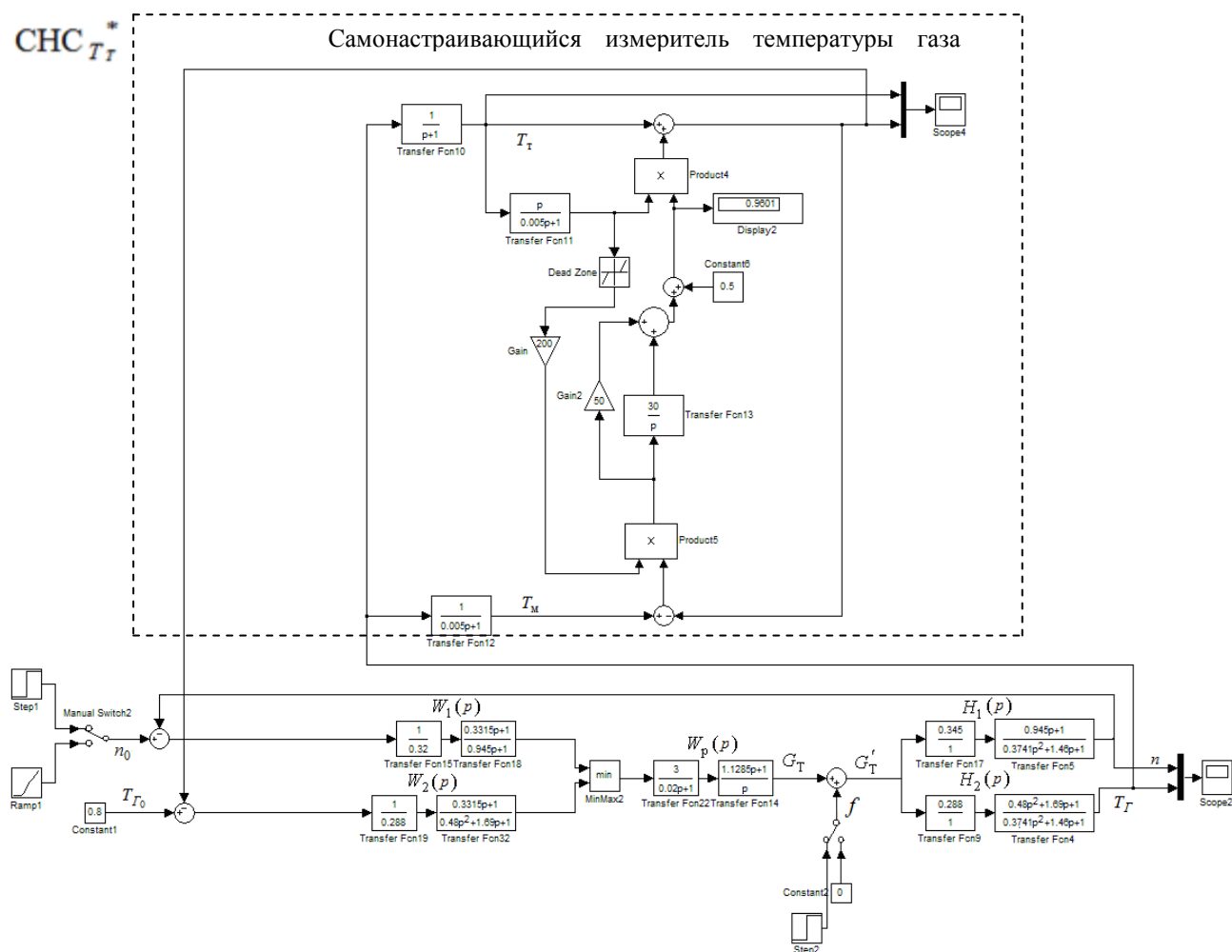


Рисунок 4.2 Структурная схема моделирования ИУС ГТД с селектором и предлагаемым самонастраивающимся помехоустойчивым измерителем температуры газа ГТД

Структурная схема моделирования двухмерной ИУС ГТД с селектором и предлагаемым самонастраивающимся помехоустойчивым измерителем температуры газа ГТД (рисунок 4.2) детально описана в приложении Г.

$T_{Г_0}$  – заданная температура газа;

$n_0$  – заданная частота вращения ротора двигателя;

$T_G$  – температура газа за турбиной;

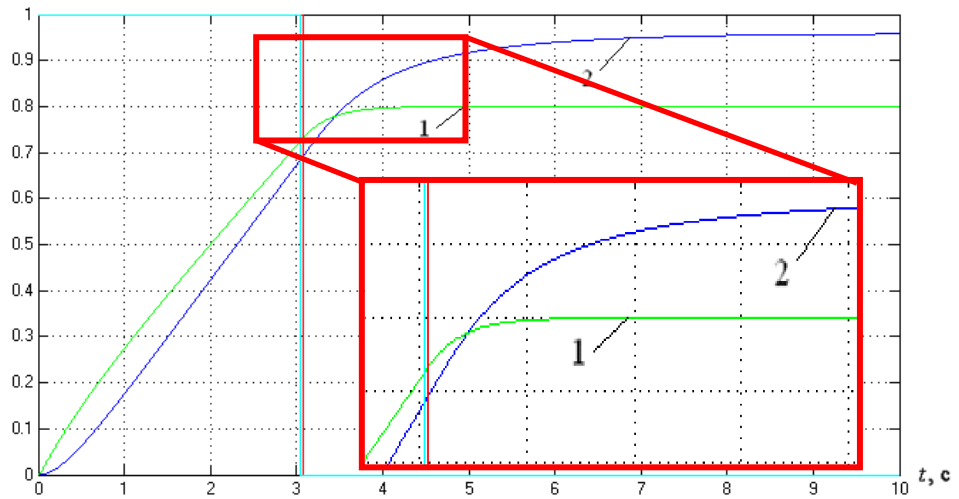
$n$  – частота вращения двигателя;

$f$  – скачок 5 % от величины расхода топлива  $G_T$ ;

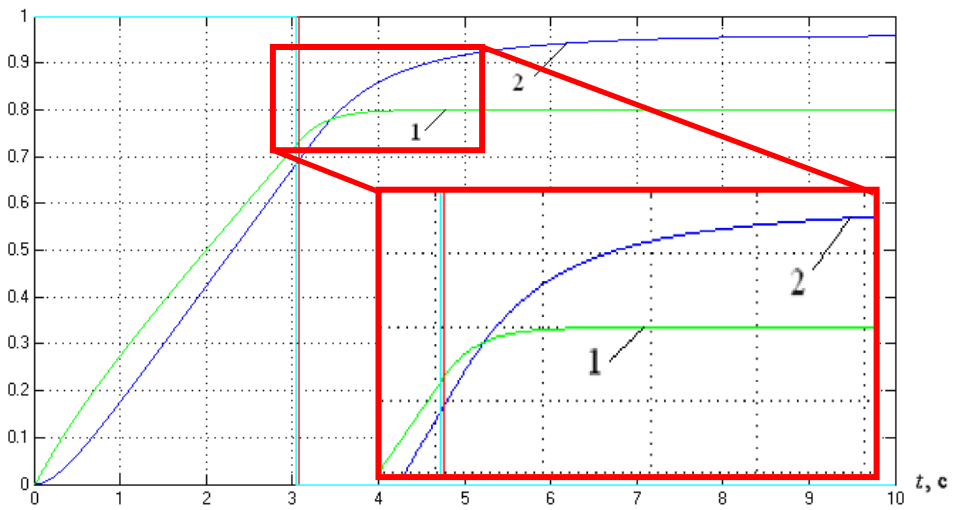
min – селектор минимума.

Схема работает следующим образом: с помощью термопары измеряется температура газа, затем постоянная времени термопары компенсируется в соответствии с алгоритмом цепи самонастройки (глава 2 формула 2.6), и скомпенсированная температура подается на вход канала ограничения температуры газа.

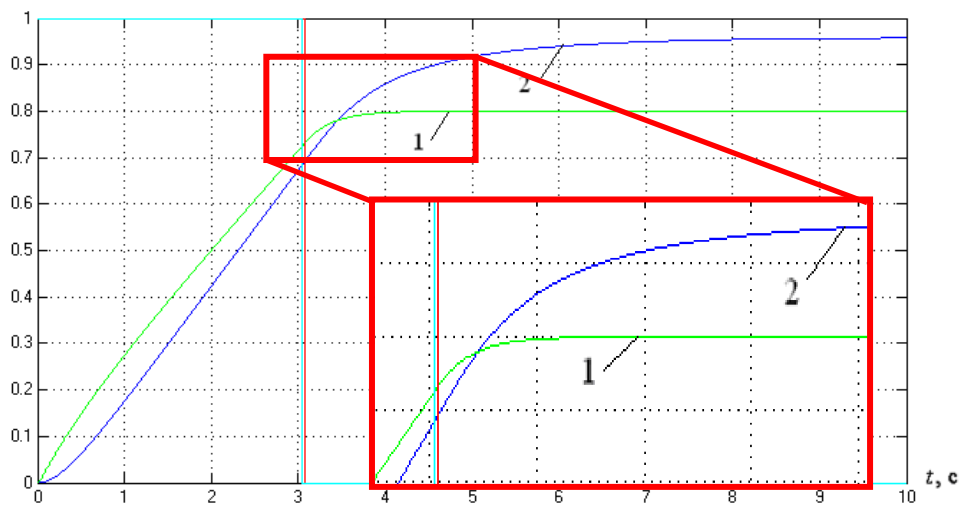
На рисунке 4.3 *а,б,в* приведены кривые переходного процесса селективного в ИУС ГТД (1 – сигнал на выходе компенсатора, 2 – сигнал на выходе канала частоты вращения двигателя). На рисунке 4.3 *а* в качестве эталона показаны кривые переходного процесса при идеальной компенсации температуры газа ГТД без предлагаемого измерителя температуры газа ГТД. На рисунке 4.3 *б,в* показаны кривые переходного процесса с предлагаемым измерителем температуры газа ГТД (глава 2 рисунок 2.17) при  $T_{тер} = 5$  с и  $T_{тер} = 1$  с, соответственно.



*a* – при идеальной компенсации



*б* – с предлагаемым измерителем при  $T_{\text{тер}} = 1$  с



*в* – с предлагаемым измерителем при  $T_{\text{тер}} = 5$  с

Рисунок 4.3 Кривые процессов селективования в ИУС ГТД

Из рисунка 4.3 можно сделать вывод, что процессы (рисунок 4.3 б,в) имеют высокое качество управления (рисунок 4.3 а). Это означает, что построенный измеритель обеспечивает качество вступления в работу регулятора температуры с высокой точностью.

На всех трех кривых нет перерегулирования, наблюдается устойчивость данной системы в целом. Так, при изменении постоянной времени термопары от  $T_{\text{тер}} = 1 \text{ с}$  до  $T_{\text{тер}} = 5 \text{ с}$  отсутствует перерегулирование и время выхода на установившийся режим после селектирования составляет не более 1 с.

На рисунке 4.4 показана разность между фактическим и скорректированным значением температуры газа ГТД при  $T_{\text{тер}} = 5 \text{ с}$ .

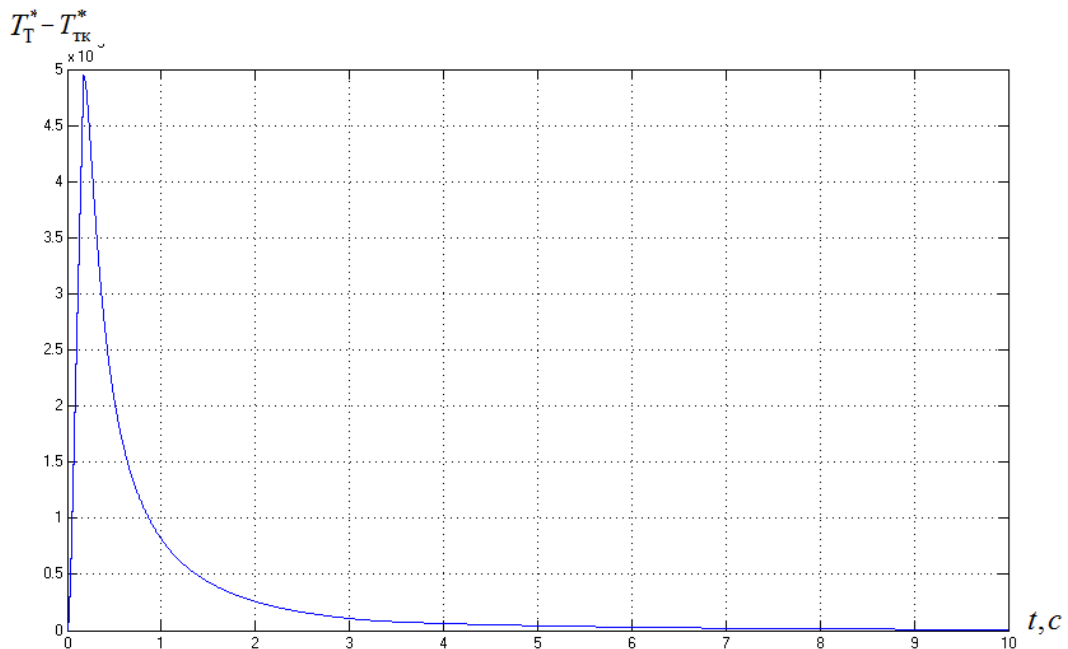


Рисунок 4.4 Разность между фактическим и скорректированным значением температуры газа ГТД при  $T_{\text{тер}} = 5 \text{ с}$

Сравним кривые процессов селектирования в САУ ГТД с измерителем-аналогом (рисунок 4.5). Для этого в программе Matlab с помощью двух ключей K1 и K2 совместим предложенную схему СНС измерителя температуры газа ГТД и схему взятую за измеритель-аналог в составе ИУС ГТД (рисунок 4.5)

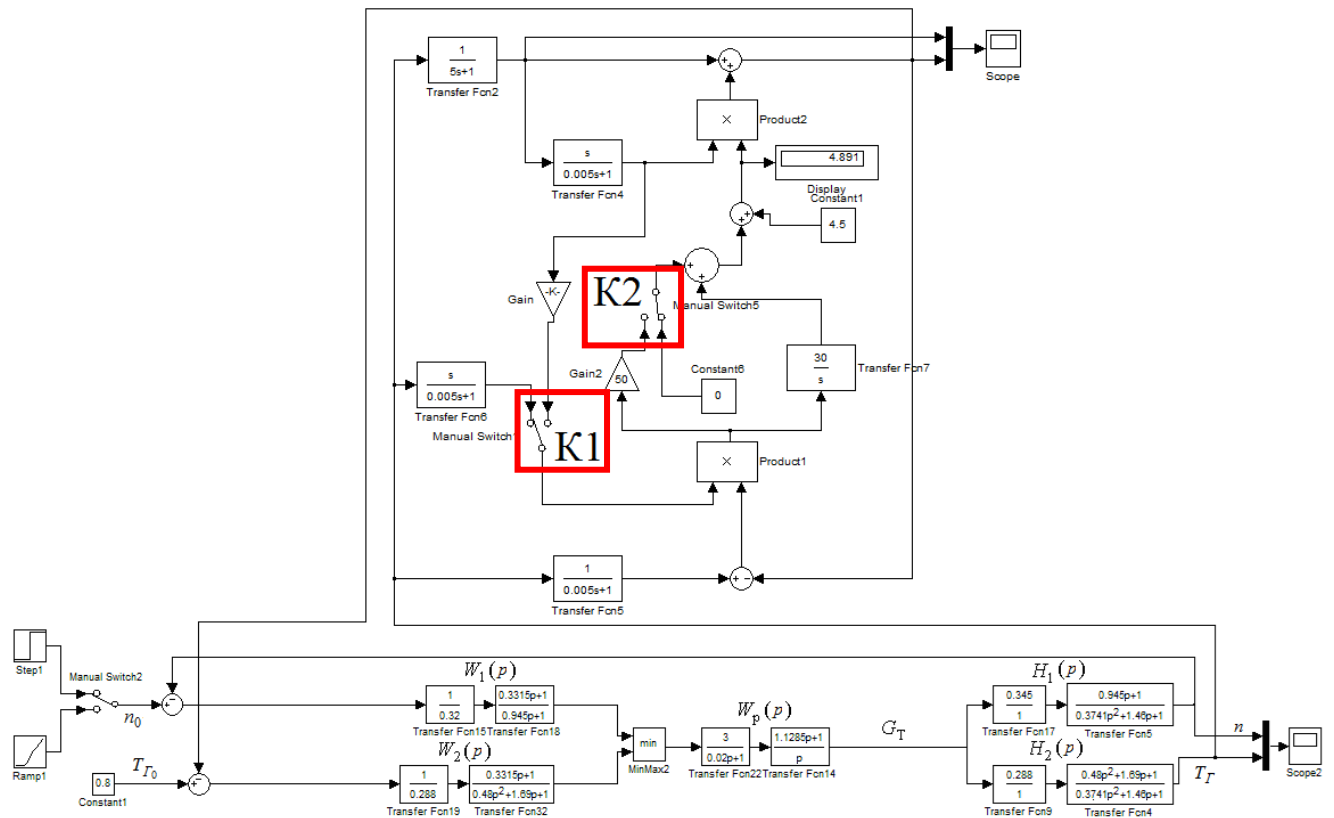
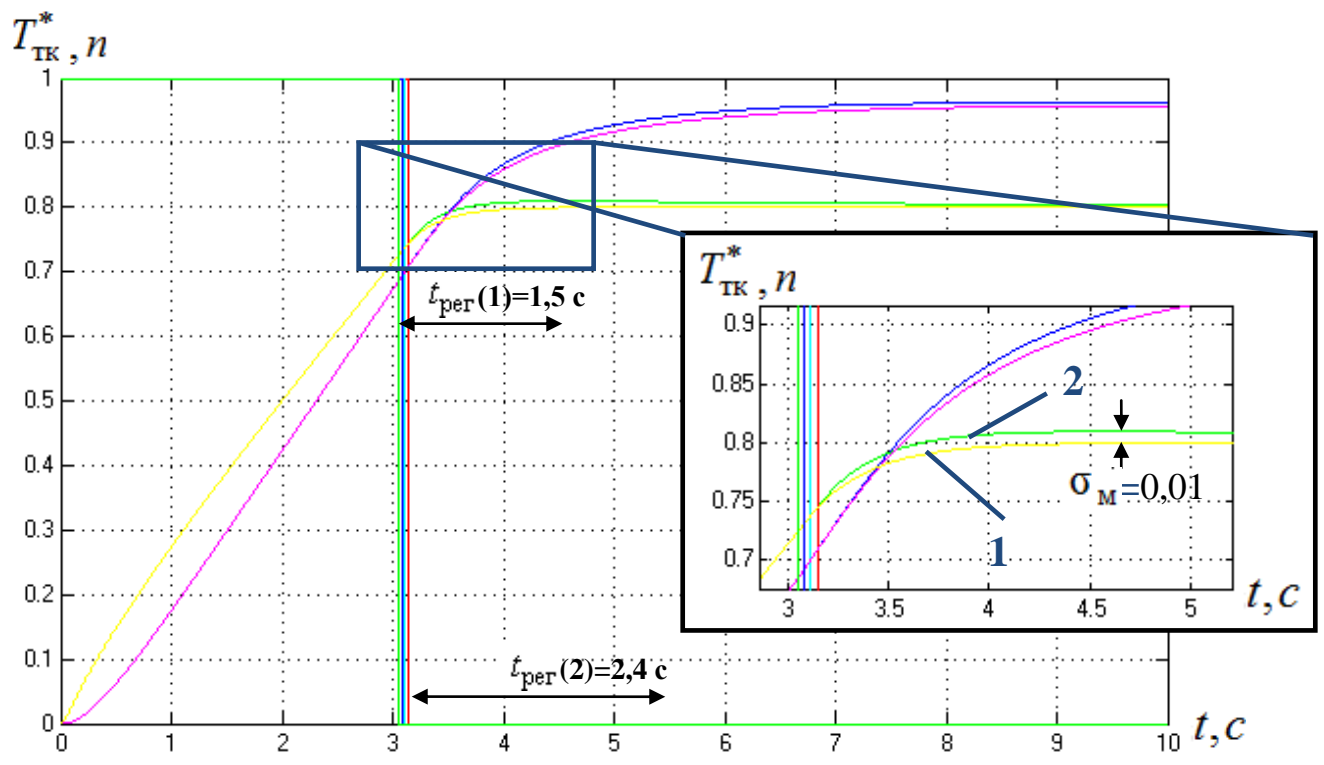


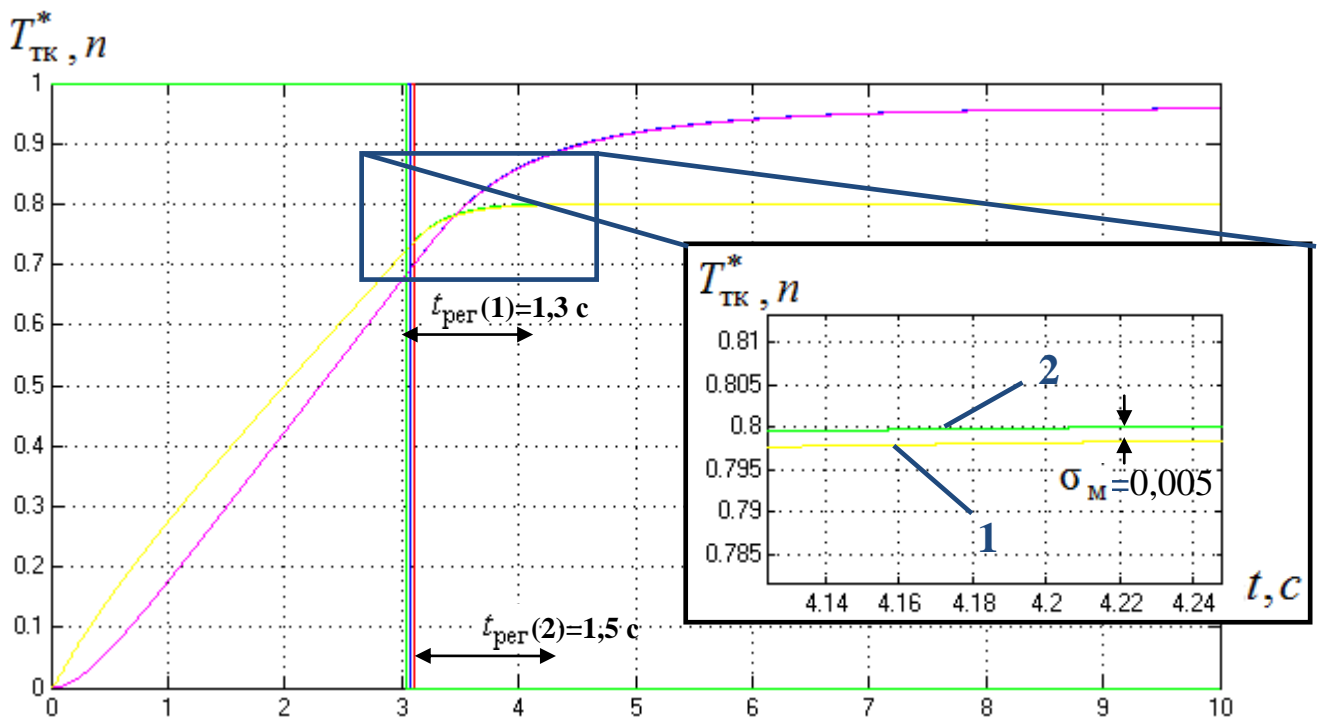
Рисунок 4.5 Структурная схема моделирования ИУС ГТД с предлагаемым СНС измерителем температуры газа ГТД и аналогом

На рисунке 4.6 *а,б* приведены кривые переходного процесса селектирования в ИУС ГТД с использованием предложенного измерителя и измерителя-аналога (1 – сигнал на выходе ИУС ГТД с предложенным измерителем температуры газа, 2 – сигнал на выходе ИУС ГТД с измерителем-аналогом температуры газа) при  $T_{\text{тер}} = 5$  с и  $T_{\text{тер}} = 1$  с, соответственно.





а – при  $T_{\text{тер}} = 5 \text{ c}$



б – при  $T_{\text{тер}} = 1 \text{ c}$

Рисунок 4.6 Сравнение кривых процессов селективирования в ИУС ГТД с предложенным измерителем и измерителем аналогом

Из рисунка 4.6 видно что, ИУС ГТД с предложенной схемой измерителя температуры газа обладает высокими показателями качества переходных процессов:

Из рисунка 4.6 видно что, ИУС ГТД с предложенной схемой измерителя температуры газа обладает высокими показателями качества переходных процессов: для  $T_{\text{тер}} = 5$  с величина перерегулирования уменьшилась на 1%, время регулирования уменьшилось на 0,9 с, для  $T_{\text{тер}} = 1$  с величина перерегулирования уменьшилась на 0,5%, время регулирования уменьшилось на 0,2 с.

Проверим схемы предложенного СНС измерителя температуры газа и аналога в составе ИУС ГТД (рисунок 4.7).

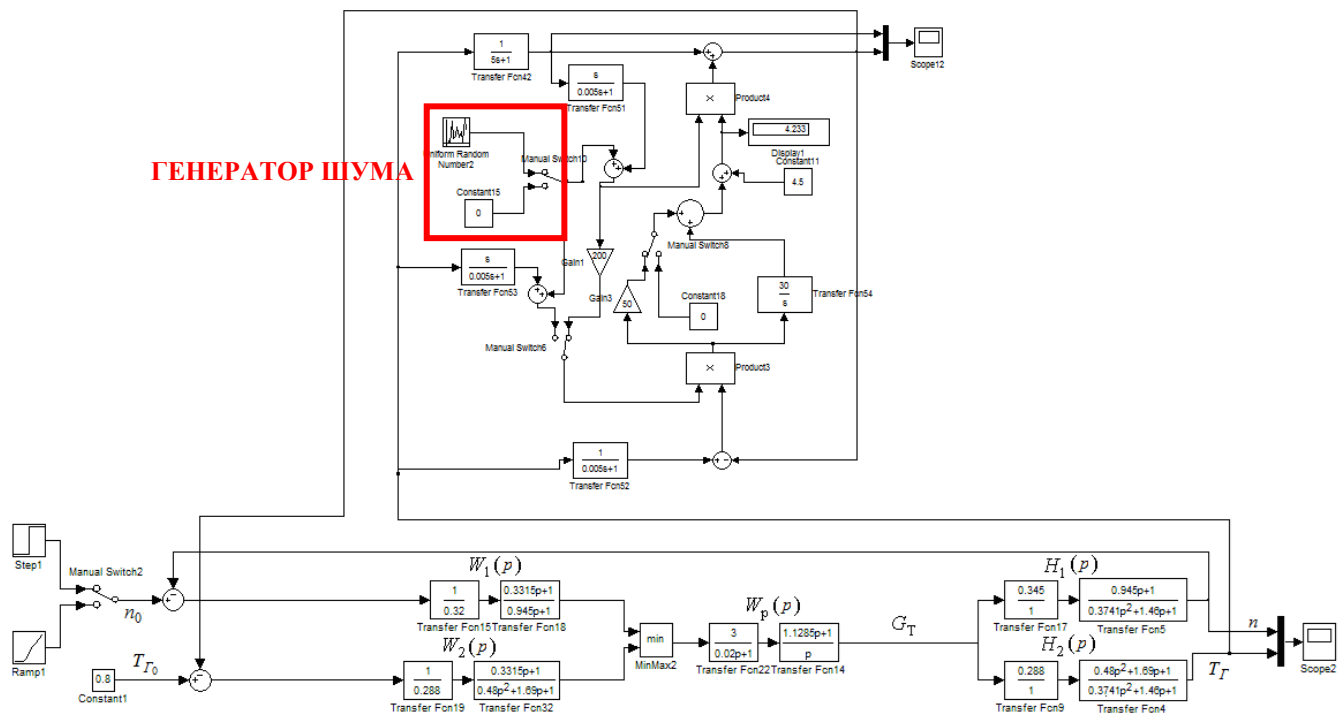


Рисунок 4.7 Структурная схема моделирования ИУС ГТД с предлагаемым СНС измерителем температуры газа ГТД и аналогом при наличии шумов

На рисунке 4.8 приведены кривые переходного процесса селективного в ИУС ГТД с использованием предложенного измерителя и измерителя-аналога при наличии шумов (1 – сигнал на выходе ИУС ГТД с предложенным измерителем температуры газа, 2 – сигнал на выходе ИУС ГТД с измерителем-аналогом температуры газа) при  $T_{\text{тер}} = 5$  с.

