

Міністерство освіти і науки України  
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет систем управління літальними апаратами

Кафедра систем управління літальних апаратів

## Пояснювальна записка

до дипломної роботи

магістра

(освітньо-кваліфікаційний рівень)

на тему Розробка інтелектуальної системи керування літаком з атомним  
реактивним двигуном

ХАІ.301.361.200.272.00153041 ПЗ

Виконав: студент 6 курсу, групи 361  
спеціальності

272 “Авіаційний транспорт”

Освітньо-професійна програма

“Інтелектуальні транспортні системи”

Кисленко Данііл Вадимович

(прізвище та ініціали студента)

Керівник Субота Анатолій Максимович

(прізвище та ініціали)

Рецензент Флерко Сергій Миколайович

(прізвище та ініціали)

м. Харків – 2020 рік

## ЗМІСТ

ВСТУП .....	14
1 ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ УПРАВЛІННЯ .....	15
1.1 Загальна характеристика проблеми та методи її вирішення .....	15
1.2 Переваги та недоліки системи .....	17
1.2 Огляд науково-технічної літератури і патентів .....	18
2 АНАЛІЗ ТА СИНТЕЗ СИСТЕМИ.....	19
2.1 Змістовна і графічна моделі об'єкта управління .....	19
2.2 Розробка нелінійної математичної моделі об'єкта управління.....	20
2.3 Формування структурної та функціональної схеми системи.....	26
2.4 Формування структурної схеми, передавальних функцій об'єкту управління по управляючому та збурюючому впливах.....	27
2.5 Визначення коефіцієнта передачі коригувального елемента з умови забезпечення заданої точності СУ.....	35
2.6 Синтез коригувального пристрою методом ЛАЧХ.....	35
2.7 Дослідження і аналіз функціональних властивостей скоригованої системи.....	38
2.8 Висновки .....	39
3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА .....	41
3.1 Підготовка алгоритмів управління до реалізації на контролері .....	41
3.2 Вибір елементної бази та розробка принципової схеми обчислювача .	43
3.3 Формування алгоритму роботи обчислювача.....	51
3.4 Висновки .....	52
4 ДОСЛІДНИЦЬКА ЧАСТИНА .....	53
4.1 Опис системи з класичними методами регулювання.....	53
4.2 Отримання результатів та їх аналіз .....	54
4.3 Висновки .....	60
5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА .....	62
5.1 Побудова математичної моделі системи з нечітким логічним регулятором .....	62
5.2 Розробка схеми системи управління.....	63
5.3 Висновки .....	67
6 ЕКОНОМІЧНА ЧАСТИНА .....	68
6.1 Основні поняття і положення .....	68
6.2 Опис виробу.....	68

6.3 Розрахунок собівартості і ціни виробу .....	68
6.4 Розрахунок точки беззбитковості.....	73
6.5 Висновки .....	75
ВИСНОВКИ.....	76
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	78
ДОДАТОК А.....	85
ДОДАТОК Б .....	90

## ВСТУП

Вивчення можливостей і перспектив авіаційного двигуна, побудованого на основі атомного реактора, триває вже давно. Військова промисловість теж покладала великі надії на це. З огляду на позитивний досвід у використанні атомних електростанцій, був створений атомний реактивний двигун.

Атомний двигун за принципом дії набагато складніше реактивного. В останньому авіаційне паливо спалюється за рахунок водню, що викликає швидке нагрівання повітря. Таке нагріте повітря розширюється, і виникає сила, що штовхає літак уперед. Реактивний двигун допомагає досягати величезної швидкості, але він споживає і велику кількість палива, яке літак просто не в змозі перевозити. Це або істотно обмежує дальність польоту, або робить машину громіздкою, а отже, легкою мішенню для супротивника. Але атомному двигуну не потрібні тони палива. Процес згоряння водню замінює тепло, одержуване від реактора.

На думку фахівців [8], проблема створення двигуна, який зможе тримати літак в повітрі значно довше та збільшити дальність польоту може бути вирішена при використанні атомних реакторів на швидких нейтронах з уран-плутонієвим паливом, котрі працюють в режимі замкнутого ядерного паливного циклу. У цих реакторах плутоній не тільки спалюється, але і поповнюється з відтворенням до 100% і більше. Для вирішення цієї проблеми необхідно розробити кілька досить складних технологічних процесів: як переробити відпрацьоване атомне паливо для вилучення з нього плутонію, також відпрацювання технології отримання оксиду плутонію необхідної якості, та освоїти технології отримання МОКС-палива, твелів і ТВС.

## 1 ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ УПРАВЛІННЯ

### 1.1 Загальна характеристика проблеми та методи її вирішення

Для управління польотом літака з атомним двигуном, була поставлено завдання розробити систему управління і вибрати атомний реактор для використання в якості двигуна в літаку. Відомими застосуваннями атомних двигунів [17] в літаку були американський бомбардувальник Convair X-6, бомбардувальник WS-125, радянський літак [18], [23], [26] Ту-95ЛАЛ, Ту – 119.

Розглянемо принцип роботи на базі реактора атомної електростанції [12]...[14]. Залежно від того, в яку саме перетворюється атомна енергія (електрична, теплова, механічна) можна класифікувати атомні реактори на: водо-водяний реактор, графіто-газовий реактор, реактор з органічним теплоносієм, реактор з рідким металевим теплоносієм, реактор з твердим теплоносієм.

Найбільш підходяща система та, в якій є водневий блок і атомний реактор, через який пропускається водень, в результаті чого його атоми набувають величезної температури, унаслідок чого збільшується їх кінетична енергія, за рахунок збільшення швидкості. Таким чином, можна створити реактивну тягу, пропускаючи їх через реактивне сопло. Саме цей спосіб нам найбільше підходить. Але, виникає проблема регулювання температури, оскільки при некерованій ланцюговій реакції різко зростає реактивність, яка веде до збільшення температури. Таким чином, виникає задача управління температурою, а температура є функцією кількості нейтронів. Для цього в зворотному зв'язку необхідно поставити датчик нейтронного потоку.

Розглянемо питання вибору органу управління [51]. Існує три типи ядерного реактивного двигуна за видом палива для реактора: твердо-фазний, рідинно-фазний, газо-фазний. Найперспективнішим є твердо-фазний варіант двигуна. На малюнку зображена схема найпростішого двигуна з реактором на твердому ядерному паливі. Робоче тіло розташовується в зовнішньому баку. Вузли й елементи реактора охолоджуються робочим тілом, яке утворюється на борту на основі рідкого водню і спеціальної інгібуючої добавки, яка забезпечує сумісність робочого тіла з високо температурними конструкціями реактора. За допомогою насоса воно подається в камеру

двигуна. У камері робоче тіло розпорошується за допомогою форсунок і вступає в контакт з тепловиділяючим ядерним паливом. Нагріваючись, воно розширюється і з величезною швидкістю вилітає з камери через сопло.

Схема атомного твердофазного реактивного двигуна представлена на рис. 1.1

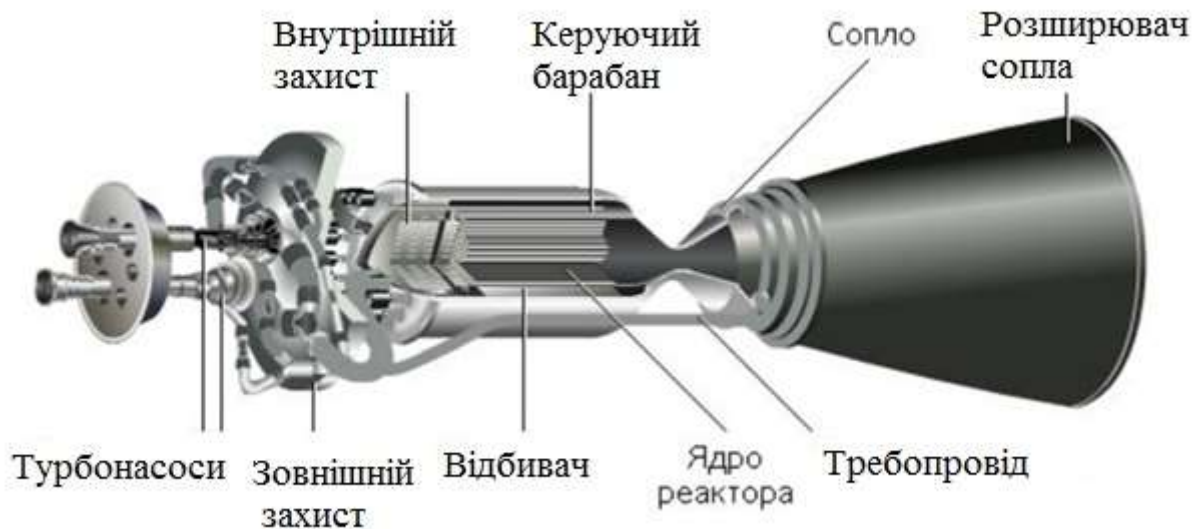


Рисунок 1.1 – Схема атомного твердофазного реактивного двигуна

Найбільш підходящим є твердо-тільний регулюючий орган - графітовий стрижень. Переміщуючи графітові стрижні, ми можемо керувати кількістю нейтронів, що виділяються за одиницю часу. Для стабільного функціонування системи, необхідно підтримувати критичний режим, при якому виділяється кількість нейтронів і рівномірно поглинається. Таким чином, найбільш підходящим є воднево-графітовий атомний двигун.

Принципова схема ядерного реактивного двигуна зображена на рис. 1.2.

Завдання даної дипломної роботи полягає в розробці інтелектуальної системи керування літаком з атомним реактивним двигуном.

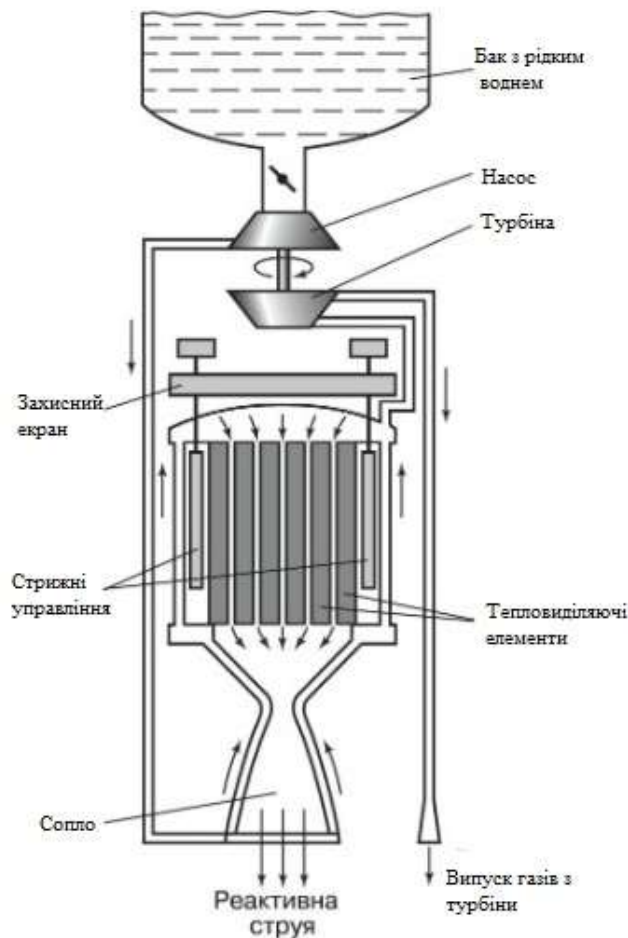


Рисунок 1.2 – Принципова схема атомного реактивного двигуна

Найбільш важливим критерієм роботи реактивного атомного реактора є кількість водню, що витрачається в процесі переходу з одного режиму в інший. Невеликий відсоток економії водню може дати більший відсоток зростання корисного навантаження. Зокрема, це справедливо тому, що заощаджується не тільки водневе паливо, а й скорочуються розміри бортових водневих баків. З цієї причини критерієм оптимуму є величина  $J$ , яка визначається наступним чином:

$$J = \int u_2(t) dt.$$

## 1.2 Переваги та недоліки системи

Як відомо з літератури [5], було описано такі переваги літаків з атомними двигунами очевидні: “підвищення швидкості польоту і практично необмежена дальність і тривалість польоту при мінімальній витраті палива. На одній заправці ядерним паливом літак, який можна порівняти за

габаритами та льотними параметрами з бомбардувальником В-29, зможе перебувати в повітрі не менше п'яти тисяч годин. Іншими словами, атомний реактор на борту за допомогою лише однієї заправки паливом може забезпечувати літак енергією протягом усього терміну експлуатації.

При правильному конструюванні ядерної силової установки можна було б удосконалити існуючі турбореактивні двигуни, нагріваючи робочу речовину за допомогою реактора. Таким чином, з'явиться можливість збільшити енергію реактивних газів двигуна і їх температуру, що призведе до значного підвищення тяги подібного двигуна. Такий літак створює найбільш привабливі перспективи перед військовою авіацією. Ядерні двигуни можна було б встановлювати, як на літаках, так і на крилатих ракетах або ж безпілотних літальних апаратах.”

Незважаючи на те, що система має велику кількість переваг, все ж таки в неї присутні і певні недоліки. По-перше, це проблема опромінення екіпажів. Окрім всіх вжитих заходів, екіпаж все рівно отримує чималу дозу опромінення. Незважаючи на свинцевий екран, який за масою доходив до 25% всієї маси літака, що відокремлює кабінку екіпажу від середньої частини фюзеляжу, де був розташований реактор, радіаційне випромінювання все рівно проникає в кабінку. По-друге, прямоточні двигуни, якими оснащувалися всі атомольоти, неминуче приводили до викиду радіоактивних частинок, що заражають атмосферу.

### 1.3 Огляд науково-технічної літератури і патентів

В ході роботи було проведено огляд науково-технічної літератури і патентів для розуміння актуальності розв'язуваної задачі. Аналіз літературних джерел був необхідний для опису об'єкта управління, дозволив ознайомитися з принципами побудови атомного реактивного двигуна і систем управління. У ДОДАТКУ А, приведений аналіз використаних патентів.



## 2 АНАЛІЗ ТА СИНТЕЗ СИСТЕМИ

### 2.1 Змістовна і графічна модель об'єкта управління

Атомний (ядерний) реактор – установка, в якій здійснюється самокерована ланцюгова ядерна реакція поділу. Вони використовуються не тільки в атомній енергетиці, але і в дослідницьких цілях.

Схема системи стабілізації потужності атомного реактора представлена на рис. 2.1.

