

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Тольяттинский государственный университет»

Институт машиностроения
(наименование института полностью)

Кафедра «Промышленная электроника»
(наименование)

11.03.04 Электроника и наноэлектроника
(код и наименование направления подготовки, специальности)

Электроника и робототехника
(направленность (профиль) / специализация)

**ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА
(БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА)**

по теме Разработка электронного блока управления (ЭБУ)
пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ПуВРД)
с аэродинамическим клапаном

Студент

К.А. Сиденко
(И.О. Фамилия)

(личная подпись)

Руководитель

к.т.н., Е.С. Глибин
(ученая степень, звание, И.О. Фамилия)

Консультант

к.ф.н., доцент, М.М. Бажутина
(ученая степень, звание, И.О. Фамилия)

Аннотация

Объем бакалаврской работы 56 стр., 28 рисунков, 7 таблиц, 20 источников, 1 приложение.

В данной бакалаврской работе был разработан опытный образец электронного блока управления пульсирующего воздушно-реактивного двигателя с аэродинамическим клапаном.

Цель работы: разработка электронного блока управления (ЭБУ), который в зависимости от скорости набегающего потока воздуха должен создавать требуемое давление топлива в топливопроводе, и соответствующий расход топлива.

Задачи работы заключались в анализе существующих решений на основании результатов патентного поиска, определении технических характеристик датчиков и исполнительных механизмов, разработка структурной, принципиальной электрической схем, разработка алгоритма и программного кода, разработка печатной платы и изготовление образца.

Работа состоит из трех глав, в которых решены упомянутые задачи.

Расчет номиналов компонентов аналоговых цепей проводился с использованием системы автоматизированного проектирования (САПР) PTC Mathcad Prime 6.0.0.0. Для создания структурной и принципиальной электрической схем, а также блок-схемы алгоритма использовалась САПР sPlan 7.0. Разработка программного кода велась в интегрированной среде разработки Arduino IDE. Для трассировки печатной платы использовалась САПР Sprint Layout 6.0.

Областью применения данной разработки является беспилотная авиация, дальнейшее развитие которой требует применения новых конструкторских решений для повышения технологичности производства, снижения себестоимости, улучшения летных характеристик.

Abstract

The title of the bachelor's thesis is: «Development of an electronic control unit for a pulsating air-jet engine with an aerodynamic valve».

The work consists of a 56-page explanatory note including 28 figures, 7 tables, a list of 20 references, 1 appendix.

The aim of the work is to develop an electronic control unit, which, depending on the speed of the oncoming air flow should create the required fuel pressure in the fuel line, and the corresponding fuel flow rate.

The first part was an analysis of existing solutions based on the results of the patent search.

In the second part the technical characteristics of the sensors and actuators were determined, structural and circuit diagrams were developed.

The next part included involved the development of the algorithm and program code, the development of the printed circuit board, and the manufacture of the sample.

It can be concluded that all the set tasks are fulfilled, the presented work can be used in the field of unmanned aviation as an innovative design solution.

Содержание

Введение.....	5
1 Состояние вопроса	8
2 Схемотехническая часть.....	10
3 Программная часть.....	33
Заключение	53
Список используемой литературы	54
Приложение А Текст программы	57

Введение

В настоящее время беспилотные летательные аппараты широко используются в различных сферах деятельности. В качестве перспективного направления развития в области беспилотной авиации рассматривается разработка эжекторного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ЭПуВРД), имеющего простую конструкцию из-за отсутствия подвижных деталей и низко затратного в производстве. Преимуществом данной конструкции является прогрессивная тяговая характеристика, т.е. с увеличением скорости набегающего потока увеличивается наполнение воздухом камеры сгорания и, как следствие, тяга двигателя возрастает [6, 7].

Существуют различные модификации ЭПуВРД, но основное их устройство следующее (рисунки 1, 2): топливо, распыляемое форсункой 1, попадает вместе с потоком набегающего воздуха в первый смеситель 2, где происходит образование топливо-воздушной смеси. Далее смесь попадает во второй смеситель 4, минуя эжектор 5. На выходе из второго смесителя поток смеси, отражаясь о стенку 8 и козырек 7, попадает в камеру сгорания 19.

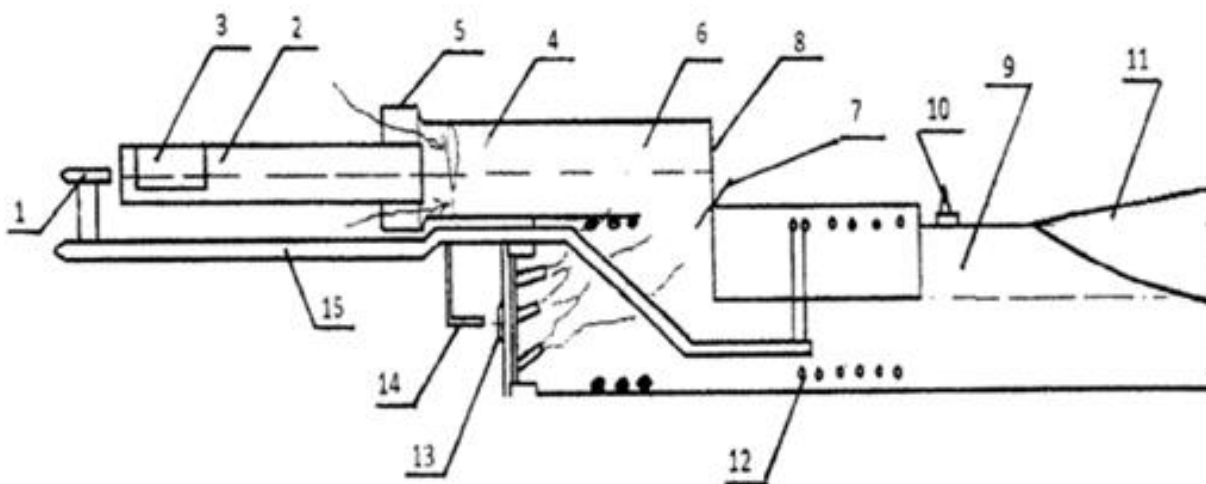


Рисунок 1 – ЭПуВРД с аэродинамическим клапаном

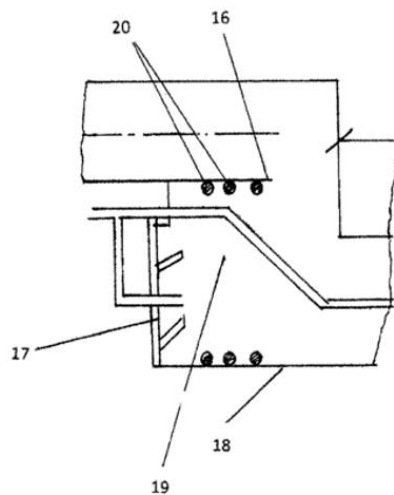


Рисунок 2 – ЭПуВРД, вторая впускная труба-смеситель и камера сгорания, крупный план

В двигателе установлены поперечные кольца 12, 20 (спирали Щелкина), увеличивающие турбулентность при выходе горячей топливной смеси из камеры сгорания. В процессе горения смесь поступает в резонаторную трубу 9, имеющую на конце расширение 11. Пуск двигателя осуществляется от свечи зажигания 10. Характерной, но не принципиальной, особенностью двигателя, показанного на рисунках 1, 2, является наличие на стенке 17 аэродинамического клапана 13 для дополнительной подачи воздуха в камеру сгорания 19 и форсунка 14, подсоединенная к топливопроводу 15. Аэродинамический клапан может устанавливаться на модификациях ЭПуВРД, предназначенных для более высоких скоростей полетов, чем модификации без такого клапана [9-11, 14, 15].

Цель работы состоит в том, чтобы разработать электронный блок управления (ЭБУ), который в зависимости от скорости набегающего потока воздуха должен создавать требуемое давление топлива в топливопроводе, и соответствующий расход топлива. Зависимости расхода топлива от воздушной скорости различны для разных модификаций двигателей и определяются опытным путем во время стендовых испытаний. Кроме регулирования расхода топлива, ЭБУ должен регистрировать некоторые

параметры работы двигателя, то есть иметь функцию самописца. Таким образом, ЭБУ должен с помощью датчиков замерять следующие физические величины:

- скорость набегающего потока воздуха;
- давление топлива в топливной рампе;
- давление в камере сгорания;
- температуры в определенных точках двигателя.

Особенностью всех пульсирующих воздушно-реактивных двигателей является то, что для надежного запуска требуется некоторая начальная скорость воздушного потока, т.е. необходима продувка двигателя перед стартом. Также для увеличения дальности действия летательного аппарата (ЛА), оснащенного любым двигателем, необходимо придать ему, например, с помощью наземных пусковых устройств или твердотопливных ускорителей, некоторую начальную скорость. То есть летательный аппарат, оснащенный ЭПуВРД, будет испытывать некоторое ускорение при старте, что можно использовать в качестве сигнала для ЭБУ о начале работы. Для этого ЭБУ требуется оснастить акселерометром. Для осуществления функции самописца требуется наличие съемного энергонезависимого устройства хранения данных, например, карты Flash памяти microSD формата. Управление расходом топлива ЭБУ осуществляет с помощью исполнительных механизмов, которыми являются электрические топливные насосы, работающие совместно, а также электромагнитный (соленоидный) клапан, перекрывающий подачу топлива в двигатель. Для управления исполнительными механизмами в ЭБУ имеются транзисторные ключи с импульсной нагрузочной способностью не менее 50 А. Питание всей системы управления должно осуществляться от литий-полимерного аккумулятора с номинальным напряжением 14,8 В и емкостью 4000 мА·ч.

1 Состояние вопроса

В результате патентного поиска был обнаружен патент на полезную модель RU15917U1 «Электронный блок управления системой питания двигателя внутреннего сгорания сжиженным газом» [12]. Представленная полезная модель структурно схожа с объектом разработки множеством подключаемых датчиков и исполнительных механизмов для определения расхода топлива по показаниям датчиков давления и заложенной в электронный блок программы: «электронный блок управления содержит процессор, входы которого выполнены с возможностью соединения со средством регулирования количества газа, датчиком числа оборотов двигателя, с датчиком разрежения в коллекторе, с датчиком температуры, с резистивным датчиком, датчиком λ – зонда, с датчиком температуры подаваемого газа, выходы процессора выполнены с возможностью подключения к газовому клапану, к электромагнитному клапану, подающему сжатый газ в редуктор, и к двум электромагнитным клапанам, подающим газ из редуктора в коллектор».

Также был обнаружен патент на изобретение RU2635757C1 «Способ управления прямоточным воздушно-реактивным двигателем крылатой ракеты» [8]. Представленное изобретение структурно и функционально схоже с объектом разработки методом измерения скорости набегающего потока воздуха с помощью датчика давления: «способ управления прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД) крылатой ракеты (КР), включающий измерение командных давлений, температуры топлива и положения датчиков обратной связи, установленных в приборном отсеке и на агрегатах силовой установки, преобразование информации с датчиков давлений и температуры и передачу преобразованной информации по каналу обмена информацией к вычислителю, обработку полученной информации в вычислителе по заранее установленным алгоритмам поддержания скорости летательного аппарата на различных высотах движения аппарата, выдачу

управляющих сигналов на агрегаты ПВРД, обеспечение самоконтроля блоков, датчиков и клапанов агрегатов ПВРД». На рисунке 3 показана структура системы управления, представленная в патенте.

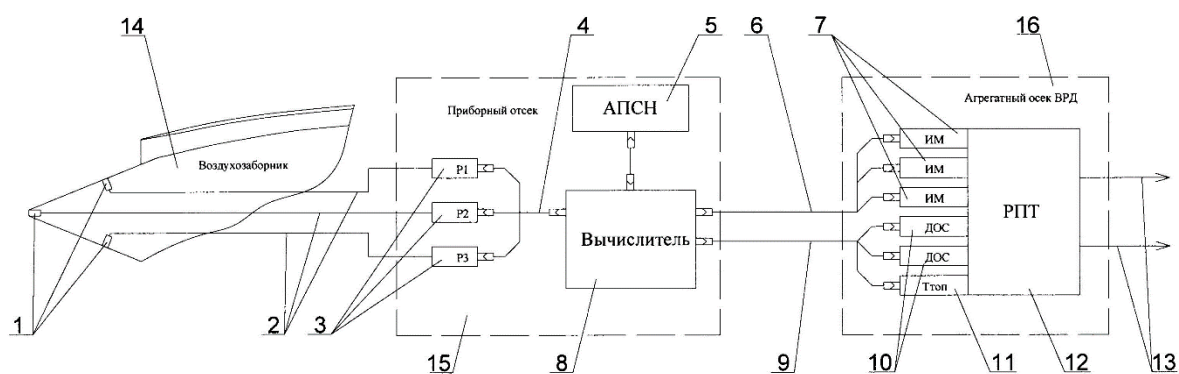


Рисунок 3 – Структура системы управления

Тем не менее в ходе патентного поиска не удалось обнаружить в открытых источниках информации каких-либо полных или частичных аналогов разработки, представленной в данной бакалаврской работе. Это свидетельствует о том, что тема работы является актуальной, но малоизученной, и поэтому нуждается в дальнейшем исследовании.

Выводы по разделу

В первой части работы был проведен анализ существующих решений на основании результатов патентного поиска. Определены функциональные структуры, способы решения конструкторских задач.

2 Схемотехническая часть

Структурная схема электронного блока управления пульсирующего воздушно-реактивного двигателя показана на рисунке 4.



Рисунок 4 – Структурная схема ЭБУ

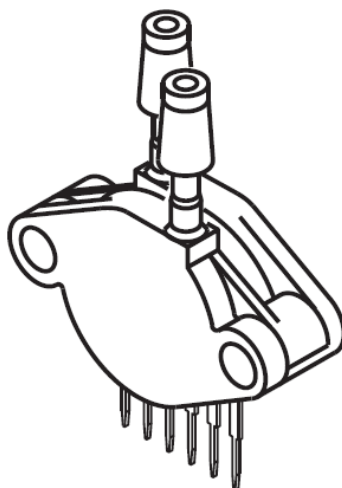
Датчики температуры 1, 2 необходимы для замеров температуры в характерных точках двигателя, например, на выходе змеевика для замера температуры топлива и рядом с камерой сгорания для определения момента времени, когда двигатель будет прогрет до рабочей температуры. В качестве датчиков температуры используются термопары. Сигналы с термопар усиливаются, затем усиленные сигналы поступают на входы фильтров низких частот (ФНЧ) для фильтрации высокочастотных помех. Датчик воздушной скорости необходим для замера скорости набегающего потока воздуха, т.е. скорости полета ЛА, и представляет собой дифференциальный датчик давления, подключенный к трубке Пито. Сигнал на выходе датчика пропорционален разнице давлений в разных коленах трубки Пито и далее поступает на входы ФНЧ. Датчик давления в камере сгорания представляет собой датчик манометрического типа и нужен для замера давления в камере сгорания. Сигнал с выхода датчика подается на вход ФНЧ, частота среза которого выбрана такой, что происходит интегрирование сигнала датчика, и на вход аналого-цифрового преобразователя (АЦП) микроконтроллера подается среднее значение сигнала давления в камере сгорания, что позволяет уменьшить время цикла выполняемой программы, увеличить быстродействие системы управления. Датчик давления топлива нужен для замера давления топлива в топливопроводе. Так как датчик подключается по схеме токовой петли с диапазоном 4..20 мА, то для осуществления аналого-цифрового преобразования требуется преобразование токового сигнала в сигнал напряжения с последующим усилением. Для снижения влияния на работу ЭБУ перенапряжений, создаваемых при коммутации исполнительных механизмов, выполнена гальваническая развязка между слаботочными и силовыми цепями системы управления. Питание микроконтроллера и измерительных цепей осуществляется через изолированные преобразователи постоянного тока, а сигналы управления транзисторными ключами от микроконтроллера передаются через оптопары.