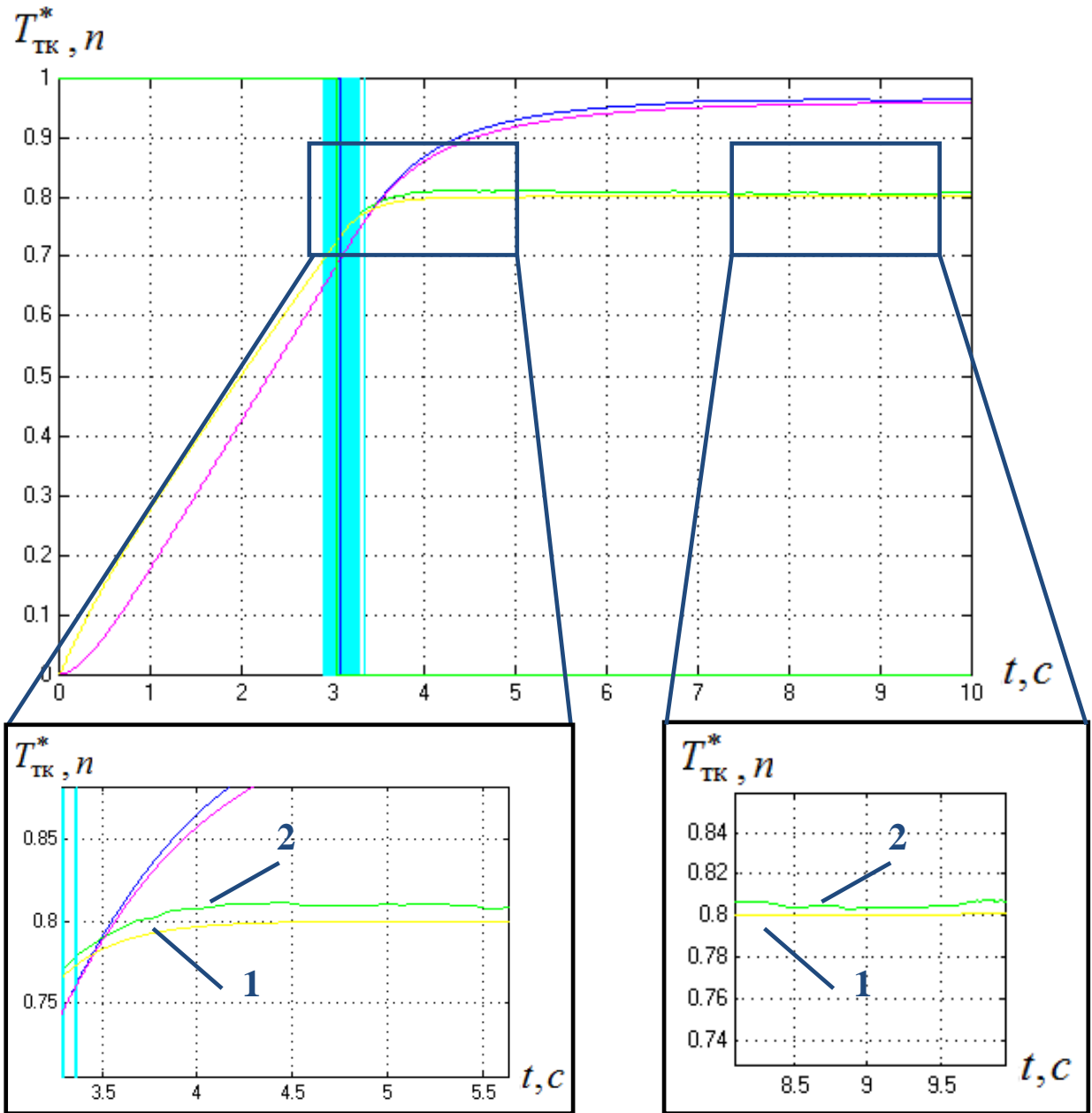
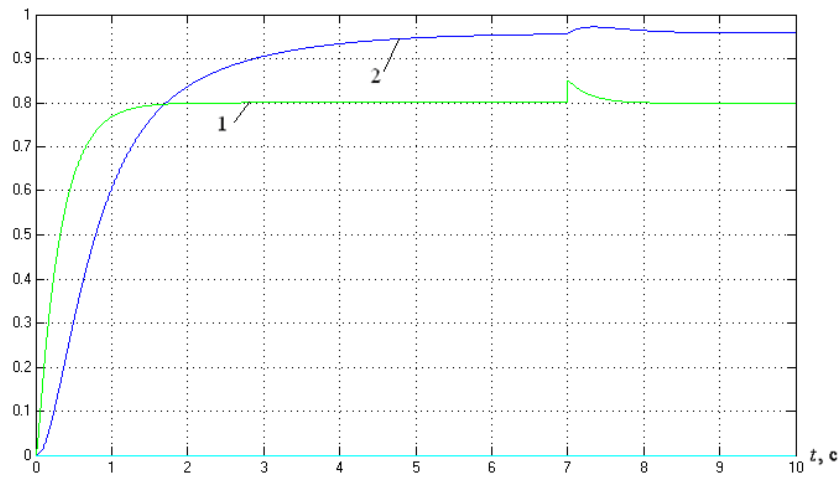


Рисунок 4.8 Сравнение кривых процессов селективного в ИУС ГТД с предложенным измерителем и измерителем аналогом

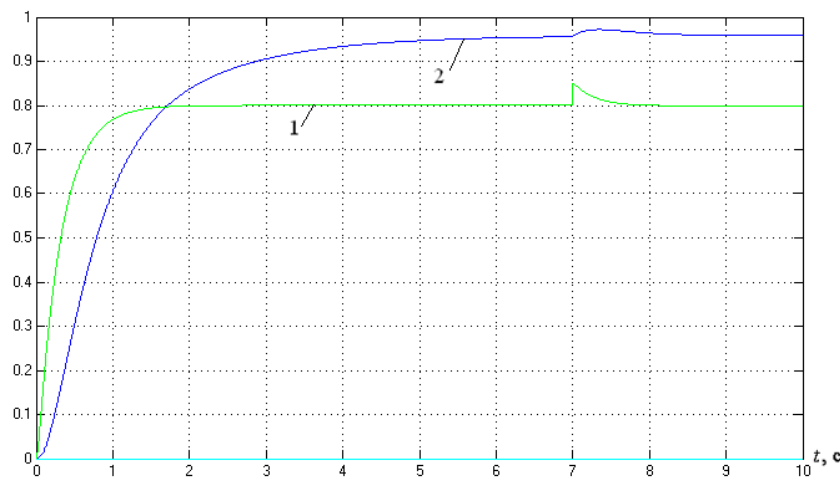
Из рисунка 4.8 видно что, ИУС ГТД с предложенной схемой измерителя температуры газа обладает большей помехоустойчивостью. Дисперсия уменьшена в 10 раз по сравнению с аналогом.

Теперь промоделируем обработку возмущения по расходу топлива ( $f$  – скачок 5 % от величины  $G_T$ ) на установившемся режиме (рисунок 4.5 а,б).

Из рисунка 4.9 можно сделать вывод, что скачок 5 % от величины  $G_T$  на установившемся режиме обрабатывается каналом ограничения температуры за 0,5 с, что соответствует требованиям по обработке возмущений.



а – скачок 5 % от величины  $G_T$  при  $T_{тер} = 1$  с



б – скачок 5 % от величины  $G_T$  при  $T_{тер} = 5$  с

Рисунок 4.9 Кривые сравнения процессов селективного в ИУС ГТД при скачке 5 % от величины  $G_T$

Показано, что применение предложенного самонастраивающегося помехоустойчивого измерителя позволяет повысить показатели качества работы канала ограничения температуры газа в ИУС ГТД. Это достигается за счет повышения точности компенсации инерционности термопары. При изменении постоянной времени термопары от  $T_{\text{тер}} = 1$  с до  $T_{\text{тер}} = 5$  с отсутствует перерегулирование и время выхода на установившийся режим после селектирования составляет не более 1 с.

Исследованы процессы селектирования при подаче возмущения по расходу топлива. Скачок 5 % от величины  $G_T$  на установившемся режиме отрабатывается каналом ограничения температуры за 0,5 с.

#### 4.2 Сравнительный анализ ИУС ГТД с разработанным СНС измерителем температуры газа и штатной структуры САУ турбовального двигателя

Статическая характеристика отражает связи между параметрами, определяющими условия работы двигателя  $\vec{S}_d$ , и моделируемыми параметрами  $\vec{Z}_{d,ст}$  на установившихся режимах:

$$\vec{Z}_{d,ст} = \vec{F}(\vec{S}_d),$$

где  $\vec{S}_d = [n_{\text{тк пр}}, P_{\text{к пр}}, T_{\text{тнд пр}}, N_{\text{ст пр}}, G_{\text{т пр}}, P_{\text{вх}}^*, T_{\text{вх}}^*, M, H]$ .

Статическая характеристика двигателя представлена в таблице 4.1.

Таблица 4.1

Режимы	$n_{\text{тк пр.}}$ об/мин	$n_{\text{ст пр.}}$ об/мин	$G_{\text{т пр.}}$ кг/ч	$P_{\text{к пр.}}$ кгс/см <sup>2</sup>	$T_{\text{тнд пр.}}$ К	$N_{\text{ст.}}$ л.с.
1	14929	13000	110.95	3.32296	627.027	100
2	16666	13000	194.14	5.06901	696.639	500
3	17563	13000	274.33	6.66381	741.141	1000
4	18216	13000	359.64	7.92229	801.248	1500
5	18784	13000	447.03	9.06891	856.312	2000
6	19270	13000	536.87	10.1261	910.367	2500

Динамика двигателя представлена квазилинейной моделью следующего вида:

$$\begin{aligned}\dot{\Delta\vec{X}} &= A\Delta\vec{X} + B\Delta\vec{U}; \\ \Delta\vec{Y} &= C\Delta\vec{X} + D\Delta\vec{U},\end{aligned}$$

где  $\dot{\Delta\vec{X}} = [\Delta n_{TK}]$  - вектор состояния;

$\Delta\vec{Y} = [\Delta P_K, \Delta T_{TНД}, \Delta N_{СТ}]$  - вектор отклонений параметров объекта;

$\Delta\vec{U} = [\Delta G_T]$  - вектор управляющих воздействий;

A, B, C, D - матрицы.

Нелинейный характер динамической характеристики двигателя заключается в том, что для каждого из указанных режимов рабочего диапазона используются соответствующие наборы матриц. Таким образом, косвенно учитывается зависимость элементов матриц системы от режима работы двигателя. Значения коэффициентов динамической модели для промежуточных режимов определяются интерполяцией заданных значений в зависимости от параметра  $n_{TK}$ , приведенной в таблице 4.1.

Используемые в динамической модели двигателя отклонения  $\Delta\vec{X}, \Delta\vec{Y}, \Delta\vec{U}$  параметров определяются следующим образом:

- отклонение расхода топлива равно разности между текущим значением этого параметра и его значением, вычисленным по статической модели  $\vec{Z}_{д.ст} = f(\vec{S}_д)$ , значения аргументов  $\vec{S}_д$  которой соответствуют текущей точке переходного режима;

- отклонения выходных параметров двигателя  $\Delta\vec{X}$  и  $\Delta\vec{Y}$  равны разности между текущим значением параметра и его значением, вычисленным по статической модели  $\vec{Z}_{д.ст} = f(\vec{S}_д)$ , значения аргументов  $\vec{S}_д$  которой соответствуют текущей точке переходного режима.

Канал управления расходом топлива двигателя.

Передаточная функция насоса-регулятора по каналу расхода топлива имеет вид:

$$W(s) = \frac{\Delta G_T}{\Delta J} = W_1(s) \cdot W_2(s),$$

$$W_1(s) = \frac{\Delta Y}{\Delta J} = \frac{K_1}{\tau_1 s + 1},$$

$$W_2(s) = \frac{\Delta G_T}{\Delta Y} = \frac{K_2}{\tau_2 \cdot s + 1},$$

где  $s$  – оператор Лапласа;

$\Delta G_T$  – отклонение по расходу топлива, кг/ч;

$\Delta J$  – отклонение тока управления, мА;

$\Delta Y$  – отклонение перемещения дозирующего элемента (ДЭ), ед;

$K_1=0,1\pm 0,02$  – коэффициент усиления по перемещению дозирующего элемента, ед/мА;

$K_1/\tau_1=0,0133\pm 0,0027$  – скоростной коэффициент ДЭ с учетом нелинейностей, ед/мА\*с;

$\tau_1=7,5$  – постоянная времени ДЭ, с;

$K_2=1350\pm 135$  – коэффициент усиления расхода топлива по перемещению датчика положения ДЭ, (кг/ч)/ед;

$\tau_2\leq 0,05$  – постоянная времени клапана постоянного перепада, с;

$|\Delta Y_{\max}|=0,532$  ед при изменении расхода топлива от  $G_{\min}=30$  кг/ч до  $G_{\max}=750$  кг/ч;  $\Delta J_{\max}=35$  мА.

Структура канала управления расходом топлива представлена на рисунке 4.10. В данной структуре в связи с особенностями ее реализации в цифровой аппаратуре присутствует задержка при передаче сигнала, которую можно смоделировать при помощи звена запаздывания ( $e^{-\tau_3 s}$ ), величина запаздывания  $\tau_3$  не более 0,005 с. ( $K_p=4,16$  мА/(кг/ч).  $K_1=K_p*0,1$ ).

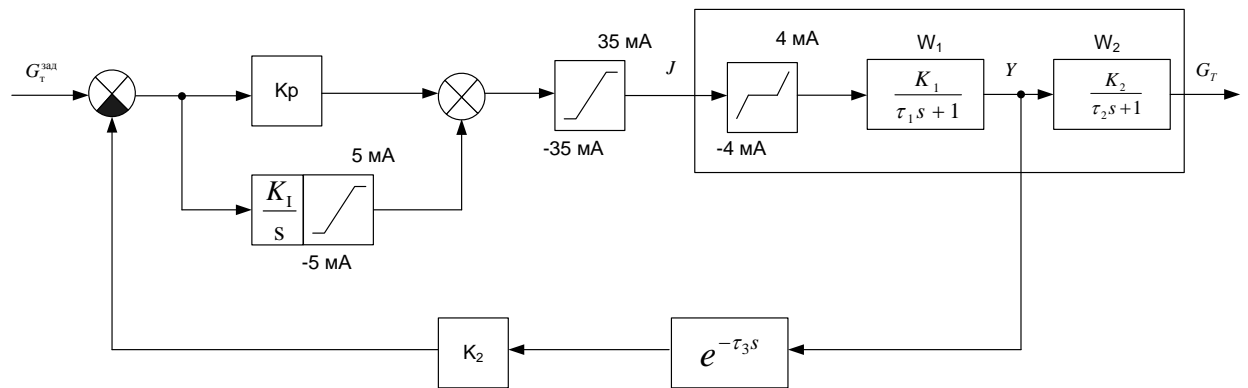


Рисунок 4.10 Структура канала управления расходом топлива

На рисунке 4.11 показана структурная схема моделирования двухмерной САУ ГТД с селектором, построенная на базе структуры канала управления расходом топлива (рисунок 4.10).

ПРЕДЛАГАЕМЫЙ СНС ИЗМЕРИТЕЛЬ

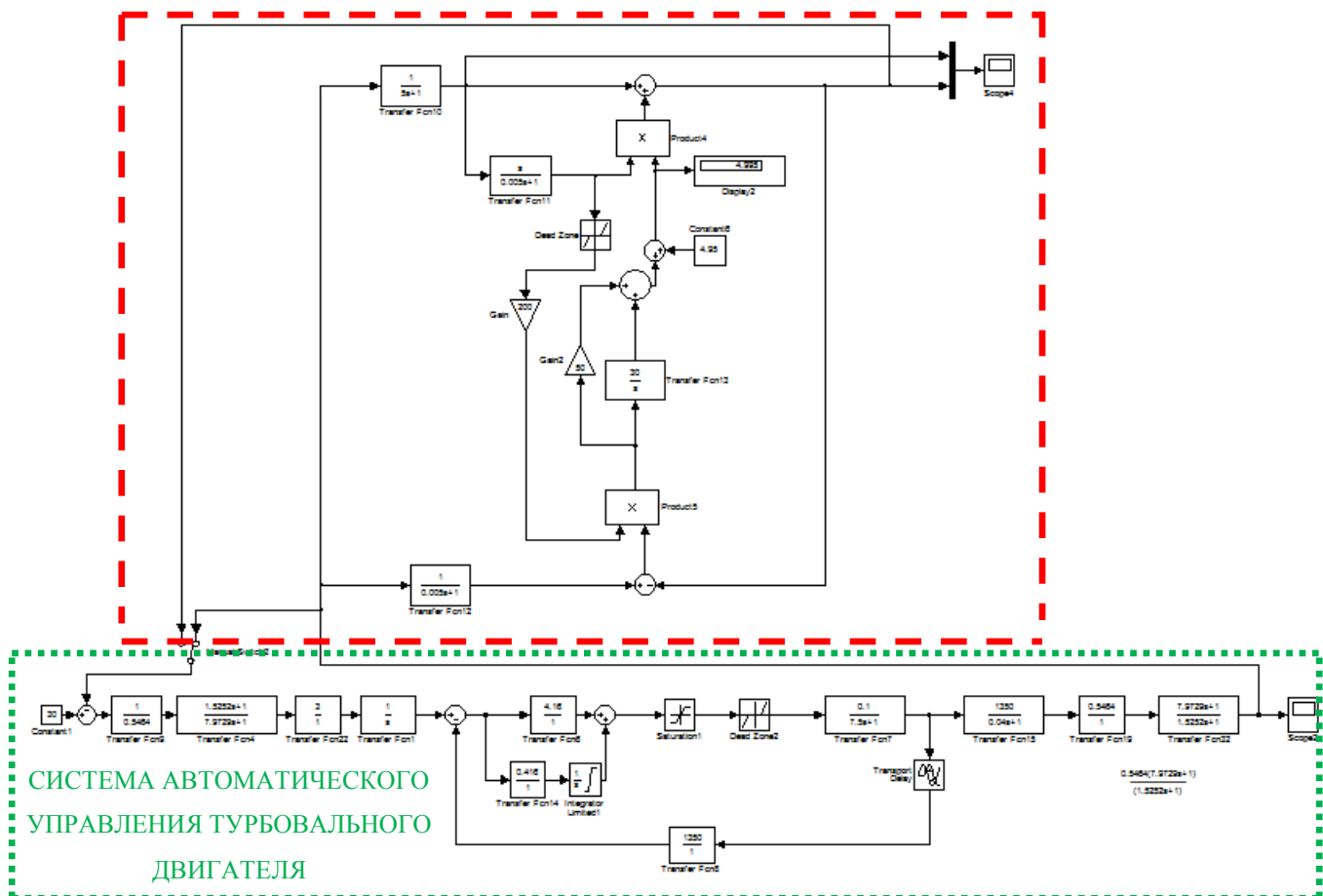
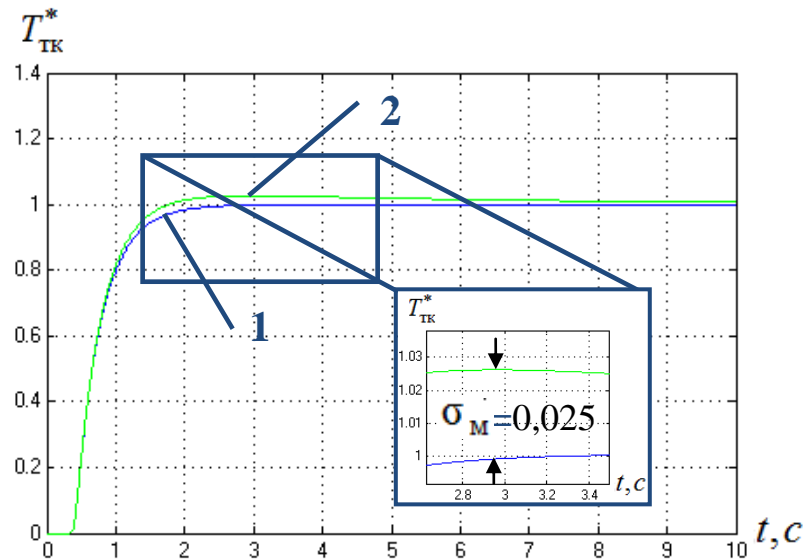


Рисунок 4.11 Структурная схема ИУС ГТД с разработанным СНС измерителем температуры газа и штатная структура САУ турбовального двигателя

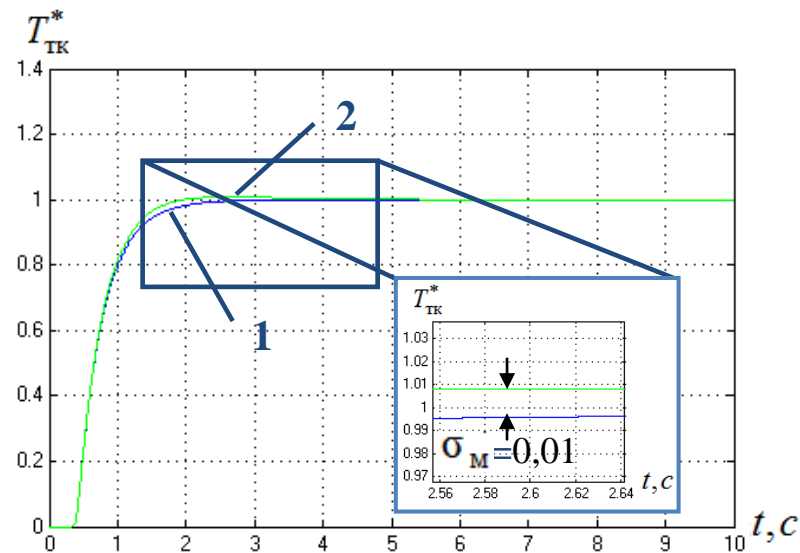


В качестве сигнала с эталонной модели для СНС измерителя температуры газа ГТД используется сигнал с выхода реальной модели двигателя.

Методом математического моделирования проведен анализ влияния характеристик разработанного СНС измерителя температуры газа ГТД на качество переходных процессов САУ двигателя (рисунок 4.12, 1 – сигнал на выходе САУ ГТД с предложенным измерителем температуры газа, 2 – сигнал на выходе САУ ГТД без предложенного измерителя).



а – при  $T_{тер} = 5 c$



б – при  $T_{тер} = 1 c$

Рисунок 4.12 Сравнение процессов в штатной структуре САУ турбовального двигателя с разработанным СНС измерителем температуры газа и без него

Показано, что САУ турбовального газотурбинного двигателя с предложенной схемой измерителя температуры газа обладает высокими показателями качества переходных процессов: для  $T_{\text{тер}} = 5$  с величина перерегулирования уменьшилась на 2,5%, для  $T_{\text{тер}} = 1$  с величина перерегулирования уменьшилась на 1,0% по сравнению со штатным вариантом САУ.

Методом математического моделирования доказано, что, так же как и существующая система автоматического управления турбовального газотурбинного двигателя, предложенная структура САУ двигателя устойчива.

#### **4.3 Программное обеспечение для реализации предложенной структурной схемы СНС измерителя температуры газа в составе ИУС ГТД**

Для реализации предложенного СНС измерителя температуры газа ГТД было создано программное обеспечение и получено свидетельство на предложенное программное решение для ЭВМ (№2016618568 «Модель работы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД») [13].

Описание интерфейса и приемы программирования для моделирования СНС измерителя температуры газа ГТД.

Требования к программе следующие:

1. Тип ЭВМ: РС-совмест.ПК.
2. Язык: С++  
ОС: Windows XP и выше.
3. Объем программы: 4,0 Кбайт (исходного текста).

Стандартной библиотекой С++ Builder является VCL. VCL - библиотека визуальных компонентов. Их вид можно менять на стадии проектирования, а не только на стадии выполнения (run-time).

C++ Builder поставляется в трех вариантах - Standard, Professional и Enterprise. Вариант Enterprise позволяет работать с COM и CORBA, базами данных, интернетом. Кроме того, содержит встроенные средства интегрированной отладки.

Основой почти всех приложений C++ Builder является форма, на которой размещаются другие компоненты. В узлах этой сетки размещаются те компоненты, которые вы помещаете на форму. Для создания данной программы были использованы следующие компоненты: Label, Edit, Button, Chart, Image.

Также были использованы следующие приемы:

1) объявление переменных – задание массива (включается в описание класса в файле .h):

```
double u[11];
```

2) обработка компонента Edit

```
a1 = StrToFloat(a1_Edit->Text);
```

3) задание цикла обнуления:

```
void cCalculator::null()
```

```
{
```

```
    for(int i = 0; i < 11; i ++) // i – счетчик
```

```
    {
```

```
        u[i] = 0; } }
```

4) задание цикла счета и вывода значений calc.Iteration(); на график:

```
for(float t = 0; t <= t_end; t = t+calc.h)
```

```
{
```

```
    calc.Iteration();
```

```
    Line->AddXY(t, calc.u[7], “”, clRed);
```

```
}
```

На рисунках 4.13, 4.14, 4.15 показано, как выглядит основное окно рабочей программы «Модель работы помехоустойчивого

самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД» и графики переходных процессов при недокомпенсации ( $T_K < T_{тер}$ ), или перекомпенсации ( $T_K > T_{тер}$ ). Причем недокомпенсация приводит к забросу температуры газа, а перекомпенсация – к недобору тяги во время переходных процессов.

На рисунке 4.13 представлены результаты моделирования помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя, в которой параметры объекта управления скомпенсированы не точно (перекомпенсация).