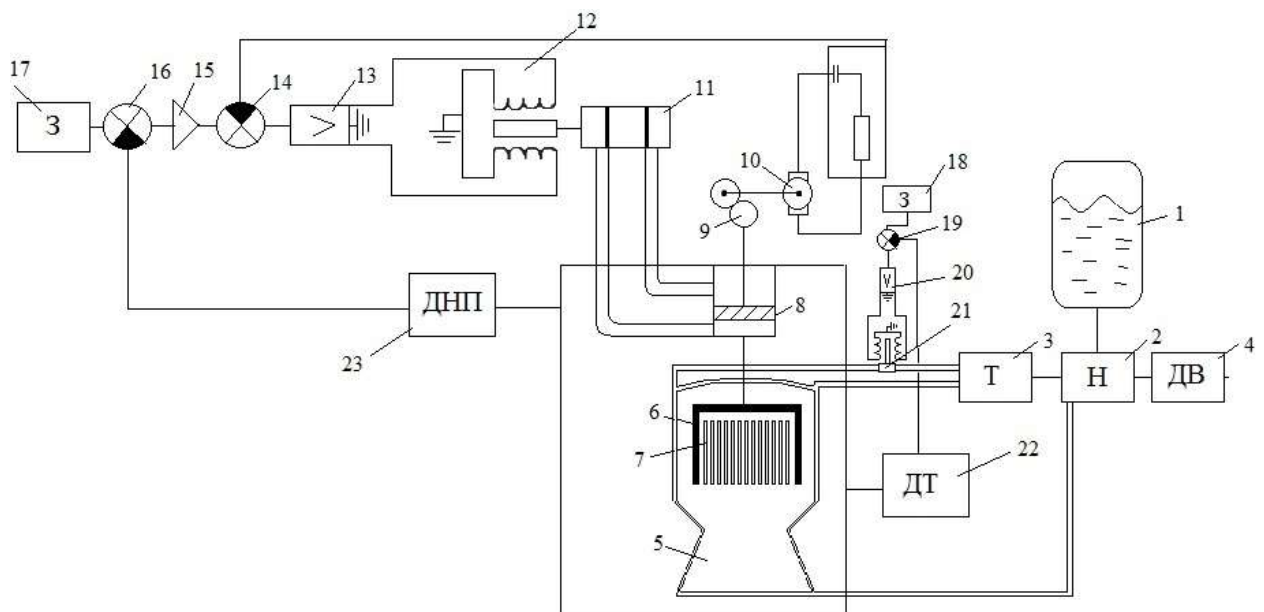


Рисунок 2.1 - Схема системи стабілізації потужності атомного реактора

На рис. 2.1 введені такі позначення: 1 – водневий бак; 2 – насос; 3 – турбіна; 4 – двигун постійного струму (вмикається на час запуску); 5 – сопло реактивного двигуна; 6 – керуючий стрижень; 7 – тепловиділяючі елементи; 8 – гідравлічний сервопривід; 9 – редуктор; 10 – тахогенератор; 11 – золотник (гідравлічний клапан); 12 – соленоїд; 13 – підсилювач потужності; 14,16,19 – порівнюючі пристрої; 15 – підсилювач К; 17 – задатчик нейтронного потоку; 18 – задатчик температури; 20 – підсилювач потужності; 21 – регулюючий клапан подачі водню; 22 – датчик температури; 23 – датчик нейтронного потоку.

Як зазначено в літературі [16], [35], [45]...[49], “рідина, що виходить з водневого бака і проходячи через розпечений канал, перетворюється в газ. Далі він надходить в турбіну, яка в свою чергу починає обертатися. Турбіна

обертає насос. Реактор, виходячи на задану потужність, створює температуру. Під дією температури, газ проходить через керуючі стрижні, нагрівається і виходить через сопло. Чим більше температура, тим більша кінетична енергія газу, і більша тяга.

Потужність атомного реактора прямо пропорційна кількості виділених нейтронів в процесі ділення. Під час збільшення або зменшення кількості поглинаючих нейтронів, може бути отримана зміна потужності реактора. Введення в активну зону реактора графітового стержня збільшує число поглинаючих нейтронів, тобто викликає зниження рівня потужності, що віддається реактором. Для підвищення потужності необхідно виводити стержень з активної зони.

За необхідності підвищити потужність, що віддається реактором, оператор на пульті переміщує движок, який задає потенціометр. Рівновага моста, утвореного іонізуючою камерою, порушується, і на вході електронного підсилювача утворюється напруга. Підсилювач потужності, в крайовому каскаді якого встановлений соленоїд, підсилює сигнал, і при наявності сигналу струм збільшується. Золотник переміщується вліво, і масло від насоса надходить до нижньої порожнини силового циліндра. Процес поглинання нейтронів в активній зоні зменшиться, а отже, зросте кількість нейтронів і потужність реактора підвищиться і міст почне збалансовуватися. Потужність реактора встановлюється на рівні, заданим задатчиком. Стійкість роботи системи автоматичного регулювання реактором забезпечується паралельним коригуючим пристроєм, що складається з тахогенератора чотирьох полюсника – RC ланцюга.

Задатчик потужності атомної станції може бути пов'язаний з пристроєм, що змінює напругу в клеммах турбогенератора. Тоді при коливаннях навантаження генератора система автоматичного регулювання буде змінювати потужність реактора, підтримуючи постійну напругу мережі змінного струму.”

## 2.2 Розробка нелінійної математичної моделі об'єкта управління

Задатчик потужності являє собою потенціометричний перетворювач, вихідний сигнал якого  $U_0$  пропорційний вихідній потужності реактора (числу нейтронів в активній зоні).

$$U_\varepsilon = E_\delta \left( \frac{U_k - U_0}{U_0} \right) = E_\delta \left( \frac{n - n_0}{n_0} \right) = E_\delta \left( \frac{n_\varepsilon}{n_0} \right); \quad (2.1)$$

де  $E_\delta$  напруга джерела живлення;

$U_k$  – вихідна напруга іонізаційної камери;

$U_0$  – вихідна напруга задатчика;

$n_i$  – щільність нейтронного потоку.

З виходу підсилювача отриманий сигнал надходить на диференціальні обмотки соленоїда, де, залежно від полярності цієї напруги, якір соленоїда переміщується або вправо, або вліво. Якір соленоїда пов'язаний з золотником, та в нейтральному положенні утримується пружиною. Диференціальне рівняння соленоїда спільно з золотником має наступний вигляд:

$$T_M^2 \frac{d^2 x_3}{dt^2} + T_k \frac{dx_3}{dt} + x_3 = K_3 U_f; \quad (2.2)$$

$$T_M = \frac{m_3}{c}; \quad T_k = \frac{\psi^2 l_c^2}{cR};$$

де  $x_3$  – переміщення золотника;

$m_3$  – маса золотника і якоря соленоїда;

$c$  – жорсткість пружини;

$l_c^2$  – середнє значення довжини витка котушки;

$\psi$  – постійне значення довжини витка котушки;

$R$  – опір котушки.

Отримаємо диференціальне рівняння силового підсилювача.

Кількість масла, яка протікає через лівий і правий отвори визначається так:

$$\begin{cases} q_1 = \mu * b * x_3 * \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_0 - P_1)}; \\ q_2 = \mu * b * x_3 * \sqrt{\frac{2}{\rho} P_2}. \end{cases} \quad (2.3)$$

де  $q_1$  та  $q_2$  – витрати масла, яке протікає через праве та ліве плече отворів золотника, при його переміщенні штока на величину  $X_3$ ;

$\mu$  - коефіцієнт витрати масла;

$b$  – ширина щілини золотника;

$\rho$  – щільність масла;

$P_0$  – тиск масла на виході насоса;

$P_1$  и  $P_2$  – тиск масла в лівій і правій площинах циліндра.

Розгляньмо рівняння витрати масла з урахуванням об'ємного стиснення. Воно має наступний вигляд:

$$\begin{cases} q_1 = F \frac{dx}{dt} + V_1 \beta \frac{dP_1}{dt}; \\ q_2 = F \frac{dx}{dt} + V_2 \beta \frac{dP_2}{dt}, \end{cases} \quad (2.4)$$

Рівняння для визначення температури реактора:

$$\Delta T = k^*(T_3 - T_T) \quad (2.5)$$

де  $k$  – коефіцієнт перетворення;

$T_3$  – задана температура;

$T_T$  – поточна температура.

Рівняння для знаходження сили переміщення поршня:

$$f_{кл} = k^* \Delta T \quad (2.6)$$

де  $f_{кл}$  – сили переміщення поршня;

$k$  – коефіцієнт перетворення;

$\Delta T$  – температура.

Опис зв'язку блоку задатчика нейтронного потоку з заданим нейтронним потоком і його поточним значенням:

$$\Delta N = k^*(N_3 - N_T) = k^*(T_3 - T_T) \quad (2.7)$$

де  $k$  – коефіцієнт перетворення;

$T_3$  – задана температура;

$T_T$  – поточна температура;

$N_3$  – заданий нейтронний потік;

$N_T$  – поточний нейтронний потік.

Рівняння руху штока поршня циліндра:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = F * (P_1 - P_2); \quad (2.8)$$

де  $m$  – маса поршня зі стрижнями реактора;

$F$  – площа поршня;

$V_1, V_2$  – початкові обсяги в порожнинах циліндра;

$\beta$  – об'ємний коефіцієнт стиснення;

$\frac{dx}{dt}$  – швидкість переміщення поршня;

$x$  – переміщення поршня силового циліндра.

В результаті лінеаризації маємо:

$$P_1 = P_{10} + \Delta P_1; P_2 = P_{20} + \Delta P_2; x_3 = x_3 + \Delta x_3; x = x_0 + \Delta x_0;$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta q_1 = \mu * b * \Delta x_3 * \sqrt{\frac{2}{\rho} * (P_0 - P_{10})} - \mu * b * x_{30} * \sqrt{\frac{2}{\rho} * \frac{\Delta P_1}{2 * \sqrt{P_0 - P_{10}}}}; \\ \Delta q_2 = \mu * b * \Delta x_3 * \sqrt{\frac{2}{\rho} * P_2} - \mu * b * x_{30} * \sqrt{\frac{2}{\rho} * \frac{\Delta P_2}{2 * \sqrt{P_0 - P_{10}}}}; \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta q_1 = F \frac{d\Delta x}{dt} + V_1 * \beta \frac{d\Delta P_1}{dt}; \\ \Delta q_2 = F \frac{d\Delta x}{dt} + V_2 * \beta \frac{d\Delta P_2}{dt} \end{array} \right.$$

$$m \frac{d^2 \Delta x}{dt^2} = F(\Delta P_1 - \Delta P_2)$$

Після необхідних перетворень, диференціальне рівняння гідравлічного приводу має вигляд:

$$\frac{m * V * \beta}{F} * \frac{d^3 \Delta x}{dt^3} + \frac{m * \mu * b * x_{30}}{F} * \sqrt{\frac{2}{\rho}} * \frac{d^2 \Delta x}{dt^2} + 2F * \sqrt{2P_0} * \frac{d\Delta x}{dt} = 2\mu b P_0 \sqrt{\frac{2}{\rho}} \Delta x_3; \quad (2.9)$$

$$V_1 = V_2 = V;$$

$$T = \frac{1}{F} \sqrt{\frac{mV\beta}{2}}; \xi = \frac{\mu v x_{30}}{V P_0 \beta \rho}; K_{\Gamma} = \frac{\mu b x_{30}}{F x_0} \sqrt{\frac{P_0}{\rho}}.$$

Поршень пов'язаний механічною передачею з керуючими стержнями реактора.

Припустимо, що між переміщенням стержня  $\ell(t)$  і реактивністю  $\delta_K(t)$  встановлений лінійний зв'язок:

$$\delta_K(t) = K_c \ell(t). \quad (2.10)$$

Зі зміною реактивності в атомному енергетичному реакторі відбувається процес порушення нейтронної рівноваги.

Рівняння реактора (без урахування  $t^\circ C$ ) може бути представлено у вигляді двох залежностей:

$$\begin{cases} \frac{dn}{dt} = \frac{\delta_k - \beta}{\ell^*} n + \sum_{i=1}^6 \lambda_i C_i; \\ \frac{dC_i}{dt} = \frac{\beta_i n}{\ell^*} - \lambda_i C_i. \end{cases} \quad (2.11)$$

де  $n$  – щільність нейтронного потоку;

$\delta_k$  – реактивність при лінійному переміщенні стержнів;

$\beta_i$  – частка запізнілих нейтронів  $i$ -ї групи;

$\beta$  – сумарна частка запізнілих нейтронів;

$\frac{1}{\lambda_i}$  – час життя запізнілих нейтронів  $i$ -ї групи;

$\lambda_i$  – постійні розпади, осколків запізнілих нейтронів;

$C_i$  – концентрація носіїв запізнілих нейтронів  $i$ -ї групи;

$\ell^*$  – середнє ефективне час життя нейтронів.

Сумарна частка запізнілих нейтронів може бути представлена у вигляді суми часткою запізнілих нейтронів  $i$ -ї групи:

$$\beta = \sum_{i=1}^6 \beta_i. \quad (2.12)$$

Рівняння (2.8) є нелінійними, тому проводимо їх лінеаризацію, попередньо правівши їх до вигляду:

$$\begin{cases} \frac{dn}{dt} = \frac{\delta_k}{\ell^*} n - \sum_{i=1}^6 \frac{dC_i}{dt}; \\ \frac{dC_i}{dt} = \frac{\beta_i}{\ell^*} n - \lambda_i C_i. \end{cases} \quad (2.13)$$

Нехай:

$$\begin{cases} n = n_0 + n_\varepsilon; \\ C_i = C_{i0} + C_{i\varepsilon}; \\ \delta_k = 0 + \delta_{k\varepsilon}. \end{cases} \quad (2.14)$$

де  $n_0, C_{i0}, 0$  – сталє значення змінних,

$n_\varepsilon, C_{i\varepsilon}, \delta_{k\varepsilon}$  – малі відхилення.