В качестве датчиков температуры применены термоэлектрические преобразователи с термопарой в качестве чувствительного элемента. Принцип работы датчиков основан на возникновении термоэлектродвижущей силы (ТЭДС) в месте соединения двух проводников с разными термоэлектрическими свойствами. Значение ТЭДС зависит от разности температур двух спаев датчика – горячего и холодного. Горячий спай располагается в точке измерения температуры, а холодный в точке подключения к измерителю [13]. В данном случае используется датчик ДТПЛ014-00.20/2 производства фирмы ООО «Производственное Объединение Овен», имеющий хромель-копелевый чувствительный элемент, изолированный рабочий спай, расположенный внутри латунной защитной гильзы длиной 20 мм, кабельный вывод длиной 2 м, выполненный стеклонитью К11С6 с пропиткой кремнийорганическим лаком. В таблице 1 представлены некоторые технические характеристики датчика.

Таблица 1 – Технические характеристики датчика ДТПЛ014-00.20/2

Номинальная статическая характеристика	L (ХК) хромель-копель
Рабочий диапазон измеряемых температур	-40...+400 °С
Схема подключения	Двухпроводная
Сопротивление изоляции	100 МОм
Диаметр термоэлектродной проволоки	0,5 мм
Показатель тепловой инерции	≤ 20 с
Степень защиты по ГОСТ 14254	IP54

В качестве датчика воздушной скорости используется трубка Пито, подключенная к дифференциальному пьезорезистивному преобразователю давления. Принцип работы датчика основан на изменении сопротивления тонкопленочных резисторов, нанесенных на поверхность кремниевой мембраны, которая под действием давления деформируется, приводя к деформации резисторов. В данном случае используется датчик MPX5010DP производства фирмы «Freescale Semiconductor, Ltd», имеющий встроенные цепи температурной компенсации, обеспечивающие погрешность измерения не более 5% в диапазоне температур от 0 до 85 °С (рисунок 5). В таблице 2 представлены некоторые технические характеристики датчика [18].



**MPX5010DP
CASE 867C-05**

Рисунок 5 – Датчик воздушной скорости

Таблица 2 – Технические характеристики датчика MPX5010DP

Рабочий диапазон измеряемых давлений	0...10 кПа
Максимальное прикладываемое давление	40 кПа
Напряжение питания, постоянное	5,0 В
Потребляемый ток	5,0 мА
Чувствительность	450 мВ/кПа
Время отклика	1,0 мс
Диапазон рабочих температур	-40...+125 °С

В качестве датчика давления в камере сгорания используется аналогичный манометрический датчик MPX5100GP с большим рабочим диапазоном измеряемых давлений и погрешностью измерения не более 2,5% в диапазоне температур от 0 до 85 °С (рисунок 6).

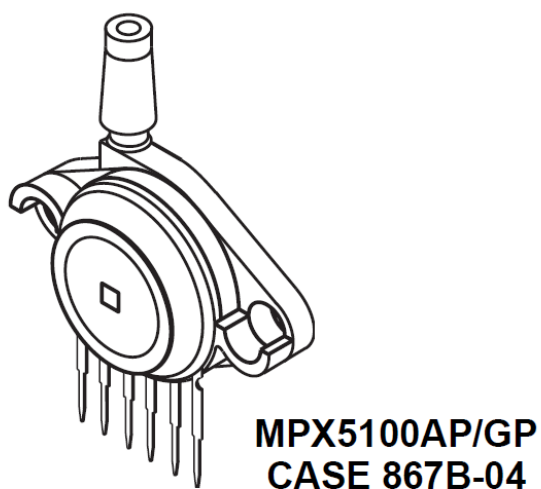


Рисунок 6 – Датчик давления в камере сгорания

В таблице 3 представлены некоторые технические характеристики датчика.

Таблица 3 – Технические характеристики датчика MPX5100GP

Рабочий диапазон измеряемых давлений	0...100 кПа
Максимальное прикладываемое давление	400 кПа
Напряжение питания, постоянное	5,0 В
Потребляемый ток	7,0 мА
Чувствительность	45 мВ/кПа
Время отклика	1,0 мс
Диапазон рабочих температур	-40...+125 °С

В качестве датчика давления топлива применен манометрический тензорезистивный преобразователь давления. Принцип работы датчика аналогичен выше рассмотренному, но в данном случае смачиваемые поверхности датчика изготовлены из нержавеющей стали, что позволяет использовать его для измерения давления топлива. В данном случае используется датчик R-1 производства фирмы «WIKА Alexander Wiegand SE & Co.KG», имеющий погрешность измерения не более 2 %, двухпроводную схему подключения типа токовая петля 4-20 мА (рисунок 7).



Рисунок 7 – Датчик давления топлива

В таблице 4 представлены некоторые технические характеристики датчика [20].

Таблица 4 – Технические характеристики датчика R-1

Рабочий диапазон измеряемых давлений	0...16 бар
Максимальное прикладываемое давление	32 бар
Напряжение питания, постоянное	7...30 В
Время отклика	$\leq 5,0$ мс
Диапазон рабочих температур	-25...+80 °С
Степень защиты по МЭК 60529	IP67

В качестве топливных насосов применяются автомобильные электрические топливные насосы совместимые с моделями автомобилей ВАЗ-2110, ВАЗ-2111, ВАЗ-2112 и др. (рисунок 8).



Рисунок 8 – Топливный насос

Применение автомобильных компонентов обусловлено подходящими характеристиками, низкой ценой, широкой распространенностью, множеством производителей и поставщиков. В таблице 5 представлены некоторые технические характеристики топливного насоса.

Таблица 5 – Технические характеристики топливного насоса

Диапазон напряжения питания	10,8–15 В
Номинальное напряжение питания	13,5 В
Потребляемый ток	≤ 7 А
Производительность	60 л/ч
Рабочее давление	295 кПа

На рисунках 9-11 представлена принципиальная электрическая схема электронного блока управления, разработанная на основании действующих стандартов [2-5].

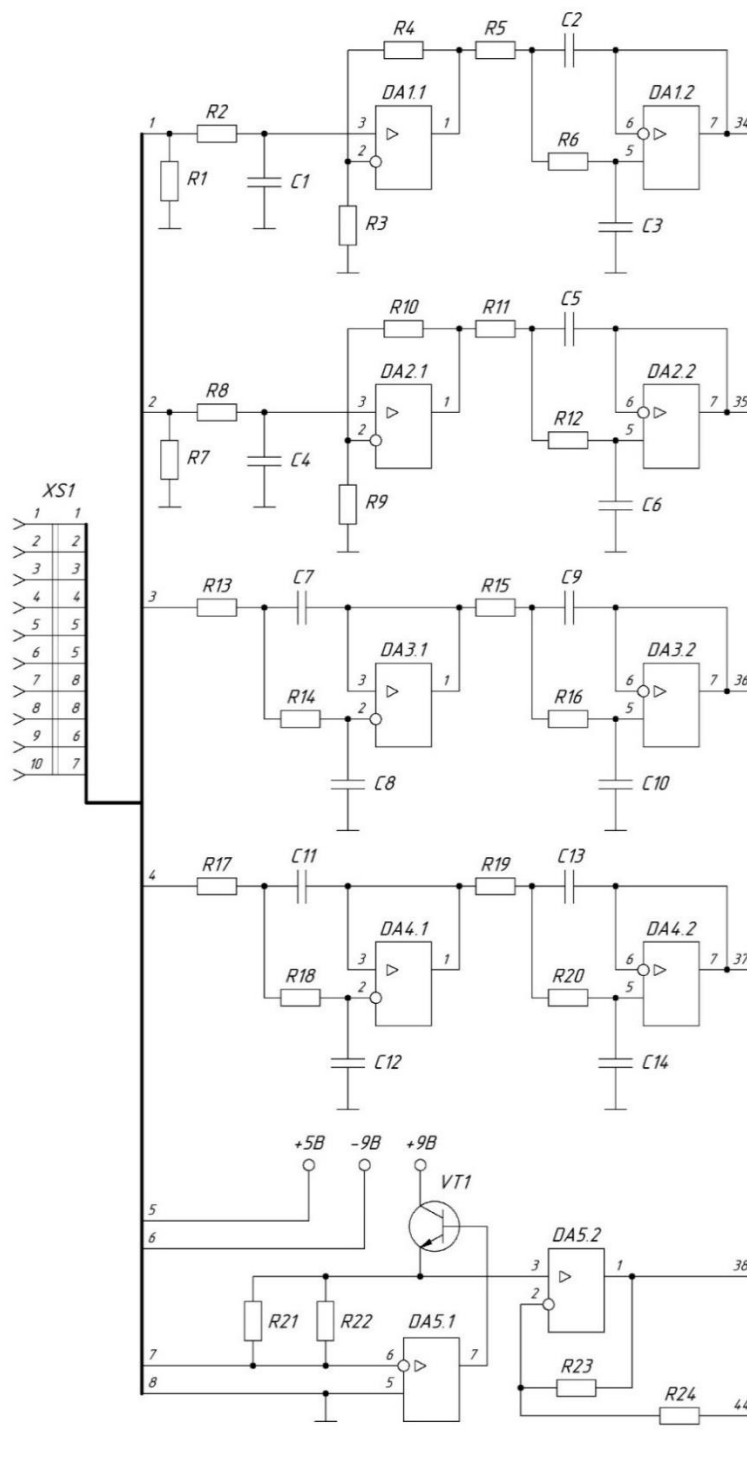


Рисунок 9 – Схема принципиальная электрическая ЭБУ

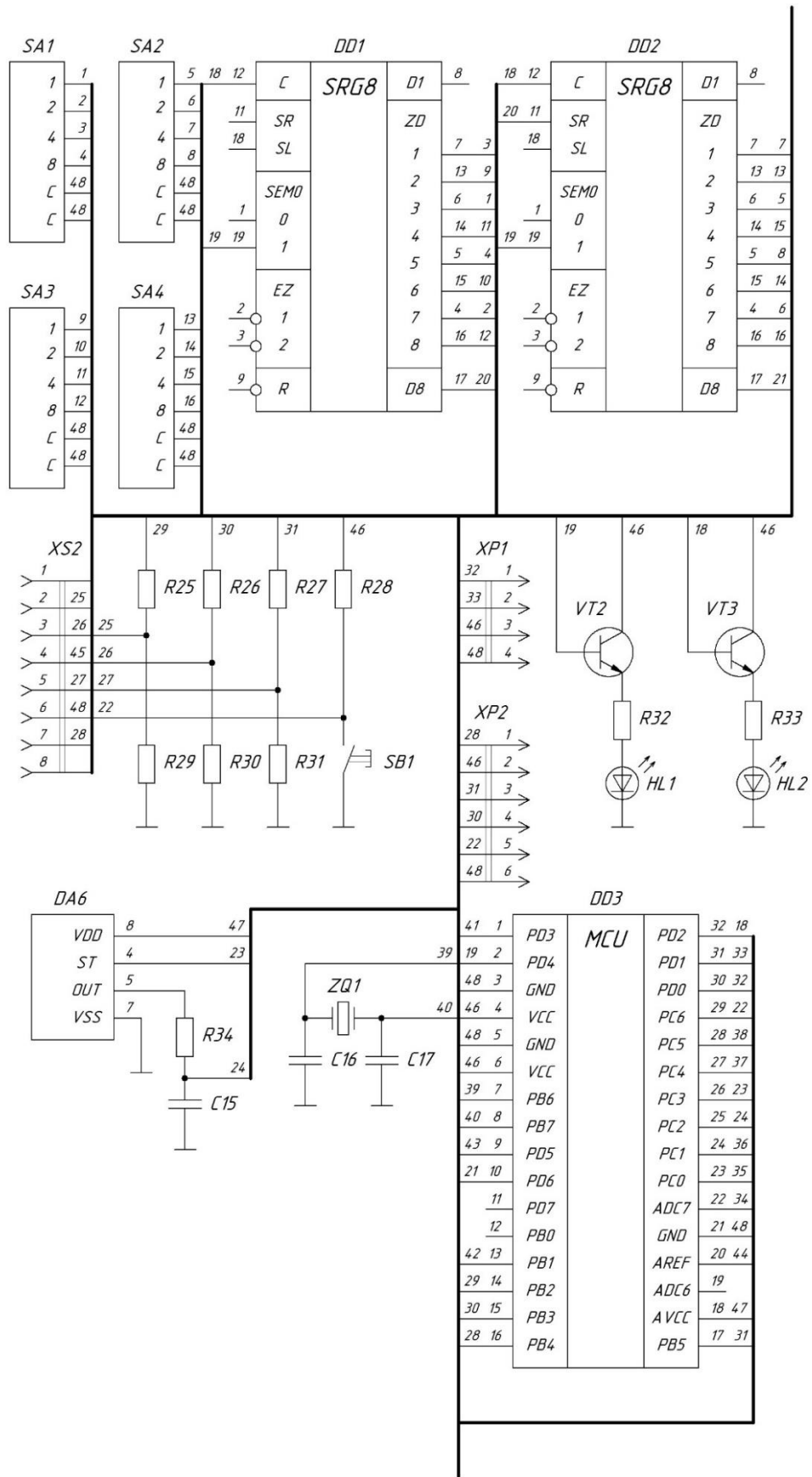


Рисунок 10 – Схема принципиальная электрическая ЭБУ (продолжение)