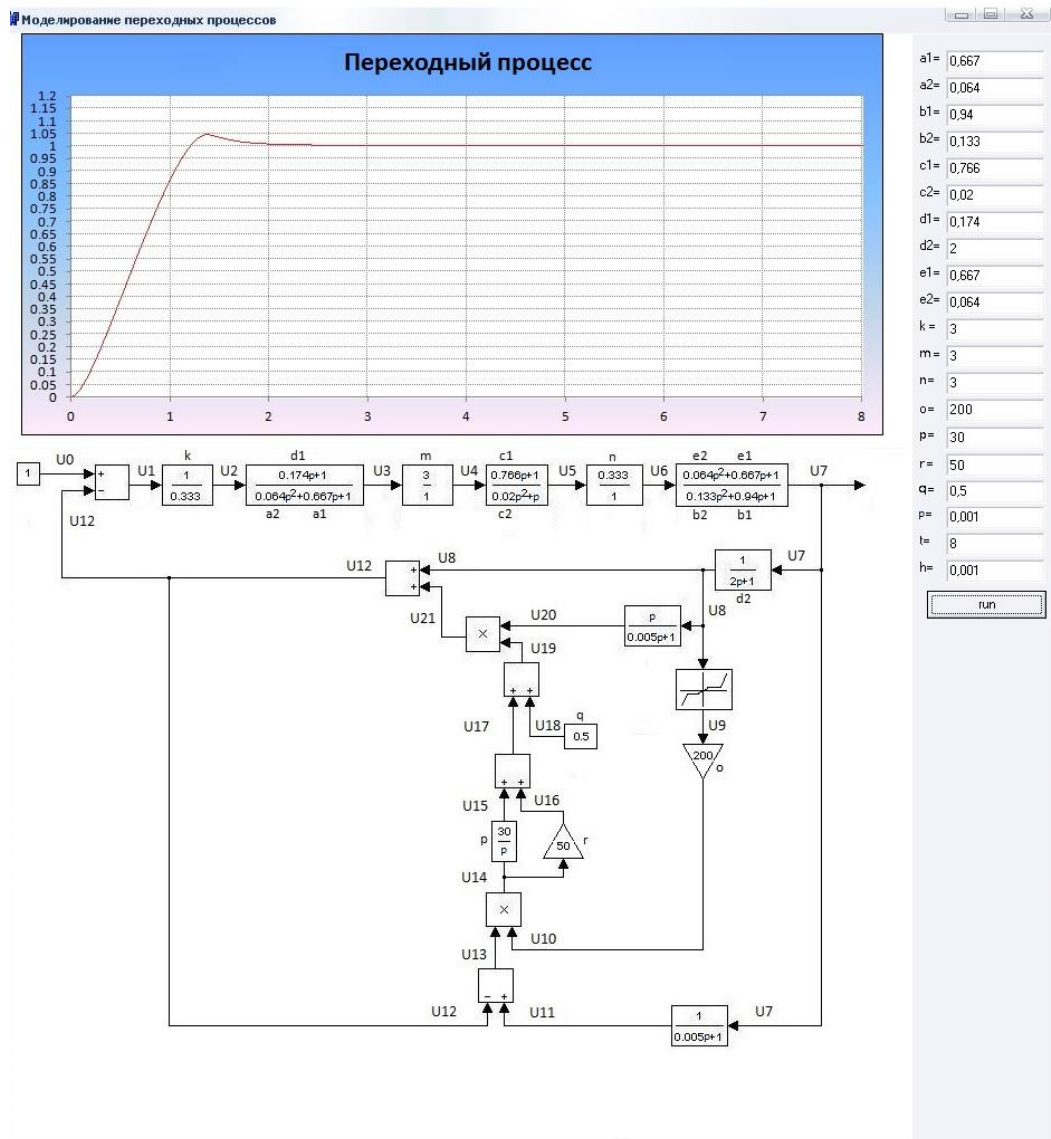


Рисунок 4.13 Основное окно работы модуля «Модель работы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД» при перекомпенсации

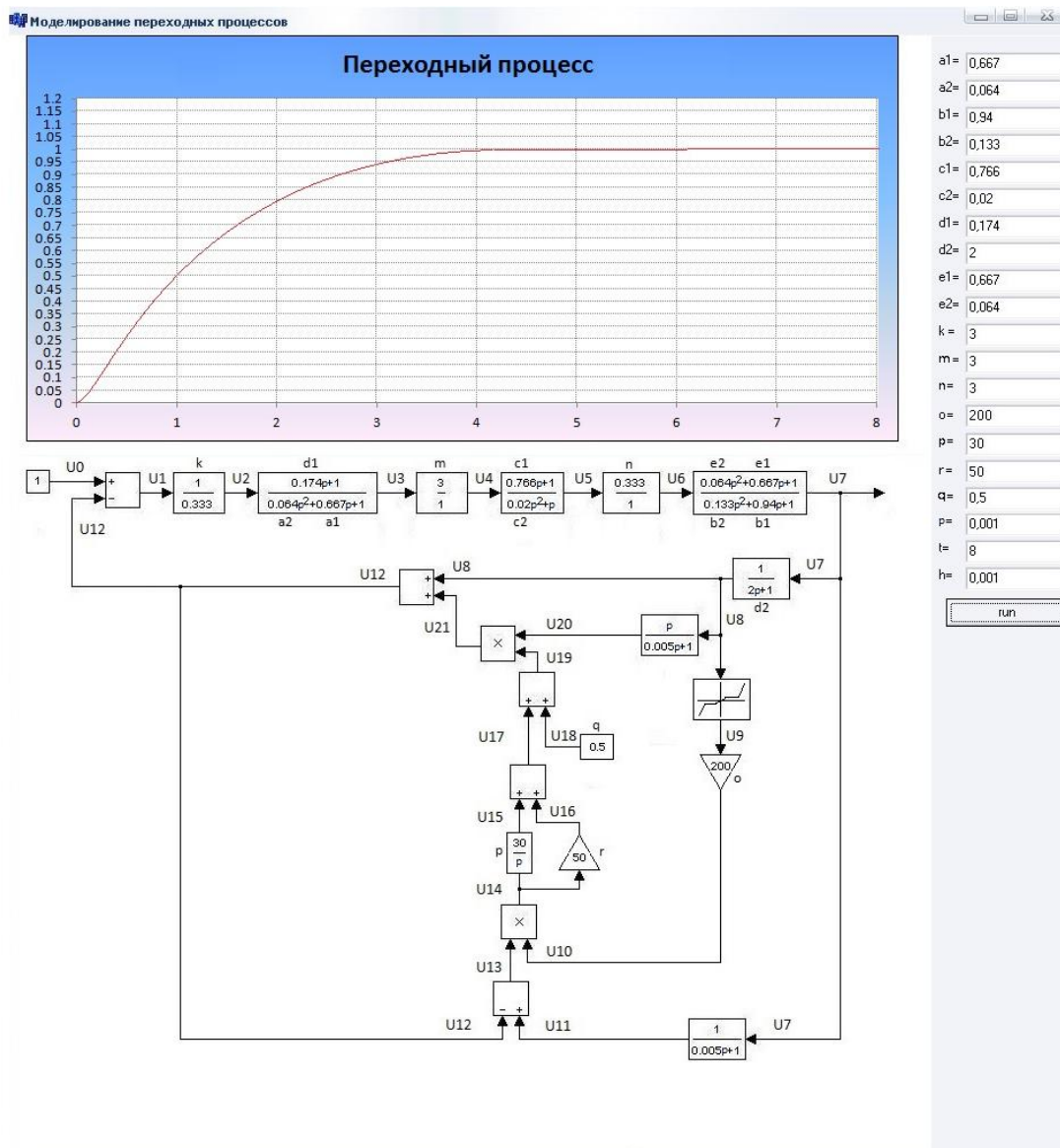


Рисунок 4.14 Основное окно работы модуля «Модель работы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД» при недокомпенсации

На рисунке 4.14 представлены результаты моделирования помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя, в которой параметры объекта управления скомпенсированы не точно (недокомпенсация).

На рисунке 4.15 представлены результаты моделирования помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя, в которой параметры объекта управления скомпенсированы точно.

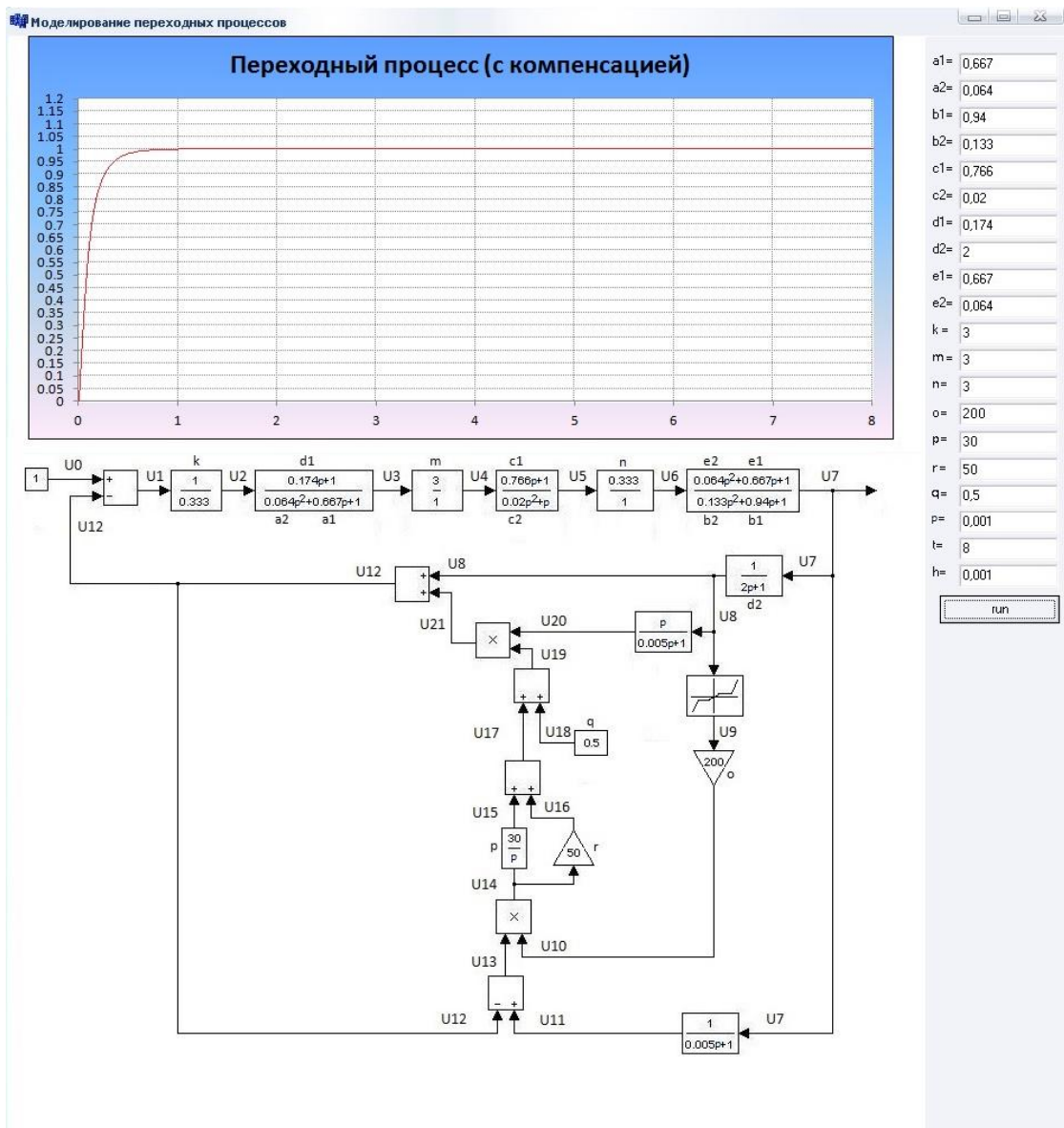


Рисунок 4.15 Основное окно работы модуля «Модель работы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД» с предложенной схемой коррекции

Программа предназначена для моделирования помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа газотурбинного двигателя и исследования переходных процессов в системе без коррекции инерционности термопары и с коррекцией погрешности эталонной моделью по косвенному расчету температуры. Позволяет проводить подбор коэффициентов

передаточных функций системы для получения оптимальных переходных процессов.

#### **4.4 Реализация предложенных алгоритмов работы СНС измерителя температуры газа ГТД в микропроцессорном исполнении**

Рассмотрим вопрос аппаратной реализации предложенных алгоритмов работы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа в ГТД на примере 32-разрядного микроконтроллера **1986VE1T** (приложение В).

Микроконтроллер предназначен для выполнения вычислительных и управляющих функций в системах авиационной техники и других современных радиоэлектронных комплексах различного назначения. Применение данного микроконтроллера в авиационной технике позволяет унифицировать бортовое радиоэлектронное оборудование, сократить сроки его разработки и заложить возможность его дальнейшей модернизации уже на этапе проектирования отдельных узлов летательных аппаратов.

Разрабатываемое микропроцессорное устройство принимает данные от датчика измерения температуры газа ГТД, затем по полученным данным осуществляет коррекцию этих данных. По результатам коррекции, скорректированная величина температуры газа ГТД поступает в ИУС ГТД и на микропроцессорный индикатор, находящийся на приборной панели самолета (глава 1, рисунок 1.18).

Назначение устройства:

- прием данных от датчика температуры;
- коррекция входных данных и вывод на приборную панель.

Так как микроконтроллер работает на своем языке программирования, а программная реализация была написана на языках высокого уровня (Си), воспользуемся специальной программой CodeMaster-ARM (приложение В).

На рисунке 4.16 показан пример для преобразования Си кода в код, который будет читаться микроконтроллером.

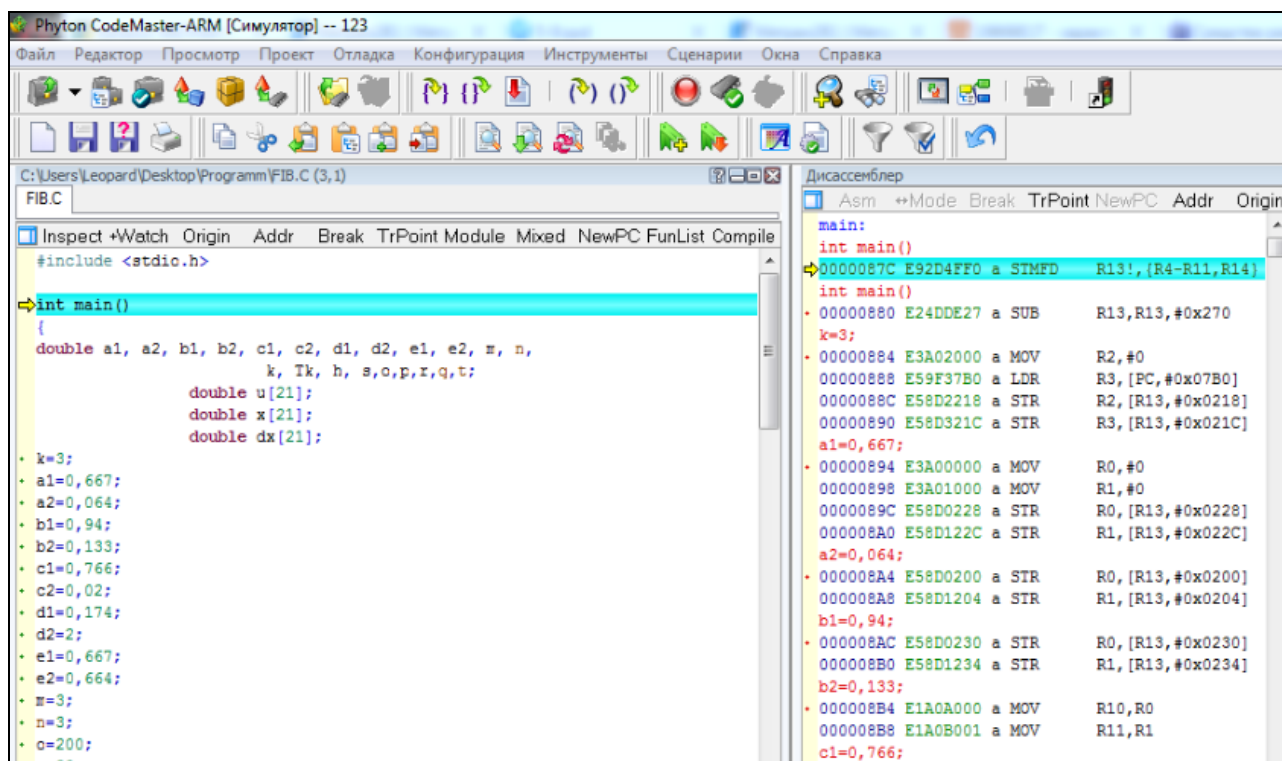


Рисунок 4.16 Преобразование кода программой CodeMaster-ARM

В результате выполнения программы исходный код преобразовался в код, написанный на ассемблере (программный код которой будет записан в МК 1986ВЕ1Т). На примере видно, сколько строчек кода на СИ соответствует строчкам кода на ассемблере. В итоге из 4 страниц кода на СИ получилось 70 страниц на ассемблере (см. приложение Б).

При программировании необходимо знать, сколько времени будет выполняться код. Время выполнения ассемблерных инструкций строго привязано к тактовой частоте микроконтроллера  $F$ , т. е. на какой частоте работает внутренний тактовый генератор. Теперь можно узнать время одного такта  $t_{CLK} = 1 / F$  (в секундах). Каждая команда выполняется строго определенное количество тактов (какое количество - зависит от команды). Например,



команды ANDI и ORI (которые часто используются при управлении входами портов) выполняются за 1 такт.

Пример расчета длительности выполнения команды ANDI:

$$F = 144 \text{ МГц}$$

$$t_{\text{CLK}} = 1/144000000 = 0,0000000069(4) \text{ сек} = 0,0069(4) \text{ мкс}$$

Время выполнения команды  $0,069 * 1 = 0,0069$  микросекунды (команда ANDI выполняется за 1 такт).

Подсчитав общее количество тактов в процесс выполнения программы МК, рассчитываем время работы программы:

$$t (\text{общее}) = 6020 * 0,0069(4) \text{ мкс} = 41,5 \text{ мкс.}$$

Время работы программы, написанной для СНС измерителя температуры газа ГТД, взятого за основу, составляет:

$$t (\text{общее}) = 5910 * 0,0069(4) \text{ мкс} = 40,8 \text{ мкс.}$$

Таким образом, добавка по времени, которая необходима для вычисления дополнительных операций в предложенной программе составляет 0,759 мкс.

Объем необходимого ПЗУ для программы МК составляет 8,4 Кбайт (программа занимает ячейки памяти начиная с 00000000 и заканчивая 00001840). Программа для МК, написанная для СНС измерителя температуры газа ГТД, взятого за основу, составляет 7,9 Кбайт. Дополнительная память ПЗУ, необходимая для предложенной программы составляет 0,5 Кбайт.

Объем необходимого ОЗУ для программы МК составляет 0,35 Кбайт (программа занимает ячейки памяти, начиная с 00000000 и заканчивая 00000025). Программа для МК, написанная для СНС измерителя температуры газа ГТД, взятого за основу, составляет 0,34 Кбайт. Дополнительная па-

мять ОЗУ, необходимая для предложенной программы, составляет 0,01 Кбайт.

#### **4.5 Результаты и выводы по четвертой главе**

Методом математического моделирования проведен анализ влияния характеристик разработанного СНС измерителя температуры газа ГТД на качество переходных процессов ИУС температуры газа ГТД. Показано высокое качество переходных процессов в сравнении с ИУС ГТД с измерителем-аналогом: для  $T_{\text{тер}} = 5$  с величина перерегулирования уменьшилась на 1%, время регулирования уменьшилось на 0,9 с, для  $T_{\text{тер}} = 1$  с величина перерегулирования уменьшилась на 0,5%, время регулирования уменьшилось на 0,2 с. Показано также, что ИУС ГТД с предложенным измерителем температуры газа обладает более высокой помехоустойчивостью, чем ИУС с измерителем-аналогом.

Получена оценка необходимых для реализации СНС измерителя температуры газа ГТД вычислительных ресурсов на примере микроконтроллера 1986ВЕ1Т: объем ПЗУ – 8,4 Кбайт, объем ОЗУ – 0,35 Кбайт, время выполнения работы программы МК – 41,5 мкс. Получено свидетельство о регистрации программ и баз данных.

#### **4.6 Практическая значимость результатов**

1. Полученные требования к точности коррекции инерционности термомпар позволяют разработчикам ИУС ГТД выполнять системные требования к динамической точности поддержания температуры газа.

2. Предложенный алгоритм работы и структура самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД повышенной помехоустойчивости,

позволяет повысить помехоустойчивость в 8-10 раз по сравнению с аналогом. Получен патент на изобретение №2601712.

3. Предложенный алгоритм работы и структура самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД с повышенной динамической точностью и с коррекцией погрешности модели температуры газа позволяет производить коррекцию погрешности модели в зависимости от режима работы двигателя (аддитивная погрешность модели в 2% корректируется и составляет 0,2 %, что практически не сказывается на качестве переходного процесса). Получен патент на изобретение №2617221.

4. Предложена структура СНС измерителя температуры газа составе ИУС ГТД, позволяющая получить высокие показатели качества переходных процессов: для  $T_{\text{тер}} = 5$  с величина перерегулирования уменьшилась на 1%, время регулирования уменьшилось на 0,9 с, для  $T_{\text{тер}} = 1$  с величина перерегулирования уменьшилась на 0,5%, время регулирования уменьшилось на 0,2 с.

5. Получена оценка необходимых для реализации СНС измерителя температуры газа вычислительных ресурсов на примере микроконтроллера 1986BE1T: объем ПЗУ – 8,4 Кбайт, объем ОЗУ – 0,35 Кбайт, время выполнения работы программы – 41,5 мкс.

#### **4.7 Внедрение результатов, полученных в работе**

1. Основные результаты работы использованы при анализе динамических характеристик ИУС турбовального газотурбинного двигателя на научно-производственном предприятии УНПП «Молния» и внедрены в процесс научно-исследовательских работ по разработке алгоритмов управления перспективных САУ авиационных ГТД.

2. Результаты работы внедрены в учебный процесс в виде методических указаний к лабораторному практикуму по дисциплине «Системы автомати-

ческого управления летательными аппаратами» в УГАТУ для специальности 24.05.06 «Системы управления летательными аппаратами». Используется программа для моделирования предложенных алгоритмов (свидетельство на программу для ЭВМ №2016618568 «Модель работы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД»).

3. Результаты диссертации использованы при выполнении гранта РФФИ «Принципы построения логико-динамических систем управления силовыми установками летательных аппаратов на основе самоорганизации и искусственного интеллекта» (14-08-00227).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертации содержится решение научной задачи повышения помехоустойчивости и динамической точности самонастраивающегося измерителя температуры газа газотурбинного двигателя в составе информационно-управляющей системы. В ходе исследования получены следующие результаты:

1) Методом математического моделирования определены требования к точности компенсации инерционности термопары в зависимости от требований к качеству процессов управления ИУС ГТД.

На основе требований к компенсатору инерционности термопары разработаны алгоритм работы и структура помехоустойчивого СНС измерителя температуры газа ГТД с повышенной динамической точностью.

Показана высокая помехоустойчивость предложенного измерителя. Дисперсия вычисленного значения температуры газа уменьшена в 8-10 раз по сравнению с аналогом.

2) Показано, что погрешность эталонной модели негативно сказывается на качестве переходных процессов в измерителе температуры газа. Предложен алгоритм работы и структура самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД, которая используется для компенсации аддитивной погрешности эталонной модели на переходных режимах работы (ошибка модели в 2% корректируется и составляет 0,2 %, что практически не сказывается на качестве переходного процесса). При этом обеспечивается требуемое качество измерения на переходных процессах для известных математических моделей термопар.

3) Методом математического моделирования проведен анализ влияния характеристик разработанного СНС измерителя температуры газа ГТД на качество переходных процессов ИУС температуры газа ГТД. Показано высокое качество переходных процессов в сравнении с ИУС ГТД с

измерителем-аналогом: для  $T_{\text{тер}} = 5$  с величина перерегулирования уменьшилась на 1%, время регулирования уменьшилось на 0,9 с, для  $T_{\text{тер}} = 1$  с величина перерегулирования уменьшилась на 0,5%, время регулирования уменьшилось на 0,2 с. Показано также, что ИУС ГТД с предложенным измерителем температуры газа обладает более высокой помехоустойчивостью, чем ИУС с измерителем-аналогом.

4) Получена оценка необходимых для реализации СНС измерителя температуры газа ГТД вычислительных ресурсов на примере микроконтроллера 1986VE1T: объем ПЗУ – 8,4 Кбайт, объем ОЗУ – 0,35 Кбайт, время выполнения работы программы МК – 41,5 мкс. Получено свидетельство о регистрации программ и баз данных.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. А.с. № 377731 СССР; М.Кл. G05b 13/02. Способ регулирования *n*-мерного объекта с одним регулирующим воздействием / Ф.А. Шаймарданов, В.И. Штоль, О.К. Полев. – № 1607488/18-24; Заявл. 21.12.70; Опубл. 17.04.73. Бюл. № 18.
2. А.с. № 1542154 РФ; МПК F02C 9/00 Система автоматического регулирования частоты вращения ротора газотурбинного двигателя / Л.М. Агалакова, В.М. Шалагинов, Л.С. Домрачева, А.Н. Головенкин. – № 4346284/06; Опубл. 10.08.2016. Бюл. № 22.
3. А.с. № 934249 СССР; МКИ G01K 3/02. Устройство для измерения средней температуры газового потока газотурбинного двигателя / А.С. Патлах, А.Р. Асадуллина, С.Ш. Исламова, Е.А. Киселев. – № 2939350/18-10; Заявл. 13.06.80; Опубл. 07.06.82. Бюл. № 21.
4. А.с. № 2509991 РФ; МПК G01K 7/42, G01K 13/02 Способ и система для корректировки сигнала измерения температуры / Джеласси Сендри. – № 2011128423/28; Заявл. 08.12.2009; Опубл. 20.03.2014. Бюл. № 8.
5. А.с. № 2327121 РФ; МПК G01K 7/02 Устройство для измерения температуры / Ю.Л. Шаповалов, Е.И. Шаповалова, С.Г. Лобанов, Ю.А. Саликов, Ю.А. Аникеев, А.С. Тимонин. – № 2005139723/28; Заявл. 20.12.2005; Опубл. 20.06.2008. Бюл. № 17.
6. А.с. № 2522838 РФ; МПК G01K 7/42, G01K 13/02 Устройство для измерения температуры газовых потоков / В.И. Смыслов, С.А. Суровикин, А.Н. Демин, Ю.А. Чайка, А.С. Карташов. – № 2012151745/28; Заявл. 03.12.2012; Опубл. 20.07.2014. Бюл. № 20.
7. А.с. № 2066854 РФ; МПК G01K 13/02. Устройство для измерения температуры газа газотурбинного двигателя / Л.Б. Уразбахтина, Т.Н. Сигачева, Э.Г. Опшин. – № 904872040/28; Заявл. 02.07.1990; Опубл. 16.12.1993.
8. А.с. № 2104495 РФ; МПК G01D 21/00. Способы измерения физической величины / Л.Б. Уразбахтина, Ю.О. Обухова. – № 94039148/28; Заявл. 17.10.1994; Опубл. 10.02.1998.
9. А.с. № 2164344 РФ; МПК G01M 15/00. Способы контроля и прогнозирования состояния газотурбинных двигателей, преимущественно двигателей с межвальными подшипниками / С.П. Зарицкий, В.Т. Дедеш, Н.А. Данковцев, О.А. Трифонова, Ю.С. Чарный, Н.С. Вершинина, Ю.И. Калинин. – № 98121374/06; Заявл. 24.11.1998; Опубл. 20.03.2001.
10. А.с. № 5220493 США; МКИ H02J 3/36. Override closed loop control of several controlled variables / Knittler Dietmar; Siemens AG. – № 793400; Заявл. 27.04.90; Опубл. 15.06.93.
11. А.с. № 2601712 РФ; МПК G01K 7/02 Помехоустойчивый самонастраивающийся измеритель температуры газа газотурбинного двигателя / В.И. Петунин, А.И. Фрид, Е.В. Распопов, И.А. Каримов, Р.Р.

