

Міністерство освіти і науки України
Західноукраїнський національний університет
Факультет комп'ютерних інформаційних технологій
Кафедра спеціалізованих комп'ютерних систем

ЗАВІЙСЬКИЙ Андрій Тарасович

СИСТЕМА АВТОМАТИЗОВАНОГО УПРАВЛІННЯ ГАЗОТУРБІННИМ
ДВИГУНОМ. / AUTOMATED CONTROL SYSTEM OF GAS TURBINE
ENGINE.

спеціальність: 174 – Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та
робототехніка

освітньо-професійна програма – Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані
технології

Випускна кваліфікаційна робота
здобувача другого (магістерського) рівня освіти

Виконав: студент групи АКІТм–22
Завійський А. Т.

Науковий керівник:
к.т.н., доцент А. І. Сегін

Випускну кваліфікаційну роботу
допущено до захисту:
" ____ " _____ 2024 р.

Завідувач кафедри СКС
_____ А. І. Сегін

Тернопіль 2024

Факультет комп'ютерних інформаційних технологій
Кафедра спеціалізованих комп'ютерних систем
Освітній ступінь "магістр"
Спеціальність 174 – Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та
робототехніка
Освітньо-професійна програма – Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані
технології

ЗАТВЕРДЖУЮ:

зав. кафедри СКС

_____ А. І. Сегін
" ____ ". _____ 2023р.

ЗАВДАННЯ

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Завійському Андрію Тарасовичу
(прізвище, ім'я по-батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи

Система автоматизованого управління газотурбінним двигуном. / Automated control system of gas turbine engine.

керівник роботи к.т.н., доцент Сегін А. І.

затверджено наказом по університету від «12» грудня 2023 р. № 753

2. Строк подання студентом закінченої кваліфікаційної роботи

2 грудня 2024р.

3. Вихідні дані до кваліфікаційної роботи:

1. Технічні характеристики та режими газотурбінних силових установок.

2. Вимоги до системи автоматичного управління ГТД.

3. Забезпечення експлуатаційних характеристик ГТД.

4. Основні питання, які потрібно розробити

1. Проаналізувати різні способи та обрати найбільш підходящий для управління ГТД.

2. Скласти математичні моделі роботи ГТД.

3. Розробити загальну структуру системи автоматизованого управління ГТД.

4. Спроектувати основні модулі та елементи системи автоматичного регулювання подачі палива в ГТД.

5. Здійснити розрахунки параметрів термодатчика та датчика частоти оборотів вала ГТД.

5. Перелік графічного матеріалу у роботі

1. Структурна схема системи автоматизованого управління подачі палива з селекторів в ГТД.
2. Електрична принципова схема системи управління ГТД.
3. Модель САУ ГТД з селектором, розроблена в Matlab.
4. Структурні схеми окремих елементів системи автоматизованого управління ГТД.
5. Графіки перехідних процесів регульованих параметрів

6. Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		Завдання видав	Завдання прийняв
1	Сегін А. І.		
2	Сегін А. І.		
3	Сегін А. І.		

7. Дата видачі завдання 12 грудня 2023р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назви етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1	Аналіз технологічного процесу та автоматизованих систем управління насосними станціями подачі крижаної води існуючих на молокопереробних підприємствах	01.01. 2024. – 31.03. 2024р.	виконано
2	Силове обладнання установки подачі крижаної води	01.03. 2024р.– 20.05.2024 р.	виконано
3	Розробка автоматизованої системи управління насосною станцією подачі льодяної води	21.05.2024р. – 30.09. 2024 р.	виконано
4	Остаточне оформлення та подача кваліфікаційної роботи на перевірку щодо плагіату та виправлення недоліків	1.10.2024р. – 30.11.2024р.	виконано

Студент

(підпис)

Завійський А. Т.

Керівник роботи

(підпис)

к.т.н., доц. Сегін А. І.

АНОТАЦІЯ

ЗАВІЙСЬКИЙ А. Т. Система автоматизованого управління газотурбінним двигуном.

Дослідження на здобуття освітнього ступеня «магістр» за спеціальністю 174 – Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка, освітньо-професійна програма – Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології. – Західноукраїнський національний університет, Тернопіль. 2024.

У кваліфікаційній роботі спроектовано систему автоматизованого управління газотурбінним двигуном (ГТД) для авіаційної техніки. Така система може служити для модернізації парку літаків старого покоління для підтримання їх експлуатаційних характеристик.

ANNOTATION

ZAVIYSKY A. T. Automated gas turbine engine control system.

Research for obtaining a master's degree in the specialty 174 – Automation, computer-integrated technologies and robotics, educational and professional program – Automation and computer-integrated technologies. – Western Ukrainian National University, Ternopil. 2024.

In the qualification work, a system of automated control of a gas turbine engine (GTE) for aviation equipment was designed. Such a system can serve to modernize the fleet of old-generation aircraft to maintain their operational characteristics.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	8
1. АНАЛІЗ СИСТЕМ РЕГУЛЮВАННЯ ГАЗОТУРБІННИМ ДВИГУНОМ.....	11
1.1. Формулювання проблеми розвитку технологій побудови газотурбінних двигунів з позицій автоматичного управління ними.....	11
1.2. Силкові установки та принцип їх роботи.....	12
1.3. Математичні моделі силових установок.....	16
2. ТЕОРЕТИЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ СТРУКТУРИ І ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ТЕХНІЧНИМ ОБ'ЄКТОМ.....	20
2.1. Загальна структура системи автоматичного керування силовими установками.....	20
2.2. Структурна схема система автоматизованого управління газотурбінним двигуном із селектором та її опис.....	26
2.3. Опис роботи схеми системи автоматизованого управління ГТД та складових її пристроїв.....	31
3. ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМИ АВТОМАТИЗОВАНОГО УПРАВЛІННЯ ГТД НА ОСНОВІ РЕЗУЛЬТАТІВ ТЕОРЕТИЧНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ.....	32
3.1. Розрахунок та проектування електричних схем складових та модулів системи управління ГТД.....	32
3.1.1 Схема каналу регулювання частоти обертання валу...	32
3.1.2 Розрахунок операційного підсилювача.....	32
3.1.3 Вимірювачі частоти обертання (тахометри).....	33
3.1.4. Проектування та розрахунок датчика частоти обертання валу ГТД.....	36
3.1.5. Схема каналу регулювання температури.....	38

3.1.6. Вибір та принцип роботи термопари.....	39
3.1.7 Розрахунок елементів термометра.....	41
3.1.8 Розрахунок термопари.....	42
3.1.9 Розрахунок та аналіз похибок термодатчика.....	50
3.1.10. Принцип роботи та опис селектора.....	52
3.1.11. Виконавчий пристрій регулювання подачі палива у ГТД.....	53
3.1.12. Пристрої керування подачею палива в ГТД.....	54
3.2. Розрахунок параметрів підсилювача напруги.....	64
3.3 Моделювання спроектованої системи автоматизованого управління турбогвинтовим двигуном в пакеті Matlab.....	76
ВИСНОВОКИ.....	80
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	81
ДОДАТКИ.....	84

ВСТУП

Актуальність теми. На Україні сформувалися наукові школи, конструкторські колективи, промислові потужності для проектування та виготовлення газотурбінних двигунів (ГТД) різного призначення та потужності. Основними флагманами в сфері їх повного циклу виготовлення від проектування до серійного виробництва є ДП НВПКГ «Зоря»-«Машпроект» м. Миколаїв [1] та АТ «Мотор-Січ» м. Запоріжжя [2]. Підприємство ДП НВПКГ «Зоря»-«Машпроект», в основному, спеціалізується на проектуванні та виготовленні морських газотурбінних двигунів, в той час як АТ «Мотор-Січ» займається розробленням та випуском ГТД для літальних апаратів. Ці підприємства не тільки задовольняють потреби внутрішнього ринку, а й експортують високотехнологічну продукцію в приблизно 120 інших країн світу, наприклад, Індію.

Створення ГТД є надзвичайно складним наукоємним та технологічним процесом, який потребує постійного розвитку та вдосконалення. Поява нових матеріалів з підвищеними характеристиками міцності та жаростійкості [3-7], впровадження нових технологій в механіці [8-9], швидкий розвиток електроніки, мікропроцесорної техніки та приладобудування забезпечують і розвиток виробництва ГТД. Не останню роль в ефективності роботи ГТД відіграють системи автоматичного регулювання процесами та складовими модулями цих двигунів [10].

В даній кваліфікаційній роботі розроблено систему автоматичного управління газотурбінним двигуном з селектором. Система керування розроблена з поєднанням аналогових та цифрових модулів, що дещо спрощує її структуру, проте відповідає сучасним вимогам. Проект включає систему індикації, яка виконана на основі аналогових елементів. Аналогова частина встановлено переважно на старих літаках. Тому цю роботу можна використовувати при модернізації САУ ГТД літаків старого зразка, таких літальних апаратів не мало, особливо в країнах, що розвиваються. При цьому

подальша модернізація може проводитись шляхом заміни аналогових модулів на цифрові. В результаті цього підвищиться маса літального апарату, але також підвищиться рівень комфортабельності та зручності керування витратою палива у двигуні.

Мета кваліфікаційної роботи. Основною метою кваліфікаційної роботи є проектна розробка працездатної системи автоматичного управління газотурбінних двигунів літальних апаратів для підвищення ефективності їх роботи в цілому.

Для досягнення поставленої мети потрібно вирішити такі завдання:

1. Проаналізувати типи ГТД для літальних апаратів, їх структуру та функціонування.
2. Проаналізувати основні способи керування ГТД та їх особливості.
3. Побудувати математичні моделі силових установок.
4. Розробити загальну структури системи автоматичного регулювання (САР) подачі палива в ГТД.
5. Спроектувати основні складові компоненти системи автоматичного регулювання.
6. Здійснити розрахунки датчиків температури та частоти обертання валу двигуна.
7. Побудувати модель системи управління ГТД з селектором в пакеті Matlab для аналізу її працездатності та стійкості.

Об'єкт дослідження. Газотурбінний двигун для літальних апаратів.

Предмет дослідження. Система автоматизованого управління подачі палива в газотурбінний двигун.

Методи дослідження. В роботі використовувалися методи спостереження роботи газотурбінних силових установок, вимірювання необхідних параметрів, комплексні методи аналізу та синтезу структурних схем, методи теорії автоматичного управління.

Наукова новизна. Розроблено і досліджено математичну та програмну модель системи управління газо-турбінним двигуном із селектором та

побудовано її структурну схему

Практичне значення одержаних результатів полягає у тому, що спроектована система автоматичного управління ГТД може використовуватися для модернізації та підтримання експлуатаційних характеристик старого парку авіаційної техніки, яка складає значну частину весь авіаційного парку в країні.

Апробація.

1. Петро Головацький, Андрій Сивак, Андрій Завійський, Андрій Біленький, Андрій Стахів. Структура системи управління автоматизованим розливом лако-фарбових матеріалів / Збірник матеріалів проблемно-наукової міжгалузевої конференції «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології» (АКІТ – 2024), Тернопіль, 2024. С. 80 – 84.

2. Попик Ю.І., Завійський А.Т., Квасниця Р.В. Система автоматизованого управління насосною установкою подачі крижаної води для молокопереробних підприємств. // Збірник матеріалів науково-практичного симпозиуму Технології інтернету речей: системи та рішення (TIP CM–2024). Тернопіль, 2024. С. 59–66.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ СИСТЕМ РЕГУЛЮВАННЯ ГАЗОТУРБІННИМ ДВИГУНОМ

1.1. Формулювання проблеми розвитку технологій побудови газотурбінних двигунів з позицій автоматичного управління ними.

Розвиток та вдосконалення авіаційних двигунів неможливе без систем автоматичного управління. Пояснюється це, з одного боку, складністю робочих процесів, які відбуваються у двигунах, з другого – необхідністю оптимізації цих процесів для отримання прийнятних питомих характеристик (питома витрата палива і тяга, задана надійність та інші), що визначають якість двигуна.

Системи автоматичного управління (САУ) двигунами повинні задовольняти низку вимог, найважливішими з яких є:

- забезпечення необхідної якості регулювання за основними параметрами робочого процесу;
- витримування оптимальних параметрів робочого процесу, за яких виходять прийнятні питомі характеристики;
- захист двигуна від неприпустимих робочих режимів;
- забезпечення необхідної надійності двигуна та узгодження характеристик двигуна з характеристиками літального апарату.

Ці вимоги, хоч і суперечливі, мають бути задоволені комплексно.

Ефективність системи управління (СУ) залежить насамперед від її можливостей забезпечити відповідні питомі показники (питомої тяги, питомої маси та питомої витрати палива) та експлуатаційних висотно-швидкісних та дросельних характеристик на форсажних та безфорсажних режимах.

В реальних умовах експлуатації режим роботи СУ часто змінюється у широкому діапазоні. Зміна режиму і його підтримку міг би здійснювати льотчик, впливаючи на силову установку. Для цього йому необхідні прилади,

які повідомляють інформацію про задачі та результати управління у будь-який момент часу, важелі для приведення в дію керуючих органів та знання законів управління. Лётчик безперервно повинен би був стежити за вимірювальними приладами, визначати величини керованих параметрів, порівнюючи ці величини із заданими значеннями, приймати рішення про напрям переміщення важелів для усунення неузгодженостей.

Однак складність управління силовою газотурбінною установкою, специфічні особливості газодинамічних і теплових процесів, що відбуваються в об'єкті управління (ОУ), випадковість діючих на нього збурень, які швидко змінюються в часі в широкому діапазоні, зайнятість екіпажу в польоті переробкою інформації, необхідної для виконання поставленого завдання, унеможливають якісне ручне керування. Вирішувати завдання управління ОУ в таких умовах можна лише засобами автоматики, які дозволяють звести функції управління літаком лише важеля управління двигуном (ВУД).

1.2. Силові установки та принцип їх роботи

Силова установка (СУ) складається з двигунів (один або кілька) з їх системами керування, запуску, паливного живлення, а також вхідних та вихідних пристроїв для реверсу тяги та рушіїв у вигляді повітряних гвинтів. Двигун або двигуни складають основу СУ, яка призначена для створення тяги необхідної для польоту літального апарату (ЛА).

Сучасні СУ ЛА будуються на базі реактивних двигунів. Реактивним називають двигун, тяга якого є силою реакції потоку продуктів згоряння палива, що отримує прискорення в самому двигуні і що з нього витікає в навколишнє середовище зі швидкістю, більшої швидкості польоту.

Всі реактивні двигуни поділяються на два основні класи: повітряно-реактивні та ракетні двигуни.

Повітряно-реактивні двигуни (ПРД) – це двигуни, у яких хімічна реакція окислення палива здійснюється з допомогою кисню атмосферного повітря. У свою чергу, ПРД можна розділити на прямоточні (або безкомпресорні) повітряно-реактивні двигуни (ППРД) і газотурбінні двигуни (ГТД). У цій кваліфікаційній роботі досліджується газотурбінний двигун.

В ППРД повітря з вхідного пристрою подається безпосередньо в камеру згоряння. При цьому стиск повітря здійснюється в повітрязабірнику за рахунок швидкісного напору повітря. ППРД призначені як для надзвукових польотів при $M=2..3$ (НППРД), так гіперзвукових швидкостей при $M=6..7$ (ГППРД).

В ГТД для стиснення повітря, що надходить у камеру згоряння, служить компресор із приводом від газової турбіни. ГТД поділяються на турбореактивні двигуни (ТРД) та турбогвинтові двигуни (ТГД).

Основними елементами одновального ТРД є: вхідна частина двигуна, компресор, камера згоряння, газова турбіна, реактивне сопло. Зовнішнє повітря, стиснене в компресорі, надходить у камеру згоряння, куди через форсунки подається паливо. Гази, що утворюються в результаті згоряння палива, протікають через турбіну, приводячи її в обертання, і потім пройшовши через реактивне сопло, виштовхуються з великою швидкістю в атмосферу у бік, протилежний напрямку польоту, створюючи тим самим реактивну тягу.

Для збільшення тяги ТРД часто забезпечують додатковими камерами згоряння, які розташовуються за турбіною і називаються форсажними. Спалювання додаткової кількості палива у форсажній камері призводить до зростання температури газів та швидкості їх витікання, а отже, до зростання тяги двигуна (ТРДФ).

Різновидом ТРД є двовальні двигуни (рисунки 1.1). Вони мають два каскади компресора, кожен із яких приводиться у обертання від своєї турбіни. У двигунах такої схеми можна отримати ширшу область стійких режимів роботи компресора, так як кожен з каскадів працює з меншим

ступенем підвищення тиску повітря порівняно з одновальним двигуном.

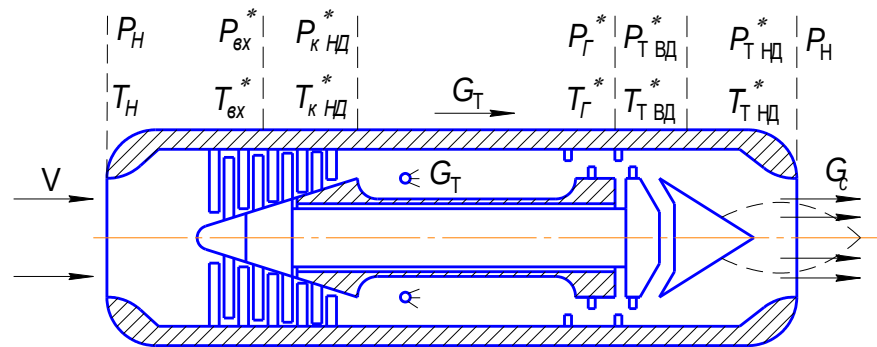


Рисунок 1.1 – Схема будови двовального газотурбінного двигуна

У ТГД більшість енергії газів використовують у турбіні. Турбіна обертає компресор і гвинт двигуна. Решта енергії газів використовується, як і в ТРД, для створення реактивної тяги. Таким чином, тяга двигуна складається з тяги, що розвивається гвинтом (близько 90% загальної тяги двигуна), і реактивної тяги (близько 10%). При невеликих дозвукових швидкостях польоту (до $M=0,6..0,8$) ТГД володіє вищими економічними показниками, ніж ТРД. ТГД можуть бути виконані за двовальною схемою. У цьому випадку одна турбіна використовується для обертання компресора, друга – обертання гвинта.

У двоконтурних ТГД, або, як їх ще називають, турбовентиляторних двигунах, є два повітряні контури. Перші низьконапірні ступені компресора працюють як вентилятори, створюючи додаткову тягу. У цих двигунах використовуються переваги ТГД на низьких швидкостях польоту завдяки застосуванню вентиляторного контуру та переваги ТГД у внутрішньому контурі на великих дозвукових та надзвукових швидкостях польоту.

Робота рухової установки характеризується величиною питомої витрати палива $C_{Д}$ та тяги величиною P . Так як при регулюванні ГТД важко безпосередньо виміряти тягу і питому витрату палива, то як регульовані використовуються інші параметри робочого процесу, замір яких

організувати легше. Ці параметри режиму повинні вибиратися з умови отримання заданих значень P та C_{Π} , наприклад, максимальних значень або мінімальних значень. Такими параметрами для ТРД є частота обертання валу турбокомпресора n та температура газів у камері згорання T_{Γ}^* . Залежність P і C_{Π} , від n і T_{Γ}^* показана на рисунку 1.2.