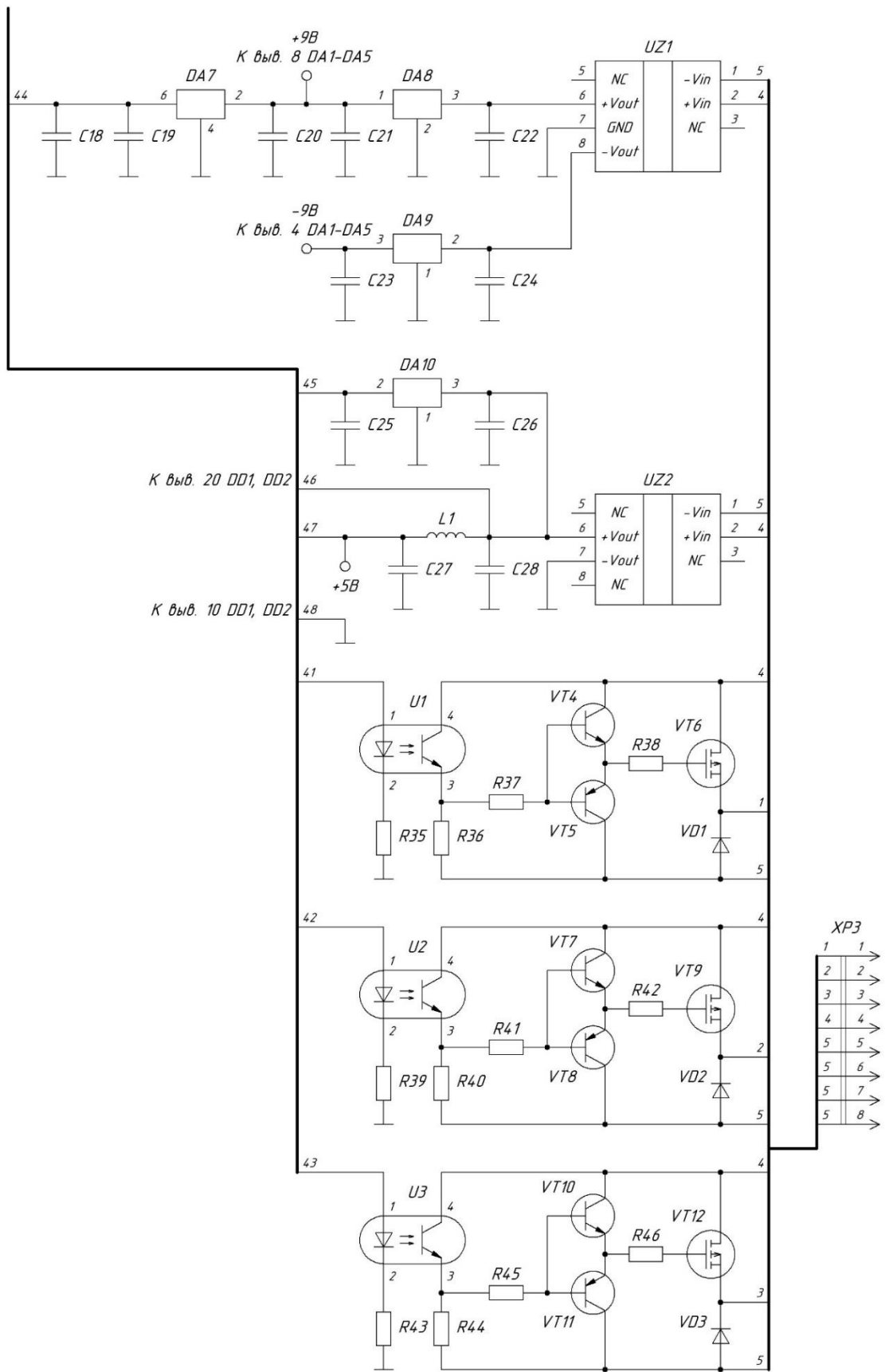


Рисунок 11 – Схема принципиальная электрическая ЭБУ (продолжение)

Для осуществления усиления сигнала датчика температуры 1 используется схема неинвертирующего усилителя на операционном усилителе (ОУ). В данном случае коэффициент усиления подбирался таким образом, чтобы значение усиленного сигнала после аналого-цифрового преобразования представляло собой температуру в градусах Цельсия. Коэффициент усиления задается резисторами R3, R4 и вычисляется по формуле (1):

$$K_U = \frac{R4}{R3} + 1. \#(1)$$

Номиналы резисторов R3, R4 выбраны из следующих соображений: так как входы ОУ тока практически не потребляют, то нагрузкой выходного каскада ОУ, кроме следующего каскада, является последовательное включение резисторов R3, R4, поэтому следует выбирать номиналы резисторов больших значений. Из стандартного ряда $\pm 1\%$ выбрал R4 = 200 кОм. Требуемый коэффициент усиления составляет примерно 1360. Отсюда нашел номинал резистора R3 по формуле (2):

$$R3 = \frac{R4}{(K_U - 1)} = \frac{200000}{(1360 - 1)} = 147,167 \text{ Ом.} \#(2)$$

Ближайшим номиналом из стандартного ряда $\pm 1\%$ является сопротивление 147 Ом. Аналогичным образом были выбраны номиналы резисторов R9, R10. Для предварительной фильтрации сигнала используется интегрирующая RC-цепь, состоящая из резистора R2 и конденсатора C1. В данном случае отсутствуют жесткие требования к точности, поэтому выбрал наиболее распространенные номиналы элементов – резистор R2 = 1 кОм, конденсатор C1 = 1 мкФ. Частота среза определяется следующей формулой (3):

$$f = \frac{1}{2 \cdot \pi \cdot C1 \cdot R2} = \frac{1}{2 \cdot \pi \cdot 10^{-6} \cdot 10^3} = 159,155 \text{ Гц.} \#(3)$$

Учитывая, что основным источником помех являются исполнительные механизмы, на которые подается ШИМ-сигнал с несущей частотой около 490 Гц, полученная частота среза является удовлетворительной. Аналогичным образом были выбраны номиналы R8, C4. Также на обоих измерительных каналах были установлены шунтирующие резисторы R1, R7. Номиналы этих резисторов составляют 200 кОм, что значительно превышает внутреннее сопротивление термопар, не превышающее 50 Ом, поэтому их влияние на работу схемы незначительно. В случае обрыва кабельного вывода термопары значение температуры будет равно нулю, что позволит однозначно определить неполадку.

Сигнал датчика давления в камере сгорания перед аналого-цифровым преобразованием поступает на вход интегратора. В качестве интегратора используется схема из нескольких последовательно включенных идентичных каскадов активных электронных фильтров низких частот (ФНЧ) топологии Саллена–Ки. Интегратор состоит из нескольких каскадов ФНЧ, что снижает шум выходного сигнала. По сравнению с классической схемой интегратора на операционном усилителе (ОУ), эта схема не требует периодического сброса, обеспечивая непрерывное интегрирование. Также топология Саллена–Ки отличается тем, что каждый каскад, представляющий собой фильтр второго порядка, требует всего один ОУ. Топология Саллена–Ки не требовательна к точности пассивных элементов, требуемое количество пассивных элементов минимально, что позволяет создать компактное устройство [17]. Условие, при котором ФНЧ работает как интегратор при импульсных воздействиях [1] описывается следующей формулой (4):

$$f \gg \pi \cdot f_c, \#(4)$$

где f – частота входного сигнала, Гц;

f_c – частота среза ФНЧ, Гц.

Отсюда следует, что все спектральные составляющие интегрируемого сигнала должны иметь частоты больше частоты среза ФНЧ по крайней мере в π раз. В данном случае минимальная частота входного сигнала составляет 100 Гц. Для выполнения условия интегрирования частоту среза отдельного фильтрующего каскада можно принять равной не более 10 Гц. Далее следует задаться номиналами резисторов или конденсаторов. Следует избегать номиналов конденсаторов менее 100 пФ и выбирать номиналы резисторов в диапазоне от нескольких сотен Ом до нескольких тысяч Ом [16]. В данном случае, учитывая последовательное включение каскадов ФНЧ, номиналы резисторов были выбраны по 20 кОм каждый во избежание перегрузки выходных каскадов ОУ на высоких частотах, когда сопротивления конденсаторов снижаются. Для вычисления частоты среза нескольких последовательно включенных идентичных каскадов ФНЧ используется следующая формула (5):

$$|K(s)| = \left| \frac{1}{(s^2 \cdot R1 \cdot R2 \cdot C1 \cdot C2 + s \cdot C1 \cdot (R1 + R2) + 1)^n} \right| = \frac{1}{\sqrt{2}}, \#(5)$$

где s – циклическая частота среза, Гц;

$R1, R2$ – номиналы резисторов, Ом;

$C1, C2$ – номинал конденсаторов, Ф;

n – количество каскадов.

Зная номиналы резисторов и приблизительную частоту среза, можно подобрать наиболее подходящие номиналы конденсаторов, в данном случае при 0,56 мкФ частота среза, полученная аналитически, составляет 6,182 Гц. Результатом интегрирования пульсирующего входного сигнала должно стать постоянное значение напряжения на выходе прибора равное средневывпрямленному напряжению.

Средневыпрямленное напряжение для пульсирующего сигнала вычисляется по формуле (6):

$$U_{AVG} = \frac{1}{T} \cdot \int_0^{\frac{T}{2}} U_m \cdot \sin(2 \cdot \pi \cdot f \cdot t) dt , \#(6)$$

где T – период, с;

U_m – значение амплитудного напряжения сигнала, В;

f – частота, Гц;

При амплитуде входного сигнала $U_m = 5,17$ В значение средневыпрямленного напряжения, полученное аналитически, составляет 1,646 В. К интегратору предъявляются следующие требования: линейная зависимость выходного напряжения от входного и постоянный коэффициент передачи в диапазоне интегрируемых частот. Для проверки первого требования была снята амплитудная характеристика при частоте синусоидального сигнала на входе $f = 100$ Гц (рисунок 12).

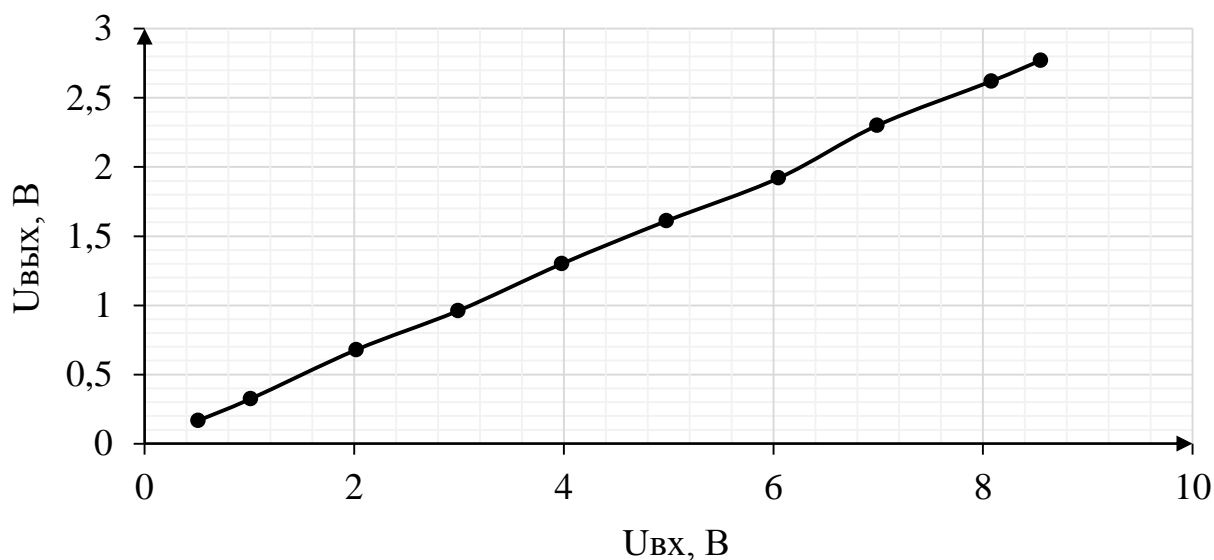


Рисунок 12 – Амплитудная характеристика интегратора

Для проверки второго требования была снята амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) при неизменной амплитуде $U_m = 5,17$ В синусоидального входного сигнала (рисунок 13).

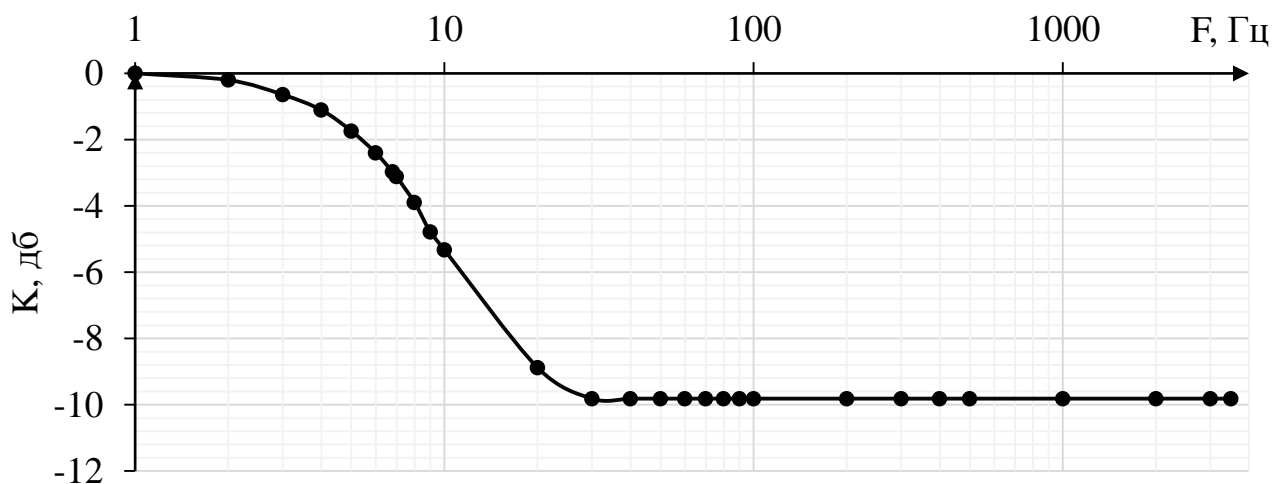


Рисунок 13 – Амплитудно-частотная характеристика интегратора

По АЧХ видно, что диапазон интегрирования начинается с 30 Гц и продолжается вплоть до 3,5 кГц. В этом диапазоне значение средневывпрямленного напряжения на выходе интегратора, полученное экспериментально, постоянно и составляет 1,67 В. Частота среза составляет около 6,8 Гц. Также работу интегратора можно оценить, сравнив значения средневывпрямленного напряжения, полученные экспериментально, и теоретические значения средневывпрямленного напряжения, полученные с помощью табличных коэффициентов (таблица 6).

Таблица 6 – Коэффициенты отношения амплитудного напряжения к средневывпрямленному для различных форм входных сигналов

Форма сигнала	Коэффициент U_m/U_{AVG}
Синусоидальная	$\pi/2$
Прямоугольная	1
Треугольная	2

Так как сигналы, подаваемые на вход интегратора, являются однополярными, то для нахождения значения средневывпрямленного напряжения на выходе прибора нужно значение амплитудного напряжения входного сигнала делить на удвоенный табличный коэффициент. На рисунках 14-16 представлены осциллограммы входного сигнала и напряжения на выходе интегратора.