- Сибатуллин. – № 2015108011; Заявл. 06.03.2015; Оpubл. 13.10.2016. Бюл. № 17.
12. А.с. №2617221 РФ; МПК G01K 7/02 Измеритель температуры газа газотурбинного двигателя / В.И. Петунин, А.И. Фрид, И.А. Каримов, Р.Р. Сибатуллин. – № 2016100710; Заявл. 11.01.2016; Оpubл. 24.04.2017. Бюл. № 17.
13. А.с. на программу для ЭВМ №2016618568 Модель работы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД / Р.Р. Сибатуллин.
14. Автоматический контроль и диагностика систем управления силовыми установками летательных аппаратов / В.И. Васильев, Ю.М. Гусев, А.И. Иванов и др. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
15. Агалакова, Л.М., Фрид, А.И., Шаймарданов Ф.А. Самонастраивающееся корректирующее устройство постоянной времени термопреобразователя // Контрольно-измерительная техника.-Львов: Изд. «Вища школа».-1983, №33.-С.93-98.
16. Агалакова, Л.М., Домрачева, Л.С., Фрид, А.И. Об одном методе идентификации динамических характеристик термодпар при испытаниях авиационных двигателей // Авиационная промышленность. Орган министерства авиационной промышленности СССР.- 1981. - № 10. -С.21-23.
17. Адаптивные системы управления газотурбинными двигателями летательных аппаратов / В.Ю. Рутковский, Б.Г. Ильясов, Ю.С. Кабальнов и др. – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 224 с.
18. Информационно-измерительные системы на основе интерферометров: монография / С. Н. Базыкин ; М-во образования и науки РФ, Федеральное гос. бюджетное образовательное учреждение высш. проф. образования "Пензенский гос. ун-т" (ПГУ). - Пенза : Изд-во ПГУ, 2014. – 129.
19. Васильев, В.И., Шаймарданов, Ф.А. Синтез многосвязных автоматических систем методом порядкового отображения. – М.: Наука, 1983. – 126 с.
20. Гольберг, Ф.Д., Гуревич, О.С. Особенности характеристик селективного устройства в гидроэлектронных САР ТРДДФ // Автоматическое регулирование двигателей летательных аппаратов: Труды № 895 / ЦИАМ – 1980, Вып. 19. – С. 103-117.
21. Гуревич, О.С., Гольберг, Ф.Д., Селиванов О.Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета / Под общ. ред. О.С.Гуревича. – М. Машиностроение, 1993. – 304 с.
22. Системы автоматического управления авиационными ГТД: Энциклопедический справочник / Под ред. О.С. Гуревича. – М.: Торус Пресс, 2011. – 208 с.
23. Добрынин, А.Н. Исследование статических характеристик САР при совместной работе регулятора и ограничителя // Автоматическое ре-



- гулирование двигателей летательных аппаратов: Сб. статей № 59 / ЦИАМ – 1967.
24. Добрынин, А.Н. Устройства, обеспечивающие исключение совместной работы нескольких регуляторов в гидромеханических системах ТРД // Автоматическое регулирование двигателей летательных аппаратов: Труды № 519 / ЦИАМ – 1972, Вып. 13. – С. 106-125.
  25. Добрянский, Г.В., Мартыанова Г.С. Динамика авиационных ГТД. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
  26. Домрачева, Л.С. Синтез систем измерения нестационарных температур газовых потоков. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.
  27. Ефанов, В.Н. Научные проблемы создания интегрированной цифровой САУ ТВВД для АН-70 // Мир авионики, 1998, № 2. – С. 52-55.
  28. Ефанов, В.Н., Ефанова, Т.С., Крымский, В.Г. Электронные системы автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов. – УФА: УАИ, 1986. – 82 с.
  29. Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей / В.Г. Августинovich, В.А. Акиндинов, Б.В. Боев и др. Под ред. В.Т. Дедеша. – М.: Машиностроение, 1984. – 200 с.
  30. Интегральные системы автоматического управления силовыми установками самолетов / Под ред. А.А. Шевякова. – М.: Машиностроение, 1983. – 283 с.
  31. Кудрявцев, А.В., Петунин, В.И., Шаймарданов, Ф.А. О повышении динамической точности определения температуры газов за турбиной газотурбинного двигателя // Методы и средства машинной диагностики газотурбинных двигателей и их элементов: Тез. докл. Всесоюз. науч. конф. Том 2. – Харьков, 1980. – С. 50-51.
  32. Кудрявцев, А. В., Шаймарданов, Ф. А., Фрид, А. И. Самонастраивающееся устройство для измерения быстроизменяющихся температур: авт. свид. СССР № 1122904.
  33. Крюков, В.В. Информационно-измерительные системы учеб. пособие. - Владивосток: ВГУЭС, 2000.- 93 с.
  34. Методика анализа качества переходных процессов, устойчивости и помехозащищенности САУ изделия 27 на режимах совместной работы каналов: Отчет / УНПП «Молния»; Инв. № 30-98-240. – 1998. – 30с.; Петунин В.И., разд. 1-7.
  35. Методы оптимизации испытаний и моделирования систем управления газотурбинными двигателями / В.Т. Дедеш, В.М. Герман, В.Г. Августинovich и др.; Под общ. ред. В.Т. Дедеша. – М.: Машиностроение, 1990. – 160 с.
  36. Многоуровневое управление динамическими объектами / В.И. Васильев, Ю.М. Гусев, В.Н. Ефанов и др. – М.: Наука, 1987. – 309 с.
  37. Морозовский, В.Т. Многосвязные системы автоматического управления. – М.: Энергия, 1970. – 288 с.
  38. Лялин, В.Е., Краснов, А.Н. Дистанционное измерение давления и температуры в скважине одним датчиком по четырехпроводной ли-

- нии связи // Вестник ИжГТУ им. М.Т. Калашникова. 2016. Т. 19. № 2. С. 83-86.
39. Оптимизация многомерных систем управления газотурбинных двигателей летательных аппаратов / А.А. Шевяков, Т.С. Мартьянова, В.Ю. Рутковский и др. Под общ. ред. А.А. Шевякова и Т.С. Мартьяновой. – М.: Машиностроение, 1989. – 256 с.
40. Основы теории многосвязных систем автоматического управления летательными аппаратами / С.Ф. Бабак, В.И. Васильев, Б.Г. Ильясов и др. Под ред М.Н. Красильщикова. – М.: Изд-во МАИ, 1995. – 288 с.
41. Петунин, В.И., Фрид, А.И., Шаймарданов, Ф.А. Выбор структуры основного контура самонастраивающейся системы управления газотурбинного двигателя // Электроника и автоматика: Межвуз. науч. сб. № 2. – Уфа: УАИ, 1977. – С. 107-112.
42. Петунин, В.И. Об одном методе структурных преобразований систем управления с идеальным алгебраическим селектором // Управление сложными техническими системами: Межвуз. науч. сб. № 2. – Уфа: УАИ, 1978. – С. 67-72.
43. Петунин, В.И., Фрид, А.И., Шаймарданов, Ф.А. О структурном преобразовании многосвязных систем управления с селектором. // Электронные системы управления и контроля летательных аппаратов: Межвуз. науч. сб. № 3. – Уфа: УАИ, 1978. – С. 52-55.
44. Петунин, В.И., Фрид, А.И., Шаймарданов, Ф.А. Об устойчивости одного класса систем автоматического управления с селектором для газотурбинных двигателей // Автоматизация технологических процессов и промышленных установок: Тез. докл. третьей обл. науч. конф. – Пермь, 1978. – С. 74.
45. Петунин, В.И. Исследование самонастраивающейся САР температуры газов ГТД: Методические указания к лабораторной работе по курсу «Системы автоматического управления летательными аппаратами и их силовыми установками». – Уфа: УАИ, 1988. – 24 с.
46. Петунин, В.И., Фрид, А.И., Шаймарданов, Ф.А. Об устойчивости и помехозащищенности САУ с селекторами // Управление многосвязными системами: Тез. докл. VI Всесоюз. совещ. – Москва, 1990. – С. 112-113.
47. Петунин, В.И. О качестве процессов управления в САУ с селекторами // Новые направления в теории систем с обратной связью: Тез. докл. I Совещ. – Москва, 1993. – С. 160.
48. Петунин, В.И. Определение температуры газа ГТД с помощью косвенных измерений // Изв. вузов. Авиационная техника. 2008. № 1. – С. 51-55.
49. Петунин, В.И., Фрид, А.И., Шаймарданов, Ф.А. К вопросу о статической точности САУ с селекторами при действии помех // Технология механообработки: физика процессов и оптимальное управление: Тез. докл. международной конф., посвященной 75-летию со дня рождения А.Д.Макарова. Часть I. – Уфа, 1994. – С. 113.

50. Петунин, В.И. Особенности синтеза САУ с селекторами // Аналитическая механика, устойчивость и управление движением: Тез. докл. Второго Всероссийского Ахметгалеевского семинара. – Казань, 1995. – С. 28.
51. Петунин, В.И, Сибагатуллин, Р.Р., Фрид, А.И. Анализ качества систем автоматического управления с селектором каналов управления // Системы управления и информационные технологии, Москва- Воронеж, Том 2(52), 2013, с. 4-8.
52. Петунин, В.И, Сибагатуллин, Р.Р., Фрид, А.И. Разработка требований к точности компенсации инерционности термопары в контуре регулирования температуры газа САУ ГТД с селектором // Авиационные приборы и измерительно-вычислительная техника, Казань, 2015 №1 (58), с. 56-60.
53. Петунин, В.И, Сибагатуллин, Р.Р., Фрид, А.И. Помехоустойчивый самонастраивающийся измеритель температуры газа ГТД // Вестник УГАТУ, Уфа, 2015 Т. 19, №1 (67), с. 147-155.
54. Петунин, В.И, Сибагатуллин, Р.Р., Фрид, А.И. Измеритель температуры газа ГТД с компенсацией погрешности модели температуры газа // Вестник УГАТУ, Уфа, 2017 Т. 21, №4 (75), с. 1-8.
55. Петунин, В.И, Сибагатуллин, Р.Р., Фрид, А.И. Канал ограничения температуры газа САУ ГТД на основе самонастраивающегося измерителя // Сборник трудов кафедры ВТ и ЗИ, Уфа, 2015, с. 25-37.
56. Петунин, В.И, Сибагатуллин, Р.Р., Фрид, А.И. Повышение динамической точности измерения температуры газа ГТД с использованием самонастраивающегося измерителя температуры // Жуковский-Уфа, Под общей редакцией С.С. Валеева, А.Д. Кулакова, И.А. Копылова. 2016, с. 187-191.
57. Подкучаев, В. А. Теория автоматического управления (аналитические методы): учебник для вузов. М.:, 2011. 392 с.
58. Принципы построения и проектирования самонастраивающихся систем управления / Б.Н. Петров, В.Ю. Рутковский, И.Н. Крутова и др. – М.: Машиностроение, 1972. – 260 с.
59. Распопов, Е.В., Каримов, И.А. Система автоматического управления силовой установки самолета АН-70 // Мир авионики, 1998, № 3. – С. 31-35.
60. Свидетельство № 2416 на полезную модель; МПК F02C 9/28. Система автоматического регулирования газотурбинного двигателя / В.И. Петунин, А.И. Фрид, В.В. Васильев, Ф.А. Шаймарданов. – № 95108046; Заявл. 18.05.95; Оpubл. 16.07.96. Бюл. № 7.
61. Свидетельство № 3008 на полезную модель; МПК F02C 9/28. Система автоматического регулирования газотурбинного двигателя / В.И. Петунин, А.И. Фрид, Р.Р. Зарипов, Ф.А. Шаймарданов. – № 95110175; Заявл. 15.06.95; Оpubл. 16.10.96. Бюл. № 10.
62. Сергеев, А.В. Перспективные бортовые средства сбора и обработки информации // Сбор, обработка и анализ и практическое использова-

- ние полетной информации: Всесоюзная научная конференция. –К. – 1981. –11с.
- 63.Сibaгатуллин, Р.Р., Сборник трудов VII Всероссийской молодежной научной конференции «Мавлютовские чтения». 20-22 октября 2013 г. Уфа: УГАТУ. Т. 2. С. - Анализ влияния погрешностей измерителя температуры газа на качество селективного управления каналов управления.
- 64.Сibaгатуллин, Р.Р., Сборник трудов VIII Всероссийской молодежной научной конференции «Мавлютовские чтения». 21-23 октября 2014 г. Уфа: УГАТУ. Т. 2. С. - Анализ влияния погрешностей компенсации инерционности термопары на качество селективного управления в системах автоматического управления газотурбинного двигателя.
65. Сibaгатуллин, Р.Р., Сборник трудов IX Всероссийской молодежной научной конференции «Мавлютовские чтения». 22-25 октября 2015 г. Уфа: УГАТУ. Т. 2. С. - Анализ измерителей температуры газа ГТД.
- 66.Сibaгатуллин, Р.Р., Сборник трудов X Всероссийской молодежной научной конференции «Мавлютовские чтения». 22-25 октября 2016 г. Уфа: УГАТУ. Т. 2. С. - Измеритель температуры газа ГТД с компенсацией погрешности модели температуры газа.
- 67.Сibaгатуллин, Р.Р., Фрид А.И. Обзор измерителей температуры газа САУ ГТД // Тезисы докладов с недели науки 2013, УГАТУ, Уфа, 2013 №10,с. 15-16.
- 68.Сibaгатуллин, Р.Р., Фрид А.И. Требования к компенсатору инерционности термопары // Тезисы докладов «Недели науки» 2014, УГАТУ, Уфа, 2014 №13, с. 35-36.
- 69.Сibaгатуллин, Р.Р., Коррекция погрешности модели температуры газа в самонастраивающемся измерителе температуры газа газотурбинного двигателя // Тезисы докладов со всероссийской научно-технической конференции молодых ученых и специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении». 26-28 мая 2015 г. Москва, Электронная версия статьи.
- 70.Сibaгатуллин, Р.Р., Фрид А.И. Самонастраивающийся измеритель температуры газа ГТД // Жуковский-Москва, 2015 №15, с. 35-36.
- 71.Сibaгатуллин, Р.Р., Оценка качества работы канала ограничения температуры газа САУ ГТД с использованием самонастраивающегося измерителя температуры газа, // Молодежный Вестник УГАТУ, Уфа, 2015 №1(13), с. 61-66.
- 72.Синяков, А.Н., Шаймарданов, Ф.А. Системы автоматического управления ЛА и их силовыми установками: Учебник для студентов высших технических учебных заведений. – М.: Машиностроение, 1991. – 320 с.
- 73.Сibaгатуллин, Р.Р. Информационно-управляющая система температуры газа газотурбинного двигателя на основе самонастраивающегося измерителя с коррекцией погрешности модели температуры газа// Системы управления и информационные технологии, Воронеж, №1(75), 2019. – с. 64-66

- 74.Соболев, О.С. Однотипные связанные системы регулирования. – М.: Энергия, 1973. – 136 с.
- 75.Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов / Под ред. А.А. Шевякова. – М.: Машиностроение, 1976. – 344 с.
- 76.Управление динамическими системами в условиях неопределенности / С.Т. Кусимов, Б.Г. Ильясов, В.И. Васильев и др. – М.: Наука, 1998, – 452 с.
- 77.Крюков, В.В. Информационно-измерительные системы учеб. пособие. - Владивосток: ВГУЭС, 2000.- 93 с.
- 78.Черкасов, Б.А. Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1988. – 360 с.
- 79.Шаймарданов, Ф.А. Синтез систем автоматического регулирования авиационных двигателей. – Уфа: УАИ, 1974. – 144 с.
- 80.Шаймарданов, Ф.А., Фрид, А.И., Петунин, В.И. Системы автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов. – Уфа: УАИ, 1976. – 100 с.
- 81.Шевяков, А.А. Автоматика авиационных и ракетных силовых установок. – М.: Машиностроение, 1970. – 660 с.
- 82.Штода, А.В., Морозов, Ф.Н. Шиуков, А.Г. Системы управления и регулирования авиационных двигателей / Под ред. А.В. Штоды. – М.: ВВИА им. Н.Е.Жуковского, 1977. – 267 с.
- 83.Шукшунов, В. Е. Корректирующие звенья в устройствах измерения нестационарных температур. М.: Энергия, 1970.
- 84.Янушевский, Р.Т. Теория линейных оптимальных многосвязных систем управления. – М.: Наука, 1973. – 464 с.
- 85.Common, C., Raymond, R., Arnett, R. Propulsion Control System designs for advanced Navy multimission aircraft. – AIAA 90-2403.
- 86.Kaizuka, H. «Multivariable servo system design method using structural features of controlled systems». Int. J. control, 1989, vol. 49, no. 4, pp. 1409-1419.
- 87.Lutz, W.J., Hakimi, S.L. «Design of Multi-Input Multi-Output Systems with Minimum Sensitivity». IEEE Transaction on circuits and systems., 1988, vol. 35, no. 9, pp. 1114-1122.
- 88.Petunin, V.I.,Sibagatullin, R.R.,Frid, A.I. Development of requirements for accuracy of inertia compensation in gas turbine engine control systems with a channel selector //Russian Aeronautics, New York,2015 №1 (58), 71-77 с.
- 89.Polley, J.A. Adibhatla, Sh. and Hofiman, J. Multivariable turbofan engine control for full flight envelope operation. ASME 88-GT-6.
- 90.Skira, C. Agnello, M. Aircraft Propusion Control Systems for the Next Century. – AIAA 90-2034.
- 91.Wittenmark, B., Middleton, R.H. and Goodwin, G.C. «Adaptive decoupling of multivariable systems». Int. J. Control, 1987, vol. 46, no. 6, pp. 1993-2009.

92. A.I. Frid, V.I. Petunin, R.R. Sibagatullin Experimental analysis of Automatic Control Systems Quality Indicators with Channel Selector Control – Workshop on computer science and information technologies (CSIT '2013), Budapest, Bratislava, Vienna, 2013, p 180-184
93. A.I. Frid, V.I. Petunin, R.R. Sibagatullin Influence of Thermocouple Inertial Error Compensation on Selecting Quality in Gas Turbine Engines Control Systems – Workshop on computer science and information technologies (CSIT '2014), Sheffield, England, 2014, p 211-215
94. A.I. Frid, V.I. Petunin, R.R. Sibagatullin Adaptive gas turbine engine temperature measuring instrument with model error correction – Workshop on computer science and information technologies (CSIT '2015), Rome, Italy, 2015, p 180-184

### Электронные ресурсы:

95. [Электронный ресурс] / <http://lectmania.ru>
96. [Электронный ресурс] / <https://ru.wikipedia.org/wiki/Термопара>
97. [Электронный ресурс] / <http://www.eti.su>
98. [Электронный ресурс] / <http://avia.pro>
99. [Электронный ресурс] / <http://mtn.nt-rt.ru>
100. [Электронный ресурс] Фадеев, М. А. Элементарная обработка результатов экспериментов. ННГУ, 2010. [http://www.unn.ru/books/met\\_files/ElemTreat.pdf](http://www.unn.ru/books/met_files/ElemTreat.pdf)
101. [Электронный ресурс] / Thin film platinum–palladium thermocouples for gas turbine engine applications. <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0040609013008912>
102. [Электронный ресурс] / Thin-film thermocouples and strain-gauge technologies for engine applications. <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S092442479701683>
103. [Электронный ресурс] / Turbine blade metal temperature measurement with a sputtered thin film chromel-alumel thermocouple. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19760007036.pdf>
104. [Электронный ресурс] / Applications of Thin Film Thermocouples for Surface Temperature Measurement. <https://www.grc.nasa.gov/www/sensors/PhySen/docs/TM-106714.pdf>

## Приложение А

Листинг программы «Модель работы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД» на языке СИ

### maindialog.cpp

```
#include <vcl.h>
#pragma hdrstop

#include "maindialog.h"
#include "calculator_unit.h"

//-----
#pragma package(smart_init)
#pragma resource "*.dfm"
Tmainform *mainform;

//-----
__fastcall Tmainform::Tmainform(TComponent* Owner)
    : TForm(Owner)
{
}

//-----
void __fastcall Tmainform::Button1Click(TObject *Sender)
{
    cCalculator calc;
    calc.null();
    calc.a1 = StrToFloat(a1_Edit->Text);
    calc.a2 = StrToFloat(a2_Edit->Text);
    calc.b1 = StrToFloat(b1_Edit->Text);
    calc.b2 = StrToFloat(b2_Edit->Text);
    calc.c1 = StrToFloat(c1_Edit->Text);
    calc.c2 = StrToFloat(c2_Edit->Text);
    calc.d1 = StrToFloat(d1_Edit->Text);
    calc.d2 = StrToFloat(d2_Edit->Text);
    calc.e1 = StrToFloat(e1_Edit->Text);
    calc.e2 = StrToFloat(e2_Edit->Text);
    calc.k = StrToFloat(k_Edit->Text);
    calc.m = StrToFloat(m_Edit->Text);
    calc.n = StrToFloat(n_Edit->Text);
    calc.o = StrToFloat(o_Edit->Text);
    calc.p = StrToFloat(p_Edit->Text);
    calc.r = StrToFloat(r_Edit->Text);
    calc.q = StrToFloat(q_Edit->Text);
    calc.s = StrToFloat(s_Edit->Text);
    calc.h = StrToFloat(h_Edit->Text);
    calc.u[0] = 1;

    float t_end = StrToFloat(t_Edit->Text);
```

```

Line->Clear();
for(float t = 0; t <= t_end; t = t+calc.h)
{
    calc.Iteration();
    Line->AddXY(t, calc.u[7], "", clRed);
}
}

```

//-----

### **calculator\_unit.cpp**

```
#pragma hdrstop
```

```
#include "calculator_unit.h"
```

```
#include <math.h>
```

```
void cCalculator::Iteration()
```

```
{
//x[i]-первая производная du/dt
//dx[i]-вторая производная d^2 u/dt^2
```

```
//U1
u[1]=u[0]-u[12];
```

```
//U2
u[2]=k*u[1];
x[2]=-k*x[12];
```

```
// U3
dx[3]=(d1 / a2) * x[2] + (1/a2)*u[2] - (a1/a2)*x[3] - (1/a2)*u[3];
x[3]=x[3]+dx[3]*h;
u[3]=u[3]+x[3]*h;
```

```
// U4
u[4]=m*u[3];
x[4]=m*x[3];
```

```
// U5
dx[5]=(c1/c2)*x[4] +(1/c2)*u[4]-(1/c2)*x[5];
x[5]=x[5]+dx[5]*h;
u[5]=u[5]+x[5]*h;
```

```
// U6
u[6]=u[5]/n;
x[6]=x[5]/n;
dx[6]=dx[5]/n;
```

```
// U7
dx[7]=(e2/b2)*dx[6]+(e1/b2)*x[6]+(1/b2)*u[6]-(b1/b2)*x[7]-(1/b2)*u[7];
```



```

x[7]=x[7]+dx[7]*h;
u[7]=u[7]+x[7]*h;

// U8
x[8]=(u[7]-u[8])/d2;
u[8]=u[8]+x[8]*h;

// U9
If u[8]>0.005 then
    x[9]= x[8];
    u[9]=u[8];
else
    x[9]= 0;
    u[9]=0;

// U10
u[10]=u[9]*o;
x[10]=x[9]*o;

// U11
x[11]=(u[7]-u[11])/0.005;
u[11]=u[11]+x[11]*h;

// U13
u[13]=u[11]-u[12];
x[13]=x[11]-x[12];

// U14
u[14]=u[10]*u[13];
x[14]=x[10]*x[13];

// U15
u[15]=u[14]*p
x[15]=x[14]*p;

// U16
u[16]=u[14]*r
x[16]=u[14]*r;

// U17
u[17]=u[15]+u[16];
x[17]=x[15]+x[16];

// U18
u[18]=0.5;
x[18]= 0.5;

// U19
u[19]=u[17]+u[18];
x[19]=x[17]+x[18];

// U21

```

```
u[21]=u[19]*u[20];
x[21]=x[19]*x[20];
```

```
// U12
u[12]=u[8]+u[21];
x[12]=x[8]+x[21];
```

```
}
```

```
void cCalculator::null()
{
    for(int i = 0; i < 22; i ++)
    {
        u[i] = 0;
    }
}
```

```
//-----
#pragma package(smart_init)
```

### **calculator\_unit.h**

```
#ifndef calculator_unitH
#define calculator_unitH
```

```
//-----
class cCalculator
{
    public:
        double a1, a2, b1, b2, c1, c2, d1, d2, e1, e2, k, m, n, o, p, r, q, s, h;
        double u[22];
        double x[22];
        double dx[22];
        void Iteration();
        void null();
};
#endif
```

## Приложение Б

Листинг программы «Модель работы помехоустойчивого самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД» на ассемблере  
(показана часть кода команд - 5 страниц, полный код занимает 70 страниц)

CodeMaster-ARM Disassembly Sep 8, 2018 23:46:59

?start:

```
00000000 E59FF018 a LDR    PC,[PC,#0x0018]
00000004 E59FF018 a LDR    PC,[PC,#0x0018]
00000008 E59FF018 a LDR    PC,[PC,#0x0018]
0000000C E59FF018 a LDR    PC,[PC,#0x0018]
00000010 E59FF018 a LDR    PC,[PC,#0x0018]
```

errno:

```
00000014 00000001 a ANDEQ  R0,R0,R1
00000018 E59FF018 a LDR    PC,[PC,#0x0018]
0000001C E59FF018 a LDR    PC,[PC,#0x0018]
00000020 00000098 a MULEQ  R0,R8,R0
00000024 00000874 a ANDEQ  R0,R0,R4, ROR R8
00000028 00000870 a ANDEQ  R0,R0,R0, ROR R8
0000002C 0000086C a ANDEQ  R0,R0,R12, ROR #16
00000030 00000860 a ANDEQ  R0,R0,R0, ROR #16
00000034 00000000 a ANDEQ  R0,R0,R0
00000038 00000868 a ANDEQ  R0,R0,R8, ROR #16
0000003C 00000864 a ANDEQ  R0,R0,R4, ROR #16
```

\_\_low\_level\_init:

```
00000040 E12FFF1E a BX    LR
??FDADD??A:
00000044 E59FC000 a LDR    R12,[PC]
00000048 E12FFF1C a BX    R12
0000004C 00000229 a ANDEQ  R0,R0,R9, LSR #4
??FDCMP??A:
00000050 E59FC000 a LDR    R12,[PC]
00000054 E12FFF1C a BX    R12
00000058 000001BD a STREQH R0,[R0],-R13
??FDDIV??A:
0000005C E59FC000 a LDR    R12,[PC]
00000060 E12FFF1C a BX    R12
00000064 00000685 a ANDEQ  R0,R0,R5, LSL #13
??FDMUL??A:
00000068 E59FC000 a LDR    R12,[PC]
0000006C E12FFF1C a BX    R12
00000070 000005C1 a ANDEQ  R0,R0,R1, ASR #11
??FDNEG??A:
00000074 E59FC000 a LDR    R12,[PC]
00000078 E12FFF1C a BX    R12
0000007C 000007B5 a STREQH R0,[R0],-R5
??FDSUB??A:
00000080 E59FC000 a LDR    R12,[PC]
```

```

00000084 E12FFF1C a BX    R12
00000088 0000052B a ANDEQ  R0,R0,R11, LSR #10
??FDTRUNC??A:
0000008C E59FC000 a LDR    R12,[PC]
00000090 E12FFF1C a BX    R12
00000094 000007BD a STREQH  R0,[R0],-R13
??STARTUP:
00000098 E59F0060 a LDR    R0,[PC,#0x0060]
0000009C E321F0DB a MSR    CPSR_c,#0xDB
000000A0 E2800004 a ADD    R0,R0,#4
000000A4 E1A0D000 a MOV    R13,R0
000000A8 E321F0D7 a MSR    CPSR_c,#0xD7
000000AC E2800004 a ADD    R0,R0,#4
000000B0 E1A0D000 a MOV    R13,R0
000000B4 E321F0D1 a MSR    CPSR_c,#0xD1
000000B8 E2800004 a ADD    R0,R0,#4
000000BC E1A0D000 a MOV    R13,R0
000000C0 E321F0D2 a MSR    CPSR_c,#0xD2
000000C4 E2800030 a ADD    R0,R0,#0x30
000000C8 E1A0D000 a MOV    R13,R0
000000CC E321F0D3 a MSR    CPSR_c,#0xD3
000000D0 E2800004 a ADD    R0,R0,#4
000000D4 E1A0D000 a MOV    R13,R0
000000D8 E321F0DF a MSR    CPSR_c,#0xDF
000000DC E59F0020 a LDR    R0,[PC,#0x0020]
000000E0 E2800001 a ADD    R0,R0,#1
000000E4 E3C0D0FF a BIC    R13,R0,#0xFF
000000E8 E321F010 a MSR    CPSR_c,#0x10
000000EC EBFFFFFFD3 a BL    __low_level_init
000000F0 EB000006 a BL    __CSTARTUP
000000F4 E59F000C a LDR    R0,[PC,#0x000C]
000000F8 E59FE00C a LDR    LR,[PC,#0x000C]
000000FC E12FFF10 a BX    R0
00000100 00001060 a ANDEQ  R1,R0,R0
00000104 0000145F a ANDEQ  R1,R0,PC, ASR R4
00000108 0000087C a ANDEQ  R0,R0,R12, ROR R8
0000010C 000001B9 a STREQH  R0,[R0],-R9
__CSTARTUP:
00000110 E59F0084 a LDR    R0,[PC,#0x0084]
00000114 E59F1084 a LDR    R1,[PC,#0x0084]
00000118 E2811001 a ADD    R1,R1,#1
0000011C EA000005 a B      0x00000138
00000120 E8B0001C a LDMIA  R0!,{R2-R4}
00000124 E2833001 a ADD    R3,R3,#1
00000128 E4D45001 a LDRB   R5,[R4],#1
0000012C E4C25001 a STRB   R5,[R2],#1
00000130 E1320003 a TEQ    R2,R3
00000134 1AFFFFF7 a BNE    0x00000128
00000138 E1300001 a TEQ    R0,R1
0000013C 1AFFFFF7 a BNE    0x00000120
00000140 E59F005C a LDR    R0,[PC,#0x005C]
00000144 E59F105C a LDR    R1,[PC,#0x005C]