Після підстановки отримали наступний вираз:

$$\begin{cases} \frac{dn_\varepsilon}{dt} = \frac{n_0}{\ell^*} \delta_{k\varepsilon} - \sum_{i=1}^6 \frac{dC_{i\varepsilon}}{dt}; \\ \frac{dC_{i\varepsilon}}{dt} = \frac{\beta_i}{\ell^*} n_\varepsilon - \lambda_i C_{i\varepsilon}. \end{cases} \quad (2.15)$$

Рівняння (2.12) є лінійними диференціальними рівняннями з постійними коефіцієнтами. Застосуємо до них перетворення Лапласа:

$$\begin{cases} sN_\varepsilon(s) = \frac{n_0}{\ell^*} \Delta_{k\varepsilon}(s) - s \sum_{i=1}^6 C_{i\varepsilon}(s); \\ sC_{i\varepsilon}(s) = \frac{\beta_i}{\ell^*} N_\varepsilon(s) - \lambda_i C_{i\varepsilon}(s). \end{cases} \quad (2.16)$$

Звідки:

$$W_P(s) = \frac{N_\varepsilon(s)}{\Delta_{k\varepsilon}(s)} = \frac{1}{s[1 + \sum_{i=1}^6 \frac{\beta_i}{\lambda_i \ell^*}]} * \frac{n_0}{\ell^*} = \frac{1}{s[1 + \sum_{i=1}^6 \frac{K_i}{T_i s + 1}]} * \frac{n_0}{\ell^*}.$$

Після перетворення виразу і обчислення коренів характеристичного рівняння, остаточний вираз для передавальної функції атомного реактора набуде вигляду:

$$W_P(s) = \frac{(T_1 s + 1)(T_2 s + 1)(T_3 s + 1)(T_4 s + 1)(T_5 s + 1)(T_6 s + 1)}{s(T'_1 s + 1)(T'_2 s + 1)(T'_3 s + 1)(T'_4 s + 1)(T'_5 s + 1)(T'_6 s + 1)} * \frac{\rho' n_0}{\ell^*};$$

$$\rho' = \frac{T'_1 T'_2 T'_3 T'_4 T'_5 T'_6}{T_1 T_2 T_3 T_4 T_5 T_6}.$$

Для забезпечення стійкості САК ЯР використаємо корегувальний пристрій, який складається із тахогенератора, редуктора і чотирьохполюсника.

Передавальна функція редуктора має вигляд:

$$W_1(s) = \frac{M(s)}{x(s)} = i_{\text{ТГ}}. \quad (2.17)$$

Де  $M(s)$  – кут повороту тахогенератора;

$x(s)$  – переміщення регулюючого стрижня

Передавальна функція регулюючого стрижня:

$$W_2(s) = \frac{U_{\text{ТГ}}}{M(s)} = k_{\text{ТГ}}. \quad (2.18)$$

Передавальна функція чотирьохполюсника має вигляд:

$$W_3(s) = \frac{U_c(s)}{U_{\text{ТГ}}(s)} = \frac{T_c s}{T_c s + 1}. \quad (2.19)$$

Теплообмін між активною зоною реактора і воднем наближено описується рівнянням:

$$\dot{T} = \frac{Q}{M} - a\alpha_2 T. \quad (2.20)$$

де  $T$  – середня температура активної зони,

$M$  – ефективний запас реактивності в активній зоні

$a$  – коефіцієнт теплопередачі.

### 2.3 Формування структурної та функціональної схеми системи

Схема складається з двох контурів: внутрішнього, утвореного приводом, тахогенератором і коригуючим пристроєм, і зовнішнього, що складається з замкнутого внутрішнього контуру, атомного реактора, іонізаційної камери і порівняльного пристрою.

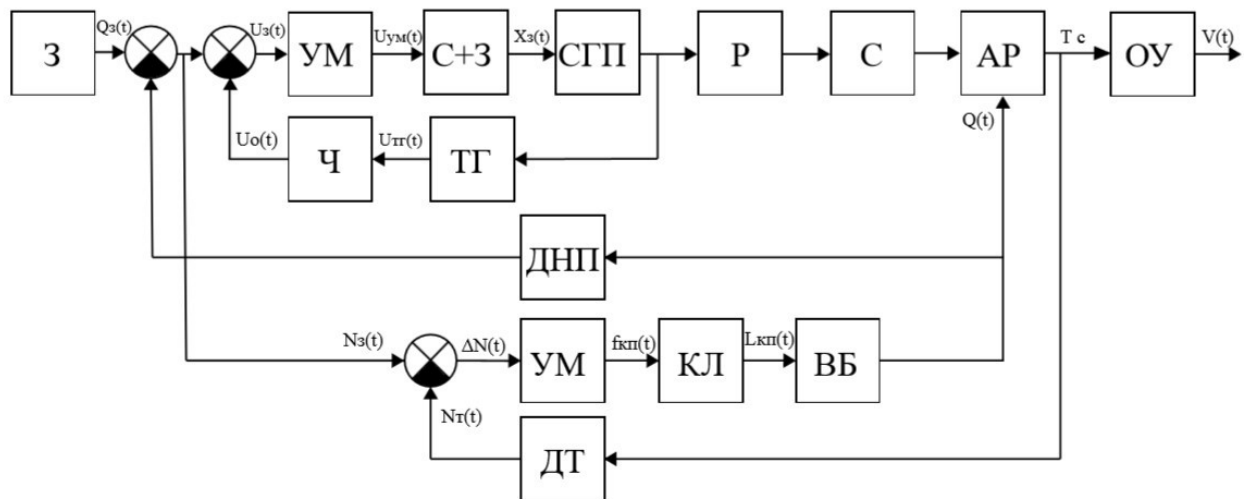


Рисунок 2.2 – Функціональна схема САУ атомного двигуна

На Рисунку 2.2 прийнято наступні позначення:

З – задаючий пристрій;

УМ – підсилювач потужності;

С+З – соленоїд та золотник;

СГП – силовий гідропривід;

Р – редуктор;

С – регулюючий стрижень;

ТГ – тахогенератор;

Ч – чотирьохполюсник;

ДНП – датчик нейтронного потоку;

ВБ – бак з воднем;



ДТ – датчик температури;  
 АР – атомний реактор;  
 ОУ – об'єкт управління;  
 КЛ – регулюючий клапан.

2.4 Формування структурної схеми, передавальних функцій об'єкта автоматичного управління по керуючому і впливів, що обурюють.

Побудуємо структурну схему системи управління літаком з атомним реактивним двигуном (рис. 2.3), із зазначеними передавальними функціями, що входять в неї, а також елементами і процесами, що відбуваються в системі.

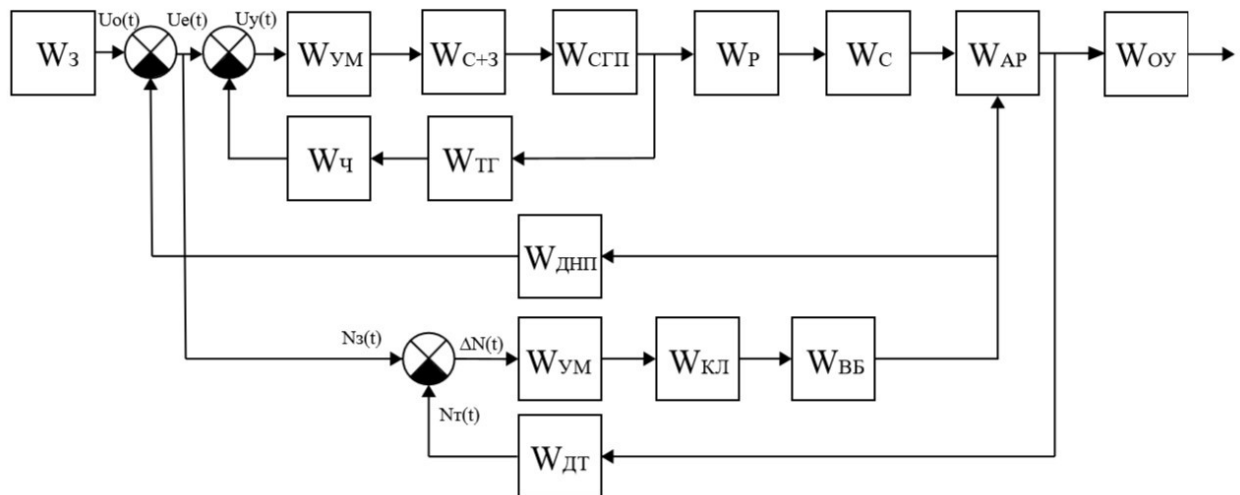


Рисунок 2.3 – Структурна схема САУ атомного двигуна

На рис. 2.3 прийняті наступні позначення:

- $W_3(s)$  – передавальна функція заданого пристрою;
- $W_{ум}(s)$  – передавальна функція підсилювача потужності;
- $W_{с+з}(s)$  – передавальна функція соленоїду + золотника;
- $W_{гп}(s)$  – передавальна функція гідроприводу;
- $W_p(s)$  – передавальна функція редуктора;
- $W_c(s)$  – передавальна функція стрижня;
- $W_{дпп}(s)$  – передавальна функція датчика нейтронного потоку;
- $W_{вб}(s)$  – передавальна функція водневого баку;
- $W_{кл}(s)$  – передавальна функція клапана;
- $W_{ап}(s)$  – передавальна функція реактора;
- $W_{оу}(s)$  – передавальна об'єкта управління;

$W_{дт}(s)$  – передавальна функція датчика температури;

Нехай задатчик являє собою потенціометричний перетворювач, вихідний сигнал якого пропорційний потужності реактора. Тоді:

$$W_1(s) = \frac{U_\varepsilon(s)}{N_\varepsilon(s)} = K_{зад} = 100.$$

Передавальна функція підсилювача потужності:

$$W_{ум}(s) = \frac{U_f(s)}{U_y(s)} = K_{ум} = 0.25. \quad (2.21)$$

З виходу підсилювача сигнал надходить на диференціальні обмотки соленоїда. Залежно від полярності якір переміщається або вліво, або вправо. Якір пов'язаний з золотником, який, переміщаючись, розподіляє тиск в трубопроводі силового циліндра.

Передавальна функція соленоїд + золотник:

$$W_{с+з}(s) = \frac{X_3(s)}{U_f(s)} = \frac{K_3}{T_3^2 s^2 + 2\xi_3 T_3 s + 1} = \frac{1}{0.225s^2 + 12s + 1}, \quad (2.22)$$

$$T_3 = T_M; \quad \xi_3 = \frac{T_k}{2T_M}.$$

де  $\xi_3$  – коефіцієнт загасання золотник + соленоїд.

Передавальна функція об'єкта управління:

$$W_{оу}(s) = \frac{n_{11}}{s+np} = \frac{0,048}{s+0,02}. \quad (2.21)$$

Передавальна функція гідроприводу:

$$\begin{cases} q_1 = \mu b x_3 \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_0 - p_1)} \\ q_2 = \mu b x_3 \sqrt{\frac{2}{\rho} p_2} \end{cases}$$

Де  $q$  – витрата масла, що протікає через ліве і праве плече отворів золотника при переміщенні;

$\mu$  – коефіцієнт витрати масла;

$b$  – ширина щілини золотника;

$\rho$  – щільність масла;

$p_0$  – тиск масла на виході насоса;

$p_{1,2}$  – тиск масла в лівій і правій порожнини циліндра.

$$\begin{cases} q_1 = F \frac{dx}{dt} + V_1 \beta \frac{dp_1}{dt} \\ q_2 = F \frac{dx}{dt} - V_2 \beta \frac{dp_2}{dt} \\ m \frac{d^2 x}{dt^2} = F(P_1 - P_2) \end{cases}$$

де  $m$  – маса поршня зі стрижнями;

$F$  – площа поршня;

$V_{1,2}$  – початкові обсяги;

$\beta$  – об’ємний коефіцієнт стиснення;

$\frac{dx}{dt}$  – швидкість переміщення поршня;

$x$  – переміщення поршня силового циліндра.

З метою лінеаризації отриманих рівнянь прийmemo

$$\begin{cases} P_1 = P_{10} + \Delta P_1 \\ P_2 = P_{20} + \Delta P_2 \\ x_3 = x_{30} + \Delta x_3 \\ x = x_0 + \Delta x \end{cases}$$

В результаті отримаємо:

$$\Delta q_1 = \mu b \Delta x_3 \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_1 - p_0)} - \mu b x_{30} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \frac{\Delta P_1}{2\sqrt{P_0 - P_{10}}}$$

$$\Delta q_1 = \mu b \Delta x_3 \sqrt{\frac{2}{\rho} p_{20}} + \mu b x_{30} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \frac{\Delta P_2}{2\sqrt{P_0 - P_{10}}}$$

$$\begin{cases} \Delta q_1 = F \frac{d\Delta x}{dt} + V_1 \beta \frac{d\Delta p_1}{dt} \\ \Delta q_2 = F \frac{d\Delta x}{dt} - V_2 \beta \frac{d\Delta p_2}{dt} \\ m \frac{d^2 \Delta x}{dt^2} = F(\Delta P_1 - \Delta P_2) \end{cases}$$

$$\frac{mV\beta}{F} \cdot \frac{\mu b x_{30}}{F} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \frac{d^2 \Delta x}{dt^2} + 2F\sqrt{2P_0} \cdot \frac{d\Delta x}{dt} = 2\mu b P_0 \sqrt{\frac{2}{\rho}} \Delta x_3$$

$$V_{10} = V_{20} = V_0$$

Тоді передавальна функція сервоприводу (гідроприводу):

$$W_{\Gamma\Pi}(s) = \frac{\dot{X}(s)}{\dot{X}_3(s)} = \frac{K_{\Gamma}}{T_{\Gamma}^2 s^2 + 2\xi_{\Gamma} T_{\Gamma} s + 1} = \frac{10}{0.0225s^2 + 0.15s + 1} \quad (2.24)$$

де  $\xi_{\Gamma}$  – коефіцієнт загасання гідравліки.

Передавальна функція редуктора:

$$W_p(s) = \frac{I(s)}{\dot{X}(s)} = K_p = 0.1. \quad (2.25)$$

Припустимо, що між переміщенням регулюючого  $l(t)$  стрижня і реактивністю  $\delta_k(t)$  існує реактивна зв'язок.

$$\delta_k(t) = k_c l(t)$$

Тоді передавальна функція стрижня матиме вигляд:

$$W_c(s) = \frac{\Delta k(s)}{L(s)} = K_c = 1. \quad (2.26)$$

Реактивність – ступінь розмноження нейтронів, що залежить від положення стрижня.

Зі зміною реактивності в ядерному реакторі відбувається процес порушення електронної рівноваги.

$$\begin{cases} \frac{dn}{dt} = \frac{\delta_k - \beta}{\tau} n + \sum_{i=1}^6 \lambda_i C_i \\ \frac{dC_i}{dt} = \frac{\beta_i n}{\tau} - \lambda_i C_i \end{cases}$$

де  $\delta_k$  – реактивність при лінійному переміщенні стержня;

$\beta_i$  – частка запізнених нейтронів;

$\lambda_i$  – постійна розпаду осколків запізнених нейтронів;

$\frac{1}{\lambda_i}$  – час життя запізнених нейтронів;

$c_i$  – концентрація носіїв запізнених нейтронів;

$\tau$  – час життя нейтрона.