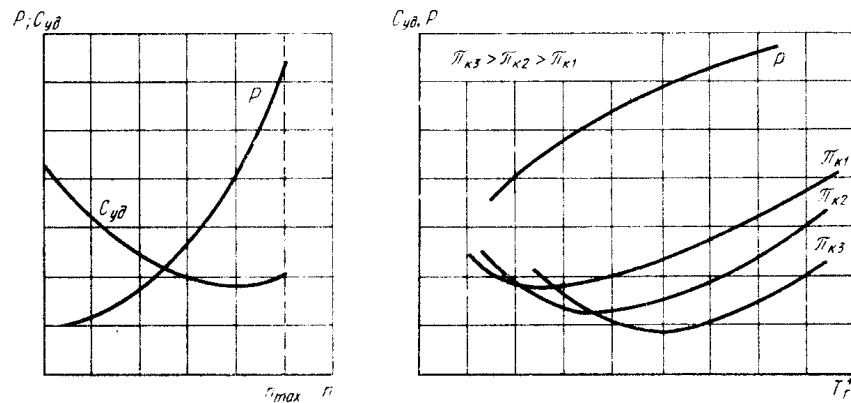


Рисунок 1.2. – Характеристика ТРД та залежності його параметрів

В якості керуючих впливів використовуються розхід палива в камері згорання G_T і F_C – площа поперечного січення сопла. В даній роботі як керуючий вплив використовується розхід палива в камері згорання. Змінюючи розхід палива, можна впливати як на температуру, так і на частоту обертання вала двигуна. Наведені параметри ТГД виражаються через T_{ex}^* , p_{ex}^* і його фізичні параметри за допомогою наступних співвідношень:

$$\begin{aligned} p_{к.пр}^* &= \pi_k^* = \frac{p_k^*}{p_{вх}^*}; & T_{г.пр}^* &= \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{вх}^*}; \\ G_{в.пр} &= \frac{G_B \sqrt{T_{вх}^*}}{p_{вх}^*}; & G_{т.пр} &= \frac{G_T}{p_{вх}^* \sqrt{T_{вх}^*}}; \\ n_{пр} &= \frac{n}{\sqrt{T_{вх}^*}}. \end{aligned} \quad (1.1)$$

Тут p_k^* , G_B – тиск за компресором і витрата повітря через нього;

π_k^* – ступінь підвищення тиску в компресорі.

1.3. Математичні моделі силових установок

Отримаємо рівняння руху силових установок з різними типами ГТД як об'єктів управління при малих відхиленнях режиму роботи від вихідного. Застосувавши перетворення Лапласа і Фур'є до лінеаризованих диференціальних рівнянь, можна визначити динамічні характеристики СУ як передавальних функцій і частотних характеристик.

Для двовального ТРД рівняння руху роторів турбокомпресорів високого та низького тисків за незмінних зовнішніх умов запишуться наступним чином:

$$2\pi J_1 \frac{dn_{вд}}{dt} = F_1(n_{вд}, n_{нд}, G_T) = M_{ТВД}(n_{вд}, n_{вд}, G_T) - M_{КВД}(n_{нд}, n_{вд}, G_T);$$
$$2\pi J_2 \frac{dn_{нд}}{dt} = F_2(n_{вд}, n_{нд}, G_T, F_c) = M_{ТНД}(n_{вд}, n_{нд}, G_T, F_c) - M_{КНД}(n_{вд}, n_{нд}, G_T).$$

Після лінеаризації і введення відносних величин приходимо до наступної системи диференціальних рівнянь:

$$\begin{aligned} l'_{11} p \bar{n}_{вд} + l_{11} \bar{n}_{вд} + l_{12} \bar{n}_{нд} &= G_T; \\ -l_{21} \bar{n}_{вд} + l'_{22} p \bar{n}_{нд} + l_{22} \bar{n}_{нд} &= G_T + g_{22} \bar{F}_c \end{aligned} \quad (1.2)$$

Тут

$$l'_{11} = 2\pi J_1 \frac{1}{\left(\frac{dF_1}{dG_T} \right)_0} \frac{n_{вдб}}{G_{Т.б}};$$

$$l'_{22} = 2\pi J_2 \frac{1}{\left(\frac{dF_2}{dG_T} \right)_0} \frac{n_{ндб}}{G_{Т.б}};$$

$$l_{11} = - \frac{\left(\frac{dF_1}{dn_{вд}} \right)_0}{\left(\frac{dF_1}{dG_T} \right)_0} \frac{n_{вдб}}{G_{Т.б}};$$

$$l_{12} = - \frac{\left(\frac{dF_1}{dn_{\text{нд}}} \right)_0 \frac{n_{\text{ндб}}}{G_{\text{т.б}}}}{\left(\frac{dF_1}{dG_{\text{т}}} \right)_0};$$

$$l_{21} = \frac{\left(\frac{dF_2}{dn_{\text{вд}}} \right)_0 \frac{n_{\text{вдб}}}{G_{\text{т.б}}}}{\left(\frac{dF_2}{dG_{\text{т}}} \right)_0};$$

$$l_{22} = - \frac{\left(\frac{dF_2}{dn_{\text{нд}}} \right)_0}{\left(\frac{dF_2}{dG_{\text{т}}} \right)_0};$$

$$g_{22} = \frac{\left(\frac{dF_2}{dF_{\text{с}}} \right)_0 \frac{F_{\text{с.б}}}{G_{\text{т.б}}}}{\left(\frac{dF_2}{dG_{\text{т}}} \right)_0}.$$

Відмітимо, що

$$\left(\frac{dF_1}{dn_{\text{вд}}} \right)_0 < 0; \left(\frac{dF_2}{dn_{\text{нд}}} \right)_0 < 0; \left(\frac{dF_1}{dn_{\text{нд}}} \right)_0 < 0, \left(\frac{dF_2}{dn_{\text{вд}}} \right)_0 > 0, \left(\frac{dF_2}{dF_{\text{с}}} \right)_0 > 0.$$

Система (1.2) може бути записана в векторно-матричній формі:

$$\bar{L}(p)y(t) = \bar{G}(p)u(t),$$

де $y(t) = [\bar{n}_{\text{вд}} \bar{n}_{\text{нд}}]^T$, $u(t) = [\bar{G}_{\text{т}} \bar{F}_{\text{с}}]^T$ – вектори вхідних і вихідних координат;

$\bar{L}(p), \bar{G}(p)$ – матриці поліномів від параметра диференціювання p :

$$\bar{L}(p) = \begin{bmatrix} l'_{11}p + l_{11} & l_{12} \\ -l_{21} & l'_{22}p + l_{22} \end{bmatrix};$$

$$\bar{G}(p) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & g_{22} \end{bmatrix}.$$

Прирівнюючи до нуля визначник матриці $L(p)$, отримаємо характеристичне рівняння об'єкта управління:

$$\Delta(p) = l'_{11}l'_{22}p^2 + (l'_{11}l_{22} + l_{11}l'_{22})p + (l_{11}l_{22} + l_{12}l_{21}) = 0.$$

В $\Delta(p)$ всі коефіцієнти характеристичного рівняння додатні, що визначає стійкість двовального ТРД як об'єкта управління.

Приведемо більш повну модель двовального ТРД для:

$$y(t) = [n_{\text{вд}}, n_{\text{нд}}, T_{\Gamma}^*, T_{\text{т}}^*, \pi_{\text{квд}}^*, \pi_{\text{кнд}}^*, \pi_{\text{твд}}^*, \pi_{\text{гнд}}^*]^T \quad \text{і} \quad u(t) = [G_{\text{т}} F_{\text{с}}]^T.$$

Система рівнянь “вхід-вихід”:

$$\begin{aligned} l'_{11}pn_{\text{вд}} - l_{13}T_{\Gamma}^* + l_{15}\pi_{\text{квд}}^* + l_{16}\pi_{\text{кнд}}^* - l_7\pi_{\text{твд}}^* &= 0, \\ l_{22}pn_{\text{нд}} - l_{23}T_{\Gamma}^* + l_{26}\pi_{\text{кнд}}^* + l_{27}\pi_{\text{твд}}^* - l_{28}\pi_{\text{твд}}^* &= 0, \\ l_{32}n_{\text{нд}} + T_{\Gamma}^* - l_{35}\pi_{\text{квд}}^* - l_{36}\pi_{\text{кнд}}^* &= g_{21}G_{\text{т}}, \\ l_{43}T_{\Gamma}^* + T_{\text{т}}^* + l_{47}\pi_{\text{твд}}^* + l_{48}\pi_{\text{гнд}}^* &= 0, \\ -l_{52}n_{\text{нд}} - l_{53}T_{\Gamma}^* + \pi_{\text{квд}}^* + l_{56}\pi_{\text{кнд}}^* &= 0, \\ l_{61}n_{\text{вд}} - l_{62}n_{\text{нд}} - l_{65}\pi_{\text{квд}}^* + \pi_{\text{кнд}}^* &= 0, \\ -l_{73}T_{\Gamma}^* + \pi_{\text{твд}}^* &= 0, \\ -l_{83}T_{\Gamma}^* + l_{84}T_{\text{т}}^* + l_{87}\pi_{\text{твд}}^* + \pi_{\text{гнд}}^* &= g_{82}F_{\text{с}}. \end{aligned} \tag{1.3}$$

З (1.3) отримаємо передавальну матрицю двовального ТРД:

$$\bar{W}(s) = \frac{1}{\Delta(s)} \begin{bmatrix} b'_{11}s + b_{11} & b_{12} \\ b'_{21}s + b_{21} & b'_{22}s + b_{22} \\ b'^2_{31}s^2 + b'_{31}s + b_{31} & -(b'_{32}s + b_{32}) \\ b'^2_{41}s^2 + b'_{41}s + b_{41} & -(b'^2_{42}s^2 + b_{42}s + b_{42}) \\ b'^2_{51}s^2 + b'_{51}s + b_{51} & b'_{52}s + b_{52} \\ b'^2_{61}s^2 + b'_{61}s + b_{61} & b'_{62}s + b_{62} \\ b'^2_{71}s^2 + b'_{71}s + b_{71} & -(b'^2_{72}s^2 + b'_{72}s + b_{72}) \\ b'^2_{81}s^2 + b'_{81}s + b_{81} & b'^2_{82}s^2 + b'_{82}s + b_{82} \end{bmatrix},$$

$$\Delta(s) = a_0s^2 + a_1s + 1. \quad (1.4)$$

Як випливає з (1.4), вихідний сигнал по змінним $T_c^*, T_m^*, \pi_k^*, \pi_m^*$ залежить не тільки від вхідного сигналу, але також від його першої і другої похідних.

Заміна s на $j\omega$ в передавальній матриці ГТД дозволяє перейти до динамічних характеристик силових установок у вигляді частотних характеристик, які дають інформацію про смугу пропускання об'єкта управління по всіх каналах проходження регулюючих і збурювальних впливів.

Частотні характеристики $\frac{n_{\text{вд}}(j\omega)}{G_T(j\omega)}$ двовального ТРД мають характер протікання, близьке до ланки першого порядку. Характеристика $\frac{n_{\text{нд}}(j\omega)}{G_T(j\omega)}$ показує дещо більшу інерційність двигуна каскаду низького тиску у порівнянні до каскаду високого тиску, що є типовим для двигунів двовальної схеми.

РОЗДІЛ 2

ТЕОРЕТИЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ СТРУКТУРИ І ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ТЕХНІЧНИМ ОБ'ЄКТОМ

2.1. Загальна структура системи автоматичного керування силовими установками

Силова установка включає ГТД, реактивне сопло і повітрязабірник, і відповідно в САУ СУ розрізнятимемо регулятори витрат основного і форсажного палива, направляючих апаратів компресора і вентилятора, регульованого сопла і повітрязабірника. На рисунку 2.1. наведено схему регулювання двовального двигуна.

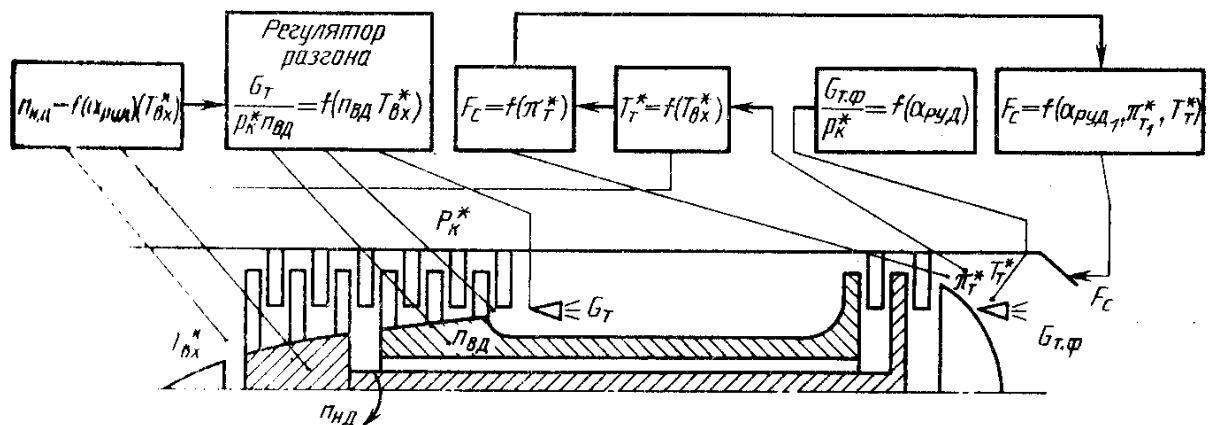


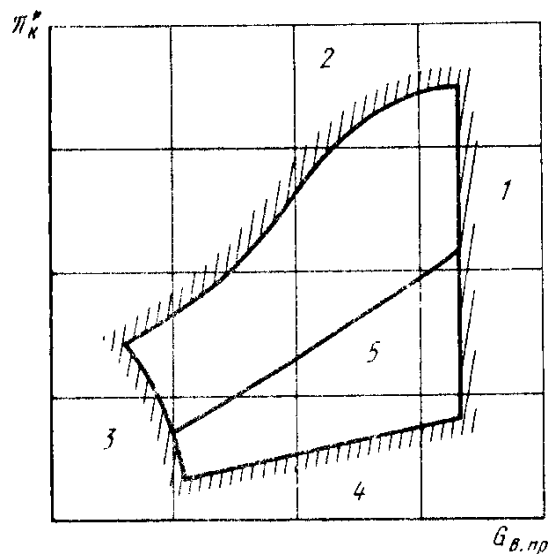
Рисунок 2.1 – Схема САУ двовального ТРД.

Вхідними параметрами СУ є тяга і потужність, що підводиться до гвинта, які визначають енергоозброєність ЛА і ряд інших його характеристик.

Основними для ГТД є дросельна та висотно-швидкісні характеристики. Перша показує залежність тяги та інших внутрішньорухових параметрів від частоти обертання, другі – залежність тяги двигуна від висоти та швидкості польоту і є суттєвими при узгодженні характеристик літака та двигуна.

При виборі законів управління режимами ГТД слід зважати на обмеження, пов'язані з його живучістю. Сюди відносяться обмеження за гранично допустимими параметрами: температурою газів, частотами обертання валів турбокомпресора, максимальним і мінімальним значенням прискорень і т.д.

На рисунку 2.2 показано область допустимих режимів роботи ГТД. Крім того, є низка параметрів, що визначають ступінь оптимальності режиму роботи, близькість до меж стійкості. Таким параметром, наприклад, є ковзання роторів S двовальних ГТД, що визначається як відношення частот обертання роторів високого і низького тисків. У процесі розгону та дроселювання двигуна величина ковзання змінюється, що призводить до зміни запасів газодинамічної стійкості.



1 — обмеження; 2 — межа газодинамічної стійкості; 3 — межа стійкої роботи двигуна на режимах мінімальної тяги; 4 — межа стійкого горіння у камері згоряння; 5 — лінія режимів двигуна, що встановилися.

Рисунок 2.2 — Область допустимих режимів роботи ГТД

Закони управління силовою установкою вибирають з призначення літального апарату, особливостей його експлуатації. Зазвичай вимоги до

статичної та динамічної точності регулювання параметрів силової установки визначаються за рівнем їх впливу на економічність, тягу та ресурс.

Наприклад, підтримання температури газів з похибкою призводить до втрати 1%. Розмірковуючи аналогічно, для інших параметрів можна сформулювати такі вимоги щодо точності роботи САУ СУ:

- похибка частоти обертання турбокомпресора має бути не більше 0,2%;
- похибка підтримки наведеної частоти обертання – трохи більше 0,5%;
- температура газу максимальному режимі – з похибкою менше 0,5%;
- значення сумарного ступеня підвищення тиску повітря за компресором – з допуском трохи більше 1%;
- перехід двигуна з режиму “малий газ” на “максимальний режим” – протягом не більше 5с;
- при перехідних процесах задані величини використання наявних запасів газодинамічної стійкості повинні підтримуватися з допуском не менше 5%;
- задана величина мінімального зниження сумарного коефіцієнта надлишку повітря у форсажній камері згоряння повинна підтримуватись із допуском менше 1,5%;
- перерегулювання в перехідному процесі, викликане можливими збуреннями, на максимальному режимі роботи двигуна не повинно перевищувати 1%.

Ці та інші вимоги більш точно формулюються при конкретній розробці САУ.

При керуванні двигуном на максимальних режимах завдання САУ входить забезпечення максимальної тяги при надійному температурному і міцністного захисту. Тому для контролю стану двигуна вимірюють $n_{вд}, n_{нд}, T_{тнд}^*, T_{вх}^*, p_{вх}^*, p_k^*$ – частоту і амплітуду вібрації та інші параметри. Найчастіше будуються обмежувачі $T_{тнд}^*, n_{вд}, n_{нд}, p_k^*$ з впливом витрати

палива. На перехідних режимах в електронних системах управління використовується обмеження наведеного прискорення частоти обертання або комплексу параметрів, що забезпечує необхідний перебіг процесів запуску, розгону та дроселювання. На крейсерських режимах використовується один із законів управління витратою палива:

$$G_m = f(n_{np}), G_m = f(\pi_k^*), G_m = f(\pi_c^*) \text{ і т.д.}$$

Параметри двигуна на різних висотах та швидкостях польоту змінюються у широкому діапазоні. Змінюючи закони управління по H і M польоту, можна отримати кращі характеристики реактивної тяги, ніж використовуючи тільки один з них.

Для керування режимами роботи основного контуру ГТД широко використовується замкнута САУ частотою обертання із застосуванням всережимних регуляторів з астатизмом 1-го порядку. Такі регулятори дозволяють отримати досить високу якість перехідних процесів у всьому діапазоні умов експлуатації. Структурна схема САУ частотою обертання наведено на рисунку 2.3.

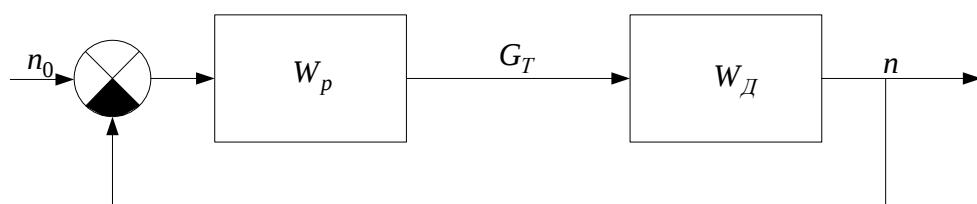


Рисунок 2.3 – Загальна структурна схема САУ частотою обертання ГТД.

Для двигунів багатовалових схем регулювати частоту обертання можна за каскадами високого та низького тиску. При цьому динаміка контуру регулювання високого тиску залишається практично такою ж, як і для двигуна одновальної схеми. Пояснюється це тим, що динамічні властивості двигунів багатовалових схем щодо частоти обертання високого тиску каскаду

описуються передавальною функцією, як для ТРД одновальної схеми:

$$\begin{aligned} W_{n_{ВД}}(s) &= \frac{n_{ВД}(s)}{G_T(s)} = \frac{k_{ВД}}{T_{ВД}s + 1} \\ W_{p_{ВД}}(s) &= \frac{G_T(s)}{n_{ВД}(s)} = -\frac{k_p(T_1s + 1)}{s(T_2s + 1)}, \end{aligned} \quad (2.1)$$

де k_∂ , k_p – коефіцієнти підсилення двигуна і регулятора;

$T_{\partial\partial}$, T_1 , T_2 – постійні часу двигуна і регулятора.

Передавальна функція замкнутої системи по керуючому впливу має вигляд:

$$\Phi(s) = \frac{n(s)}{n_0(s)} = \frac{k_d k_p (T_1s + 1)}{T_2 T_d s^3 + (T_2 + T_3)s^2 + (1 + k_d k_p T_1)s + k_d k_p}. \quad (2.2)$$

Передавальна функція двигуна по каналу низького тиску має вигляд:

$$W_{n_{HT}}(s) = \frac{n_{HT}(s)}{G_m(s)} = k_{H\partial} \frac{(\tau s + 1)}{(T_{H\partial}s + 1)(T_{\partial m}s + 1)}. \quad (2.3)$$

Якщо каналі регулювання використовувати ізодромний регулятор, то характеристичне рівняння замкнутої системи має четвертий порядок. У загальному випадку область стійкості системи з регулятором n_{HT} дещо менша, ніж з регулятором $n_{\partial m}$.