```

```

00000148 E2811001 a ADD    R1,R1,#1
0000014C E3A04000 a MOV    R4,#0
00000150 EA000004 a B      0x00000168
00000154 E8B0000C a LDMIA  R0!,{R2,R3}
00000158 E2833001 a ADD    R3,R3,#1
0000015C E4C24001 a STRB   R4,[R2],#1
00000160 E1320003 a TEQ    R2,R3
00000164 1AFFFFFC a BNE    0x0000015C
00000168 E1300001 a TEQ    R0,R1
0000016C 1AFFFFF8 a BNE    0x00000154
00000170 E59F4034 a LDR    R4,[PC,#0x0034]
.
.
.
000015EC A80AE006 a STMGEDA R10,{R1,R2,R13-R15}
000015F0 38307800 a LDMCCDA R0!,{R11-R14}
000015F4 F913F7FF a LDM??DB R3,{R0-R10,R12-R15}
000015F8 91039002 a Undefine
000015FC 99039802 a STMLSDB R3,{R1,R11,R12,R15}
00001600 4B1C2200 a BLMI   0x00709E08
00001604 FDFEF7FE a LDC??L p7,c15,[LR,#254]!
00001608 7827DD1D a STMVCDA R7!,{R0,R2-R4,R8,R10-R12,R14,R15}
0000160C D1002F2E a Undefine
00001610 78271E64 a STMVCDA R7!,{R2,R5,R6,R9-R12}
00001614 70271C7F a EORVC  R1,R7,PC, ROR R12
00001618 0E3F063F a MRCEQ  p6,1,R0,c15,c15,1
0000161C DB222F3A a BLLE   0x0088D30C
00001620 70222230 a EORVC  R2,R2,R0, LSR R2
00001624 D10C42AC a Undefine
00001628 D0052E00 a ANDLE  R2,R5,R0, LSL #28
0000162C 70222231 a EORVC  R2,R2,R1, LSR R2
00001630 1C646834 a STCNEL p8,c6,[R4],#-52
00001634 E0166034 a ANDS   R6,R6,R4, LSR R0
00001638 22311E64 a EORCSS R1,R1,#0x640
0000163C 1E6D7022 a CDPNE  p0,6,c7,c13,c2,1
00001640 1E64E011 a MCRNE  p0,3,LR,c4,c1,0
00001644 783EE7E1 a LDMVCDA LR!,{R0,R5-R10,R13-R15}
00001648 D10C2E2D a Undefine
0000164C 2E2E7826 a CDPCS  p8,2,c7,c14,c6,1
00001650 1E64D100 a CDPNE  p1,6,c13,c4,c0,0
00001654 2E307826 a CDPCS  p8,3,c7,c0,c6,1
00001658 42ACD105 a ADCMI  R13,R12,#0x40000001
0000165C 2200D101 a ANDCS  R13,R0,#0x40000000
00001660 1E64703A a MCRNE  p0,3,R7,c4,c10,1
00001664 1C28E7F2 a STCNE  p7,c14,[R8],#-242
00001668 BCF0B004 a LDCLTL p0,c11,[R0],#4
0000166C 4718BC08 a LDRMI  R11,[R8,-R8, LSL #24]
00001670 40240000 a EORMI  R0,R4,R0
00001674 40100000 a ANDMIS R0,R0,R0
00001678 80808000 a ADDHI  R8,R0,R0
0000167C 80808080 a ADDHI  R8,R0,R0, LSL #1
00001680 40408080 a SUBMI  R8,R0,R0, LSL #1

```

```

00001684 80404040 a SUBHI R4,R0,R0
00001688 80808080 a ADDHI R8,R0,R0, LSL #1
0000168C 80808080 a ADDHI R8,R0,R0, LSL #1
00001690 80808080 a ADDHI R8,R0,R0, LSL #1
00001694 80808080 a ADDHI R8,R0,R0, LSL #1
00001698 08080480 a STMEQDA R8,{R7,R10}
0000169C 08080808 a STMEQDA R8,{R3,R11}
000016A0 08080808 a STMEQDA R8,{R3,R11}
000016A4 08080808 a STMEQDA R8,{R3,R11}
000016A8 21212108 a Undefined
000016AC 21212121 a Undefined
000016B0 08212121 a STMEQDA R1!,{R0,R5,R8,R13}
000016B4 08080808 a STMEQDA R8,{R3,R11}
000016B8 03030808 a Undefined
000016BC 03030303 a Undefined
000016C0 02020202 a ANDEQ R0,R2,#0x20000000
000016C4 02020202 a ANDEQ R0,R2,#0x20000000
000016C8 02020202 a ANDEQ R0,R2,#0x20000000
000016CC 02020202 a ANDEQ R0,R2,#0x20000000
000016D0 02020202 a ANDEQ R0,R2,#0x20000000
000016D4 08080808 a STMEQDA R8,{R3,R11}
000016D8 11110808 a TSTNE R1,R8, LSL #16
000016DC 11111111 a TSTNE R1,R1, LSL R1
000016E0 10101010 a ANDNES R1,R0,R0, LSL R0
000016E4 10101010 a ANDNES R1,R0,R0, LSL R0
000016E8 10101010 a ANDNES R1,R0,R0, LSL R0
000016EC 10101010 a ANDNES R1,R0,R0, LSL R0
000016F0 10101010 a ANDNES R1,R0,R0, LSL R0
000016F4 08080808 a STMEQDA R8,{R3,R11}
000016F8 00000080 a ANDEQ R0,R0,R0, LSL #1
000016FC 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001700 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001704 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001708 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
0000170C 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001710 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001714 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001718 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
0000171C 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001720 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001724 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001728 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
0000172C 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001730 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001734 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001738 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
0000173C 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001740 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001744 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001748 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
0000174C 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001750 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0

```

```

00001754 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001758 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
0000175C 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001760 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001764 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001768 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
0000176C 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001770 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001774 00000000 a ANDEQ R0,R0,R0
00001778 414E0000 a Undefined
0000177C 492B004E a STMMIDB R11!,{R1-R3,R6}
00001780 2D00464E a STCCS p6,c4,[R0,#-78]
00001784 00464E49 a SUBEQ R4,R6,R9, ASR #28
00001788 6C756E28 a LDCVSL p14,c6,[R5],#-40
0000178C 0000296C a ANDEQ R2,R0,R12, ROR #18
00001790 00001D4C a ANDEQ R1,R0,R12, ASR #26
00001794 00001EB7 a STREQH R1,[R0],-R7
00001798 00001C48 a ANDEQ R1,R0,R8, ASR #24
0000179C 00001D48 a ANDEQ R1,R0,R8, ASR #26
000017A0 00001678 a ANDEQ R1,R0,R8, ROR R6
000017A4 46C04778 a Undefined
000017A8 E92D4030 a STMFD R13!,{R4,R5,R14}
000017AC E1A04000 a MOV R4,R0
000017B0 E3540003 a CMP R4,#3
000017B4 B3A00001 a MOVLT R0,#1
000017B8 BA000005 a BLT 0x000017D4
000017BC E2440001 a SUB R0,R4,#1
000017C0 EBFFFFFF8 a BL 0x000017A8
000017C4 E1A05000 a MOV R5,R0
000017C8 E2440002 a SUB R0,R4,#2
000017CC EBFFFFFF5 a BL 0x000017A8
000017D0 E0850000 a ADD R0,R5,R0
000017D4 E8BD4030 a LDMFD R13!,{R4,R5,R14}
000017D8 E12FFF1E a BX LR
000017DC 46C04778 a Undefined
000017E0 E92D4030 a STMFD R13!,{R4,R5,R14}
000017E4 E3A04001 a MOV R4,#1
000017E8 E1A05104 a MOV R5,R4, LSL #2
000017EC E1A00004 a MOV R0,R4
00001810 EBFFFCC1 a BL 0x00000B1C
00001814 E28DD00C a ADD R13,R13,#0xC
00001818 E2844001 a ADD R4,R4,#1
0000181C E354000B a CMP R4,#0xB
00001820 3AFFFFF0 a BCC 0x000017E8
00001824 E3A00000 a MOV R0,#0
00001828 E8BD4030 a LDMFD R13!,{R4,R5,R14}
0000182C E12FFF1E a BX LR
00001830 00001D4C a ANDEQ R1,R0,R12, ASR #26
00001834 00001838 a ANDEQ R1,R0,R8, LSR R8
00001838 28626966 a STMCSDA R2!,{R1,R2,R5,R6,R8,R11,R13,R14}^
0000183C 20296425 a EORCS R6,R9,R5, LSR #8
00001840 6425203D a STRVST R2,[R5],#-61

```

## Приложение В

### Описание основных характеристик микроконтроллера 1986BE1T

Микроконтроллер обладает широким набором интерфейсов и прочих периферийных блоков, в том числе выполненных по ГОСТ. Основу микроконтроллера составляет высокопроизводительное 32-разрядное процессорное RISC ядро с тактовой частотой до 140 МГц. Изделие содержит FLASH память емкостью 128 Кбайт и ОЗУ емкостью 48 Кбайт для хранения программ и данных. Возможность подключения внешних микросхем памяти ОЗУ, ПЗУ и NAND обеспечивается контроллером внешней системной шины (рисунок В1).

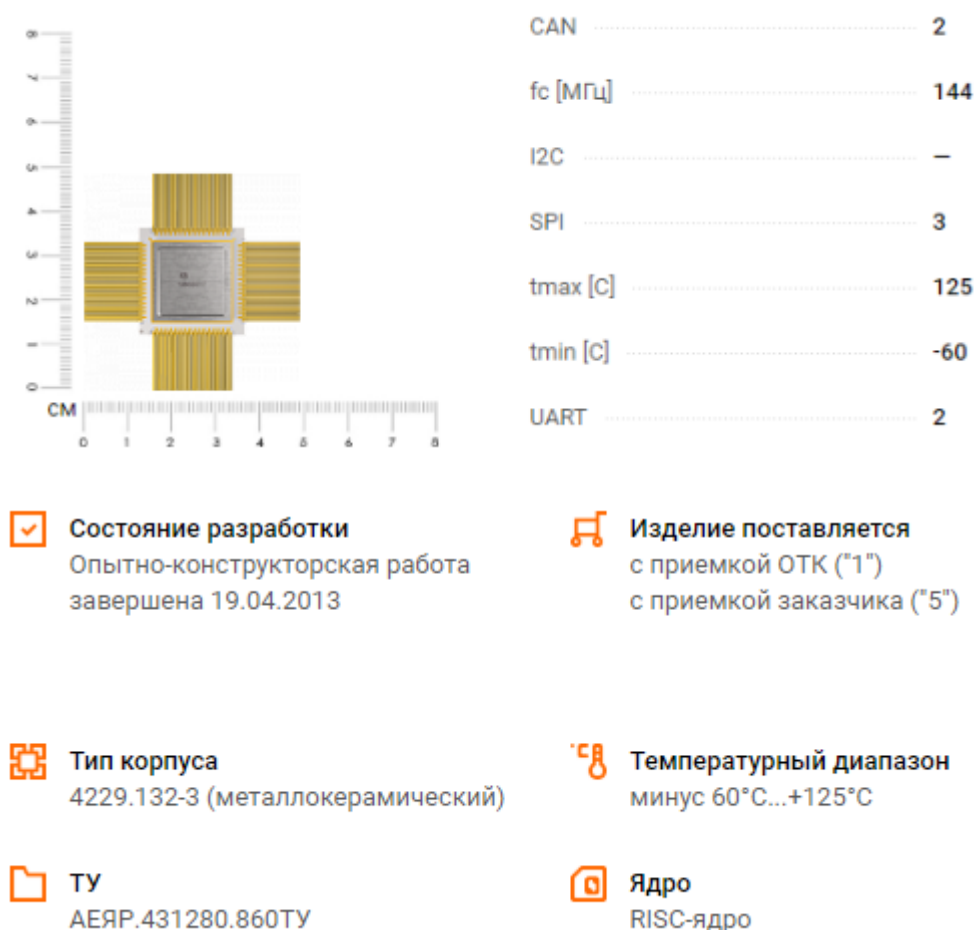


Рисунок В1 Микроконтроллер 1986BE1T



Периферия включает в себя контроллер USB интерфейса со встроенным аналоговым приемопередатчиком со скоростью передачи 12 Мбит/с (Full Speed) и 1,5 Мбит/с (Low Speed), стандартные интерфейсы UART и SPI, авиационные интерфейсы по ГОСТ 18977-79 и ГОСТ Р52070-2003, цифровой интерфейс Ethernet со скоростью передачи 10/100 Мбит, интерфейсом МП и со встроенным аналоговым приемопередатчиком физического уровня. Два контроллера CAN интерфейса. Контроллер внешней системной шины, позволяющий работать с внешними микросхемами статического ОЗУ и ПЗУ, NAND Flash памятью и другими периферийными устройствами. Микроконтроллер содержит четыре 32-разрядных таймера с 4 каналами схем захвата и ШИМ с функциями формирования «мертвой зоны» и аппаратной блокировки. Также микроконтроллер содержит системный 24-разрядный таймер и два сторожевых таймера. Микроконтроллер содержит 12-разрядный высокоскоростной (до 512 Кб/с) АЦП с возможностью оцифровки информации с 8 каналов, встроенного датчика температуры и опорного напряжения. В микроконтроллере имеются два 12-разрядных ЦАП.

Микроконтроллер 1986BE1T поставляется вместе с отладочным комплектом. Комплект предназначен для демонстрации функциональных возможностей микроконтроллера 1986BE1T и его основных периферийных модулей, начальному обучению программирования микроконтроллера с помощью прилагаемой демонстрационной программы, а также отладки собственных проектов с применением установленных на плате блоков (рисунок В2).



Рисунок В2 Отладочный комплект для микроконтроллера 1986BE1Т

В состав комплекта входит:

- Отладочная плата – 1 шт.
- Образец микроконтроллера 1986BE1Т – 1 шт.
- Кабель RS-232/RS-232 – 1 шт.
- Кабель USB/USB – 1 шт.
- Кабель "патч-корд".
- Блок питания для отладочной платы – 1 шт.
- Диск с документацией, схемотехническими файлами и исходными кодами программ – 1 шт.
- Каталог продукции – 1 шт. (по запросу)
- Техническая поддержка в процессе использования.

Дополнительно поставляются модули:

- Модуль Ethernet (на базе 5600ВГ1У)
- Модуль внешней памяти ОЗУ (на базе 1645РУ4У)
- Модуль внешней памяти Flash (на базе 1636РР1У)

Дополнительно поставляется USB JTAG адаптер:

- USB JTAG адаптер JEM-ARM-V2 (Phyton) [поставляет: "Миландр" или "Фитон"]
- USB JTAG адаптер ULINK2 (Keil)
- USB JTAG адаптер J-LINK (Segger) – работа в IAR Embedded Workbench, а также Keil uVision.

Дополнительно поставляется среда разработки:

- CodeMaster-ARM (Phyton) [поставляет: "Миландр" или "Фитон"] [также доступна бесплатная демо-версия с ограничением размера кода программы в 8 Кбайт]
- CodeMaster-ARM-TL (Phyton) [поставляет: "Фитон"] [30-дневная полнофункциональная версия CodeMaster-ARM – ознакомительная].

Пакет инструментальных средств отладки CodeMaster-ARM (рисунок В3) и JTAG эмулятор JEM-ARM-V2 апробированы на работоспособность и обеспечивают все этапы разработки, отладки и тестирования изделий на базе микроконтроллеров 1986BE1T; 1986BE91T; 1986BE92У; 1986BE93У.

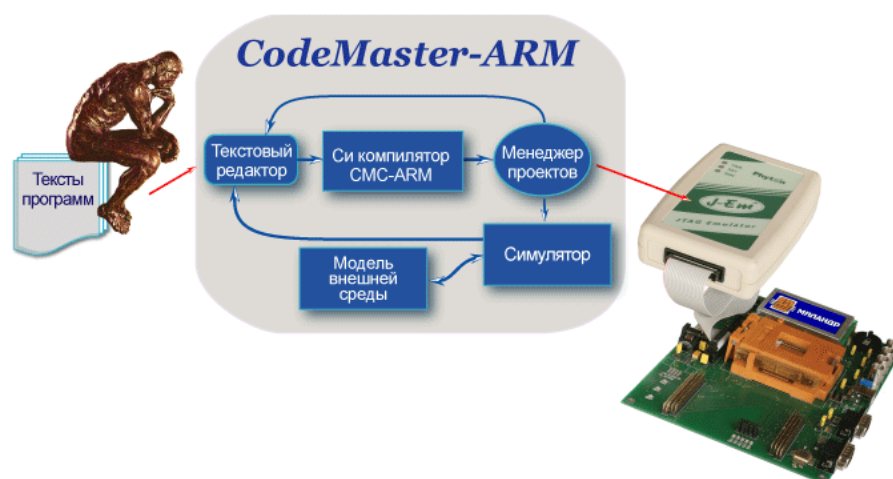


Рисунок В3 Пакет инструментальных средств отладки CodeMasterARM

Пакет CodeMaster-ARM ориентирован на отладку программ на языке высокого уровня по исходному тексту. Встроенный язык скриптов позволяет автоматизировать множество рутинных задач при разработке, отладке или тестировании изделий на базе микроконтроллеров ARM7, ARM9, Cortex-M0, Cortex-M1, Cortex-M3 (включая и микроконтроллеры серии 1986BE91). Поддерживается разработка программ на уровне ведения проектов для компиляторов языка C CMC-ARM разработки Питон, а также C компиляторов IAR Systems и GNU GCC. CodeMaster-ARM - интуитивная и лёгкая в использовании интегрированная среда разработки (IDE). Она содержит набор программных средств для редактирования, компиляции и отладки приложений для встроенных микроконтроллеров с ядром ARM7, ARM9, Cortex-M0, Cortex-M1, Cortex-M3.

## Приложение Г

### Описание структурной схемы моделирования ИУС ГТД с селектором и предлагаемым самонастраивающимся помехоустойчивым измерителем температуры газа ГТД

Эксперименты проводились при скорости изменения уставки частоты вращения –  $25 \% n_{max}/c$ , где  $n$  – частота вращения ротора высокого давления ГТД, значении ограничиваемой координаты (температуры газа) – 0,8; в корректирующем звене присутствует динамическая погрешность, равная 0,01 с (рисунок Г1).

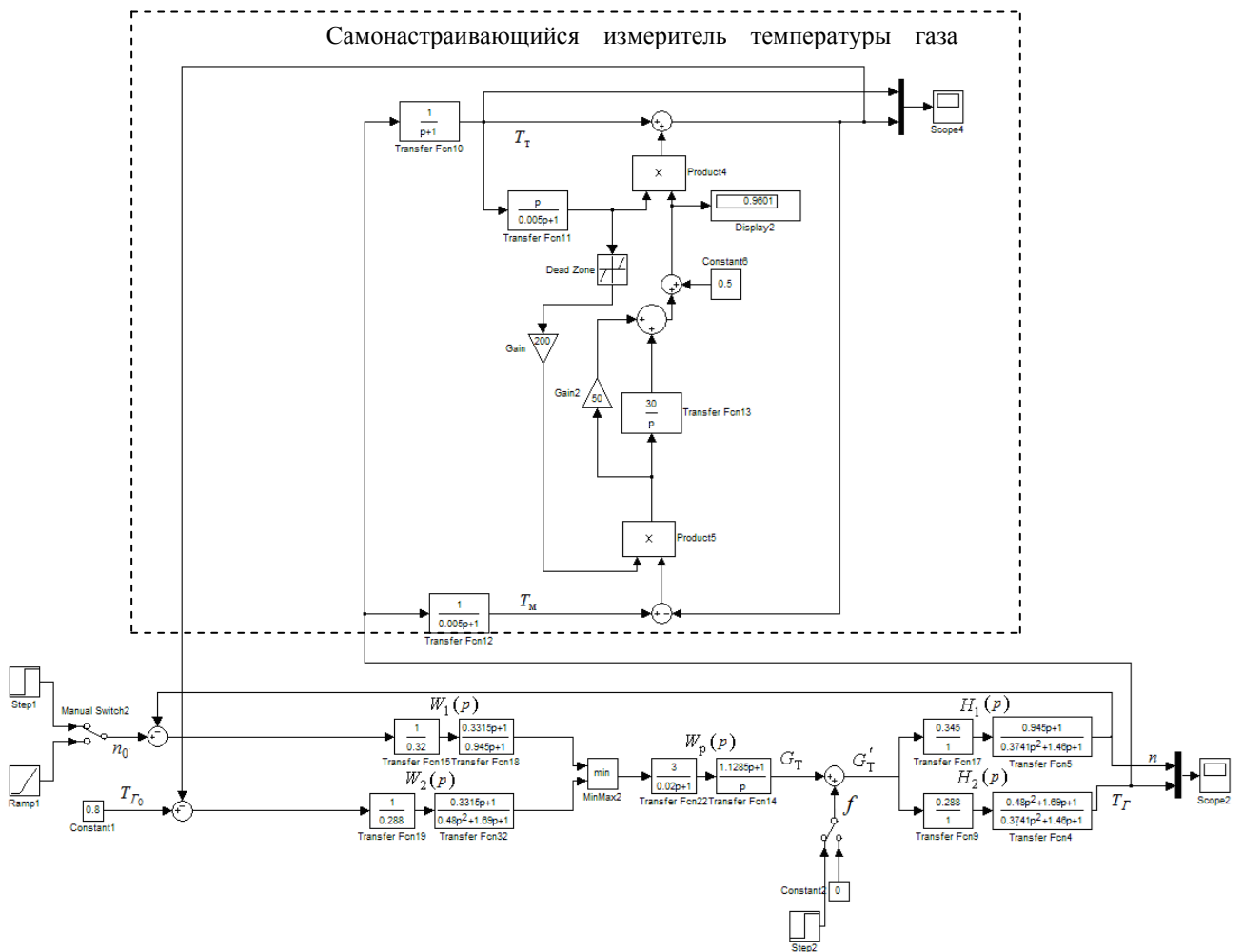


Рисунок Г1 Структурная схема моделирования ИУС ГТД с селектором и предлагаемым самонастраивающимся помехоустойчивым измерителем температуры газа ГТД

$T_{Г_0}$  – заданная температура газа;

$n_0$  – заданная частота вращения ротора двигателя;

$T_{Г}$  – температура газа за турбиной;

$n$  – частота вращения двигателя;

$f$  – скачок 5 % от величины расхода топлива  $G_T$ ;

min – селектор минимума.

Передаточные функции ГТД:

в первом канале (канал частоты вращения двигателя):

$$H_1(p) = \frac{Y_1(p)}{Z(p)} = K_1 \frac{A_1(p)}{B(p)} = 0,345 \cdot \frac{0,945p + 1}{0,3741p^2 + 1,46p + 1};$$

во втором канале (канал температуры):

$$H_2(p) = \frac{Y_2(p)}{Z(p)} = K_2 \frac{A_2(p)}{B(p)} = 0,288 \cdot \frac{0,48p^2 + 1,69p + 1}{0,3741p^2 + 1,46p + 1},$$

где  $K_1, K_2$  – коэффициенты передачи;

$A_1(p), A_2(p), B(p)$  – полиномы, зависящие от вида объекта;

$p$  – оператор преобразования Лапласа.

Передаточная функция изодромного регулятора, общего для обоих каналов

$$W_p(p) = K_p \frac{T_p p + 1}{p(Tp + 1)} = \frac{3}{0,02p + 1} \cdot \frac{1,1285p + 1}{p}.$$

Передаточные функции регуляторов первого –  $W_1(p)$  и второго –  $W_2(p)$

$$W_1(p) = \frac{1}{0,32} \cdot \frac{0,3315p + 1}{0,945p + 1};$$

$$W_2(p) = \frac{1}{0,288} \cdot \frac{0,315p + 1}{0,48p^2 + 1,69p + 1}.$$

Схема работает следующим образом: с помощью термопары измеряется температура газа, затем постоянная времени термопары компенсируется в соответствии с алгоритмом цепи самонастройки (глава 2 формула 2.6), и

скомпенсированная температура подается на вход канала ограничения температуры газа.

При построении самонастраивающихся измерителей температуры газа используем косвенные измерения различных параметров ГТД.

Рассмотрим алгоритм косвенного измерения различных параметров двухвального ГТД (температуры газа, расхода газа, тяги и др.) [48].

Двухвальный двухконтурный ГТД с форсажной камерой может быть описан следующей системой уравнений в приведенных координатах:

$$\dot{n}_1 = K_{n_1 G_T}(n_2)\Delta G_T + K_{n_1 n_1}(n_2)\Delta n_1 + K_{n_1 F_3}(n_2)\Delta F_3; \quad (1)$$

$$\dot{n}_2 = K_{n_2 G_T}(n_2)\Delta G_T + K_{n_2 n_1}(n_2)\Delta n_1 + K_{n_2 F_3}(n_2)\Delta F_3; \quad (2)$$

$$\Delta X_i = K_{X_i G_T}(n_2)\Delta G_T + K_{X_i n_1}(n_2)\Delta n_1 + K_{X_i F_3}(n_2)\Delta F_3, \quad (3)$$

где

$$\Delta G_T = G_T - G_{T0}(n_2);$$

$$\Delta n_1 = n_1 - n_{10}(n_2);$$

$$\Delta F_3 = F_3 - F_{30}(n_2);$$

$$\Delta X_i = X_i - X_{i0}(n_2).$$

Здесь  $n_1$  – частота вращения ротора низкого давления;  $n_2$  – частота вращения ротора высокого давления;  $X_i$  – соответствует  $T_4^*$ ,  $G_T$ ,  $P$  и др. параметрам.