Рівняння нелінійні, отже, необхідно провести їх лінеаризацію.

$$\begin{cases} n = n_0 + n_\varepsilon \\ C_i = C_{i0} + C_{i\varepsilon} \\ \delta_k = \delta_{k0} + \delta_{k\varepsilon} \end{cases}$$

Після підстановки отримаємо:

$$\begin{cases} \frac{dn_\varepsilon}{dt} = \frac{n_0}{\tau} \beta_{k\varepsilon} - \sum_{i=1}^6 \frac{dC_{i\varepsilon}}{dt} \\ \frac{dC_{i\varepsilon}}{dt} = \frac{\beta_i}{\tau} n_\varepsilon - \lambda_i C_{i\varepsilon} \end{cases}$$

Отримали лінійні диференціальні рівняння з постійним коефіцієнтом. Застосуємо перетворення Лапласа:

$$\begin{aligned} n_\varepsilon(t) &\div N_\varepsilon(s) \\ C_{i\varepsilon}(t) &\div C_{i\varepsilon}(s) \\ \delta_{k\varepsilon}(t) &\div \Delta_{k\varepsilon}(s) \end{aligned}$$

$$\begin{cases} sN_\varepsilon(s) = \frac{n_0}{\tau} \Delta_{k\varepsilon}(s) - \sum_{i=1}^6 C_{i\varepsilon}(s) \\ sC_{i\varepsilon}(s) = \frac{\beta_i}{\tau} N_\varepsilon(s) - \lambda_i C_{i\varepsilon}(s) \end{cases}$$

Передавальна функція реактора за регульованої потужності:

$$W_{\text{яп}}(s) = \frac{N_\varepsilon(s)}{\Delta_{k\varepsilon}} = \frac{I}{s \left[ I + \sum_{i=1}^6 \frac{\beta_i / \lambda_i \tau}{s + I} \right]} \cdot \frac{n_0}{\tau}$$

Позначимо  $T_i = \frac{1}{\lambda_i}$ ,  $K_i = \frac{\beta_i}{\lambda_i \tau}$ , тоді передавальна функція реактора набуде вигляду:

$$W_{\text{яп}}(s) = \frac{N_\varepsilon(s)}{\Delta_{k\varepsilon}} = \frac{I}{s \left[ I + \sum_{i=1}^6 \frac{K_i}{T_i s + I} \right]} \cdot \frac{n_0}{\tau}$$

Передавальна функція реактора:

$$W_{\text{ар}}(s) = \frac{N(s)}{\Delta k(s)} = \frac{K_{0y}}{T_{0y}s + 1} = \frac{4.4}{20s + 1}. \quad (2.27)$$

Передавальна функція регулюючого клапана:

$$W_p(s) = \frac{X(s)}{U(s)} = \frac{K}{ms*s + k_y s + k_y} = \frac{k}{T_1 s + T_2 s + 1}. \quad (2.28)$$

Передавальна функція датчика температури:

$$K = \frac{U_{\text{вих}}(s)}{T(s)} = \frac{5}{2000} = \frac{1}{400}$$

Передавальна функція іонізаційної камери:

$$W_{\text{ік}}(s) = \frac{U_{\text{ік}}(s)}{n(s)} = K_{\text{ік}} = 1. \quad (2.29)$$

Передавальна функція механічної передачі:

$$W_{\text{п}}(t) = \frac{L(s)}{x(s)} = K_p. \quad (2.30)$$

де  $K_p$  – коефіцієнт, зворотний передавальному відношенню механічної передачі.

Для забезпечення стійкості системи керування атомним реактором застосовано коригуючий пристрій, що складається з тахогенератора і чотириполюсника.

Передавальна функція тахогенератора:

$$W_{\text{ТГ}}(s) = \frac{U_{\text{ТГ}}(s)}{X(s)} = K_{\text{ТГ}} i_{\text{ТГ}}; \quad (2.31)$$

де  $K_{\text{ТГ}}$  – крутизна характеристики тахогенератора;

$i_{\text{ТГ}}$  – передаточне відношення редуктора тахогенератора.

Передавальна функція чотириполюсника:

$$W_{\text{ч}}(s) = \frac{U_{\text{с}}(s)}{U_{\text{ТГ}}(s)} = \frac{T_{\text{с}}s}{T_{\text{с}}s+1} = \frac{0,01s}{0,01s+1}; \quad (2.32)$$

де  $T_{\text{с}}$  – постійна часу чотириполюсника.

Виходячи з передавальних функцій всіх блоків системи, передавальна функція розімкнутої системи по керуючому впливу матиме вигляд:

$$\begin{aligned} W_u(s) &= \frac{\Delta k(s)}{N_{\varepsilon}(s)} = \frac{K_{\text{зад}}K_{\text{ум}}K_3K_{\Gamma}K_pK_c}{(T_3^2s^2 + 2\xi_3T_3s + 1)(T_{\Gamma}^2s^2 + 2\xi_{\Gamma}T_{\Gamma}s + 1)} = \\ &= \frac{25}{(0,225s^2 + 12s + 1)(0,0225s^2 + 0,15s + 1)}. \end{aligned} \quad (2.33)$$

Передавальна функція розімкнутої системи по збурюючому впливу:

$$W_f(s) = \frac{\Delta k(s)}{X_f(s)} = \frac{K_2K_pK_c}{T_z^2s^2 + 2T_zs + 1} = \frac{0,2}{0,0225s^2 + 0,15s + 1}. \quad (2.34)$$

Передавальна функція по керуванню для замкнутого контуру описується формулою:

$$\begin{aligned} \Phi_{\text{увнутр}}(s) &= \frac{\dot{x}(s)}{U_{\varepsilon}(s)} = \frac{W_{\text{ум}}(s) \cdot W_{\text{с+з}}(s) \cdot W_{\text{ГП}}(s)}{1 + W_{\text{ч}}(s) \cdot W_{\text{ТГ}}(s) \cdot W_{\text{ум}}(s) \cdot W_{\text{с+з}}(s) \cdot W_{\text{ГП}}(s)} = \\ &= \frac{2,5}{0,1s + (0,01s + 1)(0,22s^2 + 12s + 1)(0,0225s^2 + 0,15s + 1)} \end{aligned} \quad (2.35)$$

$$\begin{aligned} \Phi_u(s) &= \frac{\Delta k(s)}{U_0(s)} = \\ &= \frac{W_3(s) \cdot \Phi_{\text{увнутр}}(s) \cdot W_p(s) \cdot W_c(s)}{1 + W_{\text{ік}}(s) \cdot W_{\text{ввер}}(s) \cdot W_3(s) \cdot \Phi_{\text{увнутр}}(s) \cdot W_p(s) \cdot W_c(s)} = \\ &= \frac{25 \cdot (20s + 1)}{(20s + 1)(0,01s + 1)(0,22s^2 + 12s + 1)(0,0225s^2 + 0,15s + 1) + 110}. \end{aligned} \quad (2.35)$$

Передавальна функція системи по збурюючому впливу:

$$\Phi_{f_{\text{внутр}}}(s) = \frac{\dot{x}(s)}{X_f(s)} = \frac{W_{f_{\text{внутр}}}(s)}{1 + W_{\text{ч}}(s) \cdot W_{\text{тр}}(s) \cdot W_{\text{ум}}(s) \cdot W_{\text{с+з}}(s) \cdot W_{\text{гп}}(s)} =$$

$$= \frac{2 \cdot (0,01s + 1) \cdot (0,22s^2 + 12s + 1)}{(0,01s + 1)(0,22s^2 + 12s + 1)(0,0225s^2 + 0,15s + 1) + 0,025s} \quad (2.36)$$

$$\Phi_f(s) = \frac{\Delta k(s)}{X_f(s)} = \frac{W_f(s)}{1 + W_{\text{ік}}(s) \cdot W_{\text{ввер}}(s) \cdot W_3(s) \cdot \Phi_{f_{\text{внутр}}}(s) \cdot W_{\text{р}}(s) \cdot W_{\text{с}}(s)} =$$

$$= \frac{0,2}{(0,0225s^2 + 0,15s + 1)} \cdot \frac{(20s + 1) \cdot ((0,01s + 1) \cdot (0,22s^2 + 12s + 1) \cdot (0,0225s^2 + 0,15s + 1) + 0,025s)}{(20s + 1) \cdot ((0,01s + 1) \cdot (0,22s^2 + 12s + 1) \cdot (0,0225s^2 + 0,15s + 1) + 0,025s) + 0,88(0,1s + 1)(0,0225s^2 + 0,15s + 1)} \quad (2.37)$$

Передавальна функція системи по помилці від керуючого впливу:

$$\Phi_u^e(s) = \frac{e(s)}{U_e(s)} = \frac{1}{1 + W_{\text{ік}}(s) \cdot W_{\text{ввер}}(s) \cdot W_3(s) \cdot \Phi_{\text{увнутр}}(s) \cdot W_{\text{р}}(s) \cdot W_{\text{с}}(s)} =$$

$$= \frac{(20s + 1) \cdot (0,1s + (0,01s + 1)) \cdot (0,22s^2 + 12s + 1) \cdot (0,0225s^2 + 0,15s + 1)}{(20s + 1) \cdot (0,1s + (0,01s + 1)) \cdot (0,22s^2 + 12s + 1) \cdot (0,0225s^2 + 0,15s + 1) + 110} \quad (2.38)$$

Передавальна функція і системи по помилці від збурюючого впливу:

$$\Phi_f^e(s) = \frac{e(s)}{X_f(s)} = - \frac{W_f(s)}{1 + W_{\text{ік}}(s) \cdot W_{\text{ввер}}(s) \cdot W_3(s) \cdot \Phi_{\text{увнутр}}(s) \cdot W_{\text{р}}(s) \cdot W_{\text{с}}(s)} =$$

$$= - \frac{0,2 \cdot (20s + 1) \cdot (0,1s + (0,01s + 1)) \cdot (0,22s^2 + 12s + 1) \cdot (0,0225s^2 + 0,15s + 1)}{(20s + 1) \cdot (0,1s + (0,01s + 1)) \cdot (0,22s^2 + 12s + 1) \cdot (0,0225s^2 + 0,15s + 1) + 110} \quad (2.39)$$

Далі розглянемо особливості вироблення теплової енергії реактивним блоком.

$$Q = kgnv$$

де  $g$  – реактивність при лінійному переміщенні стержня;

$n$  – частка запізнілих нейтронів;

$v$  – постійна розпаду осколків запізнілих нейтронів.

З виразу випливає, що енергія, яка виділяється в активній зоні реактора, пропорційна щільності нейтронного потоку. Таким чином, для контролю і спрощення потужності реактора необхідно контролювати щільність потоку нейтронів або теплову потужність реактора. При цьому основним обладнанням є сам реактор, головний циркулюючий насос, турбіна, генератори.

Схема моделювання об'єкту управління в системі MATLAB представлена на рис. 2.4.

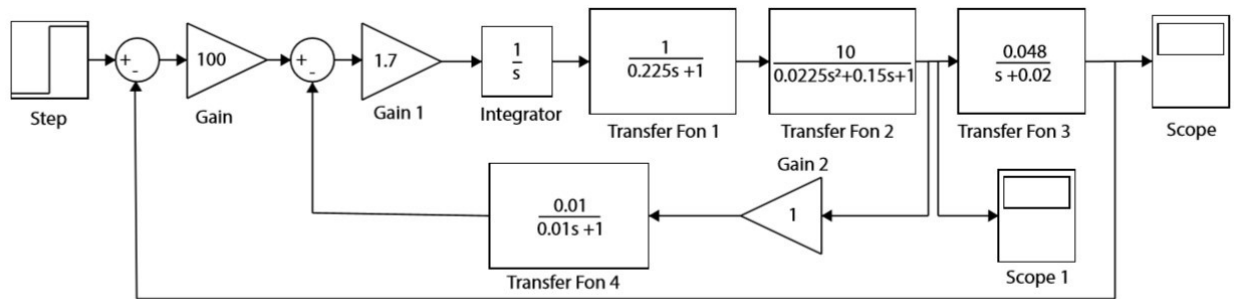


Рисунок 2.4 – Схема моделювання об'єкту управління в системі MATLAB

Графік перехідного процесу розімкненої системи представлений на рис. 2.5.

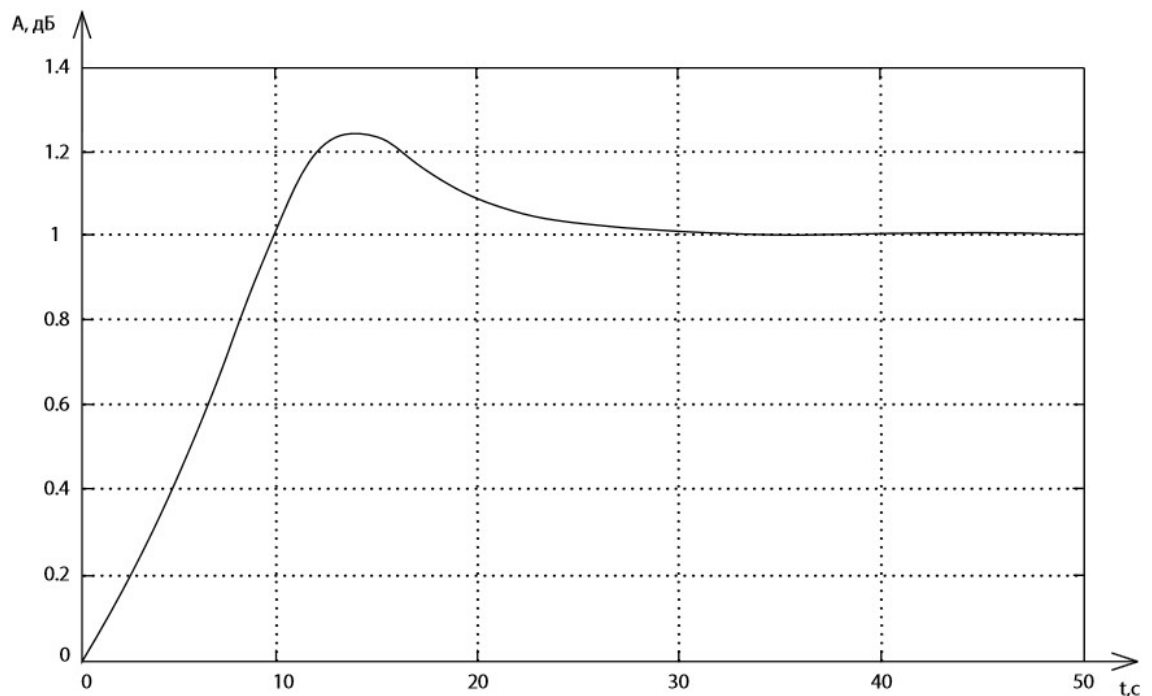


Рисунок 2.5 – Графік перехідного процесу нескоригованої системи

Показники якості системи:

$$\varepsilon_{уст} = U_{max} - U_{уст} = 1.023 - 1 = 0.023 \text{ В};$$

$$t_{пп} = 35 \text{ с};$$

$$L_3 = 45 \text{ дБ};$$

$$\varphi_3 = 40 \text{ град.}$$

$$\sigma = 23\%.$$

Ця система має великий час перехідного процесу та велике перерегулювання, що не задовольняє умовам заданим в технічному завданні ( $t_{пп}=10-20\text{с}$ ,  $\varepsilon > 5\%$ ,  $\sigma > 10\%$ ,  $\varphi_3 \leq 50$  град,  $L_3 \leq 30$  дБ).