Відомі системи автоматичного регулювання (САР) ГТД впливають на один регулюючий фактор – витрата палива в камері згоряння ГТД, що містять вимірювачі входних параметрів, елементи порівняння та виконавчий механізм, причому сигнал регулятора температури газу безпосередньо діє на налаштування регулятора частоти обертання ротора ГТД.

Недоліком такої схеми є зменшення запасів стійкості, зменшення

допустимих коефіцієнтів підсилення в каналі управління, погіршення статичної та динамічної точності регуляторів при спільній роботі каналів. Для усунення негативного впливу взаємодії регуляторів на характеристики САР з одним регулюючим фактором застосовують системи, які, крім каналів управління та регулювання, містять ще й селектор, що дозволяє виключити зону спільної роботи регуляторів і тим самим покращити характеристики системи в цілому.

Селектори забезпечують у всіх умовах роботи системи вплив на регулюючий фактор лише одного регулятора, що входить у роботу в залежності від режиму роботи двигуна. І тут кожен із каналів управління працює автономно, та його параметри можуть вибиратися без врахування взаємодії з іншими регуляторами. Зазвичай застосовується принцип селектування, згідно з яким регулюється параметр двигуна, що найбільш наблизився до величини, яка визначається задаючим впливом регулятора (програмою регулювання). Наприклад, при керуванні ГТД шляхом зміни витрати палива в основну камеру згоряння на максимальних режимах роботи двигуна, для того, щоб усі регульовані параметри не перевищили максимально допустимих значень (обмеження зверху), селектор повинен пропустити на керування дозуючим пристроєм сигнал, що відповідає отриманню мінімальної величини G_T . Класифікуючи за необхідною величиною регулюючого фактора, таке селектування називають селектуванням мінімуму, а селектор – селектором мінімальних сигналів управління (селектор min). За допомогою селектування по мінімуму визначається черговість виконання програм регулювання, при цьому приймаються $n_{max} = \text{const}$, $T_4^* = \text{const}$.

Якщо ж обмежують мінімальні значення параметрів (обмеження знизу), то перевага надається регулятору параметра, підтримки якого потрібно найбільша витрата палива, тобто здійснюється селектування по максимуму (селектор max). Такий принцип застосовується узгодження з регуляторами скидання газу, обмеження знизу витрати палива.

Застосування селекторів, які усувають зону спільної роботи, дозволяє зберегти статичну точність та запаси стійкості регулювання, властиві автономним регуляторам параметрів. Взаємодія каналів управління при цьому зберігається на перехідних режимах, характер яких залежить від програм регулювання, способів селекування та динамічних властивостей регуляторів.

Найбільш близькою до необхідних характеристик є САР ГТД, що містить у своєму складі вимірювачі частоти обертання n , температури газу за турбіною T_4^* , регулятори цих параметрів, селектор мінімуму, виконавчий пристрій, який регулює витрату палива G_T ГТД.

2.2. Структурна схема система автоматизованого управління газотурбінним двигуном із селектором та її опис

Структурна схема САУ представлена на рисунку 2.4, де P_n , P_T – регулятори частоти обертання і температури відповідно; *Сел. min* – селектор мінімуму; ВП – виконавчий пристрій; ГТД – газотурбінний двигун; B_n , B_T – вимірювачі частоти обертання та температури газу відповідно.

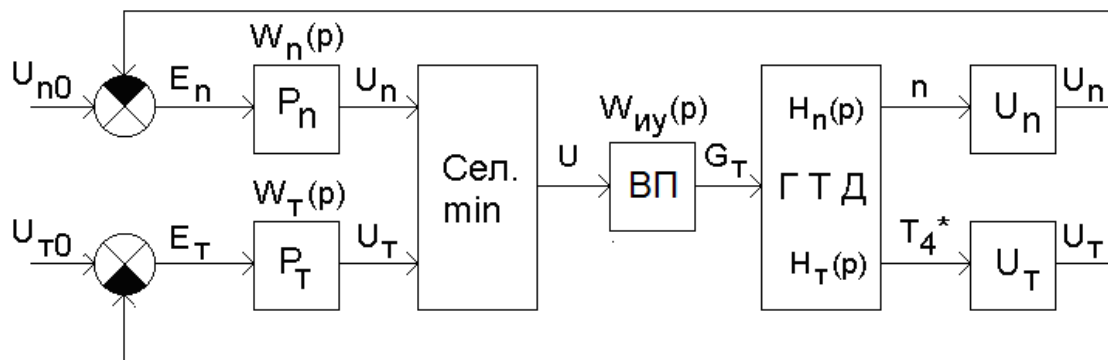


Рисунок 2.4 – Структурна схема системи автоматизованого управління газотурбінним двигуном із селектором по мінімуму.

Робота селектора мінімуму описується виразом:

$$U = \begin{cases} U_1, \text{ при } U_1 < U_2 \\ U_2, \text{ при } U_2 \leq U_1 \end{cases}. \quad (2.4)$$

або з урахуванням різниці вхідних сигналів: $\varepsilon = U_1 - U_2$, наступним чином:

$$U = \begin{cases} U_1, \text{ при } \varepsilon < 0 \\ U_2, \text{ при } \varepsilon \geq 0 \end{cases} = \frac{1}{2}(U_1 + U_2 - |\varepsilon|) = U_2 + \varepsilon 1(-\varepsilon).$$

Передавальні функції розімкнутих каналів:

$$W_I(p) = W_n(p) W_{B\Pi}(p) H_n(p) W_{Bn}(p);$$

$$W_{II}(p) = W_T(p) W_{B\Pi}(p) H_T(p) W_{IT}(p).$$

Причому можливо, що:

$$W_I(p) = W_{II}(p) = W(p).$$

ГТД має різні динамічні характеристики вихідних параметрів щодо витрати палива, а саме:

за частотою обертання ротора передавальна функція ВМД:

$$H_n(p) = K_{nG_T} \frac{A(p)}{D(p)};$$

за температурою газу за турбіною передатна функція ВМД:

$$H_T(p) = K_{TG_T} \frac{B(p)}{D(p)},$$

де K_{nG_T} – коефіцієнт передачі n ; K_{TG_T} – коефіцієнт передачі по T_4^* ;

$A(p)$, $B(p)$, $D(p)$ – поліноми, що залежать від конструктивних особливостей ГТД.

Порядок полінома $A(p)$ на одиницю менший за порядок полінома $D(p)$, а порядок полінома $B(p)$ дорівнює порядку полінома $D(p)$. Отже, як видно з передавальних функцій $H_n(p)$ і $H_T(p)$, газотурбінний двигун є інерційною ланкою за частотою обертання і практично безінерційною за температурою газу.

Передавальна функція виконавчого пристрою:

$$W_{ВП}(p) = \frac{K_{ВП}(T_{ВП}p + 1)}{p}, \quad (2.5)$$

де $K_{ВП}$ – коефіцієнт передачі ВП; $T_{ВП}$ – постійна часу ВП, тобто виконавчий пристрій є ізодромною ланкою.

При цьому:

$$W_{ВП}(p)H_n(p) = \frac{K_{ВП}(T_{ВП}p + 1)K_{nGT}A(p)}{pD(p)} \cong \frac{K_1}{p};$$

$$W_{ВП}(p)H_T(p) = \frac{K_{ВП}(T_{ВП}p + 1)K_{TGT}B(p)}{pD(p)} \cong \frac{K_2(T_2p + 1)}{p},$$

де K_1 – коефіцієнт передачі ланцюга: виконавчий пристрій - ГТД за частотою обертання ротора; K_2 – коефіцієнт передачі ланцюга: виконавчий пристрій – ГТД за температурою газу; T_2 – постійний час ланцюга: виконавчий пристрій – ГТД за температурою газу.

Для отримання необхідної якості регулювання частоти обертання та температури газу регулятори цих параметрів повинні мати наступні передавальні функції:

передатна функція регулятора частоти обертання ротора ВМД:

$$W_n(p) = K_n, \quad (2.6)$$

передатна функція регулятора температури газу:

$$W_T(p) = \frac{K_T}{T_T p + 1}, \quad (2.7)$$

де K_n – коефіцієнт передачі регулятора частоти обертання; K_T – коефіцієнт передачі регулятора температури газу; $T_T = T_2$ – постійна часу регулятора температури газу.

Поведінка U_T , а отже, і T_4^* представлено рисунку 2.5. Як видно з малюнка, дана САР має низьку динамічну точність і закид за температурою газу за турбіною T_4^* . Для усунення цього недоліку, який помітно знижує ресурс ГТД, в структурну схему САР ГТД необхідно ввести коригувальні ланки, що забезпечують більш раннє перемикання селектора на канал температури та усунення закидання.

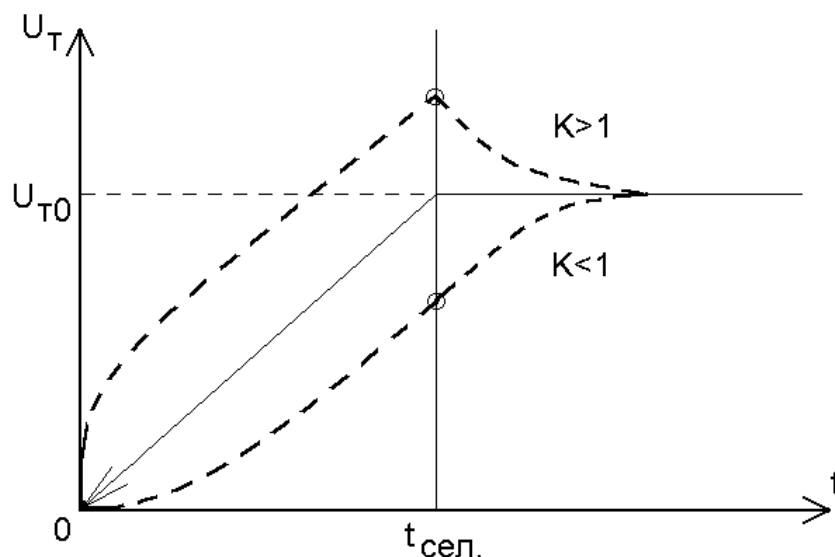


Рисунок 2.5 – Залежності коефіцієнтів підсилення в САУ з коригуючим пристроєм та без нього.

Усунення закидання по температурі газу в даній САР здійснюється шляхом корекції впливу, що надходить на вхід регулятора температури, причому ця корекція здійснюється тільки при роботі САР в режимі регулювання частоти обертання, а в режимі регулювання температури газу вона вимикається, не порушуючи тим самим роботу регулятора.

На основі вивченої інформації, можна зробити висновок, що існує безліч видів систем регулювання ГТД, але принцип їх побудови та функціонування мало чим відрізняються один від одного. На основі цих принципів і проектуватиметься дана система. Вона буде аналого-цифрова. Тобто. система виміру буде цифровою, а система регулювання аналоговою. Це тим, що аналогові пристрої надійніші, але цифрові точніші. Система вимірювання може бути перетворена в систему управління шляхом додавання ЦАП зворотний зв'язок і перепрограмування мікропроцесора.

Структурна схема складається з трьох блоків:

1. Блок регулювання:

а. регулятори частот обертання роторів низького та високого тиску, температури.

б. датчики частоти обертання роторів високого та низького тиску, а також температури газів за турбіною високого тиску.

в. електронний селектор мінімуму

г. електронний селектор максимуму.

д. блок обмеження.

е. виконавчий пристрій.

2. Резервна система індикації

а. ключ.

б. частотомір.

в. індикатори.

3. Система вимірювання та індикації

а. комутатор.

б. аналого-цифровий перетворювач.

в. мікропроцесор

г. перетворювач на інтерфейс RS-232.

д. монітор

2.3. Опис роботи схеми системи автоматизованого управління ГТД та складових її пристроїв.

Схема являє собою систему автоматичного регулювання та відображення інформації, з резервною системою відображення інформації для підвищення надійності для двовального двигуна. Витрата палива регулюється по трьох каналах, це канал частоти обертання роторів високого та низького тиску, а також канал регулювання температури газів за ротором високого тиску. Датчики знімають відповідні сигнали і передають їх на регулятори. Причому формування установчого значення відбувається в залежності від $\alpha_{руд}$ і $T_{вх}^*$. Далі за допомогою селектора мінімуму виключається взаємний вплив трьох каналів. Селектор максимуму запобігає гасіння полум'я в камері згоряння. Далі сигнал надходить на виконавчий пристрій електромагнітного типу, який керує витратою палива, а отже частотою обертання та температурою.

Система виміру є мікропроцесорну систему. Комутатор комутує аналогові сигнали та передає його на аналого-цифровий перетворювач, далі сигнал обробляється мікропроцесором і видається на екран.

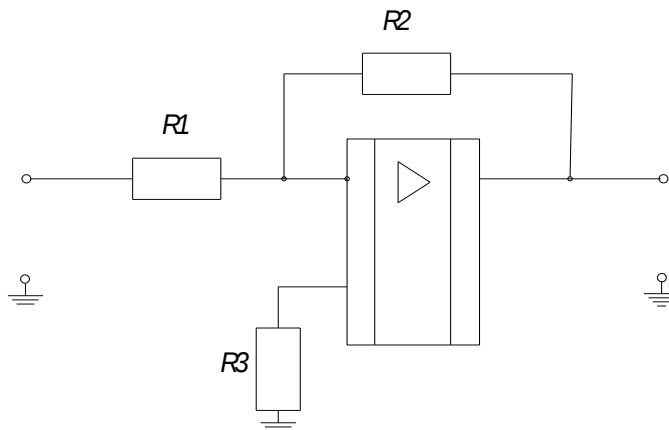
Резервна система індикації частоти обертання включає ключ, який дозволяє економити місце, частотомір, індикаторна система відображення інформації.

ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМИ АВТОМАТИЗОВАНОГО УПРАВЛІННЯ
ГТД НА ОСНОВІ РЕЗУЛЬТАТІВ ТЕОРЕТИЧНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ.

3.1.1 Схема каналу регулювання частоти обертання валу.

Рисунок 3.1 – Модуль регулятора частоти обертання

Схема операційного підсилювача показано рисунку 3.2



32

На виході підсилювача необхідно отримати амплітуду мінімальної напруги, що дорівнює 2 В.

Тобто $U_{вих} = U_{вих\ max\ ОУ} = 2(BB,$

Візьмемо операційний підсилювач 140УД24.

Коефіцієнт посилення за напругою дорівнюватиме:

$$K_{нв} = \frac{U_{вих}}{U_{вх}} = 1000;$$

$$K_{нв} = -\frac{R_2}{R_1} \Rightarrow R_2 = -K_{нв} \cdot R_1.$$

Нехай $R_1 = 50\ \text{Ом}$, тоді $R_2 = 50\ \text{кОм}$. Знак «-» вказує на те, що ОУ охоплює ООС, тому його можна не враховувати. Розрахуємо R_3 як паралельне з'єднання $R_1 \parallel R_2 \Rightarrow R_3 \approx 50\ \text{Ом}$. Виберемо номінали резисторів R_1, R_2, R_3 із ряду Е192. Цей підсилювач підходить нам за частотним діапазоном від 400 (Гц.) до 4000 (Гц.).

3.1.3 Вимірювачі частоти обертання (тахометри).

Як датчики використовуються індукційні перетворювачі.

Прилади, призначені вимірювання частоти обертання, називаються тахометрами. Тахометри застосовуються для вимірювання частоти обертання валу двигуна та його агрегатів. За величиною частоти обертання можна судити про тягу і про динамічну і теплову напруженість.

Типи індукційних перетворювачів. Індукційні перетворювачі, як природна вхідна величина мають швидкість механічного переміщення і тому безпосередньо можуть застосовуватися в приладах для вимірювання швидкості лінійних або кутових переміщень.

Прикладами подібного використання індукційних перетворювачів є датчики приладів для вимірювання швидкості обертання валів (тахометри),

що є невеликими генераторами постійного струму, а також датчики приладів для вимірювання вібрацій, тобто приладів для вимірювання змінних у часі лінійних та кутових переміщень та прискорень. Так як вихідна напруга індукційних перетворювачів пропорційно швидкості вібрації рухомої частини, то для отримання напруги, пропорційного шляху (амплітуді вібрацій) або прискорення, вихідна напруга індукційного перетворювача піддається інтегруванню та диференціюванню за допомогою інтегруючих або диференціюючих ланцюгів.

За принципом дії індукційні перетворювачі можна поділити на дві групи. У перетворювачах першої групи магнітний опір на шляху постійного магнітного потоку залишається незмінним, а індуктована Е. Д. С. наводиться в котушці завдяки лінійним і кутовим коливанням котушки в зазорі магніту. При цьому в деяких практичних конструкціях котушка залишається нерухомою, а магніт переміщається. У перетворювачах другої групи як постійний магніт, так і котушка нерухомі, а індуктована Е. Д. С. наводиться шляхом зміни магнітного потоку внаслідок коливань повного магнітного опору магнітного ланцюга, створюваних найчастіше зміною повітряного зазору цього ланцюга. Перетворювачі другої групи відповідають заданим параметрам даного курсового проекту. У перетворювачах першої групи магнітний потік не змінюється, і розрахунок магнітного ланцюга та Е.Д.С. перетворювача провадиться звичайними прийомами розрахунку постійних магнітів.

У перетворювачах другої групи необхідно враховувати змінну складову магнітного потоку, обумовлену зміною часу магнітного опору потоку, а також вплив поверхневого ефекту на її розподіл.

Якщо найбільша зміна магнітного потоку дорівнює:

$$\Delta\Phi = \left(\frac{F}{R_m} \right) - \left(\frac{F}{R_m + \Delta R_m} \right),$$

де F – магніторушійна сила магніту, а R_m і $(R_m + \Delta R_m)$ – крайні значення магнітного опору, тобто без зуба та із зубом. Тоді діюче значення

поток дорівнює:

$$\Phi_M = \frac{\Delta\Phi}{2} \quad \Phi = \frac{\Delta\Phi}{2 \cdot \sqrt{2}}$$

А Е.Р.С.:

$$E = \omega \cdot w \cdot \Phi \quad (3.1)$$

$$E = \left(\frac{\omega \cdot w \cdot F}{2 \cdot \sqrt{2}} \right) \left[\left(\frac{1}{R_M} \right) - \left(\frac{1}{R_M + \Delta R_M} \right) \right]$$

Рисунок 3.3 пояснює принцип роботи датчика з індукційним перетворювачем.

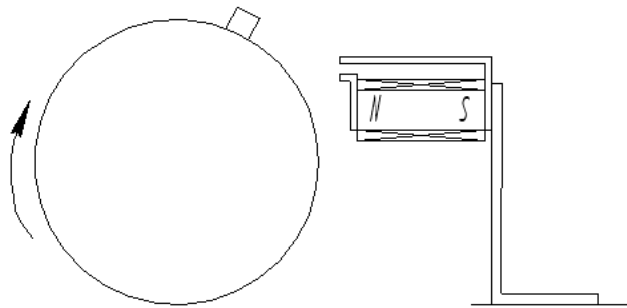


Рисунок 3.3 – Схема принципу роботи датчика з індукційним перетворювачем

На валу укріплений сталевий зуб, який при обертанні валу проходить повз зазор нерухомо встановленої магнітної системи з постійним магнітом, зменшуючи магнітний опір цієї системи згідно з кривою R_m . При цьому в котушці, надітій на магніт, наводяться імпульси ЕРС, приблизна форма яких показана кривою e .

Незалежно від якості виконання системи, старіння магніту, відстанню між валом і магнітом та будь-яких інших факторів частота вихідних імпульсів у герцах завжди буде точно дорівнює кількості обертів валу в секунду.

Максимальна частота таких датчиків не перевищує кількох сотень герц, тому вони працюють з аналоговим вимірювальним пристроєм типу конденсаторного частотоміра. Для отримання більш високих частот, за яких

стає виправданим використання цифрових частотомірів, доцільно будувати датчик у вигляді реактивного генератора із зубчастим ротором.

3.1.4. Проектування та розрахунок датчика частоти обертання валу ГТД.

Датчик частоти обертання призначений для видачі електричних імпульсів напруги, частота проходження яких пропорційна кутовій швидкості обертання валу авіадвигуна. Датчик працює спільно з індуктором, який є невід'ємною частиною двигуна та до складу датчика не входить.

Принцип дії датчика полягає в індукуванні електричних імпульсів напруги в обмотці датчика за рахунок зміни опору магнітного ланцюга при обертанні індуктора під торцем датчика.

Датчик частоти обертання (рисунок 3.4) складається з котушки 1 постійного магніту 2 корпусу 3 і штепсельного роз'єму 4.