Решая систему уравнений (1) и (2) относительно величин  $\Delta G_T$  и  $\Delta F_3$ , и подставляя полученные результаты в уравнение (3), получим алгоритм для расчета любого параметра ГТД:

$$X_i = X_{i0}(n_2) + A_1(n_2)\Delta n_1 + A_2(n_2)\dot{n}_2 + A_3(n_2)\dot{n}_1, \quad (4)$$

где

$$A_1(n_2) = \frac{\Delta A_1(n_2)}{\Delta(n_2)}; \quad A_2(n_2) = \frac{\Delta A_2(n_2)}{\Delta(n_2)}; \quad A_3(n_2) = \frac{\Delta A_3(n_2)}{\Delta(n_2)};$$

$$\Delta(n_2) = K_{n_1 F_3}(n_2)K_{n_2 G_T}(n_2) - K_{n_2 F_3}(n_2)K_{n_1 G_T}(n_2);$$

$$\Delta A_1(n_2) = -K_{n_1 n_1}(n_2)\Delta A_3(n_2) - K_{n_2 n_1}(n_2)\Delta A_2(n_2) + K_{X_i n_1}(n_2)\Delta(n_2);$$

$$\Delta A_2(n_2) = K_{n_1 F_3}(n_2)K_{X_i G_T}(n_2) - K_{X_i F_3}(n_2)K_{n_1 G_T}(n_2);$$

$$\Delta A_3(n_2) = K_{X_i F_3}(n_2)K_{n_2 G_T}(n_2) - K_{n_2 F_3}(n_2)K_{X_i G_T}(n_2).$$

Коэффициенты  $A_1(n_2)$ ;  $A_2(n_2)$ ;  $A_3(n_2)$  могут быть легко найдены, если известны коэффициенты  $K_{X_i X_j}(n_2)$  соответствующей динамической характеристики ГТД.

Достоинством подобного алгоритма является использование параметров ГТД, измеряемых с высокой точностью, для определения трудноизмеряемых координат. Экспериментальная проверка предложенного алгоритма косвенного вычисления давления  $p_k^*$  и температуры  $T_T^*$  была проведена в ЛИИ с помощью цифрового моделирования и путем обработки результатов летных экспериментов.

Различные методы получения многорежимных кусочно-линейных динамических моделей ГТД, в том числе и быстросчетных, рассмотрены в работах [48].



## Приложение Д

### Математическая обработка данных полученных с помощью измерителей температуры газа ГТД с использованием шума

Как показано во второй главе диссертации, для проверки схем на помехоустойчивость на каждый выход дифференциатора аддитивно подавался шум в размере 1% от заданного значения температуры газа ГТД (с математическим ожиданием равным 0 и дисперсией получения случайной величины, равной 0,01). Для анализа используется шум, описанный равномерным законом распределения [11, 54]. На рисунке Д1 представлены результаты моделирования при  $T_{\text{тер}} = 1\text{ с}$ .

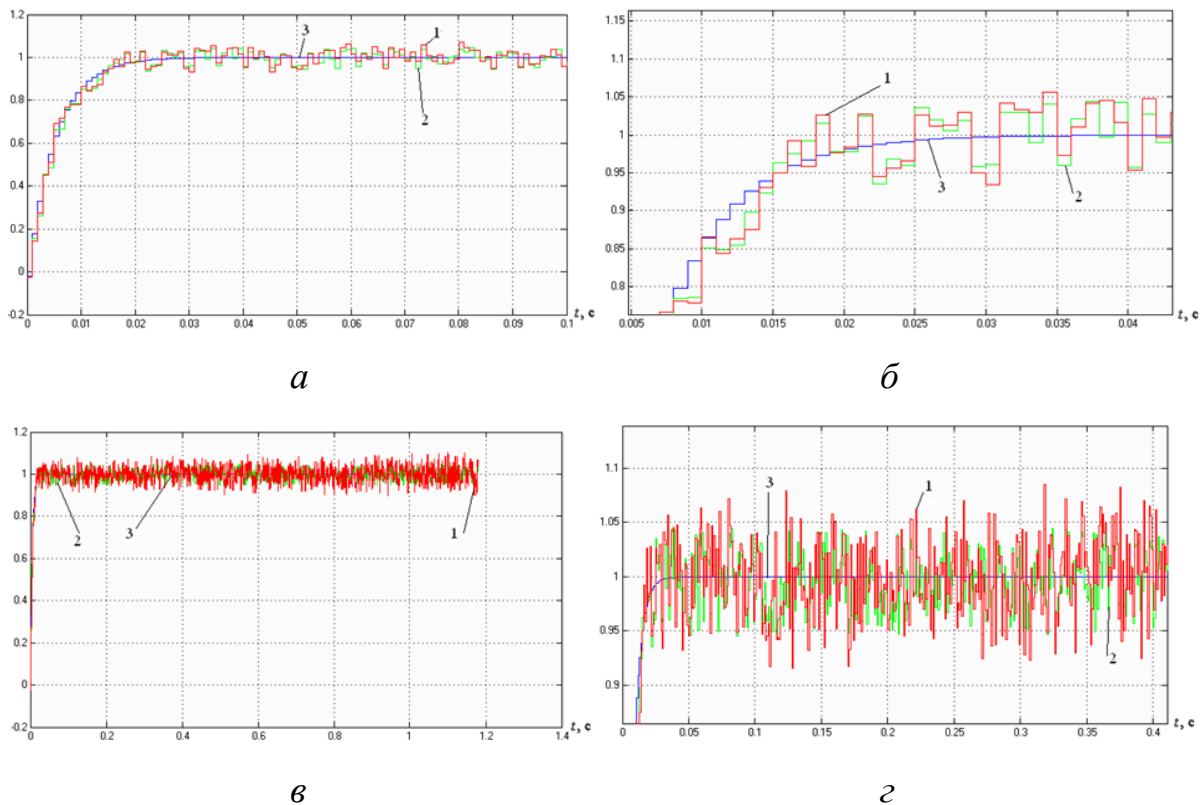


Рисунок Д1 Влияние шума в измерителе температуры газа при  $T_{\text{тер}} = 1\text{ с}$  и за время 0,1 с (*а*); 0,1 с, увеличенный масштаб (*б*); 5 с (*в*); 5 с, увеличенный масштаб (*г*)

Обработка данных велась следующим способом:

1. Выбор нескольких точек на графике с шагом 0,005 с.
2. Вычисление отклонения полученного сигнала с измерителя температуры газа ГТД и заданного значения температуры газа ГТД (эталона).
3. Вычисление среднего отклонения (данная величина характеризовала и показывала степень помехоустойчивости измерителя). Так как для анализа использовались три измерителя температуры газа ГТД, вычисление производилось для каждого измерителя в отдельности.
4. Сравнивая величину среднеквадратического отклонения каждого измерителя, можно сделать вывод о качестве помехоустойчивости каждого измерителя и сравнить этот показатель между ними.

Ниже представлен пример вычисления величины среднеквадратического отклонения для одного из измерителей температуры газа ГТД. Выбираем точки для анализа, с определенным шагом равным 0,005 с.

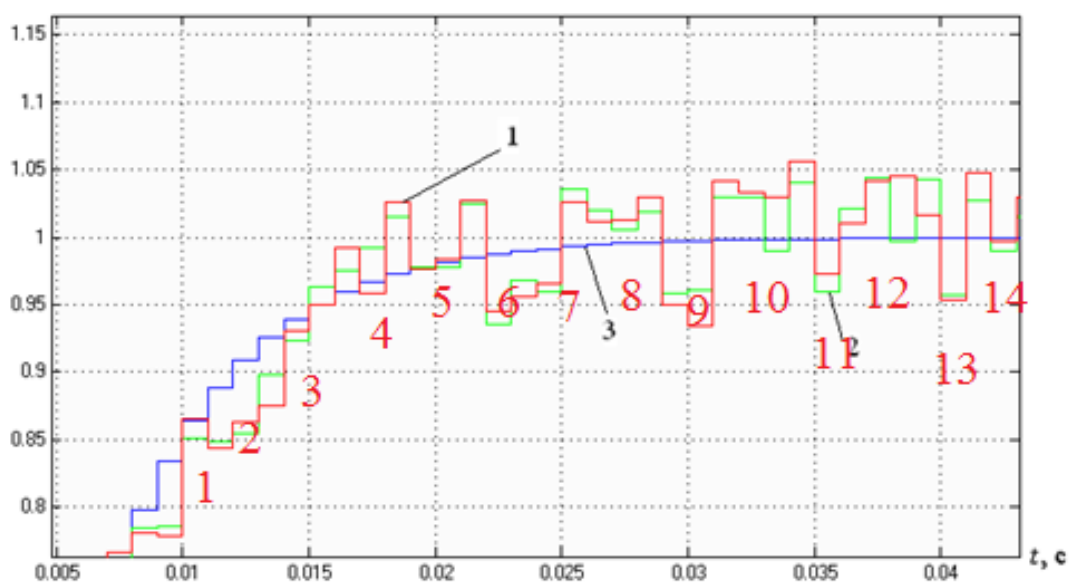


Рисунок Д2 Влияние шума в измерителе температуры газа и выбор точек для анализа

На рисунке Д3 представлены данные для подсчета среднеквадратической ошибки измерителя аналога, как видно величина этой ошибки составляет 8,1 %.

	A	B	C	D	E	F	G
1	Точка	Эталон	Полученное значения с измерителя	Разница	ABS	Среднее значение	
2	1	0,80	0,88	0,08	0,08	8,1 %	
3	2	0,81	0,88	0,07	0,07		
4	3	0,83	0,92	0,09	0,09		
5	4	0,84	0,93	0,09	0,09		
6	5	0,86	0,94	0,08	0,08		
7	6	0,87	0,97	0,09	0,09		
8	7	0,89	0,98	0,09	0,09		
9	8	0,90	0,96	0,06	0,06		
10	9	0,92	1,01	0,09	0,09		
11	10	0,93	1,01	0,08	0,08		
12	11	0,95	1,03	0,08	0,08		
13	12	0,96	1,03	0,07	0,07		
14	13	0,98	1,08	0,10	0,10		
15	14	0,99	1,07	0,07	0,07		
16	15	1,00	1,09	0,09	0,09		
17							

Рисунок Д3 Данные среднеквадратического отклонения в измерителе аналоге

Повторяя проделанные вычисления для предложенного измерителя, получим, что предложенный измеритель имеет среднеквадратическое отклонение 0,7 % (рисунок Д4, это показывает его степень помехоустойчивости, в отличии от измерителя аналога).

	A	B	C	D	E	F	G
1	Точка	Эталон	Полученное значения с измерителя	Разница	ABS	Среднее значение	
2	1	0,80	0,81	0,01	0,01	0,8 %	
3	2	0,81	0,82	0,01	0,01		
4	3	0,83	0,84	0,01	0,01		
5	4	0,84	0,85	0,01	0,01		
6	5	0,86	0,87	0,01	0,01		
7	6	0,87	0,88	0,01	0,01		
8	7	0,89	0,90	0,01	0,01		
9	8	0,90	0,91	0,01	0,01		
10	9	0,92	0,93	0,01	0,01		
11	10	0,93	0,94	0,01	0,01		
12	11	0,95	0,96	0,01	0,01		
13	12	0,96	0,97	0,01	0,01		
14	13	0,98	0,98	0,01	0,01		
15	14	0,99	1,00	0,01	0,01		
16	15	1,00	1,01	0,01	0,01		
17							

Рисунок Д3 Данные среднеквадратического отклонения в измерителе аналоге

Повторяя (10 раз) математическую оценку измерителей температуры газа ГТД, приходим к выводу: величина среднеквадратического отклонения температуры на выходе предложенного помехоустойчивого измерителя (на рисунке Д3) уменьшается по сравнению с измерителем аналогом, представленным на рисунке Д3, в 8-10 раз. Таким образом, предложенная схема измерителя обладает высокими показателями качества переходных процессов и повышенной помехоустойчивостью в 8-10 раз, в отличие от измерителя-аналога.

Оценим предложенную схему измерителя температуры газа ГТД с точки зрения влияния погрешности формирования  $T_{к2} = f(n_2)$  на динамическую точность самонастраивающегося измерителя (рисунок 2.25, 2.26).

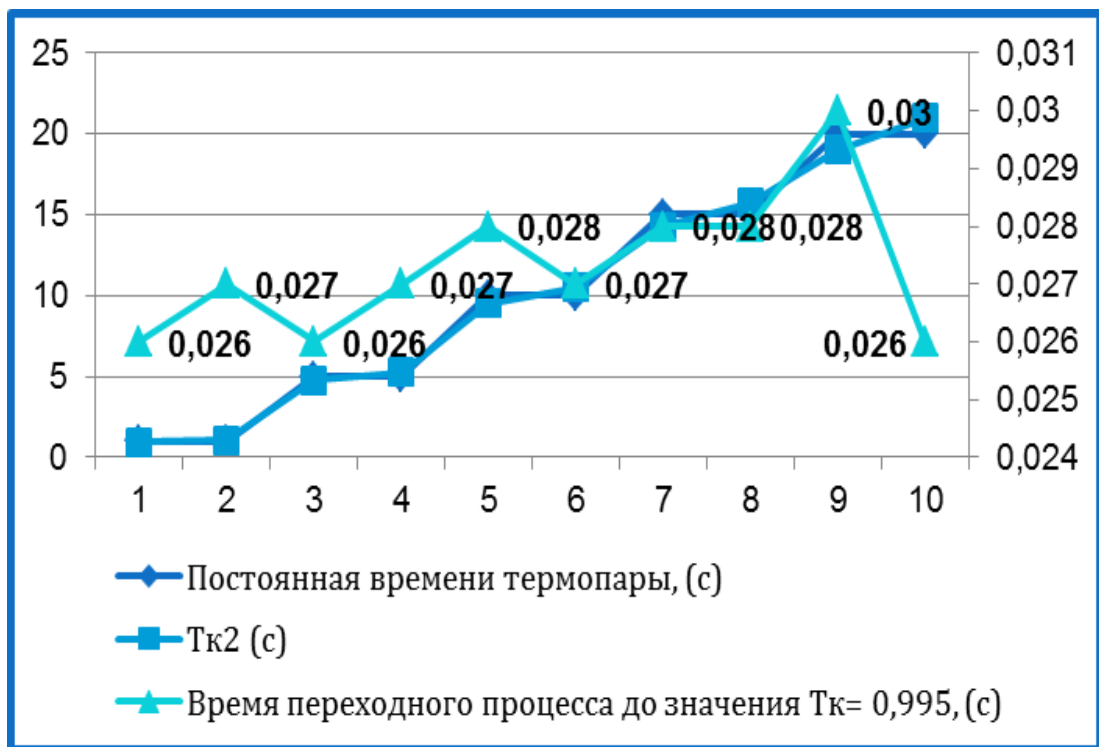


Рисунок Д4 Влияние погрешности формирования  $T_{к2} = f(n_2)$  на динамическую точность самонастраивающегося измерителя при погрешности +/- 5%

Таблица № Д1

<b>Постоянная времени термопары, (с)</b>	<b>Tк2 (с)</b>	<b>Время переходного процесса до значения Tк= 0,995, (с)</b>	<b>Наличие заброса, (% T)</b>
1	0,95	0,026	-
1	1,05	0,027	-
5	4,75	0,026	-
5	5,25	0,027	-
10	9,5	0,028	-
10	10,5	0,027	-
15	14,25	0,028	-
15	15,75	0,028	0,1
20	19	0,03	-
20	21	0,026	0,2

Таблица № Д2

<b>Постоянная времени термопары, (с)</b>	<b>Tк2 (с)</b>	<b>Время переходного процесса до значения Tк= 0,995, (с)</b>	<b>Наличие заброса, (% T)</b>
1	0,95	0,026	-
1	1,05	0,027	-
5	4,75	0,026	-
5	5,25	0,027	-
10	9,5	0,028	-
10	10,5	0,027	-
15	14,25	0,028	-
15	15,75	0,028	0,1
20	19	0,03	-
20	21	0,026	0,2

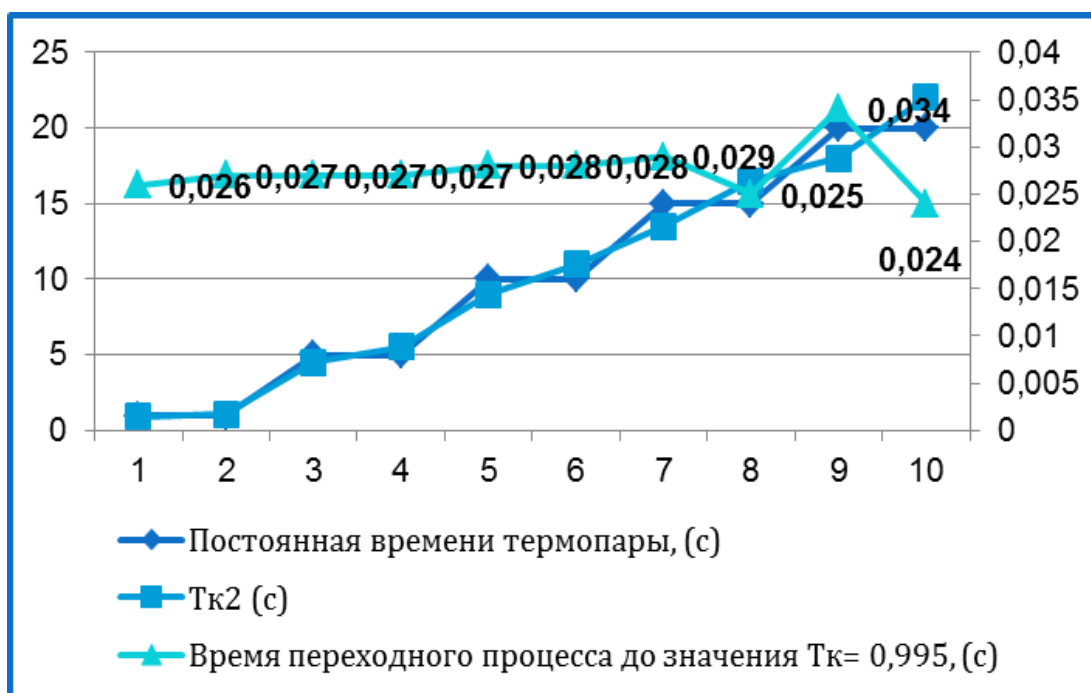


Рисунок Д5 Влияние погрешности формирования  $T_{к2} = f(n2)$  на динамическую точность самонастраивающегося измерителя при погрешности +/- 10%

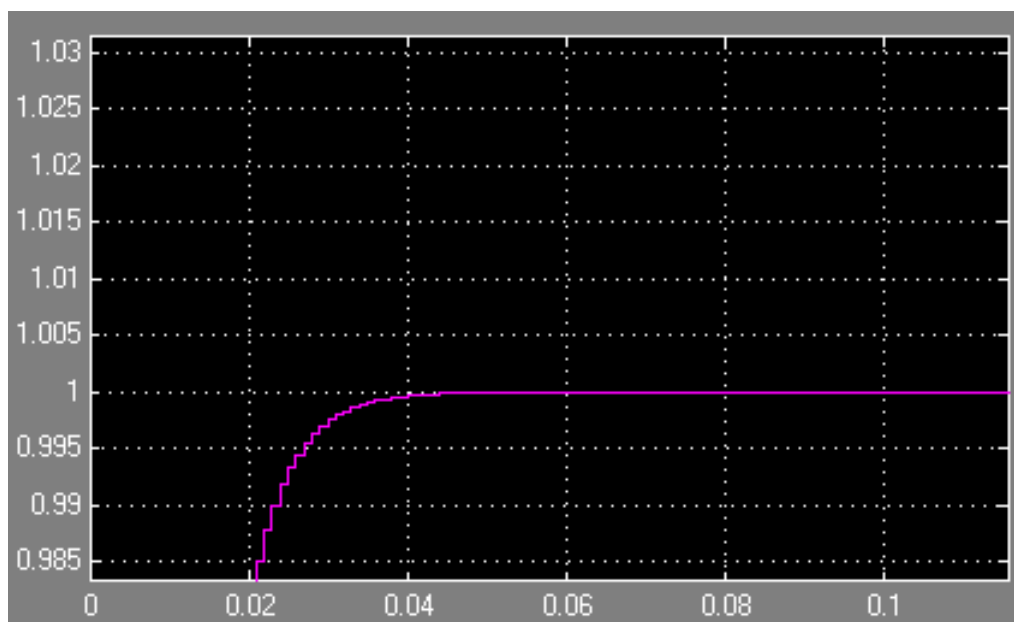
Таблица № Д3

Постоянная времени термопары, (с)	$T_{к2}$ (с)	Время переходного процесса до значения $T_{к} = 0,995$ , (с)	Наличие заброса, (% T)
1	0,8	0,027	-
1	1,2	0,027	-
5	4	0,027	-
5	6	0,027	0,1
10	8	0,03	-
10	12	0,026	0,2
15	12	0,027	-
15	18	0,027	0,5
20	16	0,75	-
20	24	0,023	0,75

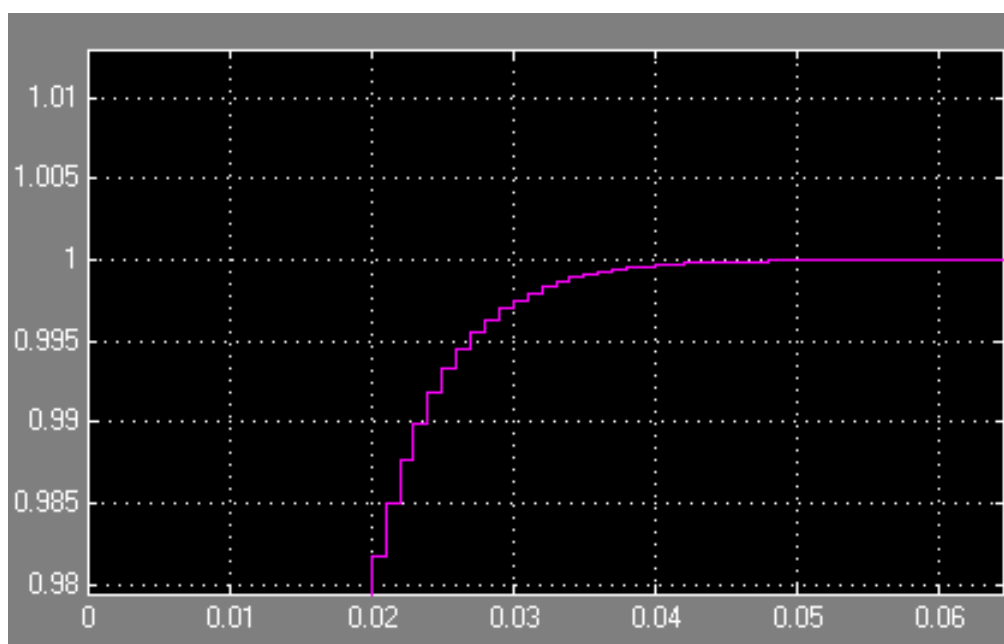
Из рисунка Д4, Д5 и таблиц Д1, Д2, Д3 видно, что погрешность формирования  $T_{к2} = f(n2)$  в пределах  $\pm 20\%$  на динамическую точность самонастраивающегося измерителя практически не влияет (графики представлены ниже)