## 2.5 Визначення коефіцієнта передачі коригувального елемента з умови забезпечення заданої точності СУ

Для знаходження коефіцієнта регулятора, треба записати передавальну функцію через швидкісну помилку по керуванню:

$$\lim_{s \rightarrow 0} (\Phi_{\text{eu}}(s) * \frac{U_3 * s}{s^2}) \leq \varepsilon_{\text{доп}};$$

$$\lim_{s \rightarrow 0} \left( \frac{0.25 \cdot K_p \cdot 1 \cdot (0.01 \cdot s + 1)}{s \cdot (0.225 \cdot s^2 + 12 \cdot s + 1) \cdot (0.0225 \cdot s^2 + 0.15 \cdot s + 1) \cdot (0.01 \cdot s + 1) + 0.25 \cdot K_{\text{тр}} + 1} \right) \leq 0,05.$$

Тоді

$$\frac{0.25 \cdot K_{\text{тр}}}{0.25 \cdot K_{\text{тр}} + 1} \leq 0,05;$$

$$k_{\text{тр}} = 76;$$

$$k_{\text{рег}} = 19.$$

## 2.6 Синтез коригувального пристрою методом ЛАЧХ

Аналізуючи показники якості, можна сказати, що система не задовольняє заданим показникам якості, а значить, система вимагає корекції. Вибираємо синтез коригуючого пристрою за допомогою ЛАЧХ.

Щоб побудувати ЛАЧХ наявної системи – необхідно визначити частоту сполучення і точку перетину першої асимптоти з віссю ординат:

$$20 \lg(K_u) = 20 \lg(8,36) = 18,44;$$

$$\lg \omega_1 = \lg\left(\frac{1}{T_1}\right) = \lg\left(\frac{1}{0,021}\right) = 1,66.$$

Побудований графік наявної ЛАЧХ зображено на рис. 2.6.

Визначимо характерні точки для побудови ЛАЧХ:

$$\lg \omega_1 = \lg\left(\frac{1}{T_1}\right) = \lg\left(\frac{1}{0,021}\right) = 1,66;$$

$$\lg \omega_2 = \lg\left(\frac{1}{T_2}\right) = \lg\left(\frac{1}{0,43}\right) = 0,36;$$

$$\lg \omega_3 = \lg\left(\frac{1}{T_3}\right) = \lg\left(\frac{1}{0,165}\right) = 0,78.$$

$$\lg \omega_4 = \lg\left(\frac{1}{T_4}\right) = \lg\left(\frac{1}{20}\right) = -1,3.$$

Бажану ЛАЧХ будують по ділянках, на підставі вимог до показників якості перехідного процесу і запасам стійкості.

Великий вплив на динаміку надає форма бажаної ЛАЧХ в районі частоти зрізу. Звідси весь діапазон характеристики ділиться на три частини: ділянку низьких частот, ділянку середніх частот та ділянку високих частот.

Середньо-частотна ділянка обмежується умовою необхідного запасу по модулю і по фазі та сполучається з низькочастотним за допомогою прямої лінії, проведеної під нахилом, який відрізняється від нахилу середньо-частотної ділянки на 20 дБ/дек. Після цього перевіряють дійсний запас по фазі для бажаної ЛАЧХ на ділянці сполучення.

Бажану ЛАЧХ будують у співвідношенні:  $L_{\text{ж}}(\omega) = L_{\text{пер}}(\omega) + L_{\text{расп}}(\omega)$ .

Графік бажаної ЛАЧХ наведено на рис. 2.6.

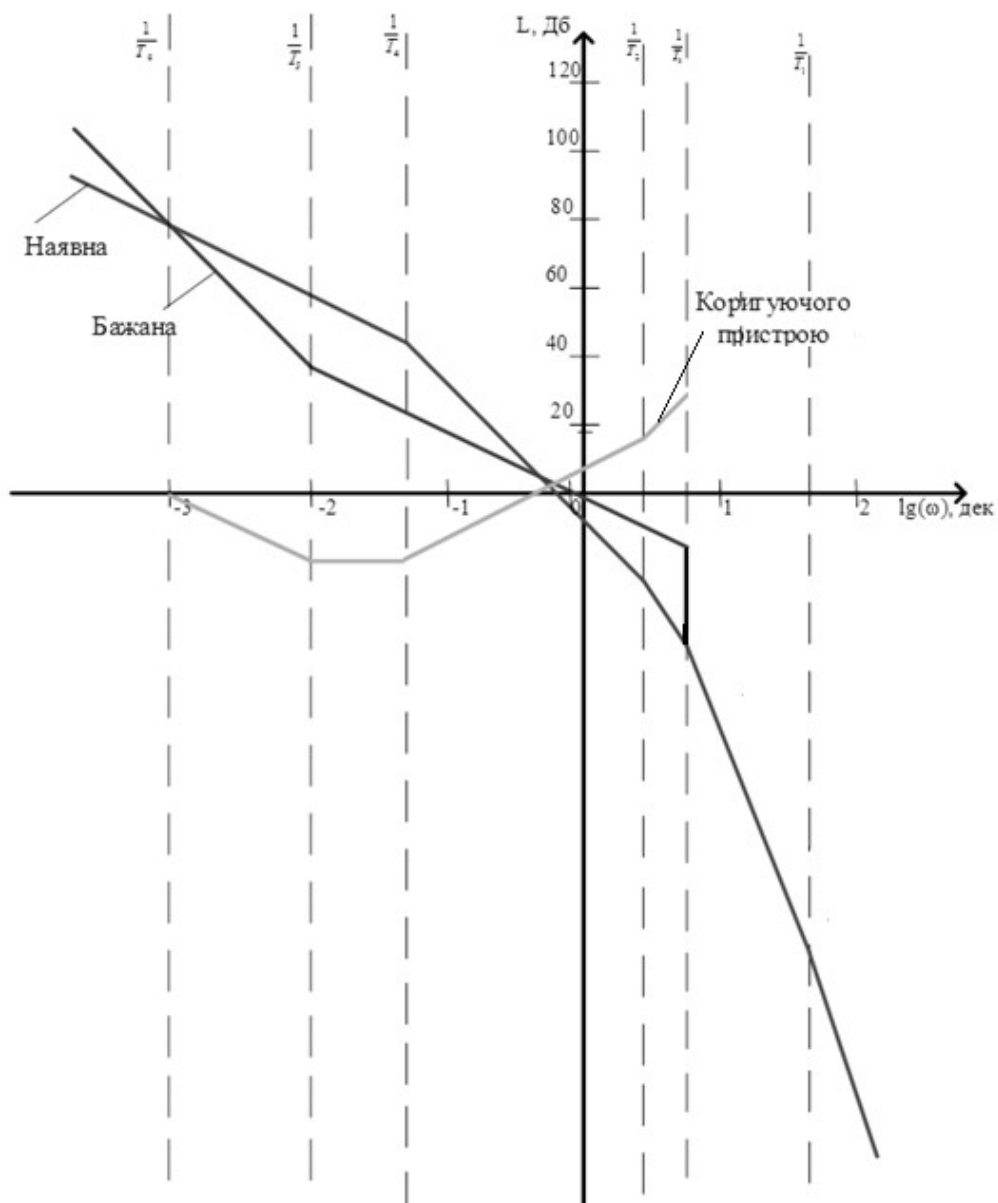


Рисунок 2.6 – Наявна бажана ЛАЧХ та ЛАЧХ коригуючого пристрою

Передавальна функція регулятора має вигляд:

$$W_p(s) = k_{\text{рег}} \cdot \frac{(T_5 \cdot s + 1) \cdot (T_4 \cdot s + 1) \cdot (T_2 \cdot s + 1)^2}{(T_6 \cdot s + 1) \cdot (T_3 \cdot s + 1)^3};$$

$$W_p(s) = \frac{U_\varepsilon(s)}{N_\varepsilon(s)} = 19 \cdot \frac{(100s + 1)(20s + 1) (0,165s + 1)^2}{(1000s + 1) (0,165s + 1)^3}$$

Графік перехідного процесу скоригованої замкнутої системи представлений на рис. 2.7.

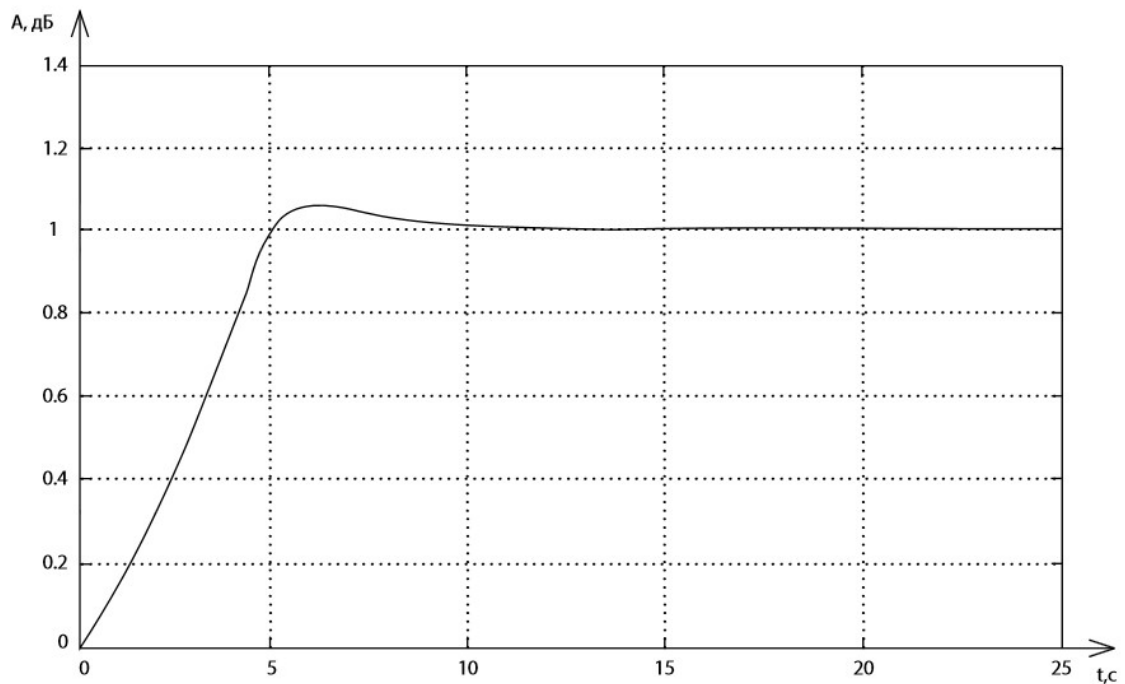


Рисунок 2.7 – Графік перехідного процесу скоригованої системи

Показники якості системи

$$\varepsilon_{\text{уст}} = 0 \text{ В};$$

$$t_{\text{шп}} = 13 \text{ с};$$

$$L_3 = 32 \text{ дБ};$$

$$\varphi_3 = 60 \text{ град.}$$

$$\sigma = 5\%.$$

Скоригована система відповідає заданим параметрам якості.

2.7 Дослідження і аналіз функціональних властивостей скоригованої системи

Отримана машинна модель скоригованої системи автоматичного управління в системі MATLAB представлена на рис. 2.8.

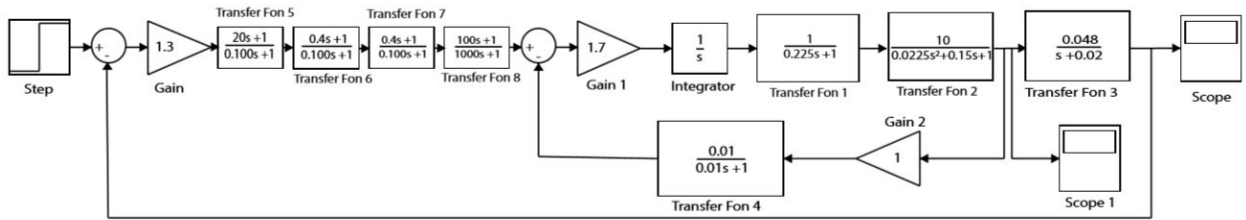


Рисунок 2.8 – Машинна модель скоригованої системи керування в системі MATLAB

Щоб визначити запаси стійкості по фазі і амплітуді побудовано ЛАЧХ і ЛФЧХ розімкнутої системи (рис. 2.9). Для визначення частоти пропускання, запізнювання по фазі побудовано ЛАЧХ і ЛФЧХ замкнутої системи (рис. 2.10).