Датчик є генератором електричних імпульсів напруги і працює наступним чином: при обертанні індуктора кожен з його зубів проходить у безпосередній близькості від торця датчика, результатом чого є виникнення ЕРС, що індукується в котушці датчика.

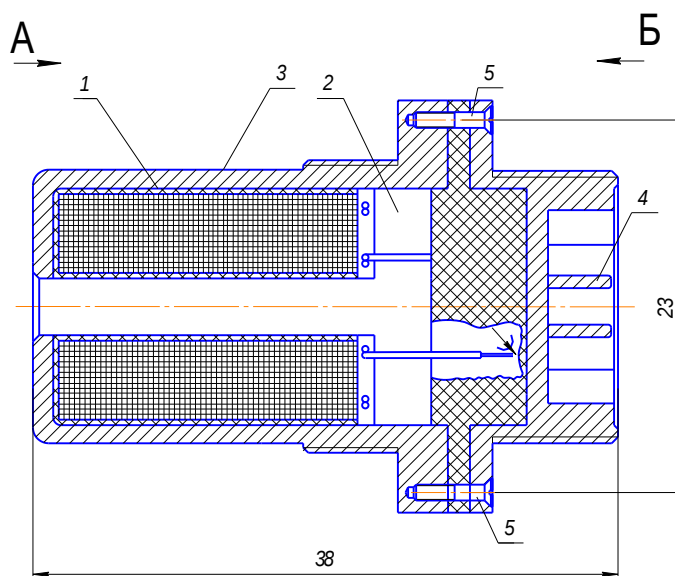


Рисунок 3.3 – Схема датчика в поперечному перерізі.

Частота імпульсів напруги, що знімається з датчика, відповідає частоті проходження зубів повз його торець, залежить від частоти обертання індуктора і, відповідно, валу двигуна (рисунок 3.5.).

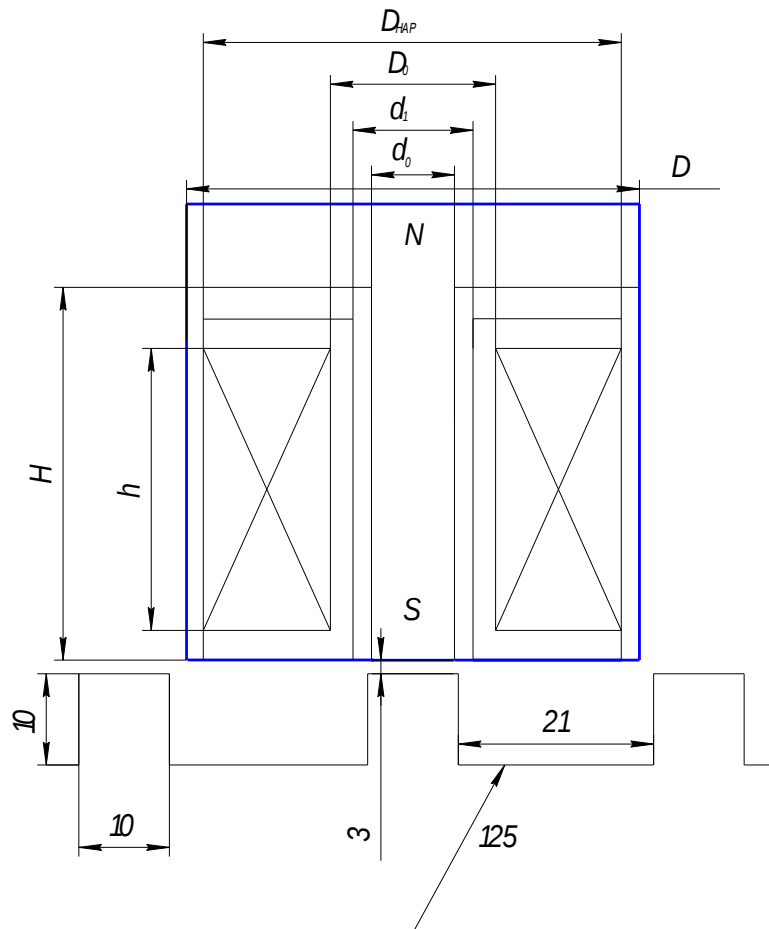


Рисунок 3.4. – Креслення розмірів датчика

Розрахуємо параметри котушки.

Виберемо провід за ГОСТ 7262-70, із ряду стандартів вибираємо провід ПЕВ-1. Діаметр дроту $d=0.08(мм)$. Котушка має такі геометричні розміри: $D_0=8(мм.)$, $D_{нар}=15(мм.)$, $d_0=5(мм.)$, $d_1=7(мм.)$, $D=18(мм.)$, $h=10(мм.)$, $H=15(мм.)$.

1) Внутрішній діаметр обмотки (периметр):

$$d_2 = \frac{2 \cdot (h + d_0)}{2} = \frac{30}{3.14} = 9.55(мм)$$

2) Радіальна товщина обмотки: $r = \frac{D_{нар} - d_2}{2} = 2.725(мм)$

3) Кількість витків в одному шарі: $k = \frac{h}{0.08} = 125$

4) Кількість шарів: $n = \frac{r}{0.08} = 34$

5) Загальна кількість витків: $w = k \cdot n = 34 \cdot 125 = 4258$ (витков)

6) Середня довжина витка: $l_{cp} = \pi \cdot D_{cp} = \pi \cdot \left(\frac{D_0 + D_{нар}}{2} \right) = 36$ (мм.)

7) Довжина всієї намотування дроту: $l = l_{cp} \cdot w = 153756$ (мм.)

8) Перетин проводу котушки: $Q = \frac{\pi \cdot d^2}{4} = 0.005024$ (мм².)

9) Активний опір котушки: $R = \rho \cdot \frac{l}{Q}$ де ρ – питомий опір міді, тоді

$R = 551$ (кОм)

Максимальна частота на виході датчика:

$$f_{max} = \frac{z \cdot n}{60} = \frac{16 \cdot 15000}{60} = 4000 \text{ (Гц.)}$$

де z – кількість зубів ротора, n – кількість обертів за хвилину.

Мінімальна частота на виході датчика: $f_{min} = \frac{16 \cdot 1500}{60} = 400$ (Гц.)

Максимальна вихідна напруга на виході датчика буде 2(В), мінімальна 0.002(В). Тому необхідно додатково використати підсилювач.

3.1.5. Схема каналу регулювання температури.

Модель регулятора температури газу за турбіною ВМД виконана на ОП DA5, DA6, DA7 (рисунок 3.6).

Як датчики застосовуються термоелектричні термометри. Термоелектричні термометри застосовуються для дистанційного вимірювання температури в широких межах як для загальнотехнічних, так і спеціальних вимірювань. Як датчики використовуються термопари, а як показчики – магнітоелектричні гальванометри.

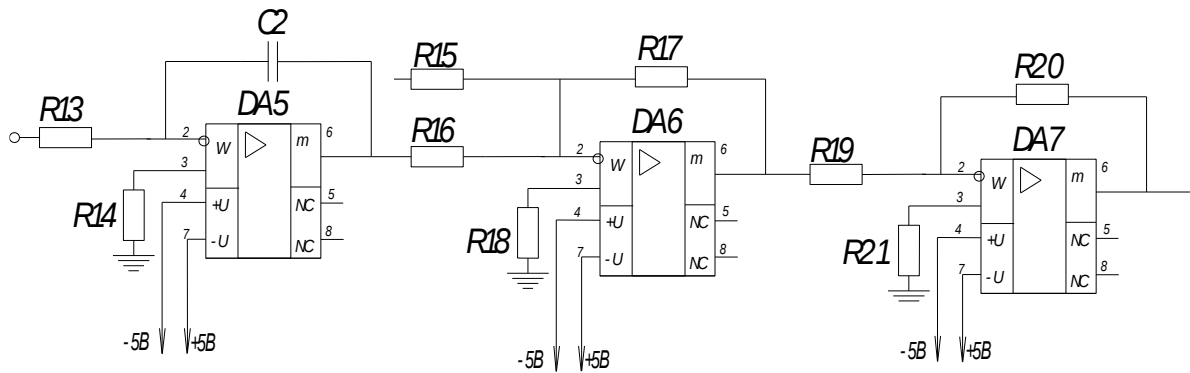


Рисунок 3.5 – Канал регулювання температури Т.

Дія термоелектричного термометра ґрунтується на явищі виникнення електрорушійних сил у ланцюгу, складеному з двох різнорідних провідників (Ефект Зеебека).

Ефект Зеебека полягає в тому, що в електричному ланцюзі, складеному з різних провідників, виникає термоедс, якщо місця контактів підтримуються за різних температур. Якщо ланцюг замкнутий, то в ньому тече електричний струм (так званий термострум), причому зміна знака у різниці температур спаїв супроводжується зміною напрямку

Напрямок термоструму визначається наступним чином: у нагрітому спає струм тече від металу з меншим значенням α до металу, у якого коефіцієнт термоедс більше. Наприклад, для термопари залізо ($M1$) - константан ($M2$), абсолютні коефіцієнти термо- ЕДС (ТЕРС) відповідно дорівнюють:

$\alpha_1 = +15.0 \text{ мкВ/К}$ (для заліза) та $\alpha_2 = -38.0 \text{ мкВ/К}$ (для константану). Отже, струм у гарячому спаї спрямований від константану до заліза (від $M2$ до $M1$).

3.1.6. Вибір та принцип роботи термопари.

Найбільш важливою технічною реалізацією ефекту Зеебека в металах є термопара – термочутливий елемент у пристроях для вимірювання температури. Термопара складається з двох послідовно з'єднаних пайкою або зварюванням різнорідних металевих провідників $M1$ та $M2$ (рисунок 3.6). У

поєднанні з електровимірювальними приладами термопара утворює термоелектричний термометр, шкала якого градує безпосередньо в $^{\circ}\text{K}$ або $^{\circ}\text{C}$.

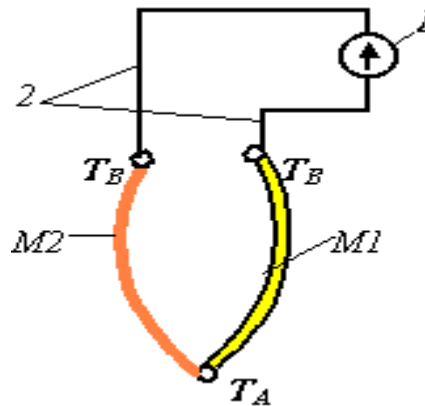


Рисунок 3.6. Термопара

На рисунку 3.6 показані схеми включення термопари у вимірювальний ланцюг.

Термоелектричні термометри мають наступні похибки:

- температурні методичні похибки (зміна температури холодного спаю)
- температурні інструментальні похибки (зміна параметрів показчика та електричного кола при зміні температури навколишнього середовища);
- похибки від паразитних термо-ЕРС (ТЕРС);
- похибки від неповного контакту приймача з довкіллям;
- похибки від впливу сторонніх магнітних полів.

Компенсація методичної температурної похибки здійснюється біметалічним компенсатором, що впливає на пружність пружини, що під дією, підбором характеристик термопар, як це зроблено в термометрах типу ТВГ, застосуванням спеціальних електричних схем компенсації.

Похибки від паразитних ТЕРС компенсуються правильним підбором показників з'єднувальних проводів. Наприклад, сполучні дроти роблять із тих же сплавів, що і термопари.

Похибки від впливу магнітних полів усуваються екрануванням магнітної системи показчика.

Термоелектричний термометр складається з термопари, з'єднувального ланцюга та гальванометра (рисунок 3.7), d , l_3 – діаметр та довжина електродів.

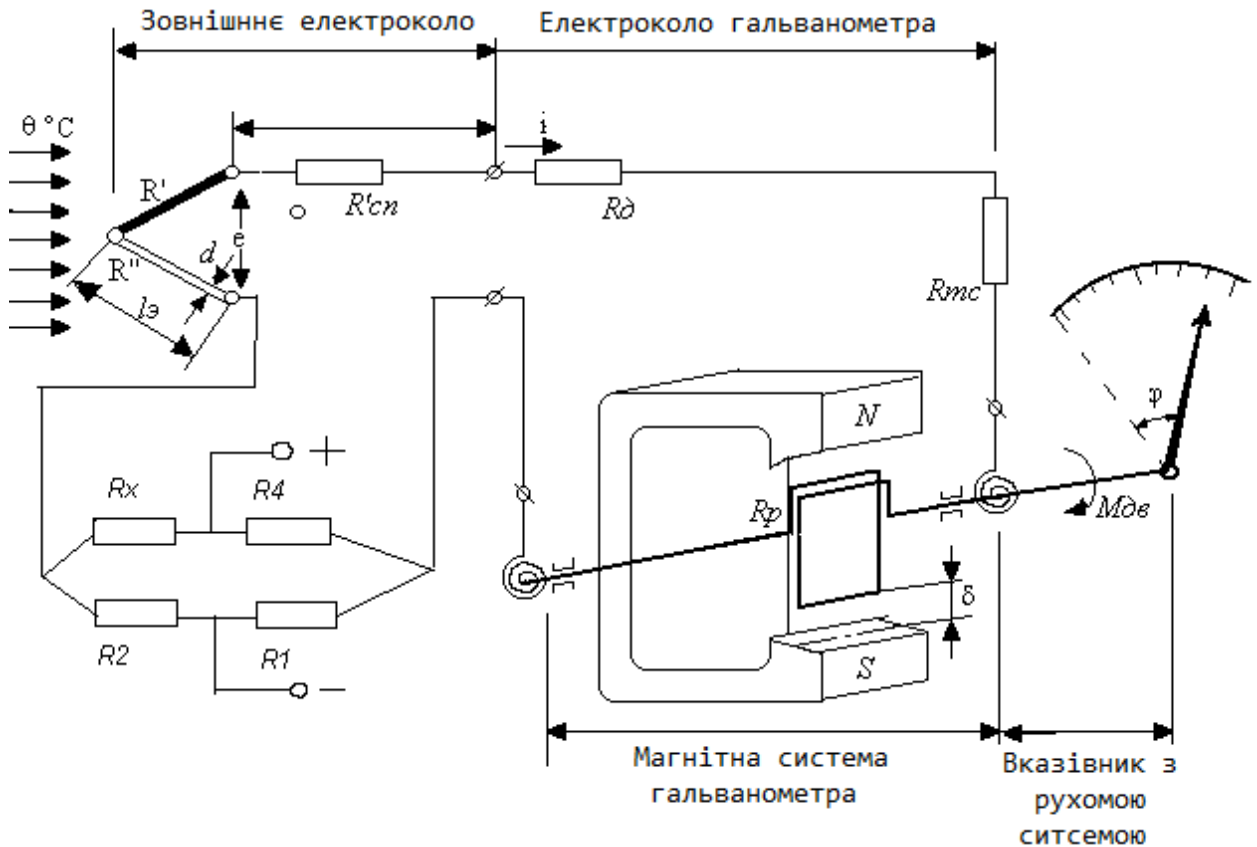


Рисунок 3.7. – Схема будови термометра

Тип термопари:	X-K
Напруга живлення	15 В.
Діапазон вимірювань:	300 – 1200 °C
Сумарна похибка σ %:	1,5
Вихід	аналоговий

3.1.7 Розрахунок елементів термометра.

При розрахунку елементів приладу вибираються конструктивні параметри та визначаються статичні та динамічні характеристики ланок.

Структурна схема приладу показано на рисунку 3.8. Тут $W_1(p)$, $W_2(p)$, $W_3(p)$, $W_4(p)$ – відповідно передавальні функції термопари, електричного

ланцюга, магнітоелектричного перетворювача та рухомої системи гальванометра.

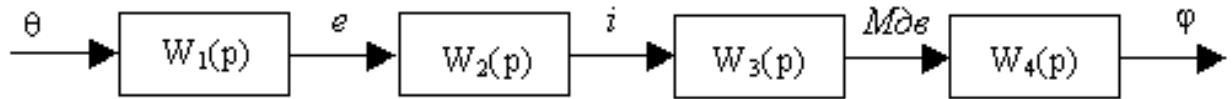


Рисунок 3.8. – Структурна схема термометра.

3.1.8 Розрахунок термопар

Ланка 1 – чутливий елемент (термопара). Без захисного чохла передатна функція буде:

$$W_1(p) = \frac{S_1}{\tau_1 p + 1} \quad (3.2)$$

де S_1 – чутливість, яка визначається за градуйованими характеристиками;

τ_1 – постійна часу термопар;

$$\tau_1 = \frac{C_p \cdot (\rho_1 + \rho_2)}{4k} d, \quad \tau_1 = 1.3$$

тут C_p – середнє значення теплоємності спаю електродів [Дж/кг °С]

d – діаметр одного електрода [м];

k – коефіцієнт тепловіддачі від середовища до електродів [Вт/м² °С];

ρ_1, ρ_2 , - відповідно до щільності матеріалів електродів спаю [кг/м³].

Вираз для чутливості буде:

$$S_1 = a + 2b\Theta$$

$$a = \frac{4e_2 - e_1}{\Theta_{MAX}}$$

$$b = \frac{2e_1 - 4e_2}{\Theta_{MAX}^2}$$

де e_1 – Е.Р.С. при θ_{MAX}

e_2 – Е.Р.С. при $0.5\theta_{MAX}$.

$$e_1 = 25 \text{ мВ.}$$

$$e_2 = 12,5 \text{ мВ.}$$

$$a = 0.011 \quad b = 0$$

$$S_1 = 0.0122;$$

$$W_1(p) = \frac{0.0126}{1.3p + 1}$$

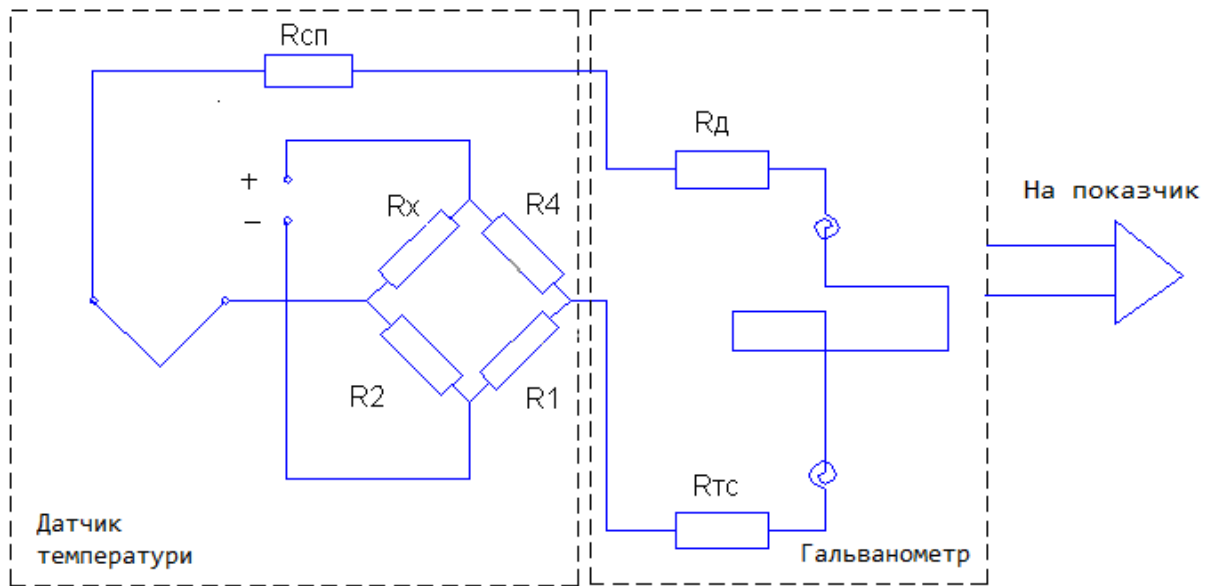


Рисунок 3.9. Принципова електрична схема датчика температури

Ланка 2 – електричний ланцюг, що перетворює Е.Р.С. в силу струму i

Передавальна функція ланки має вигляд:

$$W_2(p) = \frac{S_2}{\tau_2 p + 1} \quad (3.3)$$

де постійна часу τ_2 дорівнює: $\tau_2 = \frac{1}{R_{III} + R_{\Gamma}}$

Тут: R_{mn} – опір датчика температури: $R_{III} = R' + R'' + R'_{СП}$;

R_{III} – опір гальванометра: $R_{\Gamma} = R_p + R_{mc} + R_o$;

L_p – індуктивність рамки гальванометра.