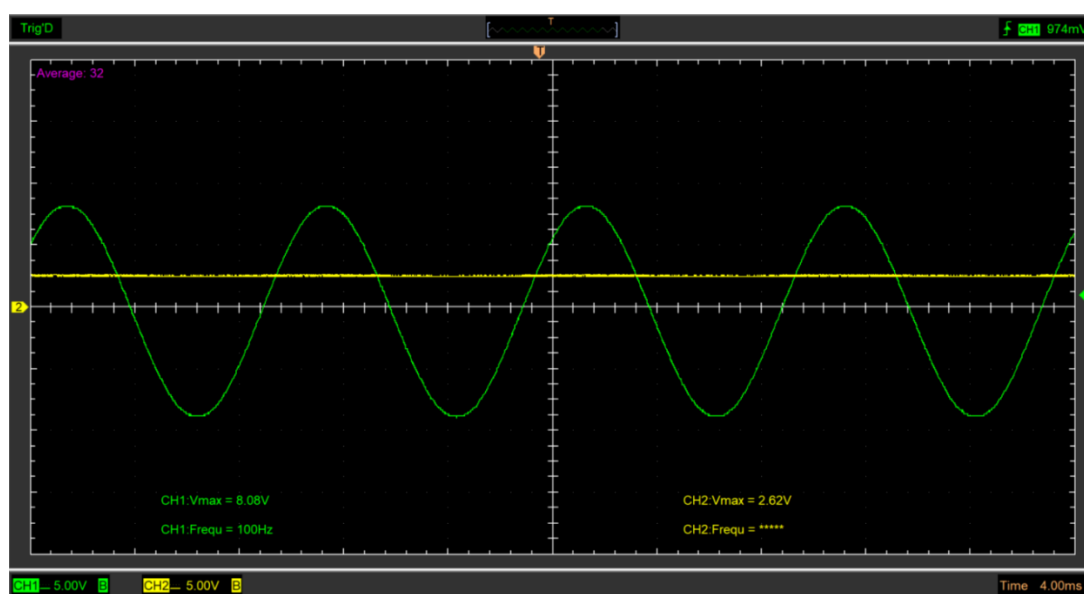


Рисунок 14 – Осциллограмма синусоидального входного сигнала (зеленый луч) и напряжения на выходе интегратора (желтый луч)

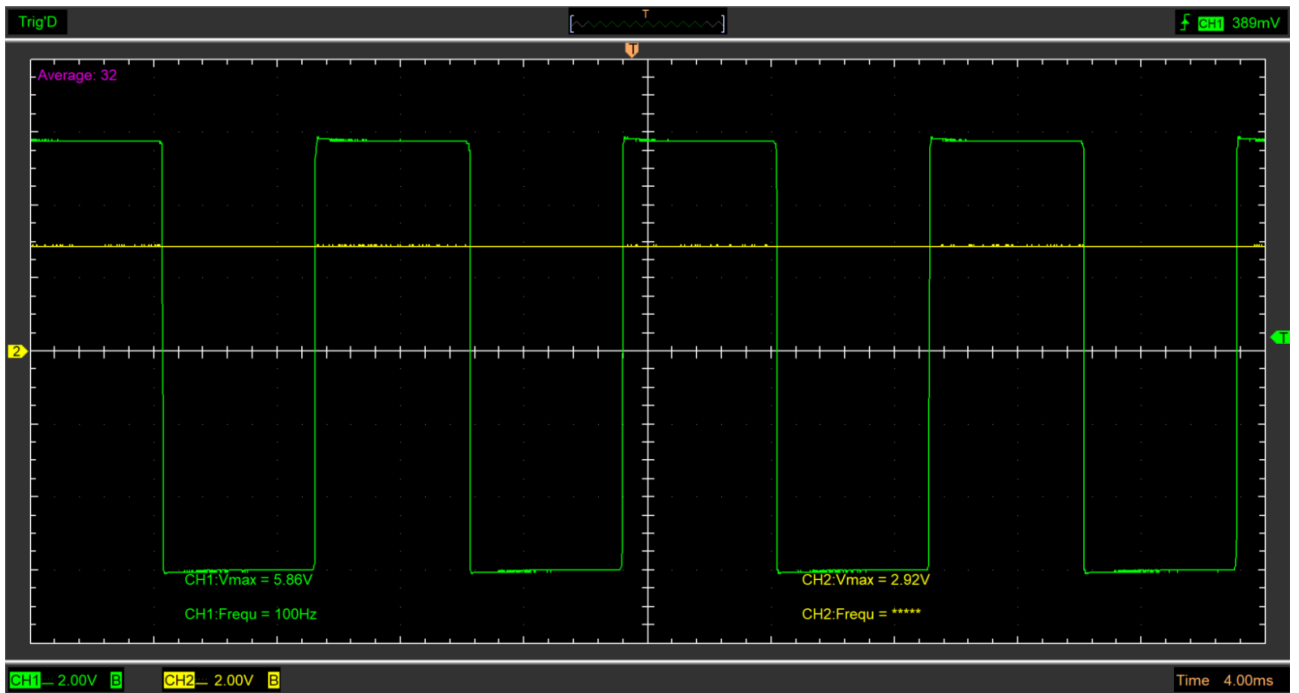


Рисунок 15 – Осциллограмма прямоугольного входного сигнала (зеленый луч) и напряжения на выходе интегратора (желтый луч)

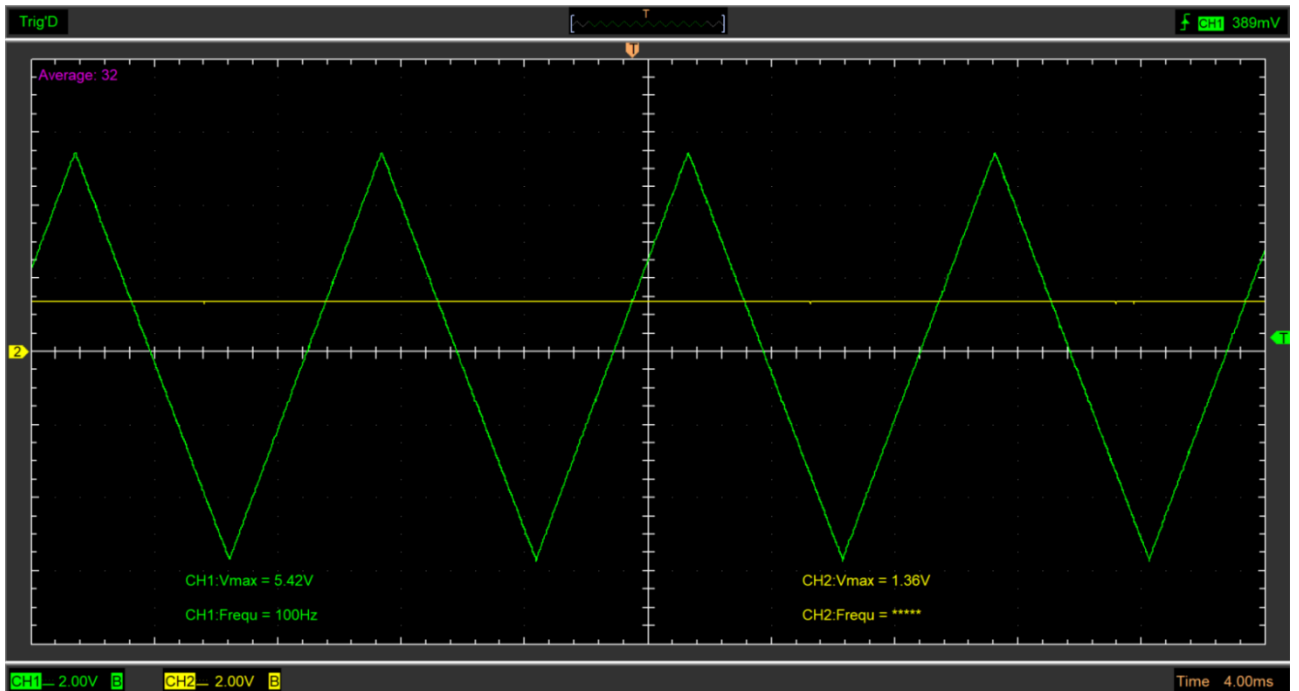


Рисунок 16 – Осциллограмма треугольного входного сигнала (зеленый луч) и напряжения на выходе интегратора (желтый луч)

В таблице 7 представлены теоретические и экспериментальные значения средневыпрямленного напряжения для различных форм входных сигналов.

Таблица 7 – Теоретические и экспериментальные значения U_{AVG}

Форма сигнала	Теор. U_{AVG} , В	Эксп. U_{AVG} , В	δ , %
Синусоидальная	2,572	2,62	1,87
Прямоугольная	2,93	2,92	0,34
Треугольная	1,355	1,36	0,37

Судя по полученным данным, относительная погрешность интегрирования сигналов с различными спектральными составляющими не превышает 5%. Аналогичная схема с такими же номиналами компонентов применена для фильтрации шумов сигнала датчика воздушной скорости. По одному каскаду ФНЧ с такими же номиналами компонентов использованы в каналах измерения температуры, частота среза составляет 9,148 Гц.

Согласно рекомендациям производителя микросхемы-акселерометра, требуется установить интегрирующую RC-цепь с номиналом резистора 1 кОм, конденсатором 0,01 мкФ на сигнальном выходе [19]. Частота среза такой цепи составляет (7):

$$f = \frac{1}{2 \cdot \pi \cdot C15 \cdot R34} = \frac{1}{2 \cdot \pi \cdot 10^{-8} \cdot 10^3} = 15,915 \text{ кГц.} \#(7)$$

Так как напряжение питания микроконтроллера составляет +5 В, а напряжение питания microSD карты памяти +3,3 В, то требуется понизить напряжение логической единицы на выводах SPI интерфейса, по которому происходит взаимодействие МК и microSD карты. Для этого используются резисторные делители напряжения. При номиналах резистора верхнего плеча

$R_B = 1,8$ кОм и нижнего $R_H = 3,3$ кОм, входном напряжении $U_{Bx} = 5$ В, напряжение на выходе $U_{Вых}$ составит (8):

$$U_{Вых} = \frac{U_{Bx}}{R_H + R_B} \cdot R_H = 3,235 \text{ В. \#(8)}$$

Для преобразования токового сигнала 4-20 мА датчика давления топлива используется каскады на ОУ DA5. Ток, создаваемый датчиком, протекает через параллельно включенные резисторы R21, R22, выполняющие роль токовых шунтов, и транзистор VT1. Параллельное включение нескольких резисторов позволяет выделить большую мощность, чем только на одном соответствующего номинала. ОУ DA5.1, изменяя напряжение на базе транзистора VT1, стремится установить такой протекающий через шунты ток, чтобы напряжение на его инвертирующем и неинвертирующем входах сравнялись. Напряжение на токовых шунтах, при их суммарном сопротивлении равном 249,5 Ом, изменятся в диапазоне от 1 до 5 В. Для преобразования этого напряжения в диапазон от 0 до 5 В используется каскад на ОУ DA5.2, охваченный отрицательной обратной связью, выполненной на резисторах R23, R24.

Для изготовления опытного образца была разработана двухслойная печатная на стеклотекстолитовой основе. Трассировку печатной платы осуществил в программе Sprint Layout 6.0. На рисунках 17, 18 представлен проект печатной платы ЭБУ.