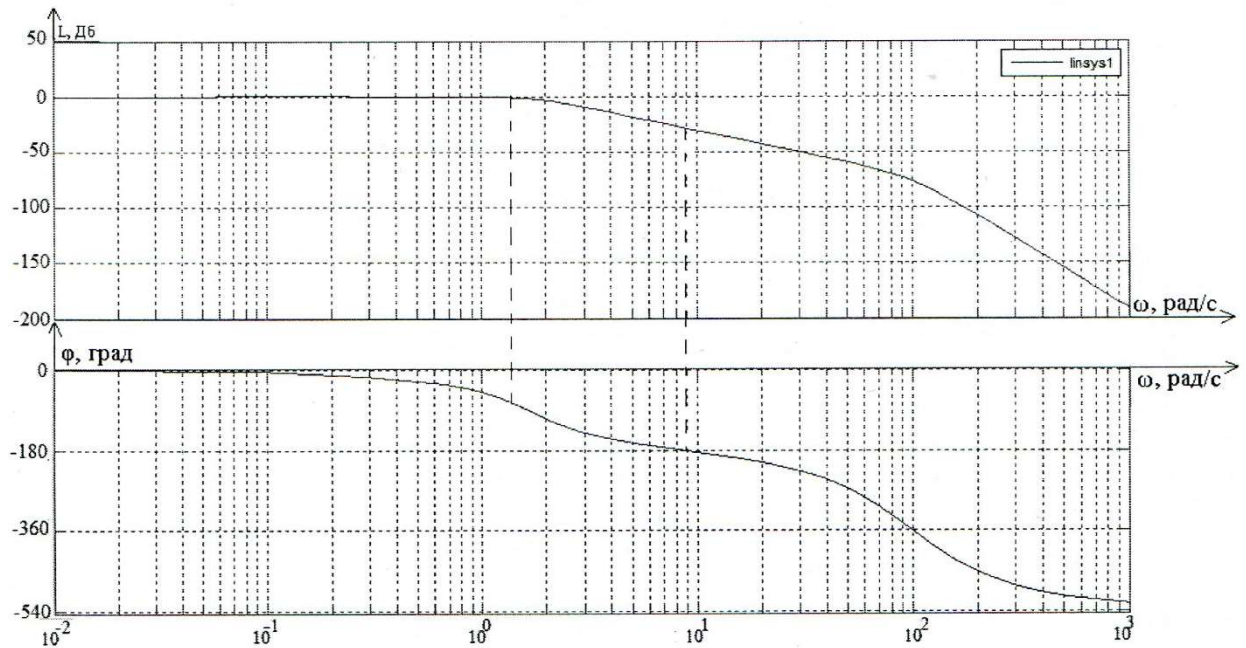


Рисунок 2.9 – Графіки ЛАЧХ і ЛФЧХ нескоригованої системи управління

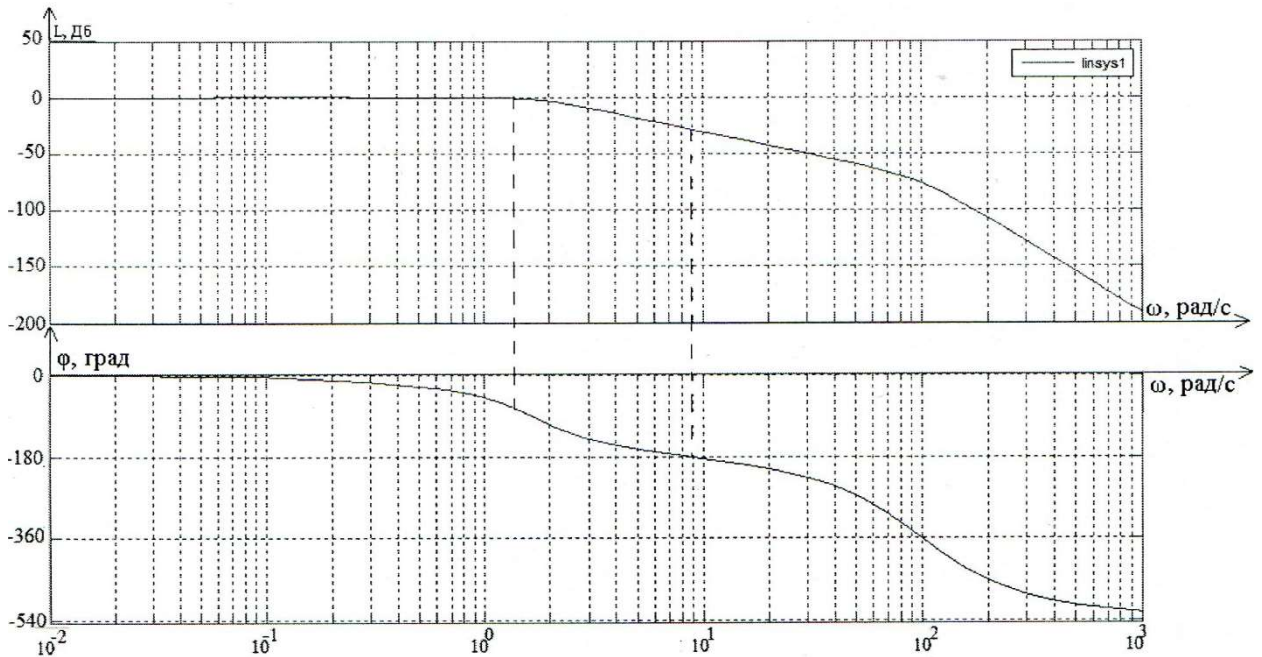


Рисунок 2.10 – Графіки ЛАЧХ і ЛФЧХ скоригованої системи управління  
Показники якості системи наведені в табл. 2.1.

Таблиця 2.1 – Показники якості системи

Показники якості	Нескоригована	Скоригована
Встановлена помилка, $\varepsilon_{уст}$ м/с	-	-
Перерегулювання, $\sigma\%$	23	5
Час перехідного процесу, $t_{nn}$ с	35	13
Запас по амплітуді, L дБ	45	32
Запас по фазі, $\varphi$ град	40	60
Смуга пропуску $\omega_m$ , рад/с	0	0

З отриманих показників якості випливає, що скоригована система управління задовольняє вимогам показників якості функціонування, зазначених в технічному завданні.

## 2.8 Висновки

В цьому розділі була отримана і описана лінеаризована модель об'єкта управління, сформовані функціональна і структурна схеми, визначено передаточні функції окремих елементів в системі управління по задавальному та збурюючому впливам. Був проведений динамічний

розрахунок системи позиціонування, синтезований регулятор з умови приведення показників якості у відповідності до вимог технічного завдання, отримані частотні характеристики, а також проведено моделювання системи в середовищі MATLAB.

### 3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

#### 3.1 Підготовка алгоритмів управління до реалізації на контролері

Керованим обчислювачем є мікроконтролер з програмою роботи, що реалізує закон управління, який розробляється. Для того, щоб поєднати мікроконтролер з системою управління необхідна плата з'єднання. Вона виробляє перетворення аналогового сигналу з датчиків системи в цифровий код і перетворення цифрового коду, відповідного керуючого впливу, в аналоговий сигнал управління на виконавчий механізм. Вхідною інформацією для керуючого обчислювача є сигнали з датчиків. Після аналізу алгоритмів управління видно, що вхідний інформацією для обчислювача керуючого є сигнали з датчиків.

На вхід мікроконтролера надходить три аналогових сигналу  $U_{ТГ}(t)$ ,  $U_{ДНП}(t)$  и  $U_{ДТ}(t)$ . Необхідно провести перетворення сигналу з аналогового вигляду в цифровий для подальшої обробки. Для цього використовується мікроконтролер із вбудованим АЦП. Крім того, АЦП здатний сприймати сигнал в діапазоні 0-5 В, тому треба на вхід АЦП поставити масштабується пристрій, який сформує відповідний сигнал малої напруги і позитивного знаку. Вхідний інформацією для МК є сигнал з датчика нейтронного потоку, датчика температури і тахогенератора. В шину управління встановити скидання в 0, задати значення для визначення, отримана інформація чи ні, для цього встановимо розряд в 1 якщо готовий, 0 - якщо не готовий. Далі інформація надходить в ОЗУ, де знаходиться поточна інформація. Виходячи із закону управління, який полягає в тому, щоб підтримувати постійну реактивну тягу на виході. Реактивна тяга є функцією нейтронного потоку, температури і швидкості переміщення стрижня. Формуючи закон управління витратою водню отримуємо:

$$U = k_N \cdot (N_3 - N_T) + k_t \cdot (t_3 - t_T) + k_v \cdot V.$$

де,  $k_N$  – коефіцієнт нейтронного потоку;

$N_3$  – задане значення нейтронного потоку;

$N_T$  – поточне значення нейтронного потоку;

$k_t$  – коефіцієнт температури;

$t_3$  – задане значення температури;

$t_T$  – поточне значення температури;  
 $k_v$  – коефіцієнт швидкості переміщення стрижня;  
 $V$  – швидкість переміщення стрижня;

У ПЗУ зберігатися задані значення коефіцієнтів нейтронного потоку, значення температури, швидкості переміщення стрижня. У ОЗУ надходять поточний значення нейтронного потоку, значення температури, швидкість переміщення стрижня.

На виході мікроконтролера формується один сигнал  $U_p(t)$ , який надходить на підсилювач потужності. Підсилювач потужності аналоговий пристрій, відповідно виникає необхідність перетворення керуючого цифрового сигналу в аналоговий вигляд. З цим завданням впорається цифро-аналоговий перетворювач (ЦАП). На виході ЦАП масштабувати пристрій не потрібно, оскільки підсилювач потужності призведе напругу до необхідного значення, але значення керуючого сигналу, який надходить на виконавчі органи може бути негативним, або позитивним, тому необхідний блок формування знаку вихідного сигналу.

На рис. 3.1 зображена функціональна схема обчислювача.

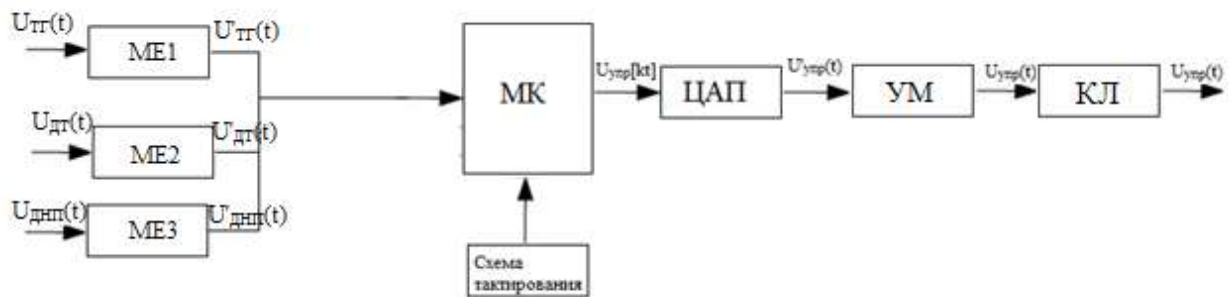


Рисунок 3.1 – Функціональна схема обчислювача

На схемі використані такі позначення:

МЕ1 – масштабуючий елемент 1;  
 МЕ2 – масштабуючий елемент 2;  
 МЕ3 – масштабуючий елемент 3;  
 КЛ – клапан;  
 УМ – підсилювач потужності;  
 МК – мікроконтролер;  
 ЦАП - цифро-аналоговий перетворювач;  
 $U_{ТГ}(t)$  – задавальний аналоговий сигнал з тахогенератора;



- $U_{\text{дт}}(t)$  – задавальний аналоговий сигнал з датчика температури;
- $U_{\text{днп}}(t)$  – задавальний аналоговий сигнал з датчика нейтронного потоку;
- $U'_{\text{тг}}(t)$  – масштабуючий аналогового задавального сигналу;
- $U'_{\text{дт}}(t)$  – масштабуючий аналоговий сигнал з датчика температури;
- $U'_{\text{днп}}(t)$  – масштабуючий аналоговий сигнал з датчика нейтронного потоку;
- $U_{\text{тг}}[kt]$  – дискретний сигнал с тахогенератора;
- $U_{\text{упр}}[kt]$  – дискретний керуючий сигнал;
- $U'_{\text{упр}}(t)$  – аналоговий сигнал, що управляє на виході ЦАП;
- $U_{\text{упр}}(t)$  – аналоговий сигнал, що управляє необхідного знака.

### 3.2 Вибір елементної бази та розробка принципової схеми обчислювача

Як апарат, який буде працювати в жорстких умовах експлуатації (транспорт, авіація, видобувні, хімічні та харчові галузі) був обраний мікроконтролер компанія Texas Instruments (TI) з високотемпературними (High Temperature – HT) компонентами, що мають діапазон робочих температур від  $-55$  до  $210$  ° С. Стандартним діапазоном робочих температур для високотемпературної продукції вважається  $-55 \dots 210$  ° С. При цьому гарантований термін експлуатації мікросхем становить не менше 1000 годин при температурі  $210$  ° С.

Мікроконтролери з інтегрованим високоточним АЦП є зручним рішенням для систем збору і обробки даних [19], [38]. Така схема відрізняється великою функціональною гнучкістю і точністю. Перевагою такого рішення, крім зменшення площі, займаної компонентами на друкованій платі, є поліпшення показників по енергоспоживанню, зниження ціни закінченою системи, спрощення процесу розробки.

З огляду на це було вибрано мікроконтролер ARM High Temp ARM7TDMI Flash MCU серії SM470R1B1MHKPS. Він виконаний на основі високопродуктивного 16/32-розрядного ядра ARM7TDMI, що характеризується високою продуктивністю виконання інструкцій і, при цьому, що підтримує високу ефективність коду. 16/32-розрядний RISC ЦПУ ARM7TDMI розглядає пам'ять як лінійний простір байт, нумерованих починаючи з 0. Мікроконтролер B1M містить наступні блоки: 16/32-розрядний RISC ЦПУ ARM7TDMI, системний модуль TMS470R1x (SYS) з розширеннями 470+, флеш-пам'ять розміром 1 Мбайт, статичне ОЗУ

розміром 64 кбайт, тактовий модуль з ФАПЧ, цифровий сторожовий таймер, аналоговий сторожовий таймер, модуль реально-часового переривання, модуль розширення переривань, модуль захисту пам'яті, модуль захисту інтерфейсу JTAG, 2 послідовних периферійних інтерфейсу SPI, 3 послідовних комунікаційних інтерфейсу SCI, 2 високоякісних CAN-контролера, 5 інтерфейсів I2C, 12-канальний 10-розрядний багатобуферний АЦП, високоякісний таймер з керуванням 12 лініями введення-виведення, передавач зовнішньої синхронізації (ЕСР), модуль розширення шини пам'яті, до 93 ліній введення-виведення.

В1М містить 10-розрядний багатобуферний АЦП з пристроєм вибірки-зберігання. Канали МБАПЦ можуть перетворюватися індивідуально або групуватися для почергового перетворення. Всього можна організувати три групи, дві з яких можуть запускатися по зовнішній події. Почергове перетворення може конфігуруватися як одноразове по кожній зовнішній події або як безперервне. Графічне зображення роботи АЦП зображено на рис. 3.4.