Опір з'єднувальних проводів та електродів термопари:

$$R = \rho' \cdot \frac{l}{S} \cdot [1 + \alpha \cdot (\theta - \theta_0)], \quad (3.4)$$

де ρ' – питомий опір [$\text{Ом} \cdot \text{м}$];

α – температурний коефіцієнт опору [$1/^\circ\text{C}$];

l – довжина з'єднувальних проводів або електродів [м];

$S = \frac{\pi d^2}{4}$ – площа поперечного перерізу електродів (приймаємо $d = d_{\text{сп}}$).

Виходячи з коливань температури навколишнього середовища (від -60 до $+250$ $^\circ\text{C}$) і задаючись допустимою похибкою вимірювання опору приладу

$$\gamma_\varphi = \frac{\gamma_R}{R_{\text{ТП}} + R_\Gamma}, \text{ можна визначити опір гальванометра}$$

$$R_\Gamma = \frac{\gamma_R}{\gamma_\varphi} - R_{\text{ТП}}, \quad (3.5)$$

де зміни опору зовнішнього ланцюга функції термопар не перевищують величину $\sigma_R = \gamma_R^2$

Задаючись допустимою похибкою від вимірювання опору $\gamma_\varphi = 0.001$ і $\sigma_{R_{\text{ТП}}}^2 = 0.01 \text{ Ом}^2$ можна визначити за формулою (2) опір гальванометра $R_\Gamma = 99.45 \text{ Ом}$.

Якщо задовольнити умови: $R_1 R_x - R_2 R_3 = 0$, то сила струму I в гальванометрі перетворюється на нуль, і міст перебуває у рівновазі.

Якщо один з опорів плечей моста, наприклад R_x , є змінним, що залежить від параметра x , що вимірюється, то сила струму I при цьому змінюється. Отже, між силою струму I і величиною опору R_x при постійних значеннях інших опорів і при постійній напрузі живлення U існує однозначна залежність виду $I = f(x)$, що дозволяє перетворити зміну опору в зміну сили струму.

У магнітоелектричних гальванометрах кут відхилення рухомий системи пропорційний кореню квадратному з потужності $P_z = R_z \cdot I^2$, що розсіюється в рамці.

Найбільша потужність відповідає узгодженню опору гальванометра (навантаження) та еквівалентного генератора, тобто:

$$R_z = a_1 \cdot K_2 + R_x,$$

$$\text{де } a_1 = R_1 / (R_1 + R_2), \quad a_2 = R_3 / (R_3 + R_x).$$

При заданому R_x збільшення P_z опір R_1 необхідно зменшити до краю. Насправді не вдається зменшити R_1 до опору, меншого R_x , оскільки починають позначатися інші чинники (нагрів опору плечей моста, потрібна потужність джерела струму та інших.)

У тому випадку, коли $R_1 = R_3$, $R_2 = R_x$ максимум виразу для потужності P_z буде за $R_1 = R_x/2$, таким чином $R_z = (3/2)R_x$.

$$\text{Звідси } R_x = R_3 = 66.3 \text{ Ом. } R_1 = R_3 = 50 \text{ Ом.}$$

$$R_\Gamma = R_p + R_{TC} + R_\partial. \quad (3.6)$$

де R_p – опір рамки при гальванометрі.

$$R_{TC} = \frac{\alpha R_\Gamma}{\alpha_1} = 16,6 \text{ Ом} - \text{опір термокомпенсації};$$

α – температурний коефіцієнт (для мідної обмотки $\alpha = 4 \cdot 10^{-3}$ 1/град);

α_1 – температурний коефіцієнт резистора термокомпенсації (для резистора ММТ-13 ГОСТ 10688-63 $\alpha_1 = -2.4 \cdot 10^{-2}$ 1/град);

R_∂ – додатковий опір (приймається трохи більше $0.2 \cdot R_z$). $R_\partial \approx 20 \text{ Ом}$

Таким чином, з виразу (3.6) можна визначити опір рамки гальванометра R_p

$$R_p = 96.1 \text{ Ом}$$

$$W_2(p) \cong S_2 \cong \frac{1}{R_{TP} + R_{\Gamma}}$$

$$W_2(p) \cong 0.01$$

Ланка 3 – магнітна система гальванометра, що перетворює силу струму в ланцюги рамки при взаємодії його з полем постійного магніту в момент, що обертає, рамки ($M_{ДВ}$).

При виборі та розрахунку параметрів гальванометра слід визначити розміри магніту, активну площу рамки F , магнітну індукцію в зазорі B , число витків рамки ω та визначити чутливість S_3 .

Статична характеристика має вигляд:

$$M_{\partial\partial} = S_3 i,$$

де $i = \frac{e}{R}$ – струм у рамці при $e = 5.36 * 10^{-3} \text{ i} = 58 \text{ мкА}$;

$S_3 = BF\omega$ – чутливість;

B – індукція магнітного зазору;

$F = 2rl$ – активна площа рамки;

r, l – відповідно радіус та довжина рамки;

ω – кількість витків рамки.

Передавальна функція 3-ї ланки буде: $W_3(p) = S_3$

Для розрахунку статичної характеристики необхідно розчищати параметри магнітного кола.

Розміри магніту вибираються з умови отримання даного матеріалу необхідного коефіцієнта запасу

$$K_3 = \frac{L_M F_3}{L_3 F_M}, \quad (3.7)$$

де L_M, F_M – розгорнута довжина та площа перерізу магніту [м];

L_3, F_3 – загальна довжина та площа перерізу повітряного зазору [м];

Для сплаву литого ЮНДК 25А К₃=23

Враховуючи що $\varphi \geq \varphi_{\text{MAX}} + \frac{b}{r}$, $F_3 = r\varphi l$, де φ – кут шкали приладу

($\varphi = 360^\circ$)

b, l, r – ширина, довжина та радіус рамки ($\frac{l}{r} = 1.4$ и $b = 4 \cdot 10^{-3}$ м)

Задавши $l = 0.02$ м отримаємо:

$$r = 0.014$$

$$F_3 = 0.09$$

Приймаючи $F_3 = F_M$ і задаючись величиною зазору $2\delta = L_3 = 4 \cdot 10^{-3}$ м за формулою (3.7), можна визначити довжину магніту $L_M = 0.069$ м.

Після вибору матеріалу та розмірів постійного магніту кривою розмагнічування визначають робочу індукцію в зазорі. Для цього розраховують кутовий коефіцієнт прийому провідності $\text{tg } \gamma$

$$\text{tg } \gamma = \frac{G_p \cdot \sigma \cdot L_M}{p \cdot S_M}, \quad (3.8)$$

де $G_p = \frac{F_p}{\delta}$ – провідність у робочому зазорі;

F_p, F_3, F_M – площі робочого зазору, повітряного зазору та магніту (зазвичай $S_M = F_p = F_3 = F_M$);

$p = \frac{m_B}{m_H}$ – коефіцієнт масштабів B і H за діаграмами розмагнічування;

σ – коефіцієнт розсіювання ($\sigma = 2$).

$$G_p = 11.25$$

$$\text{tg } \gamma = 138$$

$$\gamma = 89.5^\circ$$

Робоча індукція у зазорі $B = 1.31$.

Визначимо параметри рамки приладу. Довжина одного витка дорівнює:

$$l_B = 2(2r + l_P)$$

де l_P і $2r$ – довжина активної та неактивної сторони рамки $l_B = 0.096$.

Кількість витків рамки знаходиться за формулою

$$\omega = \frac{1}{l_P} \sqrt{\frac{Q_2 \cdot R_{p0}}{2 \cdot \gamma \cdot \rho}},$$

де γ – питома вага обмотки рамки (для міді $\gamma = 8,3 \cdot 10^2 \text{ Н} / \text{м}^3$).

ρ – питомий опір (для міді $\rho = 1,75 \cdot 10^{-8} \text{ Ом} \cdot \text{м}$).

Q – вага ізоляції [Н] ($Q = 2 \cdot 10^{-2} \text{ Н}$).

$$\omega = 2680.$$

Знайшовши кількість витків рамки далі визначимо активну площу раку F , і визначимо чутливість:

$$F = 0.0056 \text{ м}^2$$

$$S_3 = 1.966$$

$$M_{ДВ} = 1.14 \cdot 10^{-4} \text{ з/м}.$$

Ланка 4 – рухома система, що здійснює перетворення моменту МДВ на кутове переміщення стрілки показчика φ .

Статична характеристика має вигляд:

$$\varphi = \frac{M_{ДВ}}{C_{ж}}$$

де $C_{ж}$ – сумарна жорсткість двох пружин.

Чутливість 4-ї ланки буде:

$$S_4 = \frac{1}{C_{ж}}.$$

Передавальна функція ланки 4, якщо знехтувати постійну демпферу, визначається виразом:

$$W_4(p) = \frac{1}{Jp^2 + K_{\partial}p + C_{\text{жс}}} = \frac{S_4}{(T^2 p^2 + 2\xi Tp + 1)}, \quad (3.9)$$

де $T = \frac{1}{\omega_0} = \sqrt{\frac{J}{C_{\text{жс}}}}$ – постійна часу;

ω_0 – власна частота (Зазвичай при $f_0 = \frac{\omega_0}{2\pi} \geq (5 \dots 10 \text{ Гц})$ при $f_0 = 7.5 \cdot \omega_0 = 47.1 \text{ Гц}$)

$$T = 0.021$$

J – наведений момент інерції рамки та пов'язаних з нею деталей (Зазвичай $J = (1.9 \dots 3.9) \cdot 10^{-4} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$) $J = 2 \cdot 10^{-4} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$

ξ – коефіцієнт відносного демпфування (слід вибирати в межах $\xi = 0.7 \dots 1.0$)

K_{∂} – коефіцієнт демпфування

(Зазвичай $K_{\partial} = (4.6) \cdot 10^{-4} \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$) $K_{\partial} = 5 \cdot 10^{-4} \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$.

Жорсткість однієї пружини визначається за формулою

$$\frac{C_{\text{ж}}}{2} = \frac{Eb h_3}{12L}$$

де b , h , L – відповідно ширина, товщина та довжина спіральної пружини;

E – модуль пружності матеріалу пружини, зазвичай приймають $b = (0.5 \dots 0.7) \cdot 10^{-3} \text{ м}$, $b = 0.6 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $E = 11.7 \text{ Тпа}$ - для фосфористої бронзи.

Товщина пружини перебуває із співвідношення

$$h = \sqrt{\frac{6 \cdot M_{\partial \phi}}{b \sigma_{\max}}},$$

де $\sigma_{\max}$ – допустима напруга матеріалу пружини (для фосфористої

бронзи $\sigma_{max} = 6 \cdot 10^5 \text{ з} / \text{см}^2$)

$$h = 0.013 \text{ см}$$

Довжина пружини

$$L_n = \frac{Ebh^3}{12M\phi\phi} \phi_{max}$$

$$L_n = \frac{1.2 \cdot 10^9 \cdot 0.6 \cdot 0.013^3}{12 \cdot 1.14} 320,$$

$$L_n = 3675 \text{ см}$$

Відповідно. жорсткість двох пружин складе

$$C_{\text{ж}} = 0.0035,$$

$$S_4 = 280,$$

$$\phi = 0.032.$$

3.1.9 Розрахунок та аналіз похибок термодатчика.

Похибки термоелектричних термометрів складаються з похибок, які вносять датчик, електричний ланцюг і гальванометр.

1. До похибок, що вносяться датчиком (термопарою) відносяться такі

Похибка через втрати від тепловипромінювання та теплопровідності. Ця похибка є методичною. Для її зменшення слід збільшити довжину частини датчика, що занурюється, зменшити товщину стінок захисного кожуха, теплоізолювати не занурену частину датчика і місце його кріплення. При розрахунку цієї похибки можна не враховувати.

2. Температурна похибка ϕ_{θ} (вноситься електричним ланцюгом), викликана зміною електричних опорів термопари, з'єднувальних проводів та рамки гальванометра. Розрахунок похибки ведеться за формулою:

$$\Delta\phi_{\theta} = \frac{R_{r0} \cdot \alpha_r + R_{TC0} \cdot \alpha_{TC}}{R_{r0} + R_{\phi} + R_{TC0}} \Delta\theta \phi_{max} \quad (3.10)$$

де $\Delta\phi_{\theta}$ – абсолютна температурна похибка гальванометра:

$$\Delta\theta = \theta_{OKP} - \theta_0, \quad \Delta\theta = 900 - 20 = 880^\circ\text{C},$$

α_R, α_{TC} – температурні коефіцієнти $\alpha_R = 0.004, \alpha_{TC} = -0.006$).

Відносна температурна похибка φ_Θ дорівнюватиме

$$\gamma_\Theta = \frac{\Delta\varphi_\Theta}{\varphi_{\max}}$$

де $\varphi_{\max}$ – максимальний кут відхилення стрілки гальванометра.

$$\gamma_\Theta = 0.0000069.$$

3. Похибки, що вносяться гальванометром складаються з виробничо-технологічної та температурної інструментальної похибки. Відносна інструментальна похибка визначається виразом:

$$\eta = \frac{\Delta B}{B} + \frac{\Delta F}{F} + \frac{\Delta \omega}{\omega} + \frac{\Delta L}{L} - \frac{\Delta b}{b} - \frac{3\Delta h}{h} - \frac{\Delta E}{E} - \frac{\Delta R}{R}$$

Значення параметрів B, F, ω , L, b, h, E було визначено вище.

Для практичних розрахунків відхилення цих величин не повинні перевищувати наступних значень:

$$\Delta B = 0.08 \text{ Т},$$

$$\Delta F = 20 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2,$$

$$\Delta \omega = 2 \text{ витка},$$

$$\Delta L = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м},$$

$$\Delta b = 0.02 \cdot 10^{-3} \text{ м},$$

$$\Delta h = 0.0016 \cdot 10^{-3} \text{ м},$$

$$\Delta E = 19.6 \text{ МПа},$$

$$\Delta R = 3 \text{ Ом},$$

$$\eta = 1,35,$$

3.1.10. Принцип роботи та опис селектора.

У електронній САУ під час створення об'єднаних регуляторів порівняно легко вирішується питання взаємодії за впливом однією управляючий орган. Електронний селектор практично унеможливорює взаємний вплив регуляторів.

Схема електронного регулятора наведена рисунку 3.10.

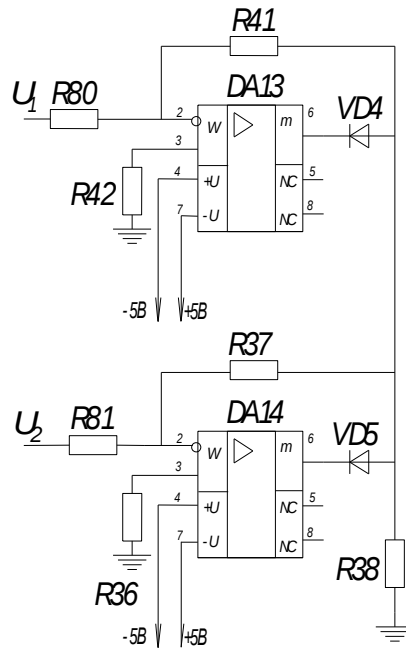


Рисунок 3.10 – Схема електрична селектора максимуму.

Поки напруга ($U_1 > U_2$ (при $R_{41} = R_{37}$ і $R_{80} = R_{81}$)), вона визначає вихід схеми. Якщо напруга стає більшою, ніж , то вона проходить на вихід. Висока точність виконання функції визначається використанням операційних підсилювачів перед діодами: похибка діодів, наведена до входу, зменшується в раз, де А-коефіцієнт посилення розімкнутого операційного підсилювача.

Селектор максимуму вибирає із вхідних сигналів такий, який дозує максимальну витрату палива. Увімкнення селекторів мінімального та максимального сигналів забезпечує надійну роботу двигуна як на встановлених, так і на перехідних режимах. На селектор максимуму

подається сигнал блоку, який обмежує мінімальну витрату палива з метою недопущення згасання полум'я в камері згоряння.

3.1.11. Виконавчий пристрій регулювання подачі палива у ГТД.

В електронних системах управління силовими установками найбільшого поширення як перетворювачі електричних управляючих сигналів у переміщення виконавчих органів набули електромагнітні виконавчі механізми рисунку 3.11.

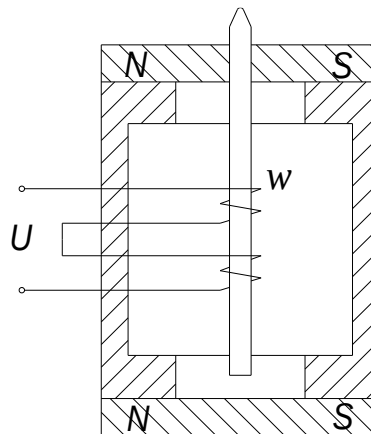


Рисунок 3.11 – Виконавчий механізм електромагнітного типу

Виконавчий механізм має магнітну поляризовану систему. Вихідний шток закінчується заслінкою, яка разом із соплом здійснює перетворення переміщення та зміну витрати рідини. Регулятор, який керує виконавчим пристроєм має вигляд як на рисунку 3.12.

По суті, дана схема являє собою ОУ з умоцненим виходом, охопленим загальним зворотним зв'язком. Уміщення забезпечується використанням каскаду на дискретних транзисторах різного типу провідності відповідної потужності. Особливістю цього каскаду є у ньому місцевої непоодинокую негативної зворотний зв'язок за напругою (ділник R_{48} , R_{49}). Коефіцієнт передачі каскаду виявляється у своїй більшості одиниці ($K_u = 1 + R_{48}/R_{49}$), завдяки чому, зокрема, підвищується коефіцієнт використання напруги живлення і, отже, коефіцієнт корисної дії. Однак його значення невелике.

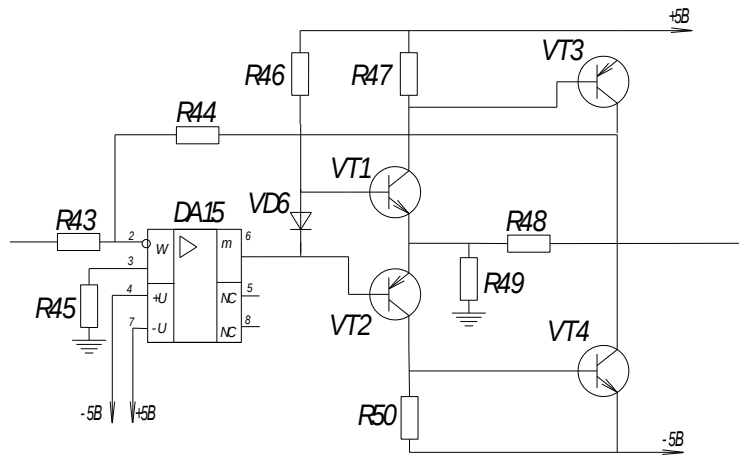


Рисунок 3.12 – Регулятор виконавчого устрою.

3.1.12. Пристрої керування подачею палива в ГТД.

Пристрої керування подачею палива в ГТД – цифрова система, яка знімає сигнал із датчиків, комутує його, обробляє зчитані дані, перетворює на цифровий двійково-десятковий код та видає на індикацію.

Комутатор призначений для підключення одного датчика тиску на вхід джерела живлення. Управління комутатором здійснюється мікропроцесорною системою, яка передає на нього код із номером комутованого каналу. Нашим вимогам задовольняє мікросхема K590KH19.

Мікросхема є 8-канальним аналоговим комутатором з дешифратором та регістром і призначена для комутації аналогових сигналів з амплітудою $\pm 15\text{ В}$. Особливостями інтегральної схеми (ІС) є управління вибіркою каналів комутатора за допомогою дешифратора; ефективна розв'язка між цифровою та аналоговою частинами, виключення перекриття каналів, відсутність явища самоблокування (залипання); малі викиди перехідного процесу; регістр на вході дає можливість безпосереднього підключення до мікропроцесора. До складу ІС входять вузли захисту входів від статичного заряду або перенапруги (захист діодами діелектрика під затвором вхідних транзисторів); вузли узгодження логічних рівнів ТТЛ (0,0000008 ... 2,4 В) і КМОП (0... 15 В) з керуючими напругами КМОП аналогових комутаторів; вузол пам'яті (D – тригер); вузол коду перетворення на адресних входах в

сигнал керування для аналогових ключів комутатора на елементах (рисунок 3.13).