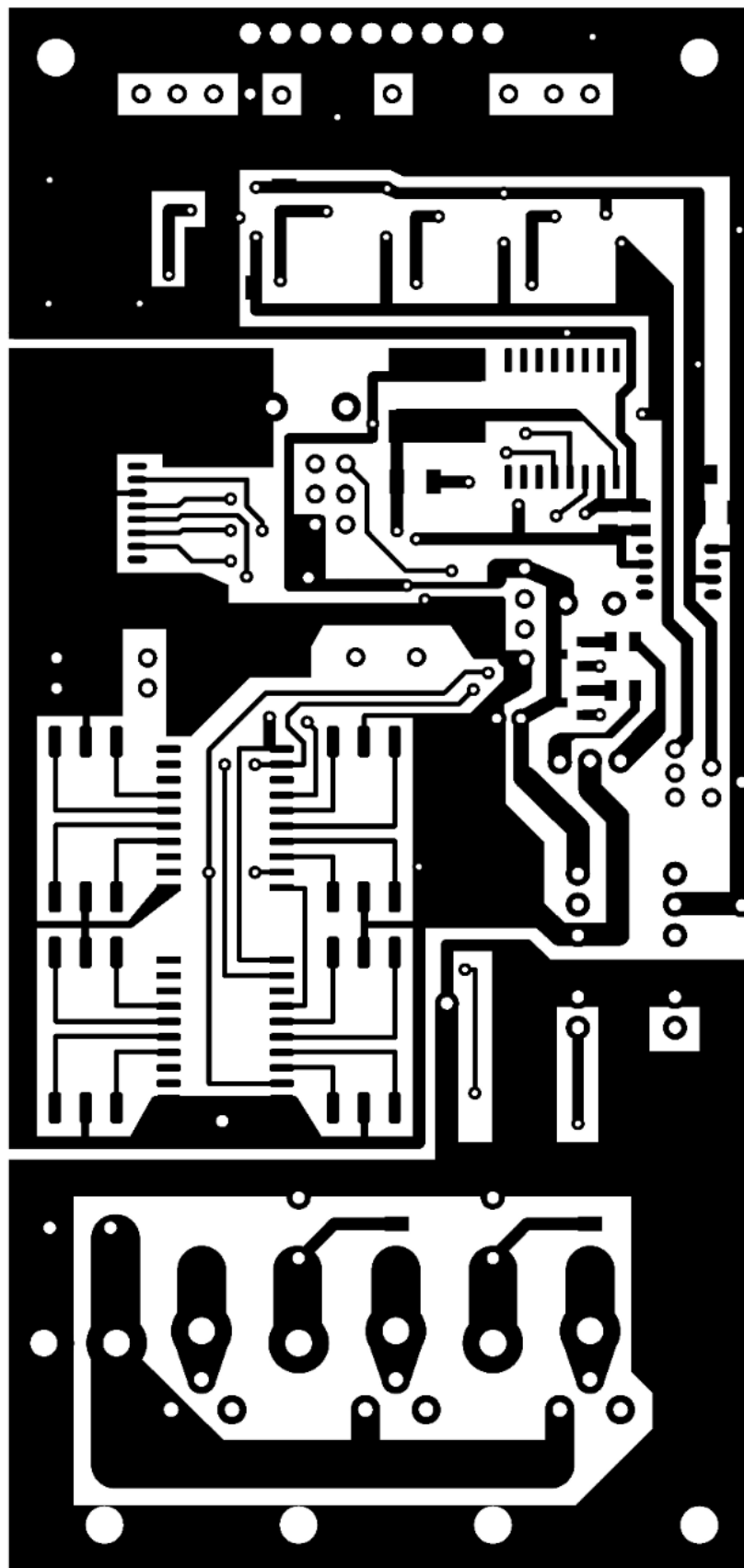


Рисунок 17 – Проект печатной платы ЭБУ, вид сверху

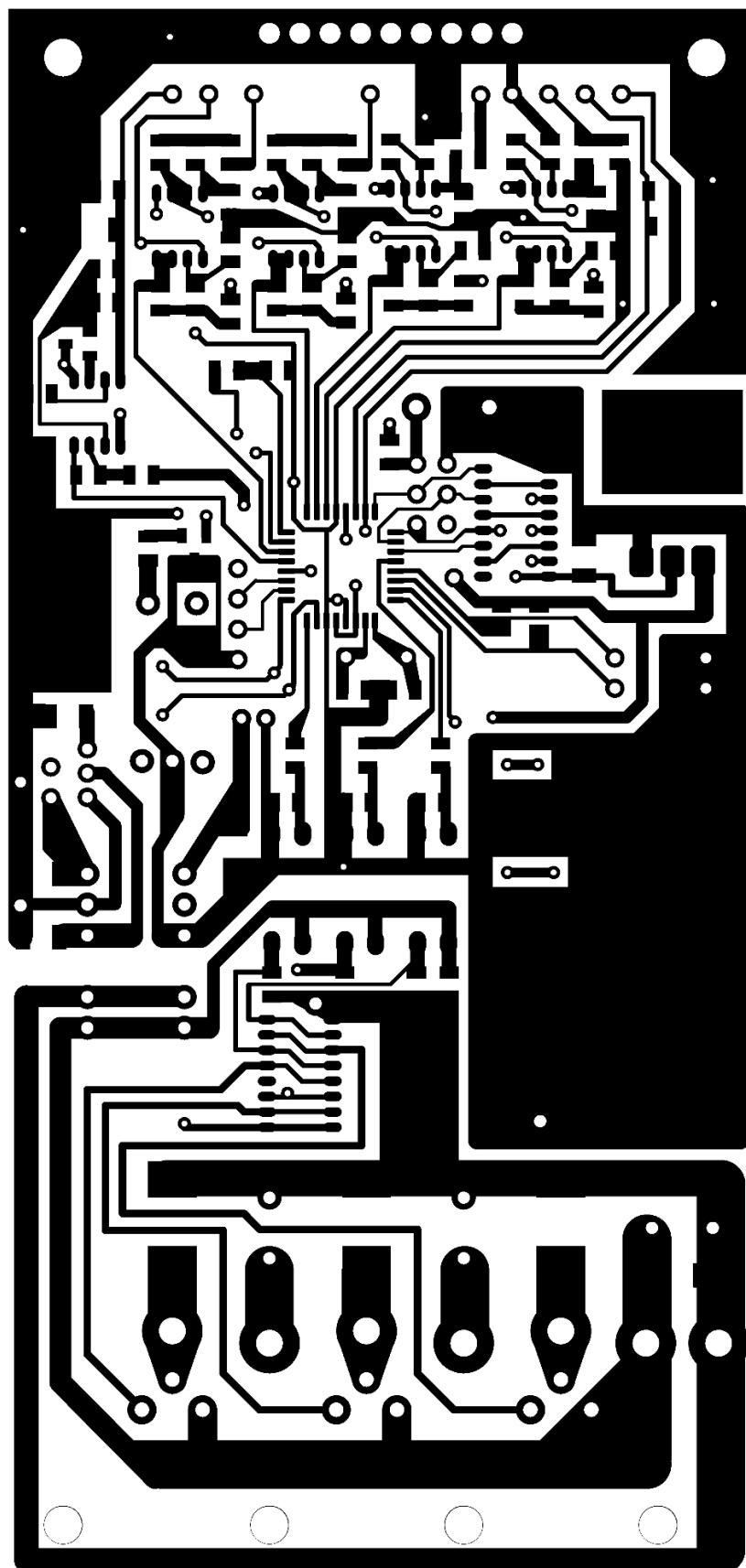


Рисунок 18 – Проект печатной платы ЭБУ, вид снизу

Выводы по разделу

Таким образом, во второй части, посвященной разработке принципиальной электрической схеме электронного блока управления, в соответствии с которой выполняется считывание сигналов датчиков, подача световых сигналов, вывод информации на microSD карту и через UART интерфейс, считывание состояний выводов роторных переключателей, с помощью которых производится ввод уставок давления топлива в соответствии с топливной характеристикой конкретной модели эжекторного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, управление электромагнитным (соленоидным) клапаном, обеспечивающим подачу топлива, и топливными насосами, с помощью которых осуществляется регулирование расхода топлива, были определены технические характеристики датчиков и исполнительных механизмов, разработана структурная схема опытного образца и его принципиальная электрическая схема в системе автоматизированного проектирования (САПР) sPlan 7.0, показан расчет номиналов электронных компонентов аналоговых цепей с использованием САПР PTC Mathcad Prime 6.0.0.0.

3 Программная часть

Программа, выполняемая ЭБУ, была создана в среде разработки Arduino IDE (Integrated Development Environment – интегрированная среда разработки), представляющей собой программно-аппаратный комплекс, включающий в себя: текстовый редактор, компилятор, компоновщик, монитор последовательного порта и плоттер (средства отладки), как составные части IDE, а также набор свободно распространяемых библиотек с открытым исходным кодом. Использование библиотек позволяет значительно сократить время разработки программы, так как они позволяют использовать уже написанный и отлаженный третьими лицами код. Суть свободного распространения программного обеспечения (ПО) с открытым исходным кодом, состоит в том, что благодаря отсутствию ограничений массового использования такого кода появляется возможность с течением времени обнаружить все программные ошибки и недостатки архитектуры ПО в различных условиях и исправить их. Таким образом можно повысить надежность используемого кода.

Чаще всего аппаратная часть комплекса реализуется оригинальной платой разработчика производства фирмы «Arduino Holdings Limited» или аналогом сторонних фирм-производителей. Обычно плата разработчика представляет собой печатную плату, на которой расположены: микроконтроллер (МК), кварцевый или керамический резонатор, необходимые для тактирования МК стабильным высокочастотным сигналом, микросхемы-преобразователи постоянного напряжения для осуществления питания МК и прочих микросхем, разъемы для подключения различной периферии, кнопка RESET для ручного сброса микроконтроллера, светодиоды, сигнализирующие о наличии питания, подаваемого на плату разработчика, обмена данными по UART (Universal Asynchronous Receiver-Transmitter – универсальный асинхронный приёмопередатчик) интерфейсу, микросхема-преобразователь, реализующая двустороннее преобразование

логических уровней, полярностей и форм сигналов разных интерфейсов, например USB-UART преобразователь, с помощью которого осуществляется подключение и связь платы разработчика и персонального компьютера. Приведенный выше состав является минимально необходимым для создания прототипов и отладки программного кода. Более того, существует подход в разработке электроники, заключающийся в использовании плат разработчиков в качестве мезонинных плат, устанавливаемых с помощью разъемных соединителей на основной плате. Такой подход обусловлен тем, что ради снижения логистических издержек при закупке электронных компонентов для промышленного серийного производства выбираются поставщики с возможно большим ассортиментом. Такие крупные поставщики могут находиться в тесном взаимодействии с изготовителями печатных плат, оказывающих также услуги по монтажу электронных компонентов на печатные платы, что приводит к тому, что наиболее популярные платы разработчиков со всей минимально необходимой обвязкой имеют меньшую цену, чем один только микроконтроллер, продающийся отдельно. Такой подход в разработке электроники полностью оправдывает себя, если имеется достаточно свободной площади на основной плате и требуется сократить время разработки электронной аппаратуры до минимума. Однако такой подход имеет следующие недостатки: увеличение количества контактных соединений, что снижает надежность электронной аппаратуры в целом, увеличение габаритов и массы всей сборки. Особенностью рабочей среды электронной аппаратуры, устанавливаемой на транспортных средствах, является наличие вибрации. Так как ЭБУ устанавливается на борту летательного аппарата существуют ограничения по массе и габаритам, связанные в том числе и с ускорениями, которые испытывает ЛА. Все эти факторы требуют принятия соответствующих мер при разработке электроники таких как: уменьшение контактных соединений, снижение массы и габаритов сборок, поэтому в данном случае использовался отдельный микроконтроллер, а не мезонинная плата. Для загрузки

машинного кода во Flash память программ микроконтроллера используется программатор, подключаемый к печатной плате ЭБУ через ICSP (In-Circuit Serial Programming – внутрисхемное последовательное программирование) разъем, что позволяет избежать необходимость покупки и применения специальных адаптеров. Также загрузка машинного кода с помощью программатора позволяет сэкономить некоторый объем памяти программ МК, так как отпадает необходимость в загрузчике.

В приложении А представлен исходный текст программы ЭБУ, написанный на языке программирования Arduino, основанного на языках C и C++. На рисунках 19-24 представлена блок-схема алгоритма, наглядно представляющая структуру программы ЭБУ.

В первую очередь с помощью директивы препроцессора `#include` подключается библиотека взаимодействия с Flash картой памяти `microSD` формата, на которую производится регистрация параметров работы двигателя. Следующая строчка «File logger;» создает объект (экземпляр класса) «logger» класса «File». С помощью директивы препроцессора `#define` можно назначить произвольным строкам осмысленные названия и использовать в тексте программы именно их, при компиляции произойдет замена названия строкой. В данном случае таким способом подписаны следующие пины микроконтроллера: пин выбора ведомого SPI интерфейса `microSD` карты, пин приема данных из сдвиговых регистров роторных переключателей, пин запуска проверки работы акселерометра, пины управления топливными насосами 1 и 2, клапаном и световой сигнализацией, пины считывания сигналов датчика воздушной скорости, акселерометра, датчика давления топлива, датчика давления в камере сгорания, датчиков температуры 1 и 2. Далее следует объявление переменных и констант, присвоение им начальных значений. Всего программа содержит две функции: `void setup()`, в которой происходит подготовка системы управления и летательного аппарата к полету, и `void loop()`, где располагается код регулирования и регистрации данных.

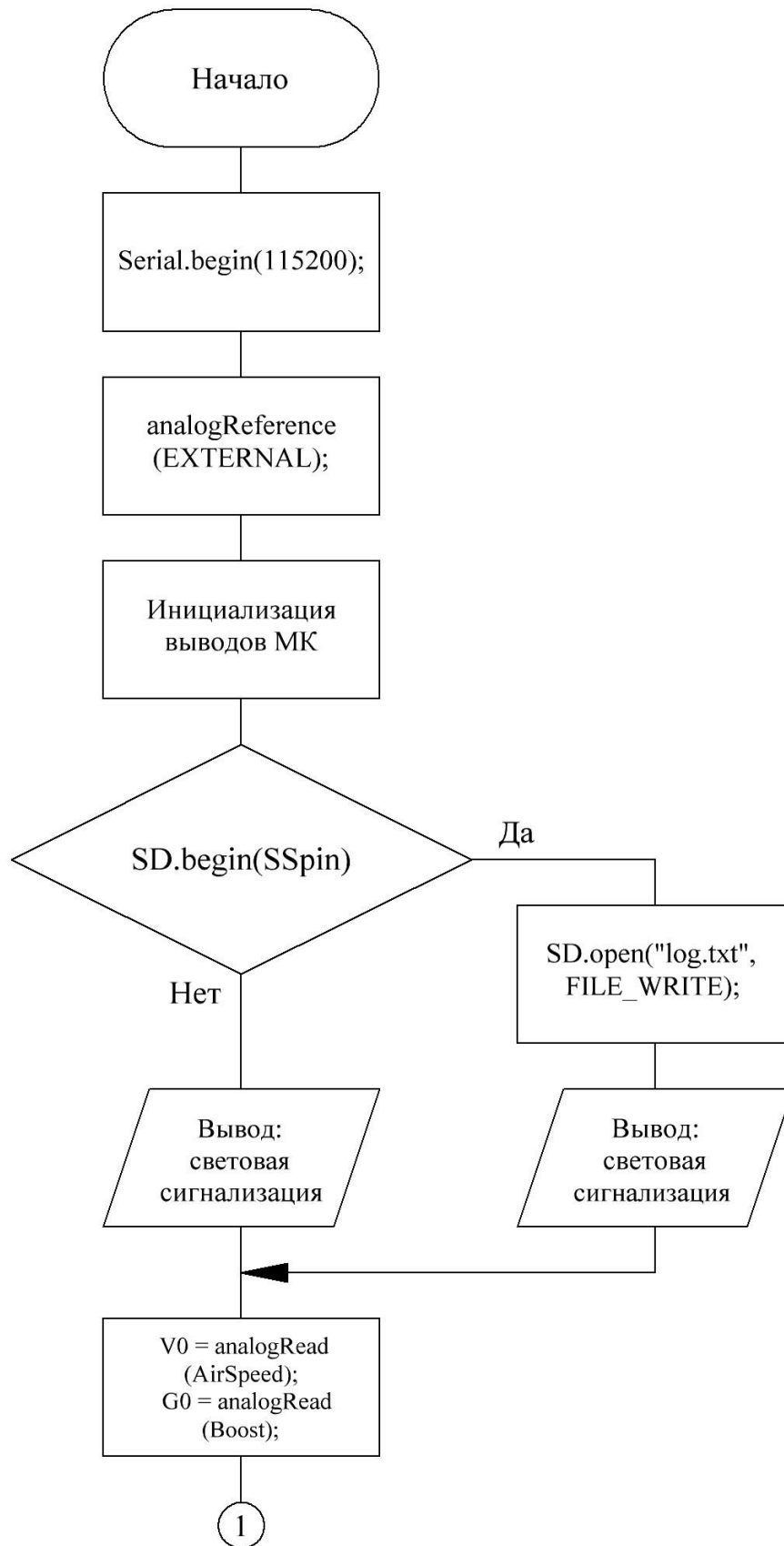


Рисунок 19 – Блок-схема алгоритма



Рисунок 20 – Блок-схема алгоритма (продолжение)

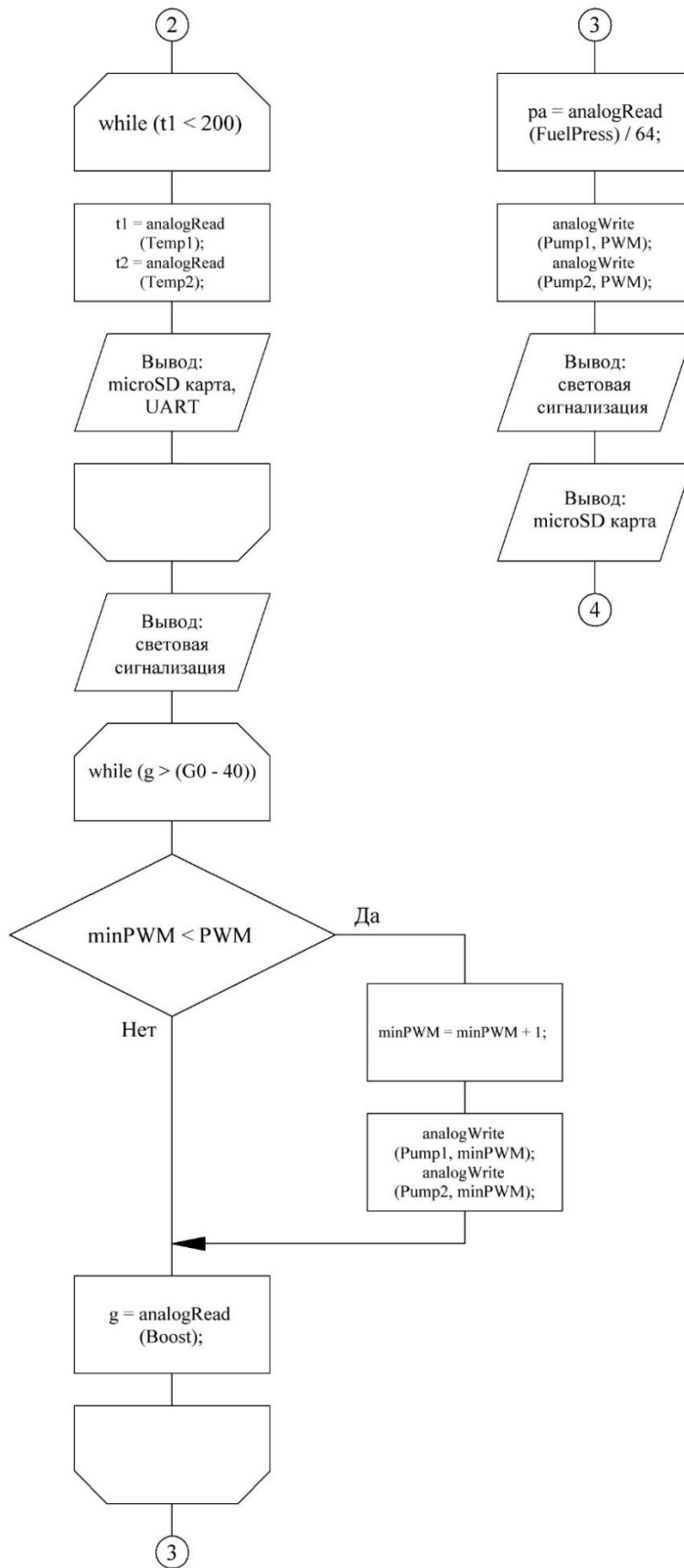


Рисунок 21 – Блок-схема алгоритма (продолжение)