### Постоянная времени термопары, (с)= 1

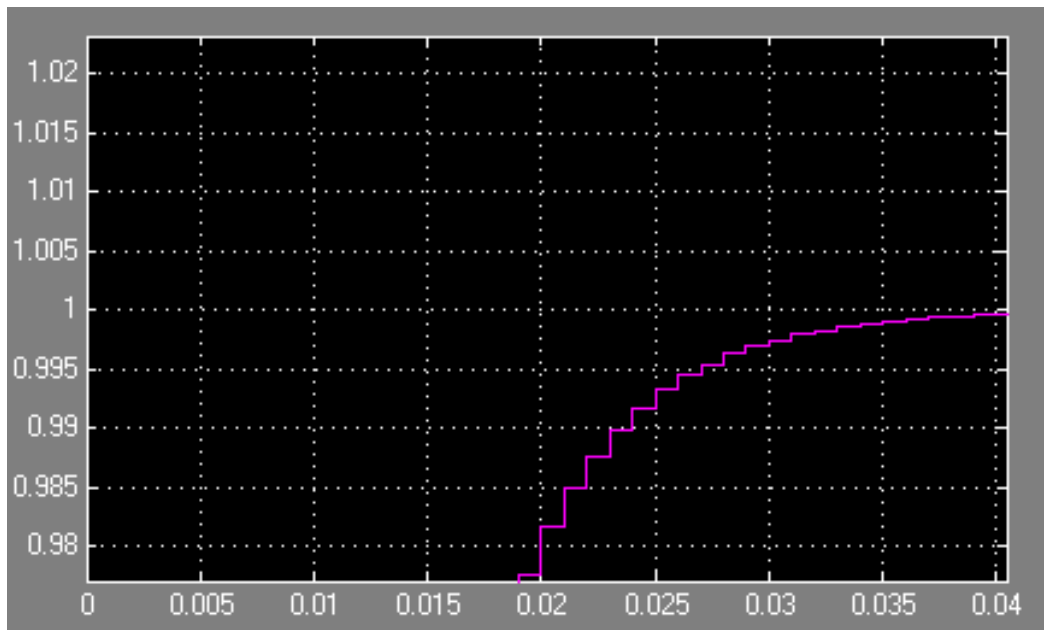
$T_{к2} (с) = 0,95$



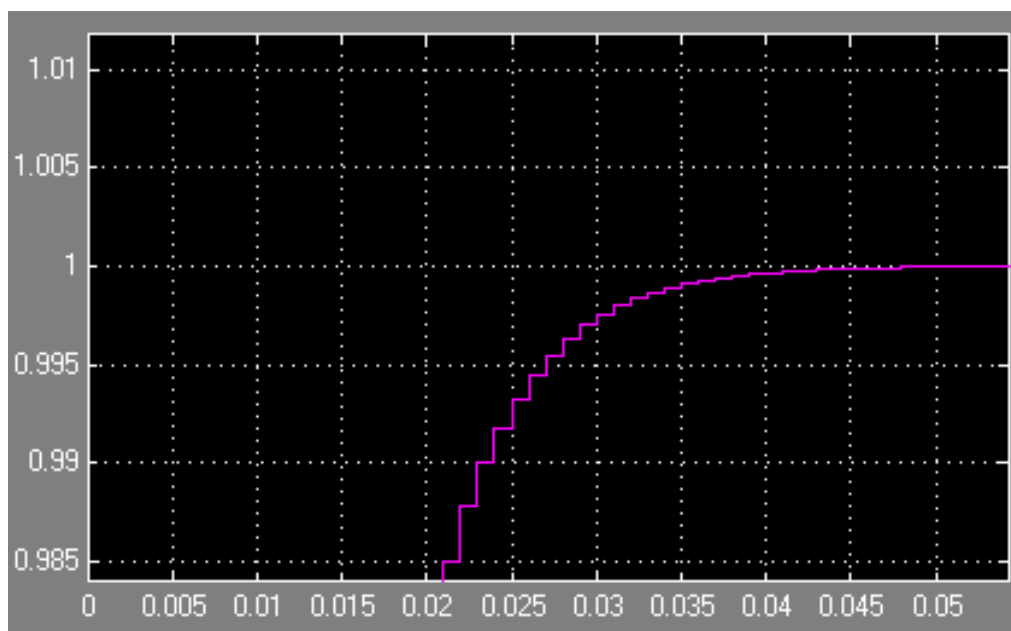
$T_{к2} (с) = 1,05$



$T_{K2}(c) = 0,9$



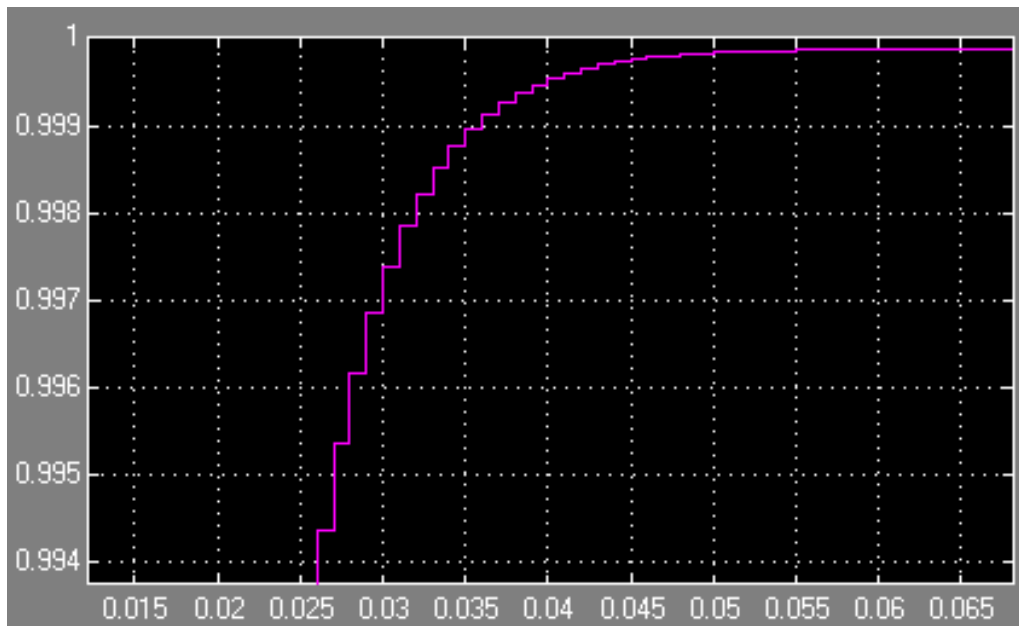
$T_{K2}(c) = 1,1$



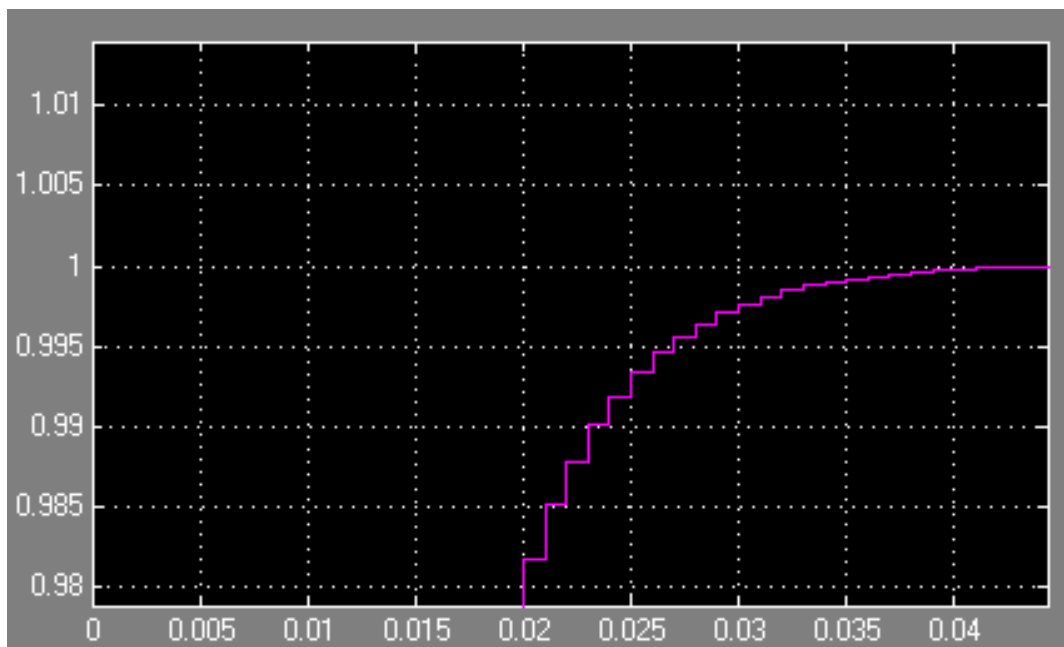


**Постоянная времени термопары, (с)= 5**

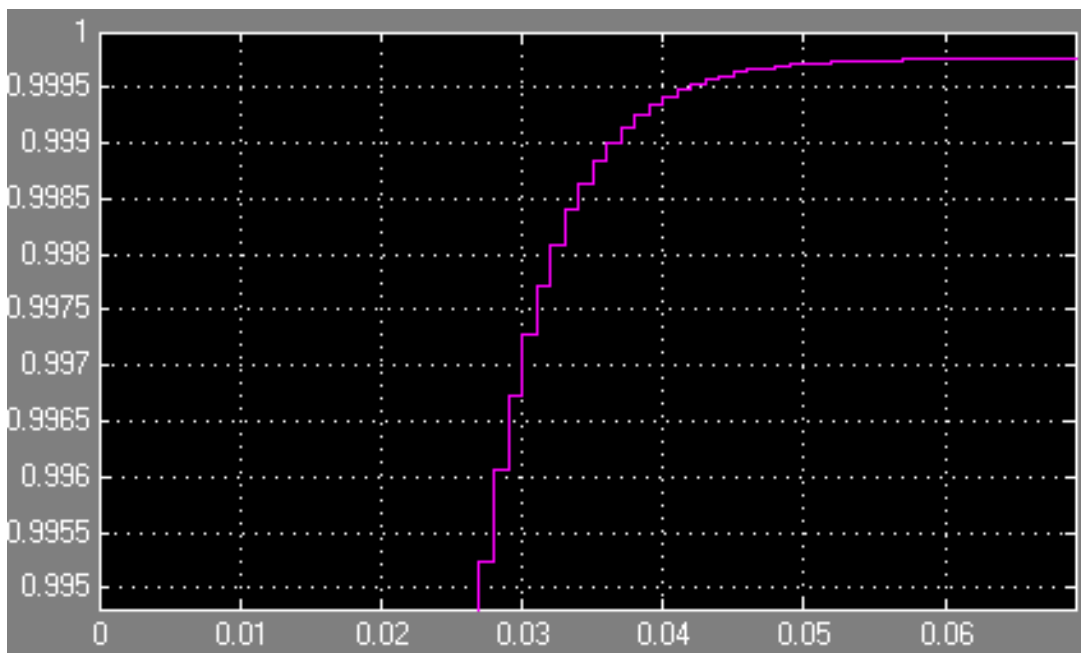
$T_{к2}(с) = 4,75$



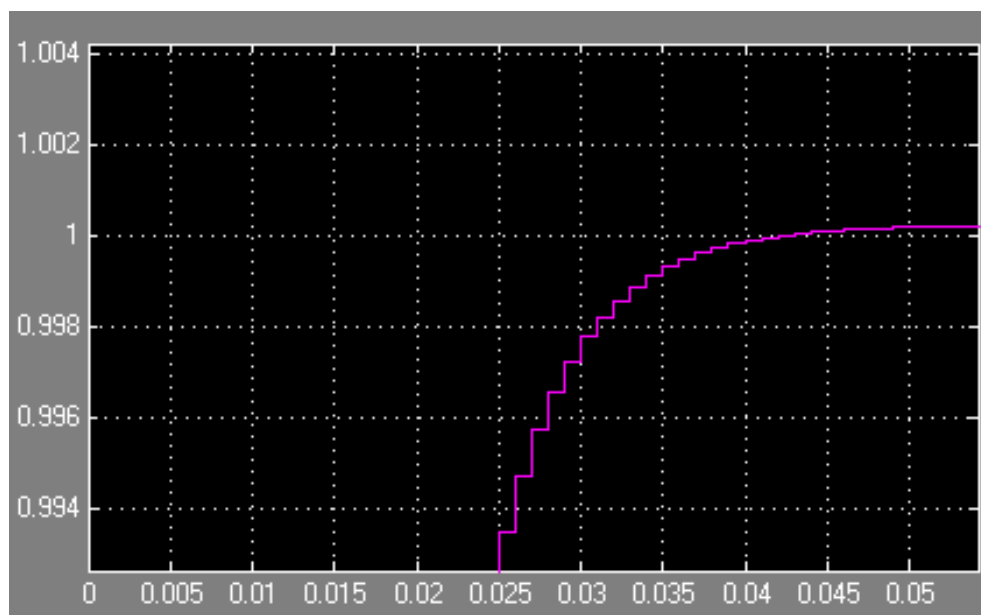
$T_{к2}(с) = 5,25$



$T_{K2}(c) = 4,5$

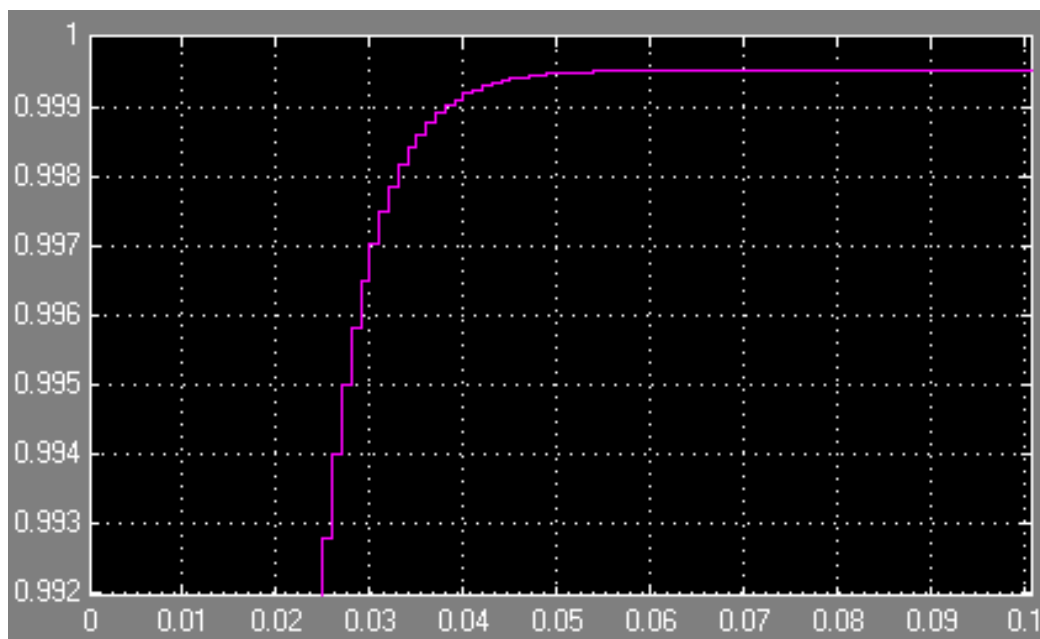


$T_{K2}(c) = 5,5$

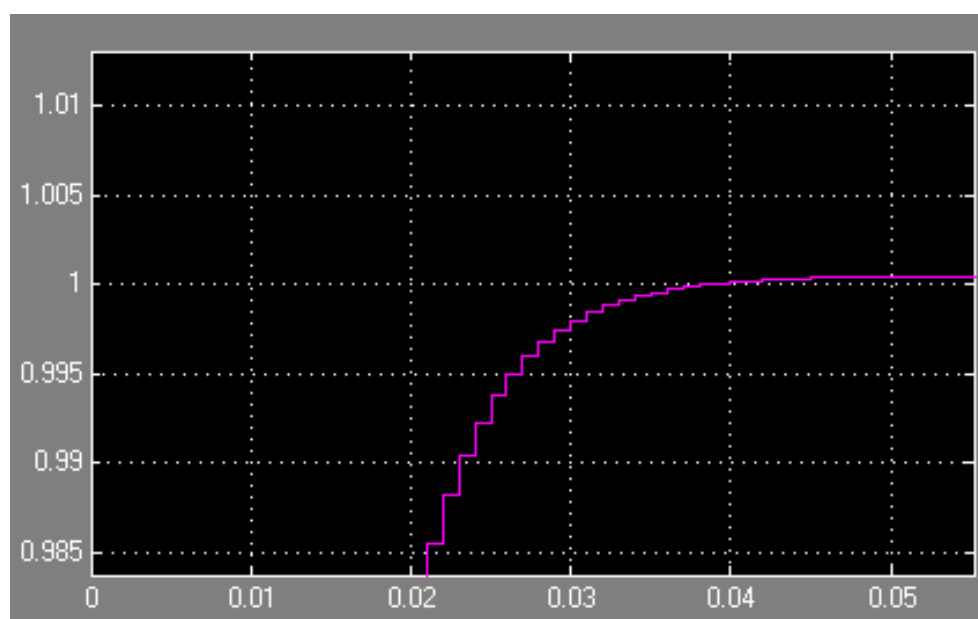


## Постоянная времени термопары, (с)= 10

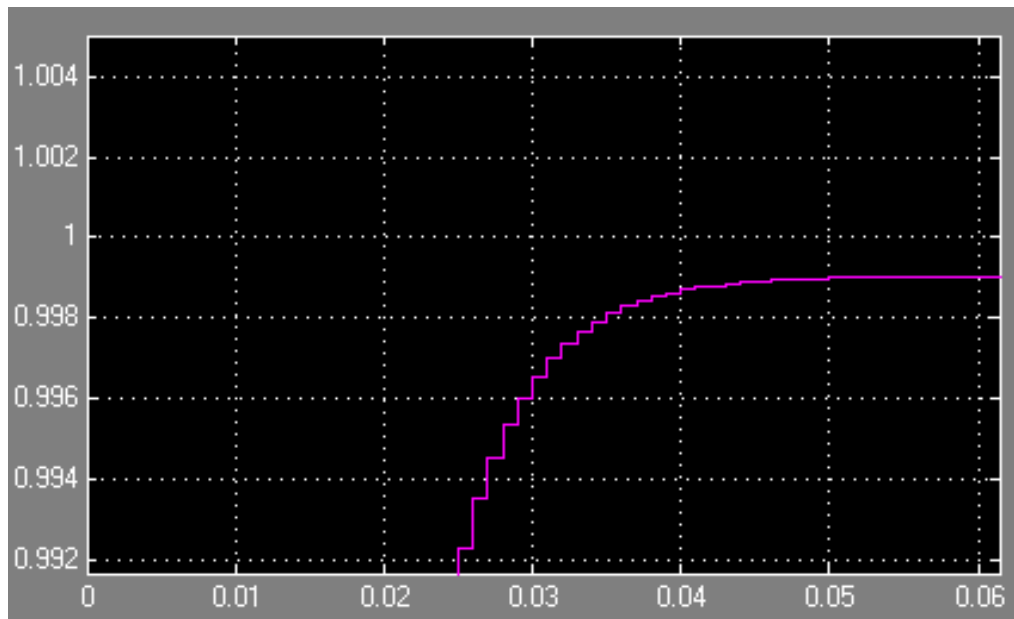
$T_{к2}(с) = 9,5$



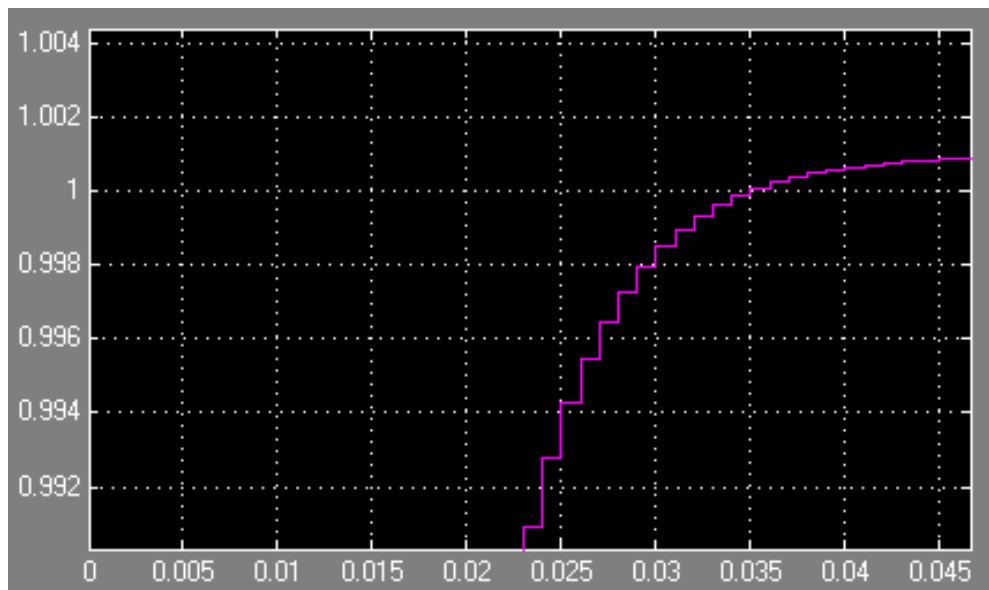
$T_{к2}(с) = 10,5$



$T_{K2}(c) = 9$

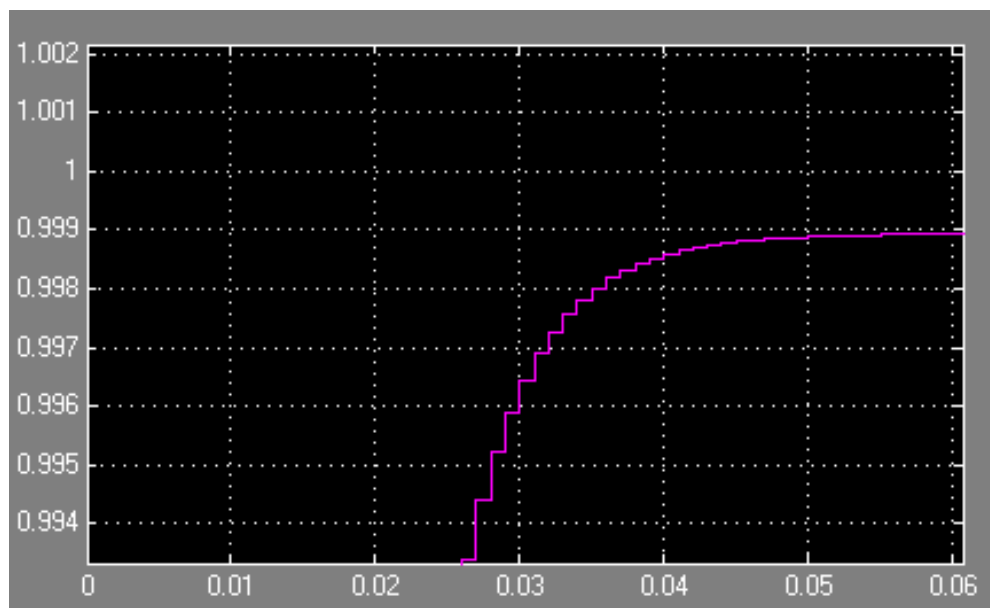


$T_{K2}(c) = 11$

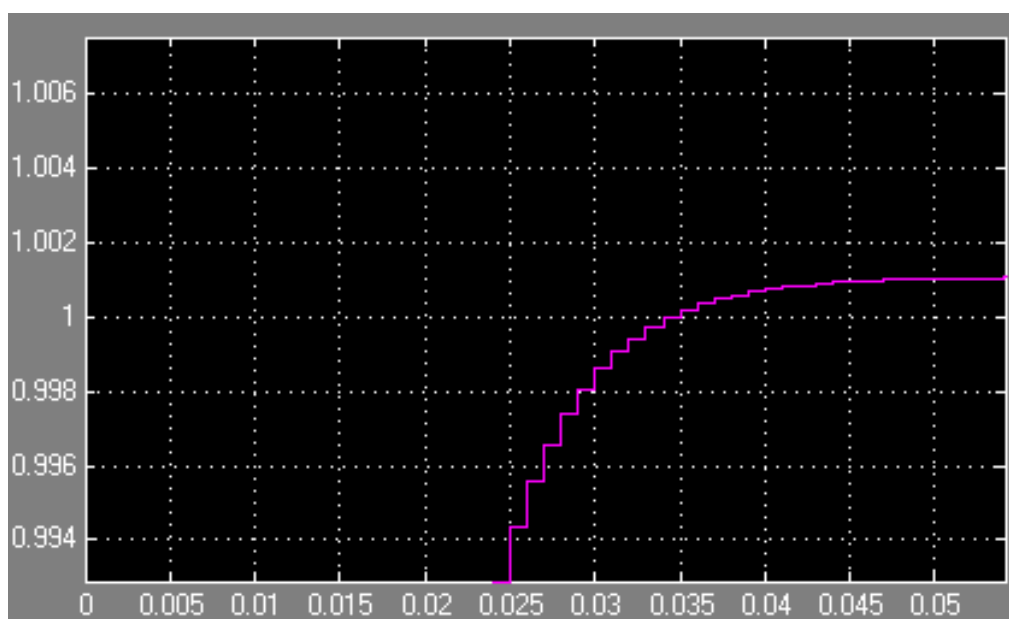


## Постоянная времени термопары, (с)= 15

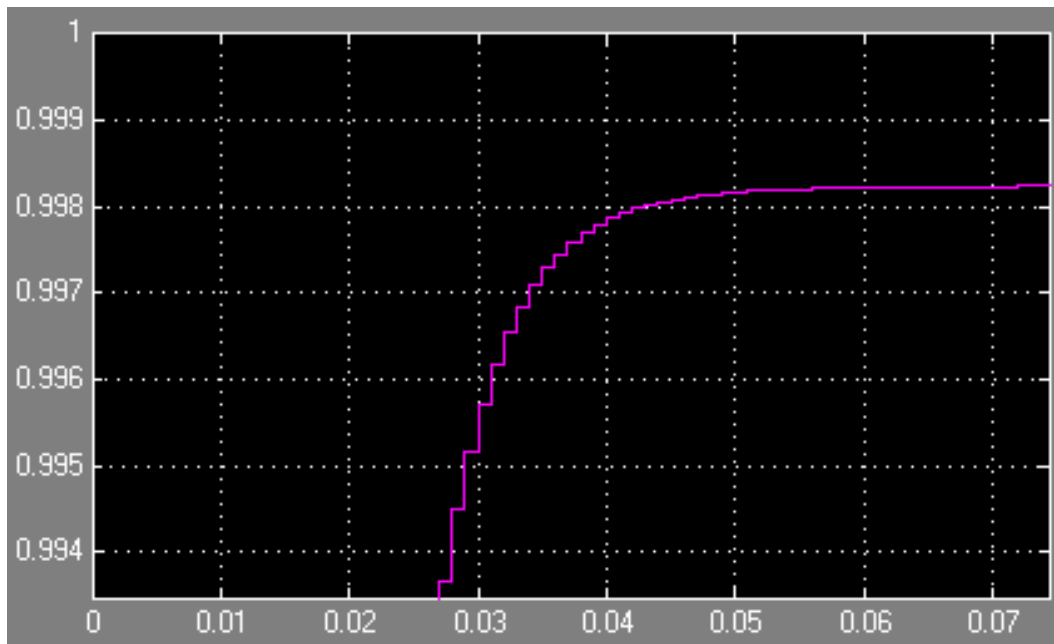
$T_{к2}(с) = 14,25$



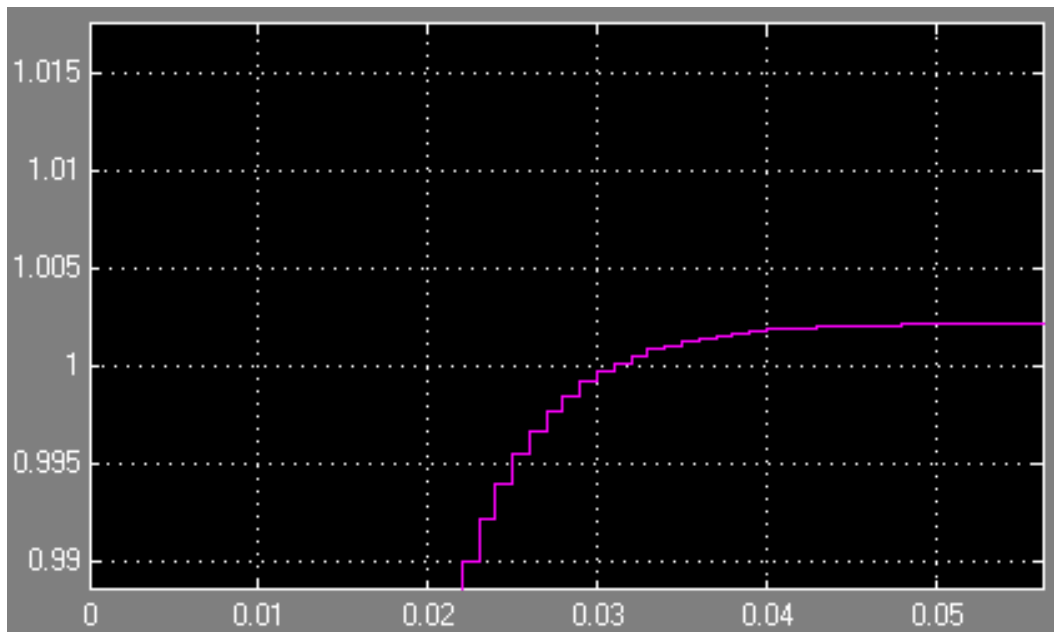
$T_{к2}(с) = 15,75$



$T_{K2}(c) = 13,75$

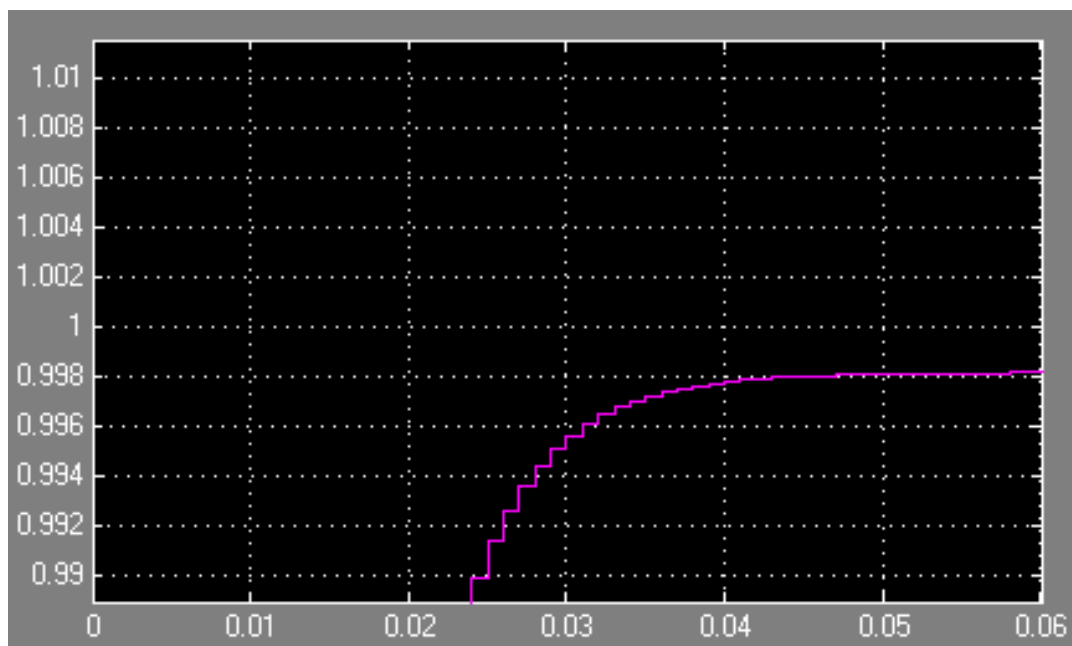


$T_{K2}(c) = 16,5$

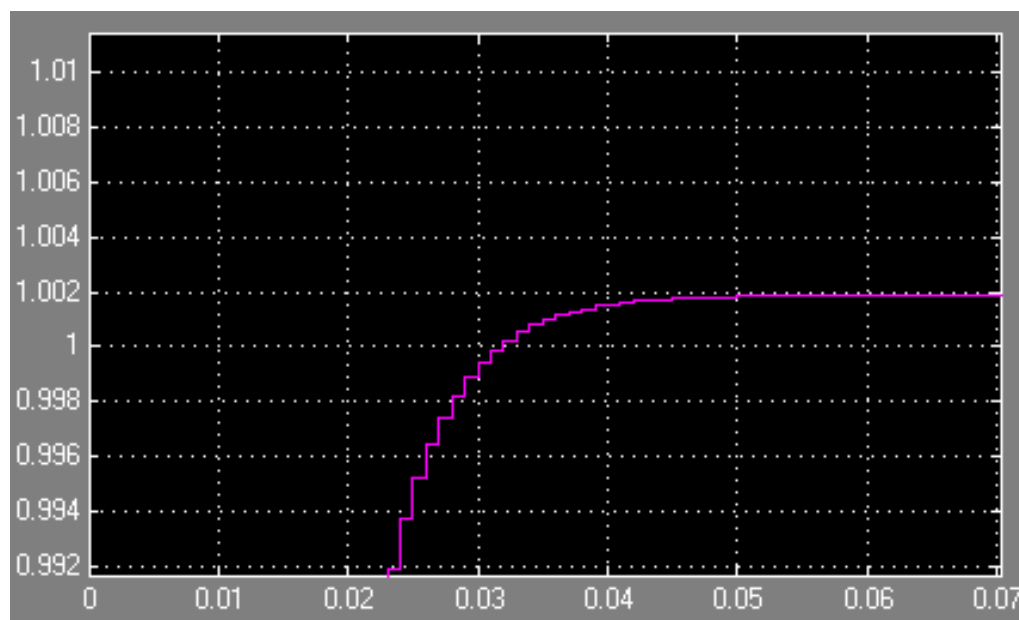


## Постоянная времени термопары, (с)= 20

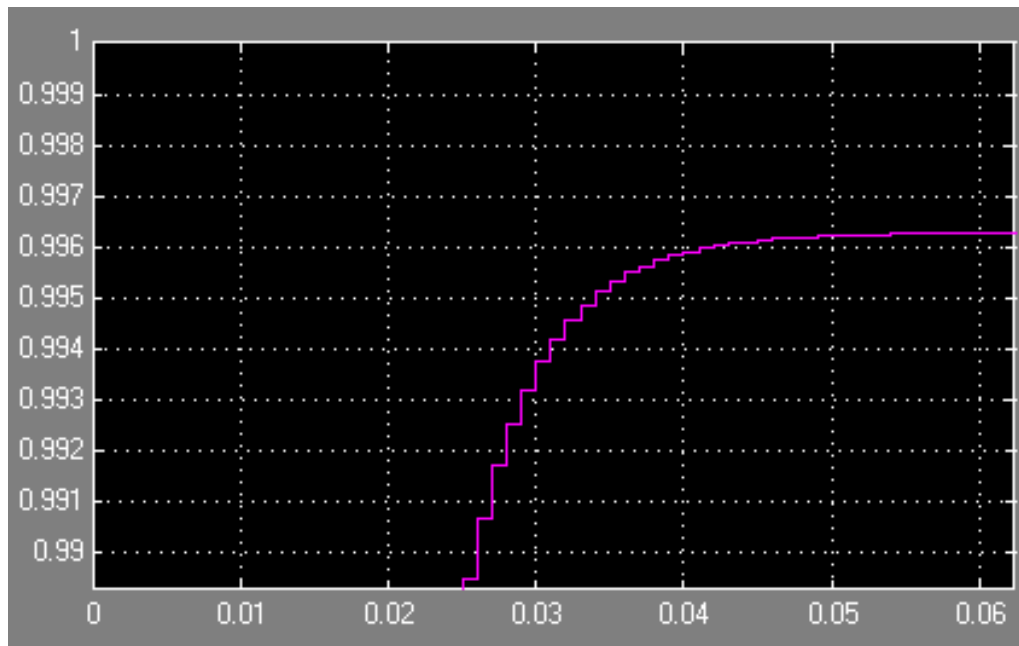
$\tau_{к2} (с) = 19$



$\tau_{к2} (с) = 21$



$T_{K2}(c) = 18$





## Приложение Е

### Классификация авиационных датчиков

Пирометры - это приборы для измерения температуры бесконтактным методом [33, 38, 48]. Они бывают двух типов:

- 1) яркостные пирометры - измеряют яркость нагретого тела в узком диапазоне длин волн излучения;
- 2) радиационные пирометры – измеряют температуру по тепловому действию лучеиспускания накаливаемого тела во всем спектре длин волн.