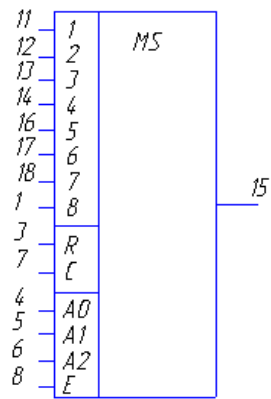


Рисунок 3.13 – Комутатор K590KH19

I-HE; вузол дозволу (блокування сигналу на аналоговому виході комутатора), що закриває одночасно всі канали; вузол формування керуючих напруг аналогових ключів, вузол аналогового ключа; узу захисту аналогових входів (обмеження струму, що виникає при появі на вході (виході) напруга сигналу більше U_p). Містить 276 інтегральних елементів. Корпус типу 427.18 – 1, маса трохи більше 1,6 р.

Таблиця 3.1 – Призначення виводів мікросхеми K590KH19

1	вхід аналоговий 8	10	напруга живлення (U_p)
2	напруга живлення ($-U_p$)	11	вхід аналоговий 1
3	вхід логічний (скидання) R	12	вхід аналоговий 2
4	вхід логічний A0	13	вхід аналоговий 3
5	вхід логічний A1	14	вхід аналоговий 4
6	вхід логічний A2	15	аналоговий вихід
7	вхід запис (логічний) 3	16	вхід аналоговий 5
8	вхід роздільна здатність (логічний) E	17	вхід аналоговий 6
9	загальний	17	вхід аналоговий 7

Електричні параметри:

Номінальна напруга живлення: $\pm 15\text{ В} \pm 10\%$

Струм споживання:

При низькому рівні керуючого напруги:

Від джерела живлення U_{π} 4мкА

Від джерела живлення $-U_{\pi}$ 4мкА

При високому рівні керуючого напруги:

Від джерела живлення U_{π} 4мкА

Від джерела живлення $-U_{\pi}$ 4 мка

Вхідний струм низького (високого) рівня 0,2 мкА

Струм витоку аналогового входу 50 нА

Струм витоку аналогового виходу 70 нА

Час перемикання при $R_H = 10\text{кОм}$; $C_H = 40\text{ пФ}$ 150 нс

Опір у відкритому стані за $I_{ном} = 1\text{мА}$ 100 Ом

Гранично допустимі режими експлуатації.

Напруга живлення 13,5 ... 16,7 В

Керуюча напруга:

Низького рівня 0... 0,8 В

Високого рівня 4 ... 16,5 В

Комутована напруга -15 ... +15 В

Максимальний струм, що комутується, 20 мА

Температура довкілля -45 ... +75

Для реалізації аналогово-цифрового перетворення вихідного сигналу виберемо мікросхему К572ПВ1. Мікросхема є 12-розрядний АЦП послідовного наближення. Спільно із зовнішніми компараторами напруги (КН) або операційними підсилювачами (ОУ), з джерелами опорної напруги (ІОН), генераторами тактових імпульсів (ГТІ) ІС виконує функції АЦП послідовних наближень з виведенням паралельного двійкового коду через вихідні каскади з трьома станами, ЦАП з паралельним та послідовним введенням інформації спільно із зовнішніми підсилювачами. ІС включають пристрої для організації побайтового обміну інформації з 8-розрядної ШД мікропроцесорів. У режимі АЦП є можливість синхронної та циклічної роботи, що зменшує кількість розрядів і виводить дані в послідовному коді.

Аналогова частина ВІС включає ЦАП та дві групи прецизійних резисторів для утворення спільно із зовнішнім ОУ або КН завершених схем АЦП та ЦАП; цифрова частина ВІС – логічні вузли для побудови АЦП послідовного наближення, а також додаткові пристрої для роботи у режимі ЦАП (рисунок 3.14).

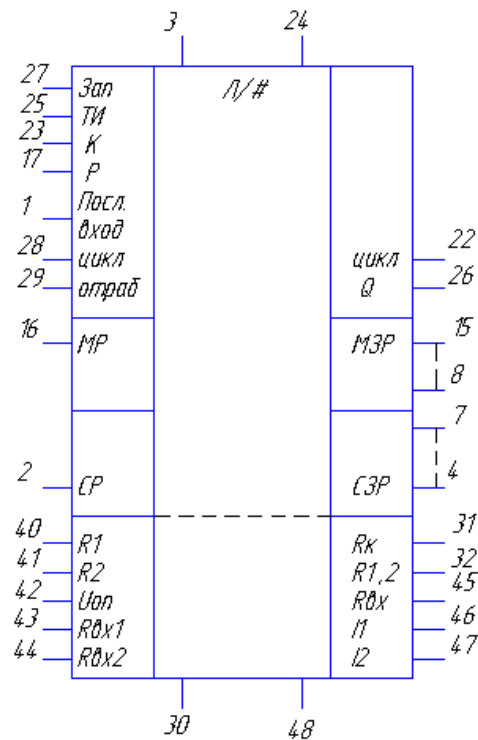


Рисунок 3.14 – Аналогово-цифровий перетворювач.

Ця ВІС містить 1126 інтегральних елементів. Корпус типу 4134.48 – 2, маса трохи більше 5 гр.

Призначення виходів:

- 1 – послідовний вхід
- 2 – вхід управління старшим розрядом (CP)
- 3 – напруга живлення ($U_{П1}$)
- 4 ... 15 – цифровий вхід/вихід 1 ... 12
- 16 – вхід управління молодшим розрядом (MP)
- 17 – вхід керування режимом
- 18, 19, 20, 21, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39 – вільні

- 22 – вихід «цикл»
- 23 – вхід порівняння
- 24 – напруга живлення
- 25 – вхід тактових імпульсів
- 26 – вихід «кінець перетворення»
- 27 – вхід «запуск»
- 28 – вхід «цикл»
- 29 – вхід стробування ЦАП
- 30 – цифрова земля
- 31 – кінцевий висновок матриці R-2R
- 32 – загальний висновок резисторів 1,2
- 40 – вивід резистора 1
- 41 – вивід резистора 2
- 42 – опорна напруга
- 43 – аналоговий вхід 1
- 44 – аналоговий вхід 2
- 45 – загальний виведення резисторів аналогових входів 1,2
- 46 – аналоговий вихід 1
- 47 – аналоговий вихід 2
- 48 – аналогова земля

Електричні характеристики.

Номинальна напруга живлення 5 В 5 %

$U_{П1}$ 5 5 %

$U_{П2}$ 15 до 5 %

вихідна напруга низького рівня 0,3 В

вихідна напруга високого рівня

струм споживання:

від джерела живлення 3 мА

від джерела живлення 2,4

диференціальна нелінійність -4...+4 МЗР

нелінійність $-2...+2$ МЗР

абсолютна похибка перетворення

у кінцевій точці шкали $-122 ... +122$ МЗР

ТК нелінійності, диференціальної

Нелінійності $12 \cdot 10^{-3} \text{ МЗР}/^{\circ}\text{C}$

ТК похибки повної шкали $37 \cdot 10^{-3} \text{ МЗР}/^{\circ}\text{C}$

Тактова частота 250 кГц

Напівпровідникові ВІС 12-розрядного мікропотужного АЦП типу К572ПВ1 (А, Б, В) та КР572ПВ1 (А, Б, В) є універсальними багатофункціональними вузлами для пристроїв аналогового введення-виведення МП систем низької та середньої швидкодії. Спільно із зовнішніми КН або ОУ, ІОН, ГТІ мікросхеми виконують функції АЦП послідовних наближень з виведенням паралельного двійкового коду через вихідні каскади з трьома станами, а також ЦАП, що множить, з паралельним і послідовним введенням інформації.

Конструктивно ВІС виконані у двох варіантах герметичних корпусів: плоскому металокерамічному типу 4134.48-2 (К572ПВ1) та пластмасовому з дворядним вертикальним розташуванням висновків типу 2123.40-2 (КР572ПВ1).

До складу ВІС входять пристрої для організації побайтового обміну інформацією із 8-розрядною шиною даних МП. У режимі АЦП існує можливість організації синхронної та циклічної роботи, довільного зменшення числа розрядів та виведення даних у послідовному коді. Зміна режимів роботи здійснюється комутацією невеликої кількості зовнішніх висновків або програмним шляхом із застосуванням кількох додаткових ЦІС.

Аналогова частина ВІС включає ЦАП та дві групи прецизійних резисторів. За схемотехнічним рішенням і топології ЦАП подібний до ІС К572ПА1, але відрізняється збільшеним числом КМОП ключів і ланок $R - 2R$ РМ, наявністю схеми компенсації температурної нестабільності опору аналогових ключів. Дві групи прецизійних резисторів призначені для

утворення спільно із зовнішнім ОУ або КН завершених схем АЦП та ЦАП. Розміщення резисторів на кристалі та їх топологічна ідентичність резисторам РМ забезпечують стабільність параметрів перетворювача.

Цифрова частина ВІС включає необхідні для побудови АЦП послідовного наближення логічні вузли, а також додаткові пристрої для роботи в ЦАП.

Класифікація АЦП за групами проводиться за такими параметрами, як нелінійність δ_L та диференційна не лінійність δ_{LD} .

Таблиця 3.2 – Основні електричні параметри мікросхем за температури навколишнього середовища $25 \pm 10^\circ\text{C}$.

Показник	Не менше	Не більше
Кількість розрядів b	12	—
<u>Нелінійність</u> , δ_L		
К572ПВ1А	-0,05	0,05
К572ПВ1Б	-0,1	0,1
К572ПВ1В	-0,2	0,2
Диференційна <u>нелінійність</u> , δ_{LD} , %:	-0,1	0,1
К572ПВ1А	-0,2	0,2
К572ПВ1Б	-0,4	0,4
К572ПВ1В		
Абсолютна похибка перетворення в кінцевій точці шкали δ_{F3} , МР	-127	127
Вихідна напруга низького рівня U_{OL} , В	—	0,3
Вихідна напруга високого рівня U_{OH} , В	2,4	
Струм споживання I_{cc1} , мА	—	3
Струм споживання I_{cc2} , мА	5	—

Типові залежності диференціальної нелінійності (α) та абсолютної похибки перетворення в кінцевій точці шкали, наведеної до діапазону вихідного аналогового сигналу, в режимі ЦАП (б) ВІС К572ПВ1 від температури навколишнього середовища

Типове значення вихідного струму при $U_{REF} = 10\text{ В}$ становить 1 мА, а для вихідного струму зміщення нуля 50 мА. Вхідний струм керування не перевищує 1 мкА. Нормальне функціонування ВІС забезпечується за тактовою частотою до 250 кГц.

Нумерація та призначення висновків (для КР572ПВ1 у дужках): 1 – послідовний вхід; 2 – вхід управління СР; 3 – напруга живлення, U_{cc1} 4 – 16 – цифровий вхід-вихід (від СР до МР); 16 – вхід управління МР; 17 – вхід керування режимом; 22 (18) – вихід Цикл; 23(19) – вхід порівняння; 24 (20) – напруга живлення U_{cc2} , 26 (21) – вхід ТІ; 26(22) – вихід Кінець перетворення; 27 (28) – вхід Запуск; 28(34) – вхід Цикл; 29(26) – вхід стробування ЦАП; 30(27) – цифрова земля; 31(28) – кінцевий висновок РМ $R - 2R$; 32(29) – загальний висновок резисторів $R/2$, $R/4$; 40(31) – виведення резистора $R/4$; 41(32) – виведення резистора $R/2$; 42(33) – опорна напруга U_{REF} , 43(24) – аналоговий вхід 1; 44 (86) – аналоговий вхід 2; 46 (37) – загальний висновок резисторів аналогових входів 1 та 2; 46(38) – аналоговий вихід 1; 47(39) – аналоговий вихід 2; 48(40) – аналогова земля; 18 – 21, 33 – 39 (26, 80, 36) – незадіяні висновки.

Перетворювач працює від двох джерел живлення $U_{cc1} = (5 \div 15)\text{ В} \pm 5\%$. При узгодженні мікросхеми з ТТЛ схемами напруга живлення U_{cc1} становлюють $5\text{ В} \pm 5\%$, а при узгодженні з КМОП схемами $15\text{ В} \pm 5\%$. При будь-якій напрузі високого рівня U_{cc2} на вході порівняння не повинно бути менше 10 В.

При роботі з мікросхемою необхідно дотримуватись правил подачі електричних режимів, постановки на плату та заходи захисту, рекомендовані для мікросхем К572ПА1 і К572ПА2.

Таблиця 3.3 – Гранично допустимі та граничні режими експлуатації ЦАП ВІС K572ПВ1.

Параметри	Гранично допустимі		Граничні	
	Не менше	Не більше	Не менше	Не більше
Опорна напруга U_{REF} , В	-10,29	10,29	-15	15
Вхідна напруга високого рівня U_{1H} , В	-2,4	5,25	2,4	17
Вхідна напруга низької рівня, U_{2H} , В	0	0,4	0	0,4
Висока напруга рівня на вході порівняння та вході Цикл, U_{INH} , В	10	15,75	0	17
Вихідний струм високого рівня, I_{OH} , мА	—	0,04	—	0,04
Вхідний струм низького рівня, I_{OL} , мА	—	0,4	—	0,4

Робота ВІС в режимі АЦП відбувається відповідно до добре відомого принципу послідовного наближення з програмованим зсувом. Перетворення здійснюється за 12 робочих тактів, кожен із яких за тривалістю дорівнює двом імпульсам ГТІ. Допоміжний такт використовується для формування сигналу *Кінець перетворення*. За цим сигналом відбувається зчитування цифрової інформації.

У циклічному режимі роботи за періодом зчитування слідує період повернення АЦП у вихідний стан (скидання) за сигналом з висновку 22 (Цикл).

Між виходом ЦАП та входом КН А2 застосовано буферний ОУ А1 для досягнення максимальної точності та стабільності статичних параметрів

перетворення. В АЦП КН працює у режимі порівняння струмів, що дозволяє досягти максимальної швидкодії. Типове час перетворення становить 110 мкс. Включення резисторів $R/2$ або $2R$ в ланцюг зворотного зв'язку ОУ або на вході компаратора забезпечує зміну U_{IRN} від 0 до 2 відповідно. Полярність діапазону вхідної напруги може бути будь-якою і встановлюється вибором полярності U_{REF} .

Число розрядів перетворення може бути зменшено до довільного шляхом подачі на вхід повторного 27 сигналу. Запуск по закінченні $(n+1)$ такту. З'єднання виходів 22 і 28 переводить схему з синхронного режиму роботи в циклічний, при цьому на вхід 27 подається логічний 0.

Робота ВІС у режимі ЦАП можлива у кількох варіантах. Типова схема включення в режимі ЦАП із паралельним введенням інформації. З надходженням на вихід 17 логічної 1 зсувний регістр переводиться в режим буферного регістру. Запис інформації в буферний регістр і регістр ЦАП проводиться подачею вивід 25 здвоєного імпульсу за наявності логічного 0 на виводі 27. Мінімальна тривалість пари тактових імпульсів 5 мкс. Стирання інформації в регістрі послідовних наближень здійснюється подачею на вивід 27 логічної 1, а її запам'ятовування в режимі ЦАП відбувається при надходженні такого сигналу на вивід 29.

Для введення даних у послідовному коді відповідний 12-розрядний код подається на вхід 1, починаючи з МР, синхронно з тактовими парами імпульсів.

Типові значення ряду додаткових електричних параметрів ВІС К572ПВ1 такі: вихідний струм аналогового виходу $I_0 = 1 \text{ мА}$ (при $U_{REF} = 10 \text{ В}$ і коді 111111111111); вхідний струм за входам керування $I_I = 1 \text{ мкА}$; температурний коефіцієнт нелінійності в режимі ЦАП $\alpha\delta_L = 0,5 \cdot 10^{-6} \text{ } 1/^{\circ}\text{C}$; температурний коефіцієнт диференціальної нелінійності $\alpha\delta_{LD} = 1 \cdot 10^{-6} \text{ } 1/^{\circ}\text{C}$; температурний коефіцієнт абсолютної

похибки перетворення кінцевій ьочці шкали в режимі ЦАП
 $\alpha\delta_{Fs} = 5 \cdot 10^{-6} \text{ 1/}^\circ\text{C}$.

3.2. Розрахунок параметрів підсилювача напруги.

Схема підсилювача напруги представлено на рисунку 3.15.

Розрахуємо необхідний коефіцієнт посилення за напругою для УН вихідної напруги.

Підсилювач напруги побудований за диференціальною схемою на основі мікросхеми операційного підсилювача КР140УД26 з такими характеристиками:

напруга живлення $U_{П1}, U_{П2}, +15\text{В}, -15\text{В}$;

напруга усунення $U_{см}$ – не більше 0,03 мВ;

коефіцієнт посилення напруги (при нульовій частоті сигналу) $K_{у.ДИФ} = 10^6$;

вхідний диференціальний опір $R_{вх\text{ Диф}} = 1,3 \text{ Мом}$;

вихідний опір $R_{ВИХ} = 200 \text{ Ом}$.

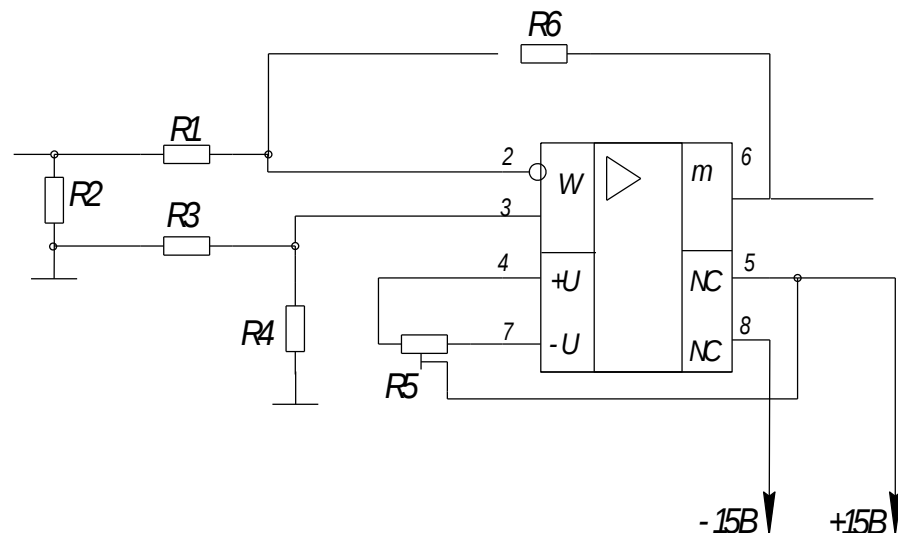


Рисунок 3.15 – Підсилювач напруги.

Вихідна напруга підсилювача надходить на аналоговий вхід АЦП. Коефіцієнт посилення задається резисторами R1 – R4, при цьому має виконуватися умова:

$$\frac{R2}{R1} = \frac{R4}{R3} \quad (3.11.)$$

Задамо значення резистора R2 рівним 15 кОм. Приблизне значення опору R1 визначимо з необхідного значення коефіцієнта посилення УН:

$$R1 = \frac{R2}{K_y} = \frac{15}{3} = 5.$$

Точне значення коефіцієнта посилення розрахуємо за виразом:

$$K_{П.Р} = \frac{-\frac{R2}{1 + K_{П.Диф}} \Downarrow R_{ВХ.Диф}}{R1 + \frac{R2}{1 + K_{У.Диф}} \Downarrow R_{ВХ.Диф}} \cdot K_{У.Диф} = 6,26 \quad (3.12)$$

Похибка коефіцієнта посилення дорівнює:

$$\delta K_{П} = \frac{K_{П} - K_{П.Р}}{K_{П}} \cdot 100\% = 0,005\% \quad (3.13)$$

Вхідний опір підсилювача напруги дорівнює:

$$Z_{ВХ} = R1 + \left(\frac{R2}{1 + K_{П}} \Downarrow R_{ВХ.Диф} \right) = 40000 \text{ Ом} \quad (3.14)$$

Вихідний опір підсилювача напруги дорівнює:

$$Z_{BIX} = \frac{R_{BIX}}{1 + K_{II} \cdot \frac{R1}{R1 + R2}} = 0,05 \text{ Ом} \quad (3.15)$$

Номінали резисторів R3 та R4 приймаються рівними відповідно R1 та R2. резисторів R1-R2 Резистор R5 застосовується для балансування операційного підсилювача.