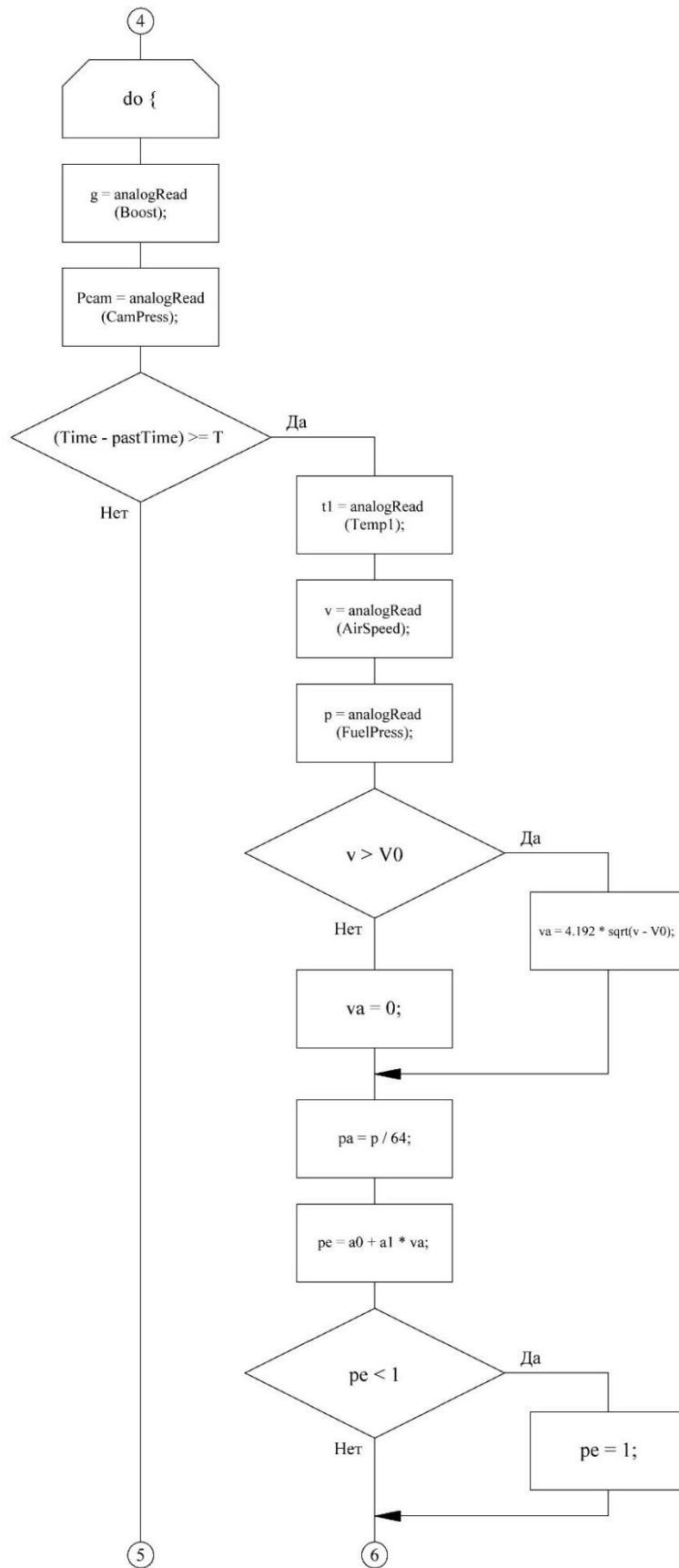


Рисунок 22 – Блок-схема алгоритма (продолжение)

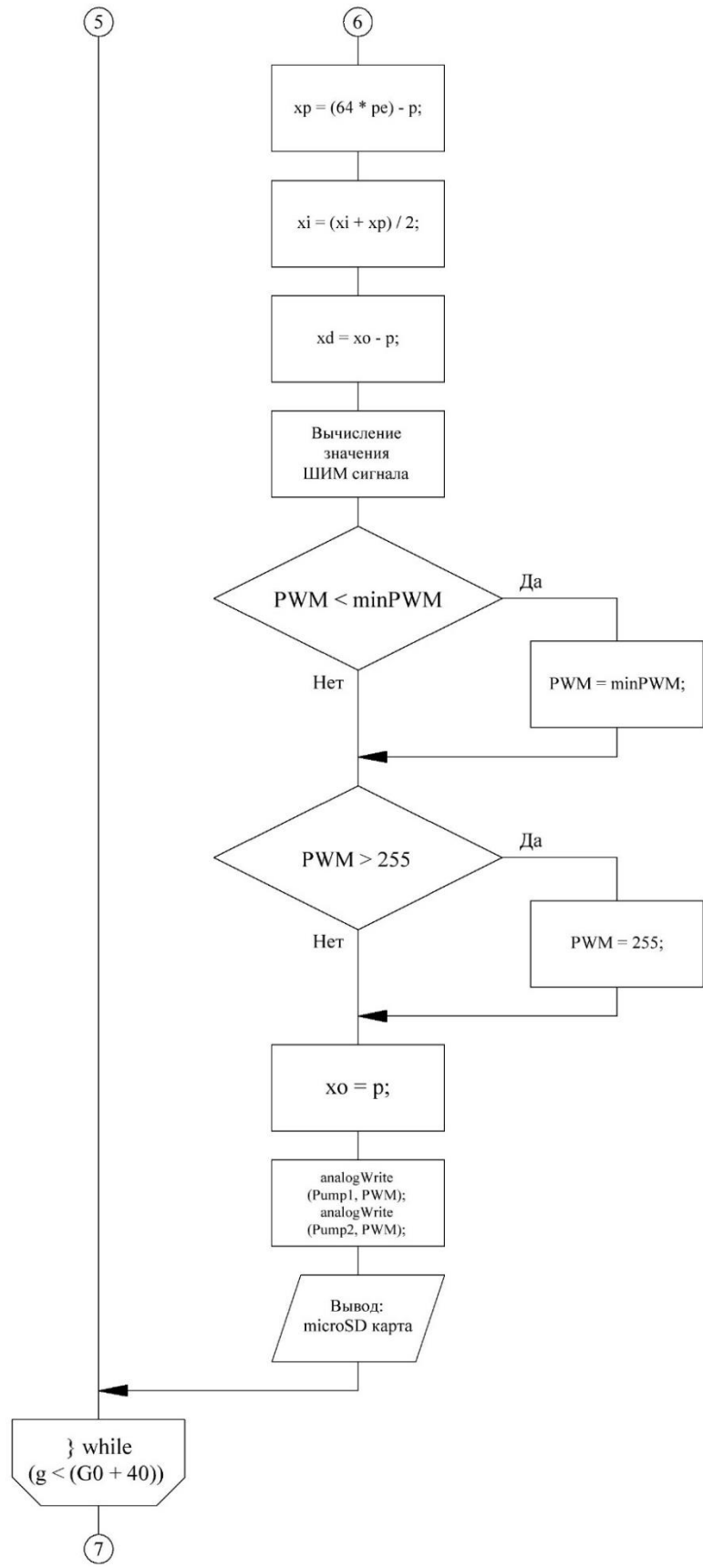


Рисунок 23 – Блок-схема алгоритма (продолжение)

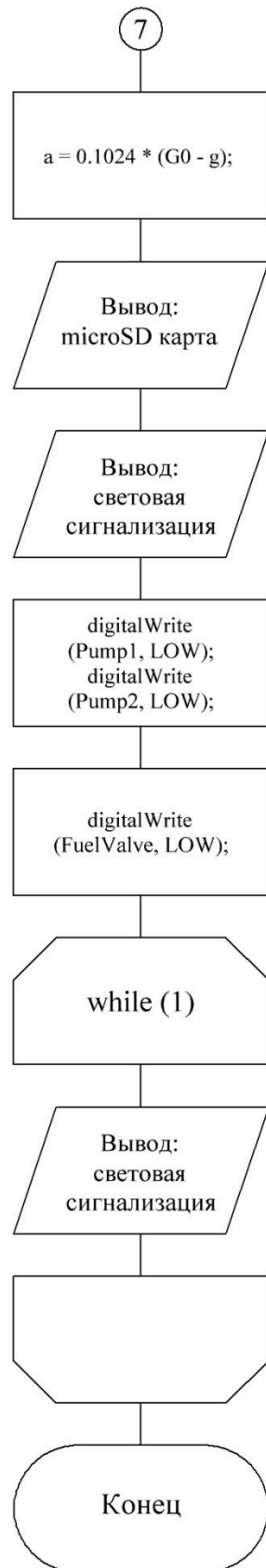


Рисунок 24 – Блок-схема алгоритма (продолжение)

После вызова функции `void setup()` инициализируется UART интерфейс со скоростью передачи данных 115200 бит в секунду. UART интерфейс используется для отладки программы во время испытаний двигателей и ЭБУ на стенде. Для подключения к ПК используется USB-UART преобразователь. Далее вызывается функция `analogReference()`, которая определяет источник опорного напряжения (ИОН) для аналого-цифрового преобразователя микроконтроллера. В данном случае используется внешний ИОН. Затем следует инициализация выводов микроконтроллера – настройка режимов работы и начальных состояний, а также запуск проверки работы микросхемы-акселерометра. Происходит инициализация библиотеки взаимодействия с microSD картой путем вызова функции `SD.begin()`, что задействует аппаратный SPI интерфейс МК. Функция также возвращает булево значение «true» в случае успешной инициализации – наличия microSD карты в слоте, ее исправности и т.д. В этом случае путем вызова функции `SD.open()` будет создан текстовый файл полетных данных с именем "log.txt" и мигание зеленого светодиода просигнализирует об этом. Если же инициализация библиотеки окажется неудачной – мигание красного светодиода укажет на это. После выполнения этого участка кода происходит остановка проверки работы акселерометра. Затем следует измерение сигналов датчика воздушной скорости и акселерометра с помощью АЦП и запись полученных значений в соответствующие переменные. Эти значения соответствуют нулевой воздушной скорости и горизонтальному ускорению. С помощью четырех роторных переключателей осуществляется ввод уставок давлений топлива при воздушных скоростях 60 и 120 м/с. Каждый роторный переключатель имеет 4 вывода, которые в зависимости от положения ротора замыкаются на 2 общих вывода в различных комбинациях. Таким образом можно изменять логические состояния на входах восьмиразрядных сдвиговых регистрах, к которым подключены роторные переключатели. При этом выход восьмого разряда данных одного из сдвиговых регистров подключен к входу «Сдвиг вправо» другого регистра, образуя

шестнадцатиразрядный сдвиговый регистр. По переднему фронту тактового сигнала происходит сдвиг вправо разрядов, логические состояния которых можно циклически считать с выхода восьмого разряда данных одно за другим. Таким образом осуществляется преобразование данных из параллельной формы в последовательную, что позволяет значительно сэкономить количество задействованных выводов микроконтроллера. Биты, хранящие информацию о состоянии выводов роторных переключателей, хранятся в одномерном массиве. Каждый бит имеет определенный вес в зависимости от того, информацию о состоянии какого вывода роторного переключателя он содержит. Сумма произведений битов на их веса позволяет произвести конвертацию уставок давлений топлива из двоичной системы счисления в десятичную. Далее необходимо вычислить значения смещения и коэффициента пропорциональности топливной характеристики. Дело в том, что зависимость давления топлива в топливопроводе, а значит и соответствующего расхода топлива, от скорости набегающего потока воздуха различна для разных моделей реактивных двигателей. На эту зависимость также влияют параметры элементов конструкции топливной системы, поэтому для каждого конкретного применения требуется экспериментальным путем во время стендовых испытаний определять свои собственные топливные характеристики. Топливная характеристика представляет собой систему линейных алгебраических уравнений (9):

$$\begin{cases} P_{V_1} = a_1 \cdot V_1 + a_0 \\ P_{V_2} = a_1 \cdot V_2 + a_0 \end{cases}, \#(9)$$

где P_{V_1}, P_{V_2} – давление топлива, бар;

a_1 – коэффициент пропорциональности;

V_1, V_2 – скорость воздушного потока, м/с;

a_0 – смещение.

Давление топлива и скорость воздушного потока являются известными величинами, неизвестны только коэффициент пропорциональности и смещение, которые можно выразить следующим образом (10):

$$\begin{cases} a_0 = P_{V_1} - a_1 \cdot V_1 \\ a_1 = \frac{P_{V_2} - a_0}{V_2} \end{cases}, \#(10)$$

При $V_1 = 60$ м/с и $V_2 = 120$ м/с, используя метод подстановки, получаем следующие уравнения (11):

$$\begin{cases} a_0 = 2 \cdot P_{V_1} - P_{V_2} \\ a_1 = \frac{P_{V_2} - P_{V_1}}{60} \end{cases}. \#(11)$$

Таким образом, зная значения уставок давлений топлива, можно вычислить значения смещения и коэффициента пропорциональности топливной характеристики. Затем следует вывод в UART интерфейс и запись на microSD карту значений уставок давлений, выраженных в бар, значения сигналов акселерометра, датчика воздушной скорости в покое, датчиков температуры и давления в камере сгорания, что необходимо для контроля адекватности работы датчиков. Свечение красного светодиода сигнализирует о готовности ЭБУ к работе.