Графічне зображення вибраного мікроконтролера зображено на рис. 3.2

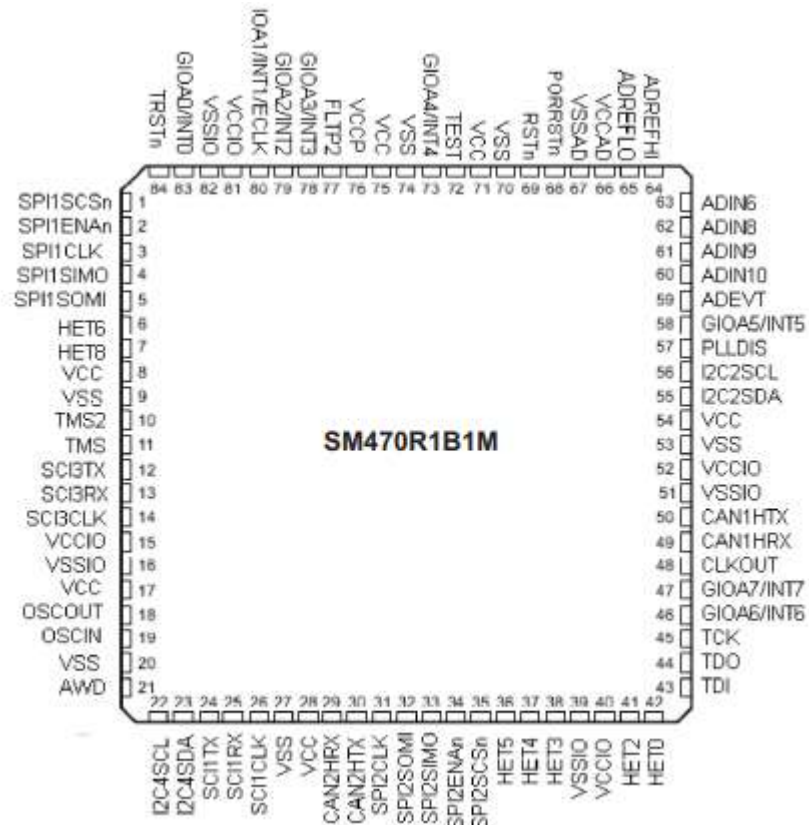


Рисунок 3.2 – Графічне зображення мікроконтролера SM470R1B1M  
Функціональна схема мікроконтролера зображена на рис. 3.3

### Основні характеристики SM470R1B1M:

1. Максимальна робоча температура: +220 ° C;
2. Мінімальна робоча температура: - 55 ° C;
3. Напруга харчування макс .: 2.05 В;
4. Напруга живлення хв .: 1.81 В;
5. Вхідна / вихідна напруга: 3.3 В;
6. Розширення АЦП: 10 біт;
7. Кількість каналів АЦП: 12 каналів;
8. Кількість входів / виходів: 47 I / O;
9. Максимальна тактова частота: 60 МГц;
- 10.Ширина шини даних: 32 біт / 16 біт;
- 11.Розмір програмної пам'яті: 1 МВ;
- 12.Розмір ОЗУ даних: 64 кВ;

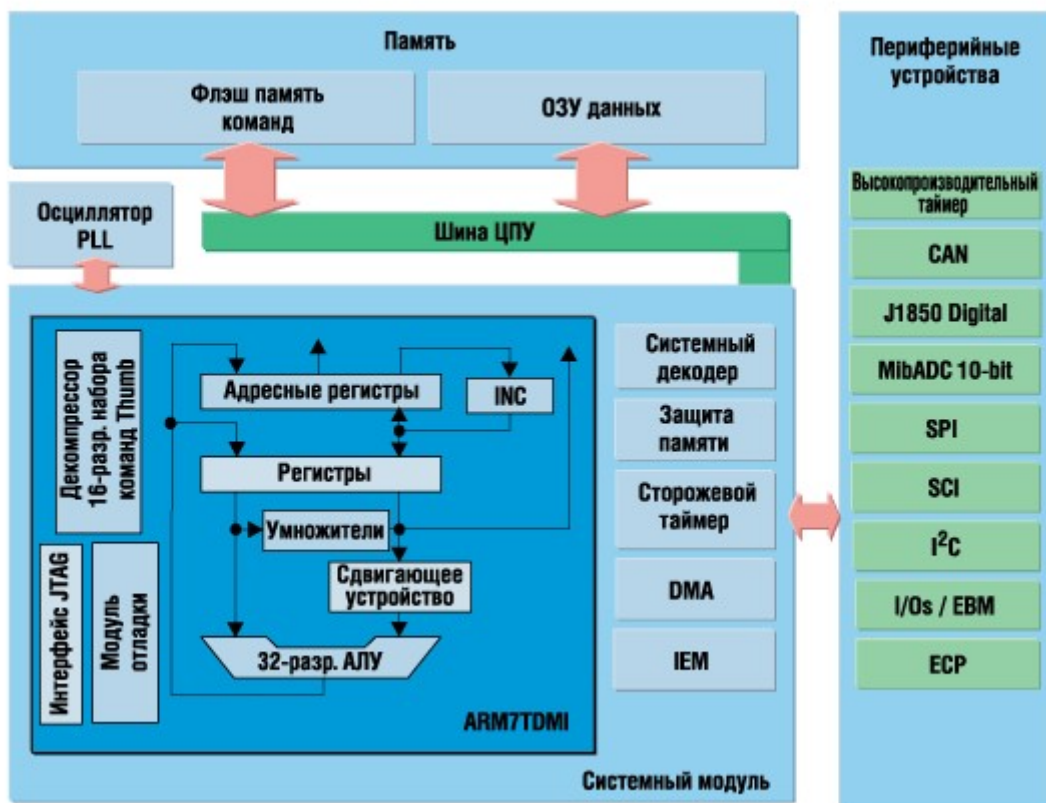


Рисунок 3.3 – Функціональна схема мікроконтролера

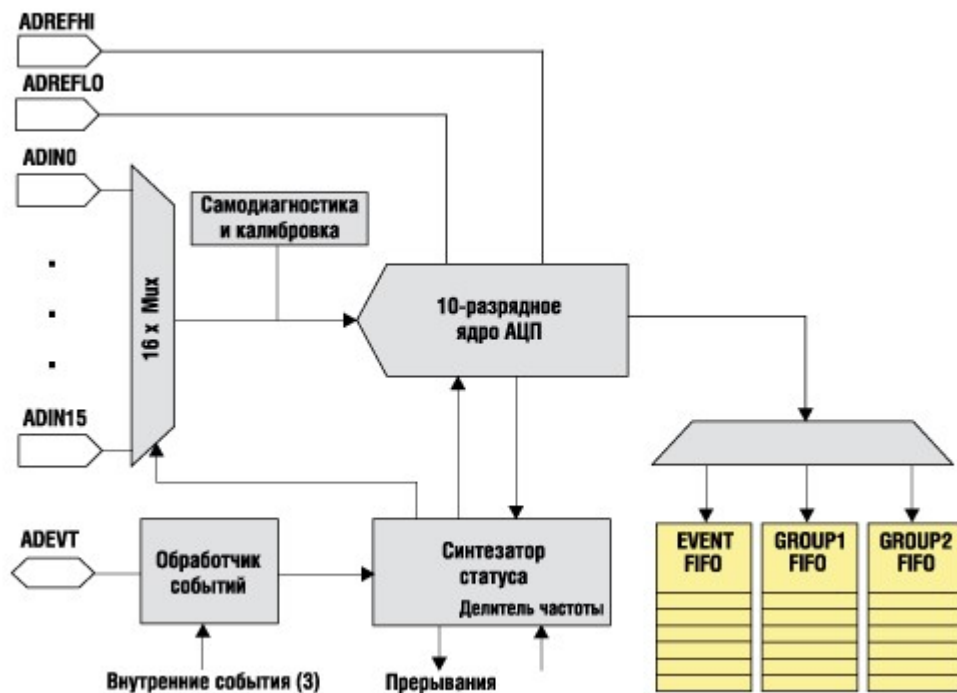


Рисунок 3.4 – Схема роботи АЦП

Для того, щоб реалізувати аналоговий вихід було обрано 10 - бітний паралельний ЦАП TLC5615C (рис. 3.5). На ЦАП надходить вихідний сигнал і перетворюється в аналоговий сигнал. ЦАП являє собою пристрій, на вхід якого подають цифровий сигнал (або логічну 1 або 0), а на виході отримують аналоговий сигнал, який дорівнює опорної напруги (позитивному або негативному, в залежності від цифрового коду поданого на вхід ЦАП). Він володіє високою лінійністю, має низький рівень шуму, а точність багато в чому визначається точністю зовнішнього джерела опорного напруги.

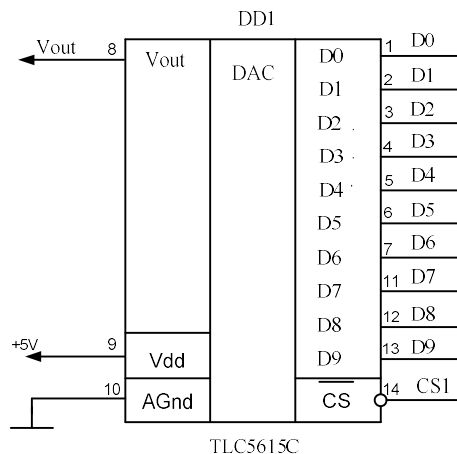


Рисунок 3.5 – Десятиканальний ЦАП TLC5615C

### Основні характеристики ЦАП TLC5615C:

1. Час установки: 12.5 мкс;
2. Швидкість перетворення: 75 кГц;
3. Діапазон вихідних струмів: 2.5;
4. Потужність: 750 мкВт;
5. Діапазон напруг живлення аналогової частини: 4.5-5.5 В;
6. Діапазон напруг живлення цифрової частини: 4.5-5.5 В;
7. Максимальна робоча температура: + 85 °С;
8. Мінімальна робоча температура: -40 °С.

### Призначення висновків ЦАП:

$V_{out}$  – сигнал на виході ЦАП, який було отримано в результаті ЦА-перетворення;

$V_{dd}$  – позитивний сигнал харчування;

AGnd – земля;

D0 – D9 – вхідні сигнали для ЦА-перетворення;

$\overline{CS}$  – сигнал дозволу ЦА-перетворення, активним є низький рівень.

Масштабуючий елемент необхідний для узгодження вхідних сигналів і сигналів, які може сприймати АЦП. Масштабуючий пристрій, було побудовано на базі операційного підсилювача К140УД608.

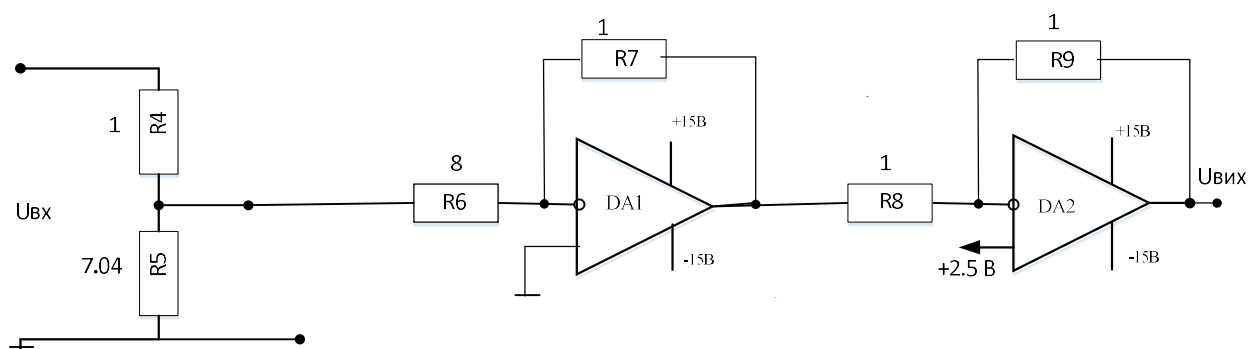


Рисунок 3.6 – Масштабуючий елемент

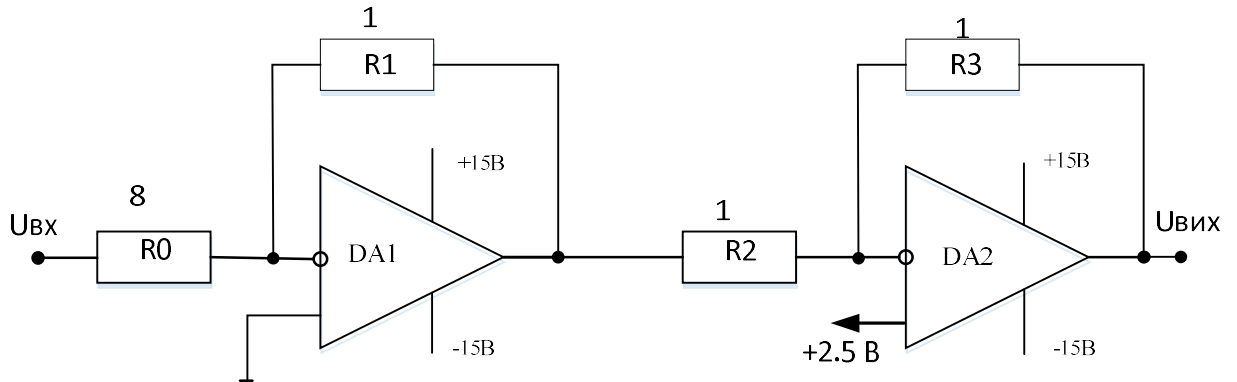


Рисунок 3.7 – Масштабуючий прилад для сигналу тахогенератора

Для завдання тактових імпульсів мікроконтролера і для його синхронізації необхідна схема тактування або кварцовий резонатор. На рис. 3.8 представлена принципова схема кварцового резонатора, який вмикається за схемою з середньою точкою.

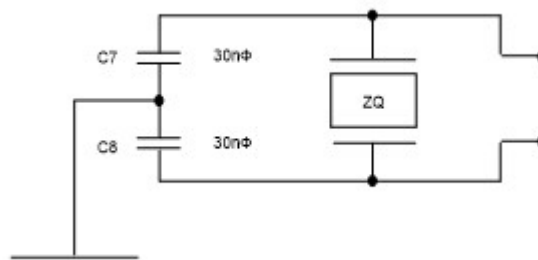


Рисунок 3.8 – Схема кварцового резонатора

Кварцовий резонатор керує роботою внутрішнього генератора, формує внутрішні сигнали синхронізації.

Для вимірювань об'ємної витрати водню, що транспортується по трубопроводу використовуємо витратомір Turbo Flow GFG-F. Принцип роботи витратомірів заснований на залежності частоти коливань струменя вимірюваного середовища в чутливому елементі витратоміра від об'ємної витрати газу, що протікає через нього. Як чутливий елемент перетворювача витрати, використовується струменевий генератор.

Парціальна витрата, що протікає через чутливий елемент, забезпечується пристроєм формування витрат. Частота коливань, пропорційна витраті, сформована в струменевому генераторі чутливого елемента, сприймається і перетворюється в електричний частотний сигнал, що надходить в електронний блок перетворювача витрати. Потім частотний електричний сигнал перетворюється в цифровий сигнал, який визначається об'ємною витратою газу в робочих умовах.

Особливості приладу:

- висока точність: відносна похибка вимірів не більше 1% по всьому діапазону експлуатаційної витрати;
- широкий динамічний діапазон вимірювань 1: 100, з можливістю розширення до 1: 160;
- можливість монтажу на трубопровід з Ду від 10 до 50 мм;
- відсутність обов'язкової вимоги до наявності мінімальних прямих ділянок дозволяє монтувати прилад на будь-яких трубопроводах;
- універсальний протокол обміну з автоматичними системами управління технологічними процесами (MODBUS RTU);
- вбудований блок передачі даних;
- відсутність рухомих частин, схильних до зносу, збільшують надійність і термін експлуатації приладу.

Для вимірювання нейтронного потоку використовуємо вимірювач нейтронного потоку, автоматизований з модифікацією БД2. Вимірювач нейтронного потоку автоматизований (ІНПА) — комплекс, призначений для проведення автоматизованих вимірювань потоку нейтронів з енергіями 2,5 і 14 МеВ низькочастотних (1-100 Гц), високочастотних (0,4-10 кГц) імпульсних нейтронних генераторів (ІНГ), а також генераторів безперервного потоку нейтронів. Модифікація БД2 призначена для вимірювання потоку нейтронів з енергією 14 МеВ високочастотних або безперервних нейтронних генераторів на основі газонаповненої нейтронної трубки (ГНТ). Застосування кремнієвих діодів з ефективним порогом реєстрації нейтронів 5 МеВ робить його мало чутливими до розсіяного випромінювання. Відповідно, припустимо розміщення БД2 поруч зі стіною, підлогою і т.д.