Мікропроцесорна система КР1816ВЕ49 представлена на рисунку 3.16.

Мікросхема є однокристалною 8-розрядною мікро-ЕОМ з масковим ПЗУ ємністю 16 кбіт (2048x8), вміст якого задається в процесі виготовлення ІС. Корпус типу 2123.40-2, маса не більше 7 гр, містить 36 000 інтегральних елементів.

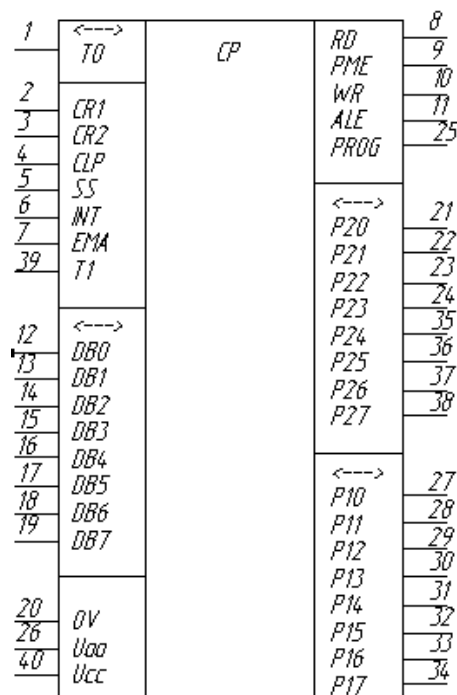


Рисунок 3.16 – Мікропроцесор КР1816ВЕ4

Призначення висновків: 1 – вхід/вихід тестування; 2, 3 – для підключення кварцу, LC-ланцюга; 4 – вхід установки; 5 – вхід покрокового виконання команд; 6 – вхід сигналу переривання; 7 – вхід сигналу дозволу роботи із зовнішньою пам'яттю; В – вихід сигналу читання; 9 – вихід сигналу управління зчитуванням із зовнішньої пам'яті; 10 – вихід сигналу запису; 11

вихід сигналу дозволу фіксації адреси; 12 ... 19 – виходи / виходи порту 0; 21...24, 35...38 – входи/виходи порту 2; 20 – загальний; 25 – вихід програмування; 26 – напруга живлення при програмуванні; 27 ... 34 – входи / виходи порту 1; 39 – вхід тестування; 40 – напруга живлення.

Електричні параметри

Напруга живлення.	4,75...5,25 В.
Вхідна напруга високого рівня.	$\geq 2В$.
Вхідна напруга низького рівня	-0,5...+0,8 В.
Вихідна напруга високого рівня при	$I_{вих}^1 = -0,4 мА$.
Вихідна напруга низького рівня при	$I_{вих}^0 = 2 мА$.
Струм споживання:	$\leq 110 мА$
Вихідний струм у стані "вимкнено"	$\leq \pm 10 мкА$
Струм витоку на входах.:	$\leq \pm 10 мкА$.
Потужність:	580 мВт
Тактова частота:	$\leq 11 МГц$
Ємність навантаження:	$\leq 80 пФ$

Мінімальний час виконання короткої команди: 1,36 мкс

Асинхронний послідовний інтерфейс стандарту RS-232 забезпечується за допомогою перетворювача типу MAX233 (мікросхема DD10) рисунок 3.17 25, підключеного до висновків TDO, DRI порту SCI. З'єднання мікроконтролера із зовнішніми пристроями за стандартом RS-232 здійснюється через 9-контактний з'єднувач X1 (рисунок 3.17).

Використовуючи його, можна підключити контролер до мікроЕОМ, що управляє, або здійснити їх об'єднання в мережу.

З'єднувач X1 має вигляд показаний на рисунку 3.18.

Джерело електроживлення має забезпечити живлення схеми підсилення та комутатора , +15 і -15 В, для контролера та його периферійних пристроїв +5 В, для індикаторів +9 В.

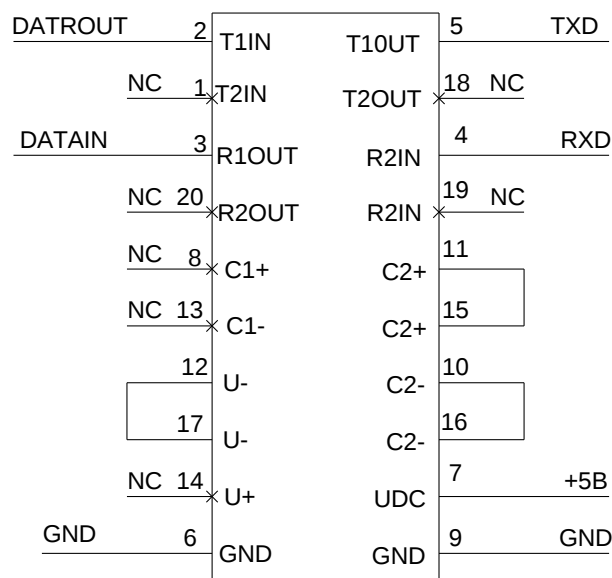


Рисунок 3.17 – Контактний з'єднувач

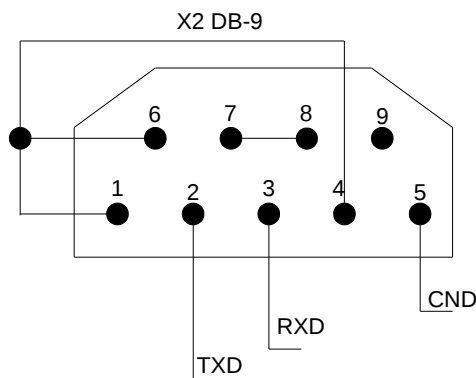


Рисунок 3.18 – Розпіновка роз'єму інтерфейсу COM.

Інтерфейси COM (рисунок 3.19)

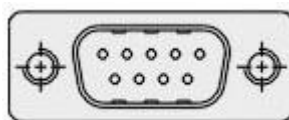


Рисунок 3.19 – Роз'єм інтерфейсу COM

Сумарний струм даних мікросхем і навантаження підсилювача.

Виберемо трансформатор ТПП261 ШЛМ 25-32 потужністю 31 В·А, напругою вторинних обмоток 10 В, 10 В, номінальним струмом у первинній

0.19 А і у вторинних обмотках 0.475 А (рисунок 3.20).

Для випрямлення напруги живлення використовуватимемо діодний міст КЦ40Г ($I_{\text{ПРmax}}=0.5 \text{ А}$).

Як стабілізатори напруги виберемо мікросхеми:

- для $U_{\text{ж1}}=+15 \text{ В}$ – мікросхему К142ЕН8;
- для $U_{\text{ж2}}=-15 \text{ В}$ – мікросхему К142ЕН11;

Для стабілізації номінальної напруги $U_{\text{пит}}$ використовуємо стабілітрони:

- для $U_{\text{ж3}}=+9 \text{ В}$ – стабілітрон КС190Г ($I_{\text{ст}}=10 \text{ мА}$);
- для $U_{\text{ж4}}=+5 \text{ В}$ – стабілітрон КС156А ($I_{\text{ст}}=5 \text{ мА}$);

Визначимо номінали опорів R_{22} та R_{23} :

$$R_{22} = \frac{U_{\text{ПИТ1}} - U_{\text{ПИТ3}}}{I_{\text{СТ3}}} = \frac{15 - 9}{10^{-3}} = 6000 \text{ Ом}$$

$$R_{23} = \frac{U_{\text{ПИТ3}} - U_{\text{ПИТ4}}}{I_{\text{СТ4}}} = \frac{9 - 5}{5 \cdot 10^{-3}} = 8000 \text{ Ом},$$

з [Е24] $R_{22}=620 \text{ Ом}$, $R_{23}=820 \text{ Ом}$.

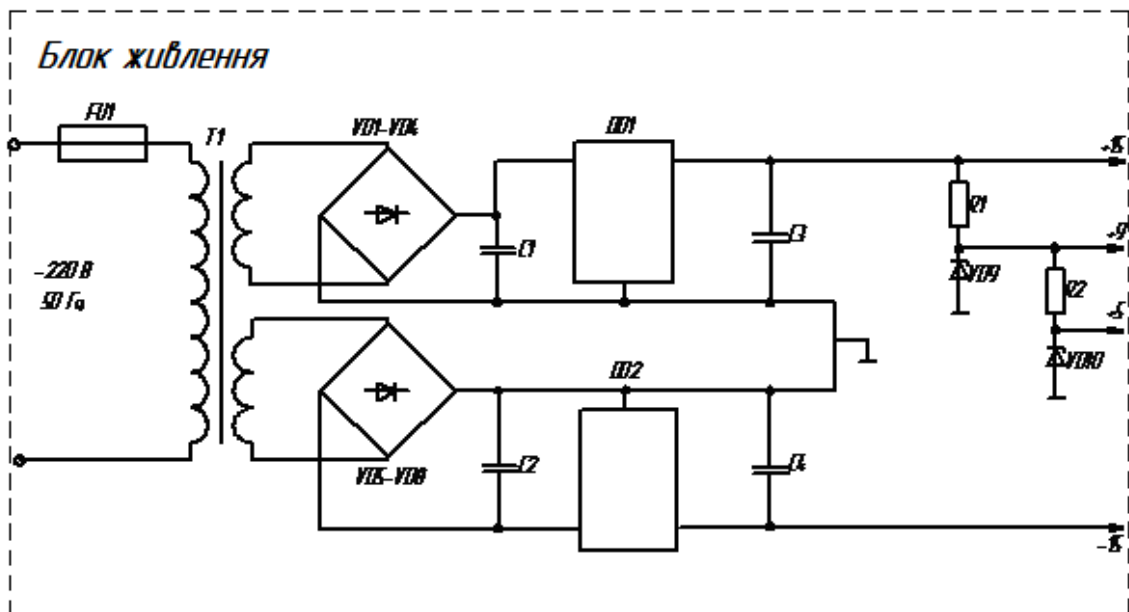


Рисунок 3.20 – Блок живлення

Номінали конденсаторів C_1 - C_4 візьмем по 100 мкФ.

Система індикації буде аналоговою

Для проектування частотоміра необхідно розробити частотомір, що вимірює частоту напруги в діапазоні від 400(Гц) до 4000 (Гц) з похибкою 5 (Гц) та з часом індикації 1.5 (с). Як частотомір буде використовуватися електронно-рахунковий частотомір, робота якого знову на підрахунок числа імпульсів вимірюваного сигналу. Частотомір (рисунк3.21) складається з мультивібратора, формувача, RC-ланцюжка, п'яти лічильників, п'яти дешифраторів, п'яти рідкокристалічних індикаторів.

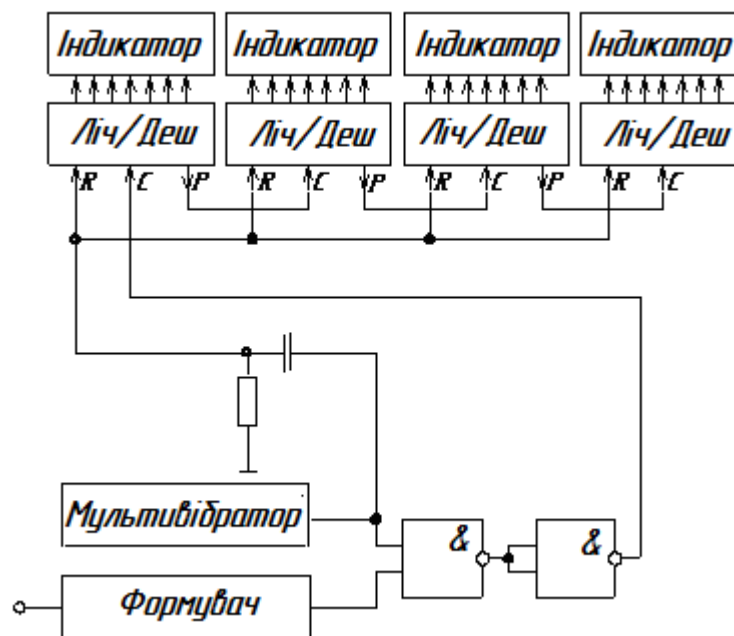


Рисунок 3.21 – Структурна схема частотоміра.

Розрахуємо RC ланцюжок (рисунк 3.22):

Задамо ємність конденсатора C_4 з ряду E192, параметри якого: номінал 10 (нФ)

точність $\pm 0,5\%$

Значення резистора знайдемо з виразу $\tau = R_9 \cdot C_4$;

Де $\tau \ll 1/4000 = 0,00025$, Візьмемо $\tau = 0,000001$

$R_9 = \tau / C_4 = 0,000001 / 10 \text{ нФ} = 100 (\text{Ом})$

RC-ланцюжок робить скидання лічильника і працює по фронту імпульсу мультивібратора.

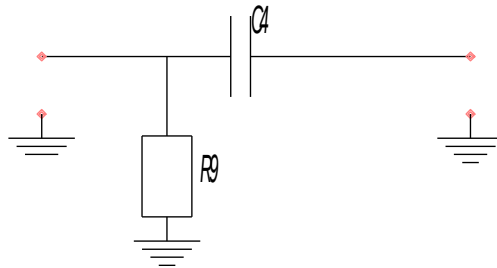


Рисунок 3.22 R-C ланцюжок.

Мультивібратор (рисунок 3.23) – генератор імпульсів напруги з формою, близькою прямокутною, що складається з широкосмугових електронних підсилювачів, охоплених позитивним зворотним зв'язком, глибина якої залишається постійною в широкій смузі частот. Його назва відображає той факт, що така напруга при розкладанні в ряд Фур'є представляється поруч, що містить багато вищих гармонік (много). Цей мультивібратор побудований на основі мікросхеми КР1006ВІ1. Для мультивібратора є спеціальні розрахункові формули, ми ними скористаємося. Тривалість стадій зарядки Т1 та розрядки Т2 конденсатора можна оцінити за допомогою рівнянь:

$$T1=0,69(R5+R6)C3 \quad (3.16)$$

$$T2 = 0,69 R5C3,$$

$T1=1,5(c)$ – час індикації частоти, $T2=1(c)$ – час підрахунку.

Задамо $C3=10(мкФ)$, його значення відповідає номінальному ряду Е192, тоді:

$$R5+R6=T1/0,69C3=1,5/0,69 \cdot 10 \cdot 0,00001=217391(Ом)$$

$$R5=T2/0,69 \cdot C3=1/0,0000069=144928(Ом)$$

$$R5=145(ком)$$

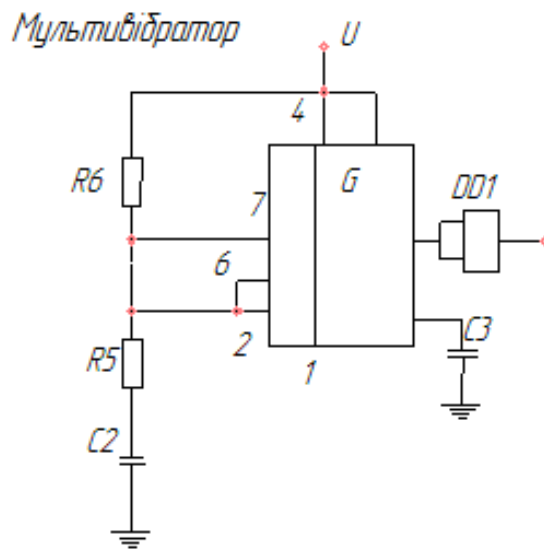


Рисунок 3.23 – Схема електрична мультивібратора

З номінального ряду E192

$R6 = 217391-144928 = 72463$ (Ом); $R6=73,2$ (кОм) із номінального ряду E192;

Частота імпульсів, що генеруються в даному випадку дорівнює:

$$f=1/(T1+T2)=1/(1,5+1)=0,4(Гц) \quad (3.17)$$

Вибираємо значення $C2 = 0,01$ (мкФ) відповідає номінальному ряду E192.

Розрахунок формувача (рисунок 3.24) зводиться до вибору стабілітрона та діода, тому що операційний підсилювач, що входить у формувач, не впливає на роботу підсилювача-не створює перешкод, не впливає на коефіцієнт посилення.

Як діод VD1 вибираємо діод зі зворотною напругою, що перевищує максимальну вихідну напругу підсилювача Діод Д310.

Як стабілітрон VD2 вибираємо стабілітрон з напругою стабілізації, рівним рівню логічної одиниці для мікросхем серії ТТЛ. Стабілітрон-КС407Б

$R7=10$ (кОм); $R8=2$ (кОм) з ряду E192, точність $\pm 0,5\%$

Для більш точного виділення імпульсів на виході операційного підсилювача встановлюємо елемент І-НЕ на базі мікросхем: КР1561ЛА10 (після мультивібратора)

Після формувача включимо тригер Шміта КР1533ТЛ3 (тригер з емітерним зв'язком).

Зазвичай використовується як пороговий пристрій, що реагує на певний рівень вхідного сигналу, незалежно від швидкості його зміни. Несиметричний тригер це регенеративний пристрій, що має гістерезисну передатну характеристику, у якій вихідний сигнал може приймати два значення. Перехід від рівня сигналу до іншого відбувається стрибкоподібно при певному значенні вхідного сигналу - напрузі спрацьовування. Повернення у вихідний стан відбувається за іншого рівня вхідного сигналу - напрузі відпускання. Подібні регенеративні пристрої зазвичай використовуються для формування різких перепадів напруги з вхідних сигналів, що порівняно повільно змінюються. У нашому випадку сигнал після формувача не прямокутний, тому ми ставимо тригер Шміта.

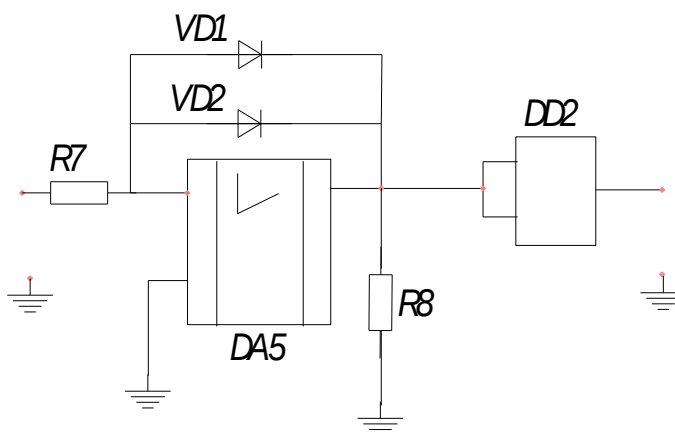


Рисунок – 3.24 Схема електрична формувача

Для поєднання сигналу з мультивібратора та формувача ставиться логічний елемент 2І-НЕ з відкритим стоковим входом (КР1533ТЛ2). З'єднавши 2 елементи І ми позбудемося інверсії на виході.

Таблиця 3.2 Стан виходів КР1533ТЛ2 у відповідності до входних сигналів

<i>Вхід</i>		<i>Стан виходу</i>
<i>M</i>	<i>Φ</i>	
0	0	0
0	1	0
1	0	0
1	1	1

За таблицею істинності будуюмо графіки, що виходять із формувача, мультивібратора та після об'єднання на логічному елементі «І».

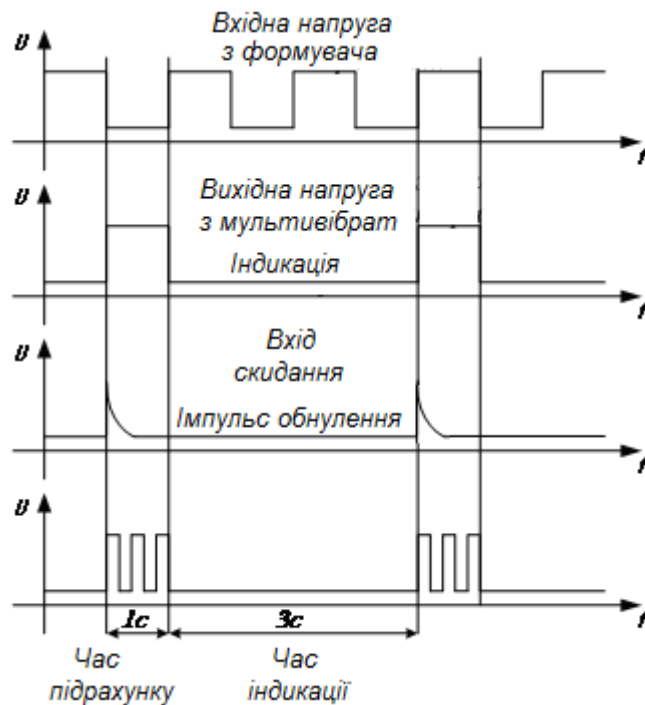


Рисунок 3.25 Графіки часових діаграм, що пояснюють роботу пристрою виведення інформації та частотоміра.