Для запуска эжекторного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя требуется его предварительно прогреть. Прогрев осуществляется с помощью сжигания топлива в камере сгорания при отсутствии набегающего потока воздуха. Стенки камеры сгорания при этом нагреваются, что можно отследить с помощью датчиков температуры. Циклическое сравнение текущей температуры с уставкой с периодом в одну секунду позволяет отследить момент, когда двигатель прогреется до рабочей температуры. При этом также ведется регистрация на microSD карту текущих значений

температуры и вывод в UART интерфейс. Свечение зеленого светодиода сигнализирует о готовности к пуску летательного аппарата. Затем открывается клапан подачи топлива. В данном случае пуск ЛА предполагается осуществлять путем броска с наземного пускового устройства – пневматической катапульты (рисунок 25).



Рисунок 25 – Пневматическая катапульта

Конструкция катапульты представляет собой трубчатый каркас, являющийся одним из аккумуляторов давления, на который установлена направляющая. На направляющей располагается подвижная каретка, на которую в свою очередь устанавливается летательный аппарат. Внутри катапульты располагаются еще два аккумулятора давления и пневматический цилиндр. Пневматический цилиндр связан с кареткой посредством троса через полиспаст. С помощью компрессора в аккумуляторы давления закачивается воздух. Двигатель летательного аппарата после установки на каретку прогревается до рабочей температуры. По готовности сжатый воздух из аккумуляторов давления подается в пневмоцилиндр, каретка с летательным аппаратом приводится в движение – осуществляется бросок. При этом ЛА движется с ускорением, которое можно использовать для определения момента пуска. Таким образом, после прогрева двигателя осуществляется плавное увеличение подачи топлива до некоторого значения. Циклическое измерение сигнала акселерометра с помощью аналого-цифрового

преобразователя позволяет определить момент пуска. На microSD карте фиксируется время пуска и давление топлива в топливопроводе в этот момент, красный светодиод гаснет.

После осуществления броска ЛА с катапульты ЭБУ переходит в рабочий режим с достижением максимальной скорости полета. Все время работы в этом режиме осуществляется циклическое измерение сигнала акселерометра для определения интенсивного торможения при ударе о землю, так как в данном случае летательный аппарат представляет собой экспериментальный образец и никаких средств для обеспечения мягкой посадки не предусмотрено. В первую очередь в цикле `do {} while ()` измеряются сигналы акселерометра и датчика давления в камере сгорания. Затем с помощью условного оператора определяется сколько времени прошло с момента, когда вычислялось очередное значение ШИМ-сигнала для топливных насосов. В тексте программе для задания периода регулирования используется константа T , в данном случае имеющая значение 50, что означает, что период регулирования равен 50 мс, т.е. с частотой 20 Гц происходит обновление значения ШИМ-сигнала. Учитывая, что давление топлива и воздушная скорость в действительности не могут изменяться скачком, а также конечную производительность используемого микроконтроллера, большее значение частоты обновления ШИМ-сигнала является нецелесообразным. Каждые 50 мс измеряются значения сигнала датчика температуры t , воздушной скорости и давления топлива. Так как датчик воздушной скорости представляет собой датчик давления и измерение скорости воздушного потока осуществляется с помощью трубки Пито, значение воздушной скорости вычисляется по следующей формуле (12):

$$V_a = k \cdot \sqrt{V - V_0}, \#(12)$$

где V_a – воздушная скорость, м/с;

k – коэффициент пропорциональности;

V – значение сигнала датчика воздушной скорости в отсчетах АЦП при наличии воздушного потока;

V_0 – значение сигнала датчика воздушной скорости в отсчетах АЦП в покое.

Для того, чтобы получить значение давления топлива, выраженное в бар, используется следующая формула (13):

$$P_a = \frac{P}{m}, \#(13)$$

где P_a – давление топлива, бар;

P – значение сигнала датчика топлива в топливопроводе в отсчетах АЦП;

m – коэффициент деления.

Коэффициент деления m вычисляется по следующей формуле (14):

$$m = \frac{2^N}{P_{max}}, \#(14)$$

где N – разрядность аналого-цифрового преобразователя;

P_{max} – размах значений давления датчика.

При разрядности АЦП равной 10, $P_{max} = 16$ бар коэффициент $m = 64$. Вычисление текущей уставки давления топлива осуществляется по следующей формуле (15):

$$P_e = a_1 \cdot V_a + a_0, \#(15)$$

где P_e – уставка давления топлива, бар;

a_1 – коэффициент пропорциональности;

V_a – воздушная скорость, м/с;

a_0 – смещение.

Для вычисления значения ШИМ-сигнала, подаваемого на топливные насосы, используется пропорционально-интегрально-дифференцирующий (ПИД) регулятор, который реализуется согласно следующей формуле (16):

$$PWM = PWM_P + k_P \cdot X_P + k_I \cdot X_I + k_D \cdot X_D, \#(16)$$

где PWM_P – значение ШИМ-сигнала для предыдущего цикла вычислений;

k_P – коэффициент пропорциональной составляющей;

X_P – пропорциональная составляющая;

k_I – коэффициент интегральной составляющей;

X_I – интегральная составляющая;

k_D – коэффициент дифференциальной составляющей;

X_D – дифференциальная составляющая.

Коэффициент ПИД-регулятора определяются опытным путем во время стендовых испытаний. Пропорциональная составляющая ПИД-регулятора вычисляется по следующей формуле (17):

$$X_P = (m \cdot P_e) - P, \#(17)$$

где m – коэффициент деления;

P_e – уставка давления топлива, бар;

P – значение сигнала датчика топлива в топливопроводе в отсчетах АЦП.

Пропорциональная составляющая характеризует ошибку регулирования, представляющую собой разность между требуемым значение величины (уставки) и реальным.

Интегральная составляющая ПИД-регулятора вычисляется по следующей формуле (18):

$$X_I = \frac{X_{Ip} + X_P}{2}, \#(18)$$

где X_{Ip} – значение интегральной составляющей для предыдущего цикла вычислений;

X_P – пропорциональная составляющая для текущего цикла вычислений.

Интегральная составляющая осуществляет накопление ошибки за предыдущие циклы вычислений и требуется для исключения статической ошибки, возникающую при использовании одного только пропорционального звена. Дифференциальная составляющая ПИД-регулятора вычисляется по следующей формуле (19):

$$X_D = P_p - P, \#(19)$$

где P_p – значение сигнала датчика топлива в топливопроводе в отсчетах

АЦП за предыдущий цикл вычислений;

P – значение сигнала датчика топлива в топливопроводе в отсчетах АЦП за текущий цикл вычислений.

Дифференциальная составляющая характеризует скорость изменения реальных значений регулируемой величины. После вычисления очередного значения ШИМ-сигнала следуют два условных оператора, с помощью которых проверяется, не выходит ли значение ШИМ-сигнала из рабочего диапазона. Затем на microSD карту регистрируются значения воздушной скорости, текущей уставки и реального давления топлива, температуры датчика 1, времени, давления в камере сгорания. После определения

интенсивного торможения при ударе о землю на microSD карте фиксируется момент времени и ускорение. Осуществляется закрытие файла записи параметров работы. Выключаются топливные насосы, закрывается топливный клапан. Далее в бесконечном цикле while (1) {} мигание красного светодиода сигнализирует о завершении работы ЭБУ.

На рисунках 26, 27 приведен пример данных, записанных на microSD карту во время работы ЭБУ на испытательном стенде. В данном случае проверялась реакция регулятора на кратковременные и быстрые изменения уставки. Не подключены датчик воздушной скорости, датчик давления в камере сгорания, датчик температуры 2.

.....

P60 = 1,3 bar

P120 = 3,4 bar

g = 508

V0 = 25

t1 = 0

t2 = 0

Pcam0 = 0

Tcam = 61, Tcoll = 0 18.459 seconds

Tcam = 106, Tcoll = 0 19.460 seconds

Tcam = 164, Tcoll = 0 20.461 seconds

Start: 26.182 s, P = 0.69 bar.

V	Pe	P	t1	Seconds	Pcam
0.0	1.0	0.67	236	26.185	0.00
0.0	1.0	0.81	235	26.255	0.00

Рисунок 26 – Пример данных, записанных во время работы ЭБУ на microSD карту

0.0	1.0	0.91	234	26.312	0.00
0.0	1.0	1.06	233	26.369	0.00
0.0	1.0	1.14	232	26.437	0.00
0.0	1.0	1.16	231	26.494	0.00
0.0	1.0	1.16	230	26.552	0.00
0.0	1.0	1.08	229	26.609	0.00
0.0	1.0	0.95	228	26.678	0.00
0.0	1.0	0.92	227	26.735	0.00
0.0	1.0	0.92	226	26.792	0.00
0.0	1.0	0.95	224	26.861	0.00
0.0	1.0	0.97	224	26.918	0.00
0.0	1.0	0.98	223	26.976	0.00
0.0	1.0	0.98	221	27.044	0.00
0.0	1.0	1.00	220	27.102	0.00
0.0	1.0	1.00	219	27.159	0.00
0.0	1.0	1.02	218	27.216	0.00
0.0	1.0	1.02	217	27.285	0.00
0.0	1.0	1.00	216	27.342	0.00
0.0	1.0	0.98	215	27.400	0.00
0.0	1.0	0.98	214	27.468	0.00
0.0	1.0	1.00	213	27.525	0.00

Рисунок 27 – Пример данных, записанных во время работы ЭБУ на microSD карту (продолжение)

На рисунке 28 представлен график, построенный по полученным данным.

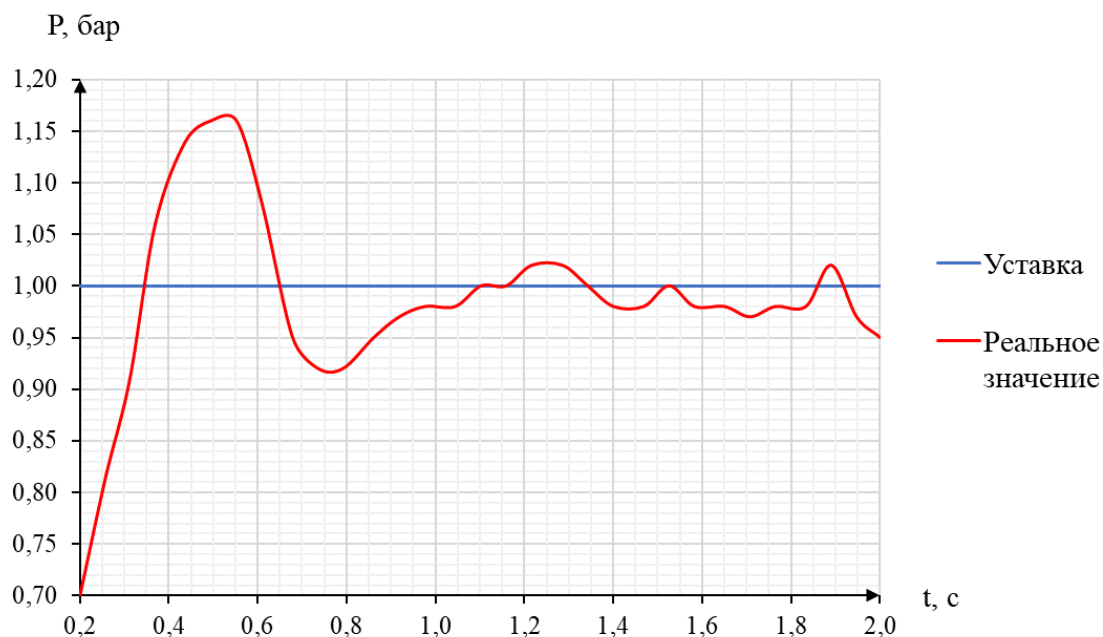


Рисунок 28 – График P(t)

Выводы по разделу

Таким образом, в третьей части, посвященной разработке программы электронного блока управления, в соответствии с которой выполняется считывание сигналов датчиков, подача световых сигналов, вывод информации на microSD карту и через UART интерфейс, считывание состояний выводов роторных переключателей, с помощью которых производится ввод уставок давления топлива в соответствии с топливной характеристикой конкретной модели эжекторного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, управление электромагнитным (соленоидным) клапаном, обеспечивающим подачу топлива, и топливными насосами, с помощью которых осуществляется регулирование расхода топлива, был рассмотрен алгоритм работы электронного блока управления, определены математические зависимости, используемые в регуляторе, показан пример данных, полученных в ходе стендовых испытаний, а также график, характеризующий зависимость реального значения давления топлива и уставки от времени, что позволяет визуально оценить качество регулирования.

Заключение

В данной бакалаврской работе был разработан опытный образец электронного блока управления пульсирующего воздушно-реактивного двигателя с аэродинамическим клапаном, который в зависимости от расхода воздуха воздушно-реактивного двигателя должен обеспечивать соответствующий расход топлива. Расход воздуха напрямую связан со скоростью набегающего потока воздуха, поэтому для его измерения используется трубка Пито, подключенная к дифференциальному датчику давления. Расход топлива напрямую связан с давлением в топливопроводе, поэтому для его измерения используется манометрический датчик давления. Электронный блок управления позволяет легко изменять топливную характеристику, согласно которой осуществляется регулирование подачи топлива, что особенно важно во время опытно-конструкторских работ, когда параметры объекта управления постоянно претерпевают изменения.

В первой части работы был проведен анализ существующих решений на основании результатов патентного поиска. Определены функциональные структуры, способы решения конструкторских задач.

Во второй части были определены технические характеристики датчиков и исполнительных механизмов, разработана структурная схема опытного образца и его принципиальная электрическая схема в системе автоматизированного проектирования (САПР) sPlan 7.0, показан расчет номиналов электронных компонентов аналоговых цепей с использованием САПР PTC Mathcad Prime 6.0.0.0.

В третьей части работы был рассмотрен алгоритм работы ЭБУ, определены математические зависимости, используемые в регуляторе, показан пример данных, полученных в ходе стендовых испытаний, а также график, характеризующий зависимость реального значения давления топлива и уставки от времени, что позволяет визуально оценить качество регулирования.

Список используемой литературы

1. Бессонов, Л. А. Теоретические основы электротехники. Электрические цепи: учебник / Л. А. Бессонов. – 11-е изд., перераб. и доп. – М.: Гардарики, 2007. – 701 с.
2. ГОСТ 2.710-81. Единая система конструкторской документации. Обозначения буквенно-цифровые в электрических схемах. – Введ. 1981-07-01. – М.: Стандартиформ, 2008. – 10 с.
3. ГОСТ 2.730-73. Единая система конструкторской документации. Обозначения условные графические в схемах. Приборы полупроводниковые. – Введ. 1974-07-01. – М.: Стандартиформ, 2010. – 16 с.
4. ГОСТ 2.743-91. Единая система конструкторской документации. Обозначения условные графические в схемах. Элементы цифровой техники. – Введ. 1993-01-01. – М.: Издательство стандартов, 1995. – 62 с.
5. ГОСТ 2.755-87. Единая система конструкторской документации. Обозначения условные графические в электрических схемах. Устройства коммутационные и контактные соединения. – Введ. 1988-01-01. – М.: Издательство стандартов, 2005. – 21 с.
6. Мигалин, К. В. Эжекторные двухконтурные пульсирующие воздушно-реактивные двигатели для около и сверхзвуковых скоростей полёта / К. В. Мигалин, К. А. Сиденко, К. К. Мигалин. – Тольятти : СПЕКТ, 2021. – 150 с.
7. Мигалин, К. В. Эжекторные пульсирующие воздушно-реактивные двигатели / К. В. Мигалин, К. А. Сиденко, К. К. Мигалин. – Тольятти : СПЕКТ, 2020. – 456 с.
8. Патент № 2635757 С1 Российская Федерация, МПК F02К 7/10. Способ управления прямоточным воздушно-реактивным двигателем крылатой ракеты : № 2016140200 : заявл. 13.10.2016 : опубл. 15.11.2017 / А. А. Дергачев, А. В. Матросов, А. П. Титов, А. В. Чебаков ; заявитель Акционерное общество "Военно-промышленная корпорация "Научно-

производственное объединение машиностроения".