Пирометры излучения предназначены для бесконтактного измерения температуры по тепловому излучению нагретых тел. Наиболее распространены радиационные пирометры.

Действие радиационного пирометра основано на измерении всей энергии излучения нагретого тела. Лучи от нагретого тела объективом фокусируются на зачерненной пластинке и нагревают ее. Температура пластинки при этом оказывается пропорциональной энергии излучения, которая зависит от измеряемой температуры. Для измерения температуры пластинки обычно применяют батарею последовательно включенных термопар, ЭДС которой может быть измерена милливольтметром или потенциометром [33, 38].

Радиационные пирометры применяют для измерения температур от 100 до 2500 °С. В комплект пирометра входят телескоп, измерительный прибор и вспомогательное оборудование, предназначенное для защиты телескопа от воздействия измеряемой среды (копоти, пыли, высокой окружающей температуры).

При измерении температуры до 1800°С датчиком температуры является термопара.

При изменении температуры регулируемой среды ЭДС термопары изменяется. Термопара подключена к входу преобразователя НП-ТЛ (нормирующий преобразователь, работающий с термопарой,

линеаризационный). Преобразователь НП-ТЛ изменение ЭДС термопары преобразует в сигнал постоянного тока от 0 до 5 мА. С выхода НП-ТЛ сигнал поступает на вход преобразователя, далее обработка сигнала происходит так же, как и в случае с термометром сопротивления.

Использование пирометров для дистанционного измерения высоких температур газа не нашло широкого применения в авиационных ГТД из-за малого ресурса элементов оптической системы, а применение лазерной термометрии возможно только на опытных двигателях [8]. Ограниченность ресурса оптической системы пирометра связана с потерей прозрачности кварцевого стекла из-за нагароотложения на его внешней поверхности. Потеря прозрачности, как правило, наступает после двадцати пяти часов наработки.

Помимо пирометров, существуют на данный момент струйные системы измерения температуры, которые обладают высоким быстродействием, взрывобезопасностью и пожаробезопасностью, нечувствительностью к электромагнитным и радиационным полям, простотой конструкции и высокой надежностью [3, 77].

Недостатком существующих струйных систем является невысокая точность измерения, порядка 5-10 % [3,48]. Повышение точности осложняется отсутствием завершеного теоретического описания рабочего процесса струйных систем измерения температуры. Струйные системы измерения имеют большие перспективы совершенствования в плане сопряжения с электронными цифровыми системами обработки данных.

Помимо этого существуют еще струнные системы измерения, в которых используется струна из термоустойчивого материала. Под влиянием струи проходящего газа из турбины происходят колебания струны и по графику зависимости частоты колебаний от температуры узнают температуры газа за турбиной. Недостатком этого метода является возникновение длинных волн, которые могут негативно влиять на частоту колебаний струны [6].

Последнее время популярность набирают интеллектуальные преобразователи температуры, наподобие датчиков серии Метран-280 (г. Казань, группа компаний «Новые технологии») (рисунок Е1) [99].



Рисунок Е1 Термопара Метран 280

Преобразователи температуры (ПТ) Метран 280 предназначены для точных измерений температуры в составе автоматизированных систем управления технологическими процессами (АСУ ТП). Первичные преобразователи: Pt100 с возможностью измерения температуры до 500 °С; ТХА (К) с возможностью измерения температуры до 1000 °С; ТНН(N) с возможностью измерения температуры до 1200 °С.

Конструктивно ПТ Метран 280 состоит из первичного преобразователя и электронного преобразователя (ЭП), встроенного в корпус соединительной головки. В качестве первичного термопреобразователя в Метран 281 используются чувствительные элементы из термопарного кабеля с номинальной статической характеристикой (НСХ) типа К по ГОСТ 6616, в Метран 286 платиновые резистивные чувствительные элементы с НСХ типа Pt100 по ГОСТ 6651, в Метран 288 чувствительные элементы из термопарного кабеля с НСХ типа N по ГОСТ 6616. ЭП преобразует сигнал первичного преобразователя температуры в унифицированный выходной сигнал постоянного тока 4-20 мА с наложенным на него цифровым сигналом HART в стандарте Bell202.

Термопара представляет собой спай из двух разнородных металлических проводников (термоэлектродов), которые предназначены для измерения температуры в объекте (рисунок Е2), где

- 1 – «горячий» спай (рабочий);
- 2 - положительный термоэлектрод;
- 3 - отрицательный термоэлектрод;
- 4 - «холодные» концы (свободные);
- 5 – компенсационные провода.

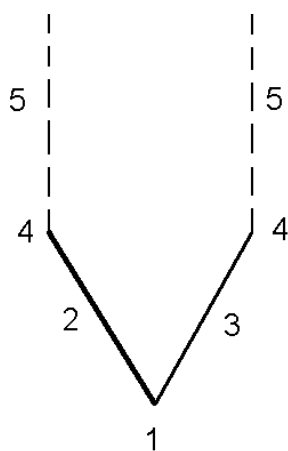


Рисунок Е2 Схема термопары

Принцип действия термопары основан на термоэлектрическом эффекте (эффект Зеебека). Он гласит: «В замкнутой цепи из двух разнородных металлических проводников возникает электрический ток, если два места соединения (спая) имеют разную температуру». Термо ЭДС на концах термопары зависит от материала термоэлектродов и температуры «горячего» и «холодного» спаев.

Для технических измерений применяют термопары из следующих материалов:

1.ТХК - термопара хромель – копель, пределы измерения от  $-50^{\circ}\text{C}$  до  $+600^{\circ}\text{C}$  (кратковременно  $800^{\circ}\text{C}$ );

2.ТХА - термопара хромель – алюмель, от  $-50^{\circ}\text{C}$  до  $+1000^{\circ}\text{C}$  (кратковременно  $1300^{\circ}\text{C}$ );

3.ТПП - термопара платинародий – платина от  $-20^{\circ}\text{C}$  до  $+1300^{\circ}\text{C}$  (кратковременно  $1600^{\circ}\text{C}$ );

4.ТПР - термопара платинародий от  $+300^{\circ}\text{C}$  до  $+1600^{\circ}\text{C}$  (кратковременно  $+1800^{\circ}\text{C}$ )

5.ТВР - термопара вольфрам – рений (до  $2300^{\circ}\text{C}$ )

Градуировки термопар: Гр. ХК; Гр. ХА; Гр. ПП; Гр. ПР<sub>30/6</sub>; Гр. ВР<sub>5/20</sub>.

Положительным является электрод, материал которого стоит первым в градуировке, отрицательным - второй.

Применение компенсационных проводов позволяет как бы удлинить термопару и перенести ее свободные концы на вход вторичного прибора. Их изготавливают из материалов, которые развивают ту же термо-ЭДС, что и сама термопара. Например, для ТХК применяют хромель-копелевые провода, а для ТХА один провод - медный, а другой - константановый (60% Cu + 40% Ni).

В этой связи свободные концы термопары либо подлежат термостатированию, либо в показания термоэлектрического термометра должна быть внесена поправка. В лабораторных условиях температуру свободных концов обычно поддерживают равной  $0^{\circ}\text{C}$ . Для этой цели свободные концы термоэлектрического термометра, спаянные с медными проводниками, погружают в стеклянные пробирки с небольшим количеством масла, помещенные, в свою очередь, в сосуд Дьюара, наполненный тающим льдом. При этом необходимо, чтобы свободные концы были погружены в лед на глубину не менее (100-150) мм. При этом способе компенсация температуры свободных концов не требуется.

Для большинства случаев измерения температуры в промышленных условиях термостатирование не является приемлемым вариантом ввиду громоздкости термостатирующих устройств и потребности в постоянном наблюдении за ними. В этом случае необходимо вводить поправку на

температуру свободных концов. Она должна компенсировать разницу между градуировочной температурой (0 °С) и текущей температурой в помещении.

В настоящее время в авиационных системах широко применяется автоматическое введение поправки на температуру свободных концов ТП при помощи специальных компенсирующих устройств, которые располагаются отдельно или встраиваются во вторичный прибор.

При подключении термопар к измерительным устройствам обязательно возникают дополнительные контакты между термопарой и соединительными проводниками. Существует несколько программных и аппаратных способов обеспечения точности измерений с помощью термопар, из которых наибольшее распространение получил метод компенсации холодного спая. Суть его заключается во введении в измерительную цепь источника напряжения с ЭДС, равной по величине и противоположной по знаку термо - ЭДС контакта. Обычно такие устройства уже входят в состав готовых измерительных модулей и контроллеров для подключения термопар, и у пользователя не возникает необходимости создавать и настраивать их самому.

Итак, после измерения термо - ЭДС термопары остаётся преобразовать её в показания стрелки. К сожалению, у большинства термопар зависимость термо - ЭДС от температуры в некоторых диапазонах имеет нелинейный характер. Для достижения высокой точности измерений термопары во всём диапазоне рабочих температур необходима ее калибровка. Простейший и наиболее точный метод калибровки заключается в составлении и размещении в памяти ЭВМ таблицы соответствия значений термо-ЭДС и температуры, измеренной с помощью образцового термометра.

По типу исполнения стандартные ТЭП делятся на:

- а) погружаемые и поверхностные;
- б) стационарные и переносные;
- в) одинарные, двойные и тройные;
- г) однозонные и многозонные;
- д) обыкновенные, водозащищенные, взрывобезопасные и т.д.

Возможны различные сочетания этих исполнений.

Выпускаются одинарные (с одним чувствительным элементом) и двойные (с двумя чувствительными элементами) термоэлектрические преобразователи различных типов.

В настоящее время во всём мире широкое распространение получили термоэлектрические преобразователи, изготавливаемые из термопарного кабеля (рисунок Е3). Он представляет собой гибкую металлическую трубку с расположенными внутри неё одной или двумя парами термоэлектродов, расположенными параллельно друг другу. Пространство вокруг термоэлектродов заполнено сильно уплотнённой мелкодисперсной минеральной изоляцией. Максимальная температура применения зависит как от материала термоэлектродов, так и от материала оболочки и диаметра кабеля. Самыми высокотемпературными из кабельных термопар из неблагородных металлов являются нихросил-никелевые термопары в оболочке из высоконикелевого сплава, например, Alloy 600. Они могут длительное время выдерживать температуру 1150 °С (для диаметра свыше 4,5 мм). Тонкие термопары этого же типа, диаметром 0,5 - 4,5 мм, имеют предел рабочих температур 700 °С.

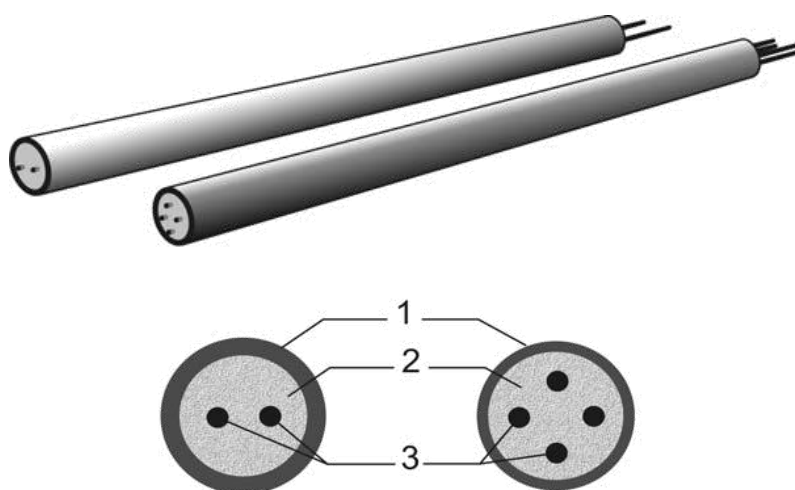


Рисунок Е3 Термопарный кабель с одной или двумя парами термоэлектродов:

1 - оболочка кабеля; 2 - минеральная изоляция (MgO); 3 – термоэлектроды

В РФ выпускают термопарный кабель с двумя типами термоэлектродов: КТМС-ХА и КТМС-ХК (кабель термопарный с минеральной изоляцией в стальной оболочке с хромель-алюмелевыми или хромель-копелевыми термоэлектродами) диаметром от 0,9 до 7,2 мм с изоляцией из электротехнического периклаза. Оболочка кабеля изготовлена из жаростойкой стали или сплава. Термопарный кабель за счёт высокой плотности заполнения периклазом выдерживает изгиб на 180 ° вокруг цилиндра диаметром, равным пятикратному диаметру кабеля [112-117].

Достоинства кабельных термопар:

- более высокие термоэлектрическая стабильность и рабочий ресурс по сравнению с проволочными термопреобразователями (в 2-3 раза);
- возможность изгиба, монтажа в труднодоступных местах, в кабельных каналах, при этом длина ТП может достигать 60-100 метров. Термопары можно приваривать, припаивать или просто прижимать к поверхности для измерения её температуры;
- малый показатель тепловой инерции, позволяющий применять их для регистрации быстропротекающих процессов;
- универсальность применения для различных условий эксплуатации, хорошая технологичность, малая материалоемкость;
- способность выдерживать большие рабочие давления;
- возможность изготовления на их основе термопреобразователей в защитных чехлах блочно-модульного исполнения, обеспечивающих дополнительную защиту термоэлектродов от воздействия рабочей среды и создающих возможность оперативной замены чувствительного элемента.

Недостатки:

- для получения высокой точности измерения (до  $\pm 0,01$  °С) требуется индивидуальная градуировка термопары;



- на показания влияет температура свободных концов, на которую необходимо вносить поправку. В современных конструкциях измерителей на основе термопар используется измерение температуры блока холодных спаев с помощью встроенного термистора или полупроводникового датчика и автоматическое введение поправки к измеренной ТЭДС;
- эффект Пельтье (в момент снятия показаний необходимо исключить протекание тока через термопару, так как ток, протекающий через неё, охлаждает горячий спай и разогревает холодный);
- зависимость ТЭДС от температуры существенно нелинейна. Это создает трудности при разработке вторичных преобразователей сигнала;
- возникновение термоэлектрической неоднородности в результате резких перепадов температур, механических напряжений, коррозии и химических процессов в проводниках приводит к изменению градуировочной характеристики и погрешностям до 5 К;
- на большой длине термопарных и удлинительных проводов может возникать эффект «антенны» для существующих электромагнитных полей.

В термометрах типа ТВГ, ТСТ термопары соединяются электрически в одну термобатарейку последовательно. В измерительных системах термопреобразователи имеют две комбинации параллельно или параллельно - последовательно соединенных термоэлектродов, при этом одна группа термопреобразователей используется непосредственно для измерения температуры, а другая - в качестве датчика регулятора температуры. Указанные способы соединения позволяют получить суммарную термо-ЭДС, пропорциональную среднему значению температуры выходящих газов. Соединение термопреобразователей осуществляется в соединительных коробках, расположенных в таком месте самолета, где температура окружающей среды меняется незначительно и не превышает 100 °С.

Сдвоенная термопара Т-99 имеет неразъемную конструкцию (рисунок Е4) и состоит из корпуса 1, термоэлектродов 4, выполненных из сплавов хромеля (положительные) и алюмеля (отрицательные), и штуцера 9. В корпусе

термопары, изготовленном из жаропрочного сплава, размещены два независимо работающих термоэлектродных спая 8, находящихся непосредственно в газовом потоке. Камера торможения 6 имеет два входных отверстия 5 диаметром 3 мм и одно выходное отверстие 7 диаметром 4 мм, что позволяет получить усредненную температуру по высоте термопары. Штуцер 9 запрессован и припаян к корпусу 1 термопары.

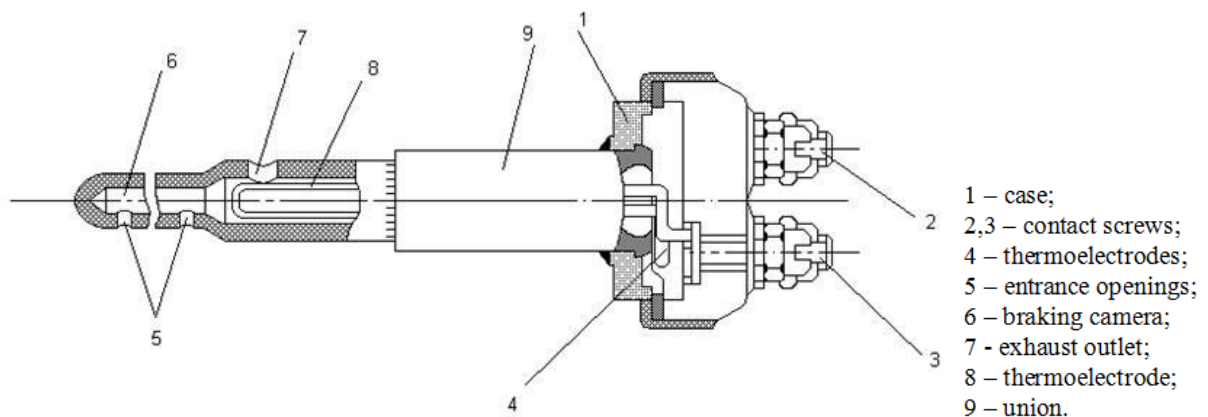


Рисунок Е4 Термопара Т – 99: 1 – корпус; 2,3 – контактные винты; 4 – термоэлектроды; 5 – входные отверстия; 6 – камера торможения; 7 - выходное отверстие; 8 – термоэлектродный спай; 9 – штуцер

Термоэлектроды 4 приварены к контактным винтам 2 и 3. Термопары соединяют в термобатарейку из 12 параллельно включенных термопар и подключают к указателю соединительными проводами из термоэлектродного материала (хромеля и алюмеля). Для подгонки сопротивления внешней цепи термометра (включая термопары) до величины  $(7.5 \pm 0.1)$  Ом при температуре  $+20$  °С в штепсельный разъем, подходящий к указателю, впаяно дополнительное сопротивление. Головка термопары выдерживает рабочую температуру до  $+200$  °С, предельную - до  $+250$  °С.

Термоэлектрические термометры предназначены для измерения высоких температур. Термопары этих приборов защищены оболочками, обладающими жаростойкостью, газонепроницаемостью, способностью выдерживать резкие

изменения температуры, хорошей теплопроводностью и механической прочностью.

Авиационным термометрам свойственны погрешности: температурные методические, температурные инструментальные и динамические.

Температурные методические погрешности термометров возникают прежде всего из-за того, что температура термопреобразователя не совпадает с температурой контролируемой среды. Совпадение этих температур и, следовательно, уменьшение методической погрешности зависит от размеров, формы, материалов термопреобразователя, от условий и способа передачи тепла, от степени заторможенности газового потока [9, 64 - 66].

Характер теплообмена между средой и чувствительным элементом влияет на динамическую погрешность, т.е. на запаздывание показаний термометра. Эта погрешность характеризуется постоянной времени термометра и зависит от свойств прибора и скорости изменения измеряемой температуры. Для уменьшения ее в приемниках П-77 (выпускаются Казанским заводом ОАО “Электроприбор”) устанавливают бронзовые посеребренные пластины, в термометрах ТЦТ термопару крепят к медному кольцу, а в термопарах термоэлектрических приборов, измеряющих температуру выходящих газов, уменьшают объем камеры торможения. Применяемые меры достаточно эффективны, но позволяют снизить постоянную времени лишь до определенной величины. Например, постоянная времени термометра (в секундах) для преобразователей П-1 равна 3 с, для П-5 – от 2 до 3 с, для термопреобразователей ТВГ – примерно 2,5 с.

В термоэлектрических термометрах температурные методические погрешности возникают из-за изменения температуры холодного спая, возникновения паразитных термо-ЭДС, изменения сопротивления измерительной цепи, неполного торможения газового потока.

Для уменьшения влияния температуры холодного спая в термометрах ИТГ, ТЦТ применяют биметаллические корректоры, в термометрах ТВГ - термопары градуировок НК-СА и НЖ-СК, генерирующие термо-ЭДС при

температуре горячего спая более 100 – 300 °С, в измерительной аппаратуре ИА устанавливают схемы компенсации.

Инструментальные погрешности в термоэлектрических термометрах серии ИТГ, ТВГ и ТЦТ возникают из-за изменения сопротивления рамок измерительных механизмов показывающих приборов, а также из-за влияния внешних электрических и магнитных полей, трения и т. д.

Температурные инструментальные погрешности уменьшают путем включения термочувствительных резисторов с положительным термокоэффициентом сопротивления (ТКС). Для уменьшения погрешностей от влияния внешних полей в указателях применяют экран из пермаллоя.

К надежности и исправности термоэлектрических термометров предъявляются особо высокие требования, так как контроль теплового режима авиационных двигателей существенным образом влияет на предотвращение преждевременного снятия их с эксплуатации и безопасность полетов. Так, при запуске двигателя, а также в полете возможны превышения значений температуры выходящих газов за предельные (критические). Чтобы предотвратить последствия заброса температур из-за недостаточного внимания членов экипажа, применяют, кроме автоматов ограничения, устройства сигнализации о критических значениях температур. Например, в измерительной аппаратуре 2ИА – 7А (выпускает Казанский завод ОАО «Электроприбор», работает совместно с хромель-алюмелевыми термопарами, например Т-21-1, Т-38-3, Т-93 и другими) в зависимости от того, на каком объекте она устанавливается, предусмотрена сигнализация восьми значений критических температур от 670 до 975 °С. Помимо этого, схемой измерения предусматривается встроенный контроль работоспособности, который в некоторых измерительных системах разделяется на контроль при работающем и контроль при неработающем двигателе.

Для термоэлектрических термометров типа ТВГ, ТЦТ, ТСТ характерно, что их работоспособность можно проверить только при работающих двигателях.

Механическим и электрическим датчикам температуры, соприкасающимся со средой, температура которой измеряется (сюда не входят пирометры излучения), свойственны следующие методические погрешности.

Погрешность из-за потерь от теплоизлучения и теплопроводности. Эта погрешность обусловлена тем, что температура стенок трубопровода отличается от измеряемой температуры газа или жидкости, текущих по этому трубопроводу. В результате, наряду с полезным теплообменом между средой и датчиком, возникает вредный теплообмен между датчиком и стенками трубопровода, вследствие лучеиспускания и теплопроводности (вследствие оттока тепла к месту крепления датчика). Это приводит к тому, что температура датчика отличается от температуры среды и возникает методическая погрешность. Для уменьшения этой погрешности следует увеличивать длину погруженной части и периметр датчика, уменьшать толщину стенок, теплоизолировать внутреннюю поверхность трубопровода, непогруженную часть датчика и место его крепления.

Погрешность от неполного торможения газового потока. В термометрах, предназначенных для измерения истинной температуры встречного потока воздуха, возникает погрешность, причиной которой является повышение температуры датчика из-за перехода в тепло кинетической энергии потока воздуха при его торможении датчиком.

Рассмотренные погрешности присущи всем типам преобразователей температуры.

Одним из важных требований, предъявляемых к характеристикам ИУС ГТД, является высокая точность поддержания (ограничения) заданной температуры газа на установившихся и переходных режимах его работы, так как качество управления на режимах, предельных по температуре газа, является важным для получения требуемых характеристик и сохранения ресурса двигателя. Погрешности регулирования температуры газа на установившихся режимах не должны превышать 5. .10 К, а на переходных режимах допустимая величина «заброса» температуры составляет 30. .50 К на время не более 0,5. .1с.

При этом скорость изменения температуры газа на переходных режимах может достигать 500 К/с [20, 21, 22, 26].

В качестве измерителей температуры газа в ИУС ГТД обычно из всех рассмотренных используются термопары, которые для защиты от повреждений помещают в корпус (чехол). В таком конструктивном исполнении измеритель имеет достаточно большую инерционность, препятствующую получению требуемой динамической точности регулирования (ограничения) температуры газа при быстропротекающих переходных процессах в двигателе, например, таких как приемистость. Для улучшения динамических свойств регулятора температуры газа применяют алгоритмическую компенсацию инерционности измерителя, вводя в сигнал управления воздействие по производной от сигнала измерения. Повышение качества компенсации достигается путем коррекции параметров алгоритма по давлению воздуха за компрессором или комплексу параметров.