Лічильник називається вузол для підрахунку числа входних сигналів і зберігання двійкового коду числа підрахованих сигналів. Лічильники - це кінцеві автомати, внутрішній стан яких визначається лише кількістю сигналів "1", що прийшли на вхід. Сигнали «0» не змінюють їх внутрішній стан. Як лічильник візьмемо чотири синхронні чотирирозрядні двійково-десяткові

лічильники. K555IE9. Містить 236 інтегральних елементів. Маса трохи більше 1,2 гр.

Електричні параметри: Напруга живлення $27 \pm 5\%$.

Вхідна напруга U низького рівня $< 0,5$

Вихідна напруга U високого рівня $> 2,5$

Дешифратор. Дешифратор це комбінаційний пристрій, що дозволяє розпізнавати числа, представлені позиційним n -розрядним кодом. Дешифратори застосовують для розшифровки адрес осередків пристроїв, що запам'ятовують, висвічування літер і цифр на моніторі, індикаторах та інших пристроях.

Візьмемо дешифратор K555ID6 мікросхема ця є двійково-десятковим дешифратор 4 на 10. Містить 274 елементи, маса трохи більше 1,2 гр.

Рідкокристалічні індикатори належать до пасивних приладів. В основу їх роботи покладено властивість деяких речовин змінювати свої оптичні показники (коефіцієнти поглинання, відбиття, розсіювання, показник заломлення, спектральне відображення або пропускання, оптичну анізотропію, оптичну різницю ходу, оптичну активність) під впливом зовнішнього електричного поля. Внаслідок модуляції падаючого світла змінюється колір ділянки, до якого прикладено електричне поле, і поверхні речовини з'являється малюнок необхідної конфігурації. Як речовини, що мають подібні властивості, використовують рідкі кристали.

Як осередок індикації візьмемо індикатор типу ЦІР-8. ЦІР-8 – однорозрядний цифро-знаковий індикатор з висотою цифри 40 мм. Робота заснована на ефект динамічного розсіювання в рідких кристалах. Корпус виконаний зі скла та компаунду з виводами під роз'єм. Маса трохи більше 35 гр. Основне призначення – відображення інформації на табло групового користування. Індикатор ЦІР-8 показано рисунку 3.26.

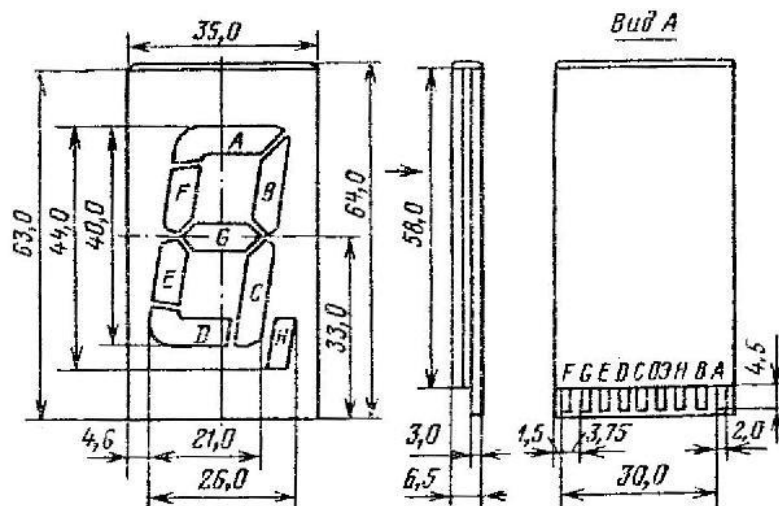


Рисунок 3.26 – Рідкокристалічний індикатор

Граничні експлуатаційні дані:

Мінімальна напруга управління ефективна: 15 В.

Максимальна напруга управління ефективна: 30 В.

Діапазон робочої частоти напруги, що управляє: 30-1000 Гц.

Діапазон робочої температури довкілля: 1°C -50 °C.

3.3 Моделювання спроектованої системи автоматизованого управління турбогвинтовим двигуном в пакеті Matlab.

При виконанні випускної роботи рекомендується використовувати пакети прикладних програмних систем (ППС), застосування яких багато разів дозволяють підвищити ефективність розрахунків. При аналізі та синтезі характеристик приладів, електронних пристроїв, систем автоматичного регулювання та управління ефективне використання наступних прикладних програмних систем:

– пакети ППС Derive, які забезпечують проведення як простих, так і помірно складних обчислень у символьному (аналітичному) та чисельному вигляді. У них є розвинені можливості двовимірної та тривимірної графіки та багаті бібліотеки зовнішніх розширень.

– систему Mathcad, яка має потужні засоби для реалізації чисельних методів розрахунку та математичного моделювання. Все це доповнюється засобами візуалізації обчислень – від представлення вихідних даних та результатів обчислень у природному математичному вигляді до потужної кольорової графіки високої роздільної здатності.

– Система MATLAB, яка призначена для виконання інженерних та наукових розрахунків, орієнтована на роботу з масивами даних. Система підтримує виконання операцій з векторами, матрицями та багатовимірними масивами, вирішення нелінійних рівнянь та задач оптимізації, вирішення диференціальних та різницевих рівнянь, побудова різних видів графіків, тривимірних поверхонь та ліній рівня. Перевагою системи є можливість її розширення для вирішення нових науково-технічних завдань. Під час виконання випускної роботи можуть підвищити продуктивність розрахунків пакети дослідження лінійних стаціонарних систем Control System Toolbox та моделювання нелінійних систем Simulink.

Ці ППС дозволяють вирішувати багато завдань розрахунку та моделювання характеристик виробів приладобудування з високою продуктивністю та мають можливості подання результатів у вигляді таблиць та графіків.

Провели моделювання аналогової частини системи, що відповідає регулювання. Результати моделювання наведено у додатку.

Було проведено моделювання каналів частоти і температури окремо, а потім поєднання їх в одну за допомогою селектора. Система стійка, що видно із результатів моделювання. Спочатку було змодельовано систему для одновального двигуна, потім на основі її розробилася САУ для двовальної системи.

Передавальні функції, які використовувалися під час моделювання.

1. Передавальна функція двигуна на каналі частоти високого тиску.

$$W_{n_{ВД}}(s) = \frac{n_{ВД}(s)}{G_T(s)} = \frac{k_{ВД}}{T_{ВД}s + 1} = \frac{0.46}{0.56s + 1} \quad (3.17)$$

де k_d, k_p – коефіцієнти підсилення двигуна і регулятора;

$T_{ВД}, T_1, T_2$ – постійні часу двигуна і регулятора.

2. Передавальна функція двигуна по каналу частоти обертання високого тиску:

$$W_{n_{НД}}(s) = \frac{n_{НД}(s)}{G_T(s)} = k_{НД} \frac{(\tau s + 1)}{(T_{НД}s + 1)(T_{ВД}s + 1)} = \frac{0.35s + 1}{0.156s^2 + 0.912s + 1} \quad (3.18)$$

3. Передавальна функція двигуна по каналу температури:

$$W_T(s) = \frac{n_{ВД}(s)}{G_T(s)} = \frac{0.155s^2 + 0.8333s + 1}{0.156s^2 + 0.912s + 1}. \quad (3.19)$$

4. Передавальна функції регуляторів частоти обертання $n_{ВД}$, $n_{НД}$, T , і навіть їх датчиків рівні k_n .

$$\begin{aligned} W_{рВД}(s) &= 4, \\ W_{рНД}(s) &= 3, \\ W_{рТ}(s) &= 8, \\ W_{дВД}(s) &= 1/2000, \\ W_{дНД}(s) &= 1/2000, \\ W_{дТ}(s) &= 0.0033. \end{aligned} \quad (3.20)$$

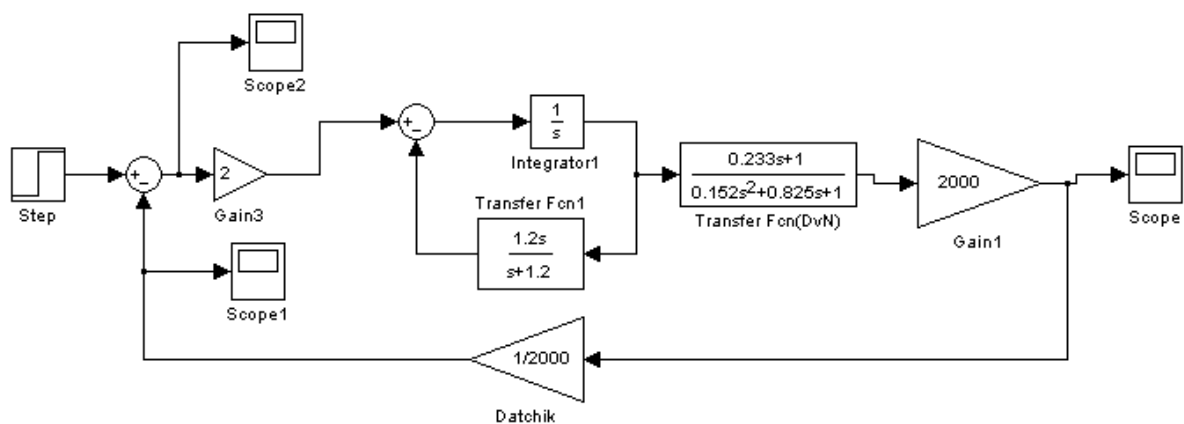


Рисунок 3.26 – Канал частоти

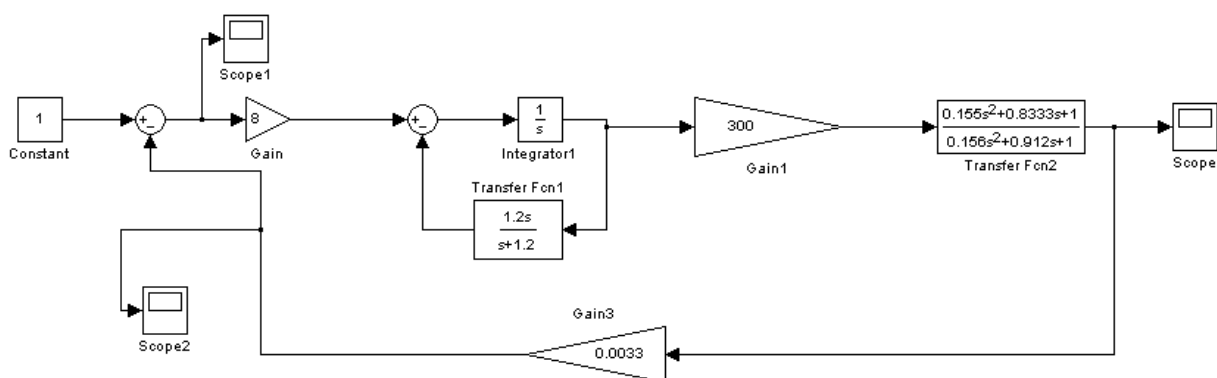


Рисунок 3.27 – Канал температури

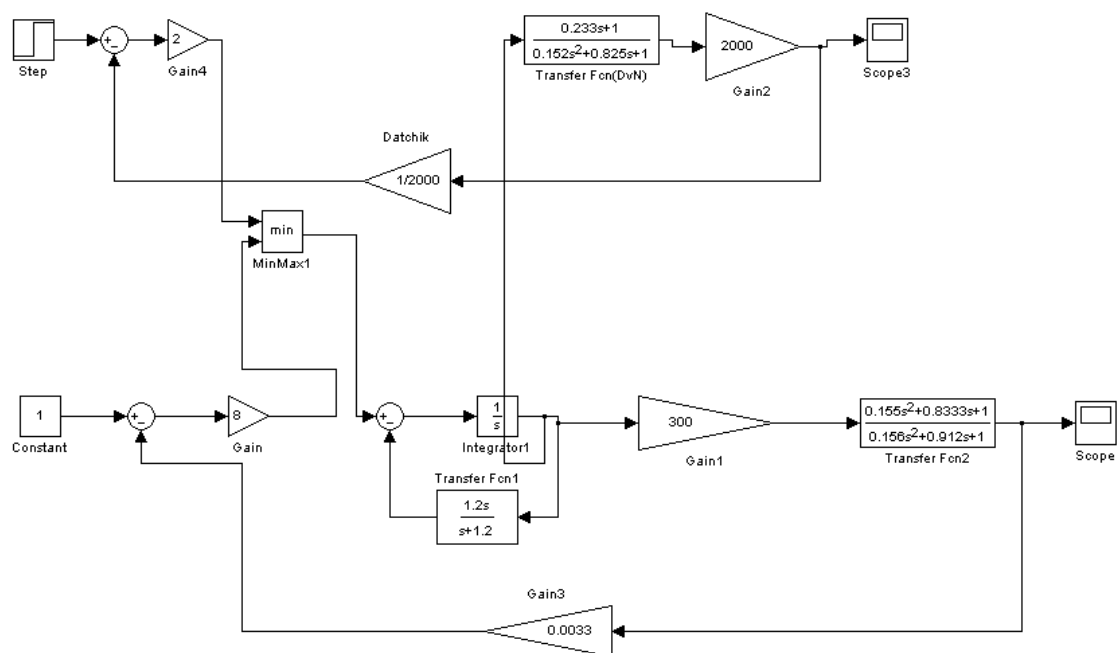


Рисунок 3.28 – САУ двовального двигуна

ВИСНОВОКИ

У цьому проекті розроблено систему автоматичного управління ГТД із селектором. Система включає блок управління на основі мікропроцесора, блок регулювання, блок індикації, розраховані первинні перетворювачі частоти обертання, температури. Проект містить структурну схему, електричні принципи системи управління та системи регулювання, систему відображення інформації. Підібрані елементи системи, такі як виконавчий пристрій електромагнітного типу, регулятори частоти обертання високого та низького тиску ротора, а також регулятор температури. Розглянуто принцип роботи селекторів максимуму та мінімуму, розроблено їх пристрій. Система регулювання двовального двигуна з селектором змодельована Matlab, підтвердило, що система стійка і відповідає заданим технічним вимогам. Зміст дипломного проекту відповідає технічним завданням та виконано поставлені завдання.

1. Проаналізовано типи ГТД для літальних апаратів, їх структуру та функціонування.
2. Проаналізовано основні способи керування ГТД та їх особливості.
3. Побудовано математичні моделі силових установок.
4. Розроблено загальну структури системи автоматичного регулювання (САР) подачі палива в ГТД.
5. Спроектовано основні складові компоненти системи автоматичного регулювання.
6. Наведені розрахунки датчиків температури та частоти обертання валу двигуна.
7. Побудовано модель системи управління ГТД з селектором в пакеті Matlab для аналізу її працездатності та стійкості.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Офіційний сайт компанії ДП НВПКГ«Зоря»-«Машпроект» м. Миколаїв. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://zmturbines.com/> .
2. Офіційний сайт компанії АТ «МОТОР СІЧ» м. Запоріжжя. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://motorsich.com/ukr/> .
3. Матеріали і технології для лопаток вітчизняних промислових газотурбінних двигунів: [монографія] / [Г. П. М्याльніца та ін. ; ред. В. В. Вероцька] ; НАН України, Фіз.-технол. ін-т металів та сплавів; Проект "Наукова книга".– Київ : Наукова думка, 2023. –177 с.
4. Терещенко Ю.М., Бойко Л.Г., Волянська Л.Г., Дмитрієв С.О., Панін В.В. Газотурбінні двигуни літальних апаратів.– К. Вища шк., 2000.– 319 с.
5. Терещенко Ю.М., Бойко Л.Г., Волянська Л.Г., Дмитрієв С.О., Панін В.В. Теорія авіаційних газотурбінних двигунів. – К. Книжкове вид-во НАУ, 2005. – 500с.
6. Транспортні енергетичні установки : навч. посіб. / О. М. Артюх, О. В. Дударенко, В. В. Кузьмін та ін. Запоріжжя : НУ «Запорізька політехніка», 2021. – 264 с.
7. Куліш Віталій Миколайович. Особливості теплового та термонапруженого станів небезпечних зон соплових лопаток газотурбінного двигуна [Текст] : автореф. дис. ... канд. техн. наук : 05.02.09 / Куліш Віталій Миколайович ; НАН України, Ін-т проблем міцності ім. Г. С. Писаренка. - Київ, 2019. - 19 с.
8. Шелковський, Михайло Юрійович. Підвищення ефективності компресорів газотурбінних двигунів шляхом їх аеродинамічного удосконалення на основі аналізу просторової форми течії [Текст] : автореф. дис. канд. техн. наук : 05.05.16 / Шелковський Михайло Юрійович ; НАН України, Ін-т проблем машинобуд. ім. А. М. Підгорного. – Харків, 2019. – 28 с.

9. Денисюк О. В. Підвищення ефективності гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності [Текст] / Денисюк Олеся Валеріївна ; Нац. авіац. ун-т, Держ. підприємство "Івченко-Прогрес", Акціонер. т-во "Укр. оборон. пром-сть". – Київ, 2023. – 20 с.

10. Системи автоматичного керування газотурбінних установок і компресорів : навч. посібн. / В. П. Березльов, І. І. Гвоздецький, К. І. Капітанчук [та ін.]. — К. : Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2010. – 164 с.

11. Романовський Г. Ф. Газотурбінні агрегати: навч. посіб. : у 2 ч. / Г. Ф. Романовський, С. І. Сербін, В. М. Патлайчук ; Нац. ун-т кораблебудування ім. адмірала Макарова. – Миколаїв : НУК, [2017] .Ч. 2 : Елементи конструкцій. – 2017. – 194, с.

12. Трегуб В.Г. Проектування систем автоматизації: Навч. посібник. – К.: Видавництво Ліра-К, 2017. – 344 с.

13. Савицький Володимир Технічні засоби автоматизації: навч. посіб. / В. К. Савицький, Р. М. Федоришин; М-во освіти і науки України, Навчальний посібник. Львів: Видавництво Львівської політехніки, 2018. – 292 с.

14. Ладнюк А. П., Заєць Н. А., Власенко Л. О. Сучасні технології конструювання систем автоматизації складних об'єктів (мережеві структури, адаптація, діагностика та прогнозування): монографія – К.: Вид. Ліра-К, 2016. – 312 с.

15. Рябенський В.М., Ушкаренко О.О., Буряк В.С. Схемотехніка електронних пристроїв та систем: мікропроцесорна техніка – Миколаїв: Іліон, 2012

16. Попович М. Г., Лозинський О. Ю. Електромеханічні системи автоматичного керування та електроприводи: [навчальний посібник] / М. Г. Попович, О. Ю. Лозинський, В. Б. Клепиков та ін.; За ред. М. Г. Поповича, О. Ю. Лозинського. – К.: Либідь, 2005. – 680 с.

17. Сенько В.І. Електроніка і мікросхемотехніка: У 4-х т. Том 3. Цифрові пристрої. Навч. посібник / За ред. В. І. Сенька вид. 2, К.:

Видавництво Каравела. 2023 – 400с.

18. Сенько В.І. Електроніка і мікросхемотехніка: У 4-х т. Том 4. Книга 2. Силова електроніка: Навч. посібник / За ред. В. І. Сенька. - К.: Каравела, 2013. -316 с.

19. М. Я. Островерхов, В. І. Сенько, В. І. Чибеліс. Електроніка і мікросхемотехніка. Практикум. Електронне видання. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://ela.kpi.ua/server/api/core/bitstreams/3cc3f178-1b58-42a5-aa4d-132e07d9bcd8/content> .

20. Загальні методичні рекомендації з підготовки, оформлення, захисту та оцінювання кваліфікаційних робіт здобувачів вищої освіти першого «бакалаврського» і другого «магістерського» рівнів. // Укладачі: В. М. Островерхов, Л. І. Біловус, К. З. Возьний, О. О. Луцишин, Г. Л. Монастирський, С. В. Питель, С. А. Надвиничний, С. К. Шандрук. Тернопіль: ЗУНУ, 2024. – 89 с.

ДОДАТКИ