9. Патент № 2714463 С1 Российская Федерация, МПК F02К 7/067. Способ форсирования двухконтурного эжекторного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя и форсированный двухконтурный эжекторный пульсирующий воздушно-реактивный двигатель : № 2019122063 : заявл. 10.07.2019 : опубл. 17.02.2020 / К. В. Мигалин, К. А. Сиденко.

10. Патент № 2717479 С1 Российская Федерация, МПК F02К 7/067. Форсированный двухконтурный эжекторный пульсирующий воздушно-реактивный двигатель : № 2019127573 : заявл. 30.08.2019 : опубл. 23.03.2020 / К. В. Мигалин, К. А. Сиденко.

11. Патент № 2765672 С1 Российская Федерация, МПК F02К 7/067. Способ форсирования двухконтурного эжекторного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя и форсированный двухконтурный эжекторный пульсирующий воздушно-реактивный двигатель : № 2020141237 : заявл. 14.12.2020 : опубл. 01.02.2022 / К. В. Мигалин, К. А. Сиденко, К. К. Мигалин.

12. Патент на полезную модель № 15917 U1 Российская Федерация, МПК F02М 21/00. Электронный блок управления системой питания двигателя внутреннего сгорания сжиженным газом : № 2000115325/20 : заявл. 16.06.2000 : опубл. 20.11.2000 / Б. П. Ратаев, М. П. Булатов, Н. В. Боголюбский, А. А. Евдокимов.

13. Преобразователи термоэлектрические. Руководство по эксплуатации. – Москва, 2021. – [57] с. – (Информ. листок).

14. Сиденко, К. А. Численные исследования газодинамических процессов в пульсирующем воздушно-реактивном двигателе / К. А. Сиденко, А. Г. Егоров // Молодежь и наука: актуальные проблемы фундаментальных и прикладных исследований : Материалы III Всероссийской национальной научной конференции студентов, аспирантов и молодых ученых. В 3-х частях, Комсомольск-на-Амуре, 06–10 апреля 2020 года / Редколлегия: Э.А.

Дмитриев (отв. ред.) [и др.]. – Комсомольск-на-Амуре: Комсомольский-на-Амуре государственный университет, 2020. – С. 34-36.

15. Стволовые и эжекторные пульсирующие воздушно-реактивные двигатели. Работа в детонационном режиме / К. В. Мигалин, К. А. Сиденко, К. К. Мигалин, А. Г. Егоров. – 2-е издание, переработанное и дополненное. – Тольятти : Тольяттинский государственный университет, 2019. – 436 с. – ISBN 978-5-8259-1025-3.

16. Analysis of the Sallen-Key Architecture. – 2002. – [18] с. – (Информ. листок).

17. Horowitz P. The Art of Electronics / P. Horowitz, W. Hill. – Изд. 1. – Cambridge.: Cambridge University Press, 2020. – 522 с.

18. Integrated Silicon Pressure Sensor On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated. – 2012. – [24] с. – (Информ. листок).

19. Low-g Micromachined Accelerometer. – 2012. – [11] с. – (Информ. листок).

20. Pressure transmitter, model R-1. – 2012. – [92] с. – (Информ. листок).

Приложение А

Текст программы

```
#include <SD.h> //подключение библиотеки взаимодействия с microSD картой
File logger;

#define SSpin 10 //пин выбора ведомого SPI интерфейса microSD карты
#define RegistersOut 6 //пин приема данных из сдвиговых регистров роторных переключателей
#define SelfTest A3 //пин запуска проверки работы акселерометра
#define Pump1 3 //пин управления топливным насосом №1
#define Pump2 9 //пин управления топливным насосом №2
#define FuelValve 5 //пин управления топливным клапаном
#define RedLight 2 //пин управления красной световой сигнализацией
#define GreenLight 4 //пин управления зеленой световой сигнализацией
#define AirSpeed A1 //пин считывания сигнала датчика воздушной скорости
#define Boost A2 //пин считывания сигнала акселерометра
#define FuelPress A5 //пин считывания сигнала датчика давления топлива
#define CamPress A4 //пин считывания сигнала датчика давления в камере сгорания
#define Temp1 A7 //пин считывания сигнала датчика температуры 1
#define Temp2 A0 //пин считывания сигнала датчика температуры 2

byte a60m, a60c, a120m, a120c;
byte reg[16]; //массив состояний роторных переключателей
float a0; //смещение топливной характеристики
float a1; //коэффициент топливной характеристики
int g; //горизонтальное ускорение в отсчетах АЦП
int a; //горизонтальное ускорение в g
int G0; //горизонтальное ускорение в отсчетах АЦП в покое
int t1, t2; //температуры датчиков 1, 2
int Pcam; //давление в камере сгорания в отсчетах АЦП
int Pcam0; //давление в камере сгорания в покое в отсчетах АЦП
float p; //давление топлива в отсчетах АЦП
float pa; //давление топлива в bar
float pe; //уставка давления топлива в bar для данной возд. скорости
float v; //воздушная скорость в отсчетах АЦП
float va; //воздушная скорость в м/с
float v0; //воздушная скорость в покое в отсчетах АЦП

const float kp = 0.5; //коэффициент пропорциональной составляющей
const float ki = 0.2; //коэффициент интегральной составляющей
const float kd = 0.2; //коэффициент дифференциальной составляющей
const float T = 50; //период регулирования
float xp, xi, xd;
float xo; //начальное значение дифференциальной переменной
int minPWM = 35; //минимальное значение ШИМ
int PWM = 50; //значение ШИМ
float time, pastTime;

void setup() {
  Serial.begin(115200); //инициализация UART интерфейса для отладки
  analogReference(EXTERNAL);

  /* установка начальных состояний выводов микроконтроллера */
  pinMode(SSpin, OUTPUT);
  pinMode(RegistersOut, INPUT_PULLUP);
  pinMode(SelfTest, OUTPUT);
  digitalWrite(SelfTest, HIGH); //запуск проверки работы акселерометра
  pinMode(Pump1, OUTPUT);
  digitalWrite(Pump1, LOW);
  pinMode(Pump2, OUTPUT);
  digitalWrite(Pump2, LOW);
  pinMode(FuelValve, OUTPUT);
  digitalWrite(FuelValve, LOW);
  pinMode(GreenLight, OUTPUT);
  digitalWrite(GreenLight, LOW);
  pinMode(RedLight, OUTPUT);
  digitalWrite(RedLight, LOW);
  delay(2000);
}
```

Продолжение Приложения А

```
if (SD.begin(SSpin)) //инициализация библиотеки и microSD карты
{
  logger = SD.open("log.txt", FILE_WRITE); //создаем файл полетных данных
  for (int i = 0; i <= 5; i++)
  {
    digitalWrite(GreenLight, HIGH);
    delay(200);
    digitalWrite(GreenLight, LOW);
    delay(200);
  }
} else
{
  for (int i = 0; i <= 5; i++)
  {
    digitalWrite(RedLight, HIGH);
    delay(200);
    digitalWrite(RedLight, LOW);
    delay(200);
  }
}

digitalWrite(SelfTest, LOW); //останов проверки работы акселерометра
delay(2000);

V0 = analogRead(AirSpeed);
G0 = analogRead(Boost);

/* считывание состояний роторных переключателей */
digitalWrite(GreenLight, HIGH);
digitalWrite(RedLight, HIGH);
delayMicroseconds(5);
digitalWrite(RedLight, LOW);
delayMicroseconds(5);
digitalWrite(GreenLight, LOW);
for (int i = 0; i <= 15; i++)
{
  if (digitalRead(RegistersOut))
  {
    reg[i] = 0;
  }
  else
  {
    reg[i] = 1;
  }
  digitalWrite(RedLight, HIGH);
  delayMicroseconds(5);
  digitalWrite(RedLight, LOW);
}
a60m = 8 * reg[0] + 4 * reg[4] + 2 * reg[2] + reg[6];
a60c = 8 * reg[3] + 4 * reg[7] + 2 * reg[1] + reg[5];
a120m = 8 * reg[8] + 4 * reg[12] + 2 * reg[10] + reg[14];
a120c = 8 * reg[11] + 4 * reg[15] + 2 * reg[9] + reg[13];

a0 = 2 * (a60c + (a60m / 10)) - (a120c + (a120m / 10)); //смещение топливной
//характеристики
a1 = (a120c + (a120m / 10) - (a60c + (a60m / 10))) / 60; //коэффициент топливной
//характеристики
x0 = a0 * 64;
if (x0 < 64) x0 = 64; //присваиваем начальное значение дифференциальной переменной
```

Продолжение Приложения А

```
/* вывод в UART интерфейс и запись на microSD карту уставок давлений,
   нач. знач. ускорения и возд. скорости */
Serial.println(".....");
Serial.print("P60 = "); Serial.print(a60c); Serial.print(","); Serial.print(a60m);
Serial.println(" bar");
Serial.print("P120 = "); Serial.print(a120c); Serial.print(","); Serial.print(a120m);
Serial.println(" bar");
Serial.print("g = "); Serial.println(G0, DEC);
Serial.print("V0 = "); Serial.print(V0, 0);
Serial.println(" ");

logger.println(".....");
logger.print("P60 = "); logger.print(a60c); logger.print(","); logger.print(a60m);
logger.println(" bar");
logger.print("P120 = "); logger.print(a120c); logger.print(","); logger.print(a120m);
logger.println(" bar");
logger.print("g = "); logger.println(G0, DEC);
logger.print("V0 = "); logger.print(V0, 0);
logger.println(" ");

/* вывод в UART интерфейс и запись на microSD карту значений температур
   и давления в камере сгорания */
t1 = analogRead(Temp1);
Serial.print("t1 = "); Serial.println(t1, DEC);
logger.print("t1 = "); logger.println(t1, DEC);
t2 = analogRead(Temp2);
Serial.print("t2 = "); Serial.println(t2, DEC);
logger.print("t2 = "); logger.println(t2, DEC);
Pcam0 = analogRead(CamPress);
Serial.print("Pcam0 = "); Serial.println(Pcam0, DEC);
logger.print("Pcam0 = "); logger.println(Pcam0, DEC);
Serial.println(" "); logger.println(" ");

/* сигнализация готовности к работе */
digitalWrite(GreenLight, LOW);
digitalWrite(RedLight, HIGH);

/* ожидание прогрева двигателя до рабочей температуры */
while (t1 < 200)
{
  t1 = analogRead(Temp1);
  t2 = analogRead(Temp2);
  Time = millis();
  if ((t1 > 60) && ((Time - pastTime) >= 1000))
  {
    pastTime = Time;
    Time = Time / 1000;
    logger.print("Tcam = "); logger.print(t1, DEC); logger.print(", Tcoll = ");
    logger.print(t2, DEC);
    logger.print(" "); logger.print(Time, 3); logger.print(" seconds");
    Serial.print("Tcam = "); Serial.print(t1, DEC); Serial.print(", Tcoll = ");
    Serial.print(t2, DEC);
    Serial.print(" "); Serial.print(Time, 3); Serial.print(" seconds");
  }
}
Serial.println(" "); logger.println(" ");

digitalWrite(GreenLight, HIGH); //сигнализация готовности к пуску
digitalWrite(FuelValve, LOW); //открытие клапана подачи топлива

/* плавное увеличение подачи топлива в ожидании ускорения */
while (g > (G0 - 40))
{
  Time = millis();
  if ((minPWM < PWM) && ((Time - pastTime) >= 1000))
  {
    pastTime = Time;
    minPWM = minPWM + 1;
    analogWrite(Pump1, minPWM);
    analogWrite(Pump2, minPWM);
  }
  g = analogRead(Boost);
}
```

Продолжение Приложения А

```
/* стартовый режим работы после возникновения ускорения во время пуска */
Time = millis();
pa = analogRead(FuelPress) / 64;
analogWrite(Pump1, PWM);
analogWrite(Pump2, PWM);
digitalWrite(RedLight, LOW);
Time = Time / 1000;
logger.print("Start: "); logger.print(Time, 3); logger.print(" s, P = ");
logger.print(pa, 2); logger.println(" bar.");
logger.println(" ");
logger.print("v          Pe          P          t1          Seconds          Pcam");
logger.println(" ");
}

/* рабочий режим с достижением максимальной скорости полета */
void loop() {
do
{
g = analogRead(Boost);
Pcam = analogRead(CamPress);
Time = millis();
if ((Time - pastTime) >= T)
{
pastTime = Time;
Time = Time / 1000;
t1 = analogRead(Temp1);
v = analogRead(AirSpeed);
p = analogRead(FuelPress);
if (v > V0) va = 4.192 * sqrt(v - V0); else va = 0;
pa = p / 64;
pe = a0 + a1 * va;
if (pe < 1) pe = 1;
xp = (64 * pe) - p;
xi = (xi + xp) / 2;
xd = xo - p;
PWM = PWM + kp * xp + ki * xi + kd * xd;
if (PWM < minPWM) PWM = minPWM;
if (PWM > 255) PWM = 255;
xo = p;
analogWrite(Pump1, PWM);
analogWrite(Pump2, PWM);

/* запись на microSD карту значений возд. скорости, текущей уставки
* и реального давления топлива, температуры датчика 1, времени,
давления в камере сгорания*/
logger.print(va, 1); logger.print(" "); logger.print(pe, 2);
logger.print(" "); logger.print(pa, 2);
logger.print(" "); logger.print(t1, DEC); logger.print(" ");
logger.print(Time, 3);
logger.print(" "); logger.println(Pcam, 2);
}
} while (g < (G0 + 40)); //проверка наличия интенсивного торможения при ударе о землю

/* завершение работы после удара о землю */
Time = millis() / 1000; //фиксация времени удара о землю
a = 0.1024 * (G0 - g);
logger.println(" ");
logger.print("Stop: "); logger.print(Time, 3); logger.print(" s, a = ");
logger.print(a, 1); logger.println(" g.");
logger.close(); //закрытие файла записи параметров работы
digitalWrite(GreenLight, LOW);
digitalWrite(Pump1, LOW); //выключение топливного насоса №1
digitalWrite(Pump2, LOW); //выключение топливного насоса №2
digitalWrite(FuelValve, LOW); //закрытие топливного клапана

/* сигнализация завершения работы ЭБУ */
while (1)
{
digitalWrite(RedLight, HIGH);
delay(500);
digitalWrite(RedLight, LOW);
delay(500);
}
}
```