До складу приладу входять:

- блок вимірювача (БІ);
- блок детектування БД2;
- кабель для з'єднання БІ і блоку детектування;
- кабель для з'єднання БІ з ПК;
- мережевий кабель.

Технічні характеристики приладу представлені у табл. 3.1.

Таблиця 3.1 – технічні характеристики ІНПА.

Вимірюється величина	Діапазон вимірювань	Основна відносна похибка в межах,% (При довірчій ймовірності 0,95)
Вихід нейтронів з енергією 14 МеВ за імпульс ІНГ на основі ВНТ	Від $7,0 \cdot 10^5$ до $1,0 \cdot 10^1$	$\pm 22$
Середнє значення потоку нейтронів з енергією 14 МеВ ІНГ на основі ГНТ (1 / с)	Від $2,5 \cdot 10^5$ до $2,0 \cdot 10^1$	$\pm 14$
Вихід нейтронів з енергією 2,5 МеВ за імпульс ІНГ на основі ВНТ	Від $1,5 \cdot 10^5$ до $1,0 \cdot 10^9$	$\pm 22$
Середнє значення потоку нейтронів з енергією 2,5 МеВ ІНГ на основі ГНТ (1 / с)	Від $1,5 \cdot 10^5$ до $5,0 \cdot 10^9$	$\pm 14$

Розглянемо вибір датчика температури. Датчики температури є кабельними термоперетворювачами, призначеними для безперервного вимірювання температури твердих тіл, а також рідких і газоподібних середовищ. Датчики можуть застосовуватися в промисловості, енергетиці та, зокрема, на атомних електростанціях з реакторами типів ВВЕР, РБМК, БН для температурного контролю технологічного обладнання, в тому числі, що знаходиться в герметичній зоні і в зоні контрольованого доступу при всіх можливих режимах експлуатації. Для забезпечення працездатності при експлуатації на АЕС в середовищі першого контуру датчики температури



можуть мати власні кошти захисту або встановлюватися в захисні пристрої (гільзи термометричні), що є приналежністю контролюваного обладнання реакторної установки.

Виходячи з технічних характеристик, буде використовуватися теплоелектричний перетворювач ТП 0195/1. Схематично датчик представлений на рис. 3.9

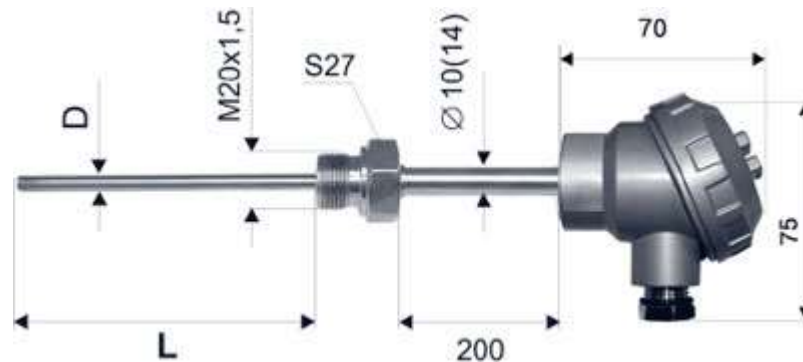


Рисунок 3.9 - Теплоелектричний перетворювач ТП 0195/1

Характеристики датчика:

- матеріал клемної головки - Алюмінієвий сплав ( $t_{max} = 200 \text{ } ^\circ\text{C}$ );
- чутливий елемент - Кабель КТМС ( $D = 6; 8 \text{ мм}$ );
- діапазон вимірювань,  $^\circ\text{C} = -40 \dots + 1300 \text{ } ^\circ\text{C}$ ;
- середнє напрацювання на відмову = 15000 годин;
- середній термін служби = 6 років (при вимірюванні температур понад  $1100 \text{ } ^\circ\text{C}$  термін служби - не більше 1000 годин);
- гарантійний термін експлуатації = 1 рік.

### 3.3 Формування алгоритму роботи обчислювача

Алгоритм функціонування обчислювача складається із етапів, які виконуються циклічно з заданим періодом квантування  $T_0 = 0,2 \text{ с}$ . за допомогою таймера реалізується період дискретності, при цьому таймер є одним із джерел переривань. Переривання – це асинхронна подія в системі, тимчасове припинення виконання основної програми з метою реалізації більш термінових, на поточний момент, дій, що відбувається в довільний момент часу за запитом зовнішнього пристрою або в разі особливої ситуації

процесорі. Використання системи переривань дозволяє організувати паралельну і незалежну роботу процесора і периферійних пристроїв таким чином, що ці пристрої, працюючи одночасно з процесором, інформують про закінчення чергового циклу (фази) своєї роботи сигналами запиту на переривання. При роботі мікроконтролера можлива ситуація, під час якої одночасно надходять запити на переривання від різних джерел. Переривання від таймера матиме більший пріоритет.

У ДОДАТКУ Б зображено алгоритм програми по отриманню, перетворенню і передачі даних. Алгоритм представлений у вигляді блок-схеми.

### 3.4 Висновки

В цьому розділі було спроектовано цифровий управляючий обчислювач для системи управління атомним реактивним двигуном. До складу УО увійшли мікроконтролер ARM HighTemp ARM7TDMI Flash MCU серії SM470R1B1MHKPS, три масштабуючі пристрої, 10-канальний паралельний ЦАП. Спроекований управляючий обчислювач має порівнювати сигнали, що поступають на його вхід, а також реалізувати закладений у нього закон управління.

## 4. ДОСЛІДНИЦЬКА ЧАСТИНА

### 4.1 Опис системи з класичними методами регулювання

Система, яку ми досліджуємо призначена для регулювання значення температури. Оскільки тяга є функцією температури, то саме її ми і регулюємо. Для регулювання об'єктами управління, як правило, використовують типові регулятори, назви яких співпадають з назвами типових ланок. Розглянемо їх.

1. П-регулятор, пропорційний регулятор:

Передавальна функція П-регулятора:  $W_p(s) = K_p \Delta T$ . Принцип дії полягає в тому, що регулятор виробляє котра управляє вплив на об'єкт пропорційно величині помилки.

2. І-регулятор, інтегруючий регулятор

Передавальна функція І-регулятора:  $W_i(s) = K_i \int \Delta T$ . Керуючий вплив пропорційний інтегралу від  $\Delta T$ .

3. Д-регулятор, диференціює регулятор

Передавальна функція Д-регулятора:  $W_d(s) = K_d \frac{d}{dt} \Delta T$ . Д-регулятор генерує керуючий вплив тільки при зміні регульованої величини.

На практиці дані найпростіші П-, І-, Д- регулятори комбінуються в регулятори виду ПІ-, ПД-, ПІД-. Схема системи з класичними регуляторами зображена на рис. 4.1.

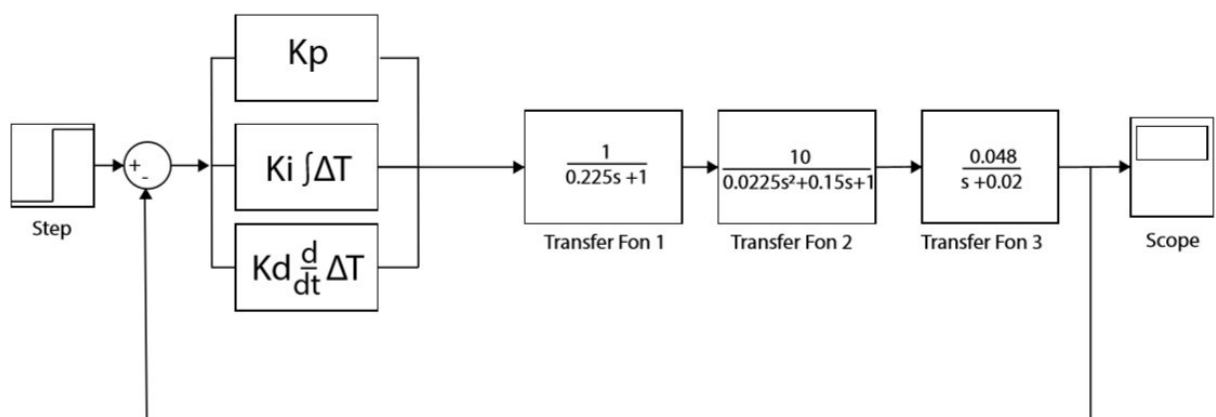


Рисунок 4.1 – Схема системи з класичними регуляторами

Залежно від обраного типу, регулятор може мати пропорційну характеристику (П), інтегральну характеристику (І) пропорційно-інтегральну

характеристику (ПІ), пропорційно-диференціальну характеристику (ПД) або пропорційно-інтегральну (ізодром) характеристику з похідним ефектом (ПІД- регулятор).

1.ПІ-регулятор, пропорційно-інтегральний регулятор, є поєднанням П- і І-регуляторів. Передавальна функція ПІ-регулятора:  $W_{\text{ПІ}}(s) = K_p \Delta T + K_i \int \Delta T$ .

2.ПД-регулятор, пропорційно-диференціальний регулятор, є поєднанням П- і Д-регуляторів. Передавальна функція ПД-регулятора:  $W_{\text{ПД}}(s) = K_p \Delta T + K_d \frac{d}{dt} \Delta T$ .

3.ПІД-регулятор, пропорційно-інтегрально-диференціальний регулятор, є поєднанням П-, І- і Д-регуляторів. Передавальна функція ПІД-регулятора:  $W_{\text{ПІД}}(s) = K_p \Delta T + K_i \int \Delta T + K_d \frac{d}{dt} \Delta T$ .

#### 4.2 Отримання результатів та їх аналіз

Для отримання графіків перехідного процесу системи з П-регулятором необхідно у системі налаштувати значення  $W_{\text{П}}(s) = K_p$ , а значення  $W_{\text{І}}(s) = K_i \int \Delta T$  та  $W_{\text{Д}}(s) = K_d \frac{d}{dt} \Delta T$  прирівняти до 0. Щоб отримати графіки перехідного процесу системи з І-регулятором необхідно у системі налаштувати значення  $W_{\text{І}}(s) = K_i \int \Delta T$ , а значення  $W_{\text{П}}(s) = K_p$  та  $W_{\text{Д}}(s) = K_d \frac{d}{dt} \Delta T$  прирівняти до 0.

Графік перехідного процесу замкнутої системи з П-регулятором зображений на рис. 4.2.

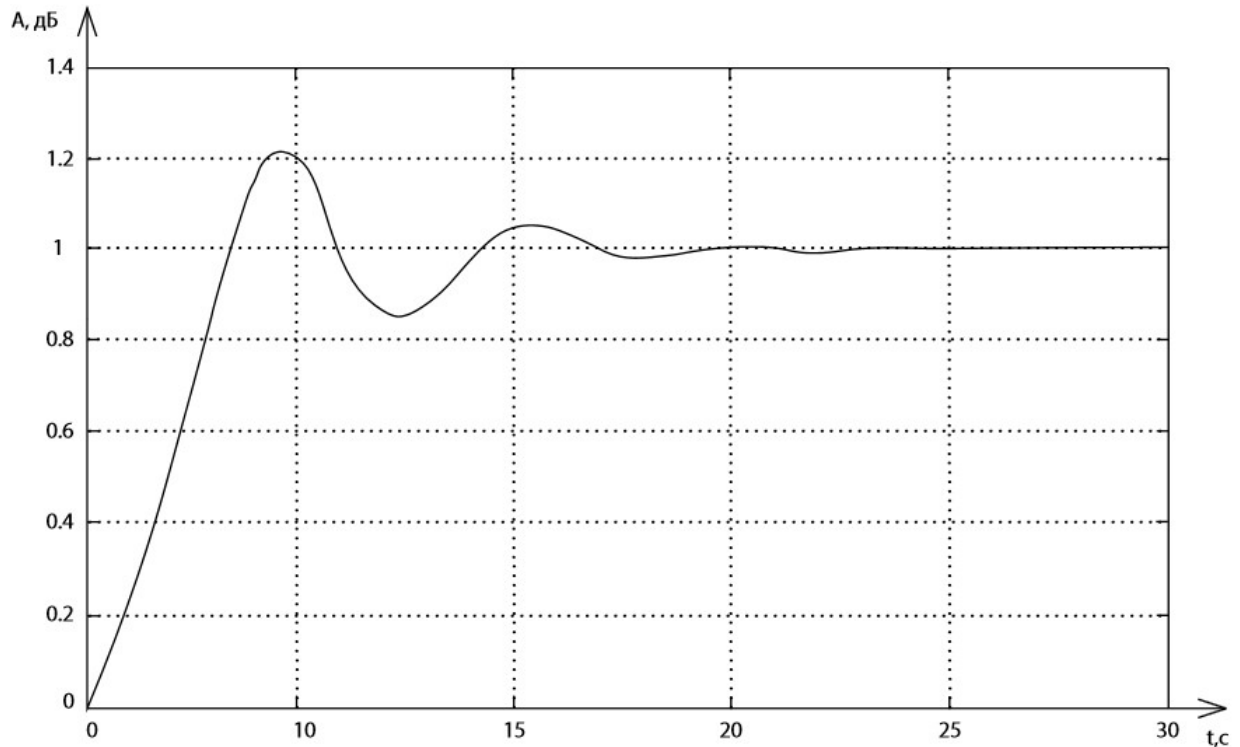


Рисунок 4.2 – Графік система з П-регулятором

Показники якості системи з П-регулятором:

$\varepsilon_{уст} = U_{max} - U_{уст} = 1.2 - 1 = 0.2$  В – встановлена помилка;

$t_{пп} = 22$  с – час перехідного процесу;

$L_3 = 40$  дБ;

$\varphi_3 = 55$  град.

$\sigma = 21\%$ .

До переваг системи з П-регулятором можна віднести його простоту, швидкодію (невеликий час регулювання) і високу стійкість процесу регулювання. Недоліками системи з П-регулятором є наявність остаточного відхилення регульованого параметра, тобто поточне значення регульованої величини трохи не досягає заданого значення, параметр не повертається точно до заданого значення, а відрізняється від заданого, що знижує точність регулювання, так само регулятор не може повністю ліквідувати помилку.

Розгляньмо систему з І-регулятором. Щоб отримати графіки перехідного процесу системи з І-регулятором необхідно у системі налаштувати значення  $W_i(s) = K_i \int \Delta T$ , а значення  $W_p(s) = K_p \Delta T$  та  $W_d(s) = K_d \frac{d}{dt} \Delta T$  прирівняти до 0. Графік перехідного процесу замкнутої системи з І-регулятором зображений на рис. 4.3.

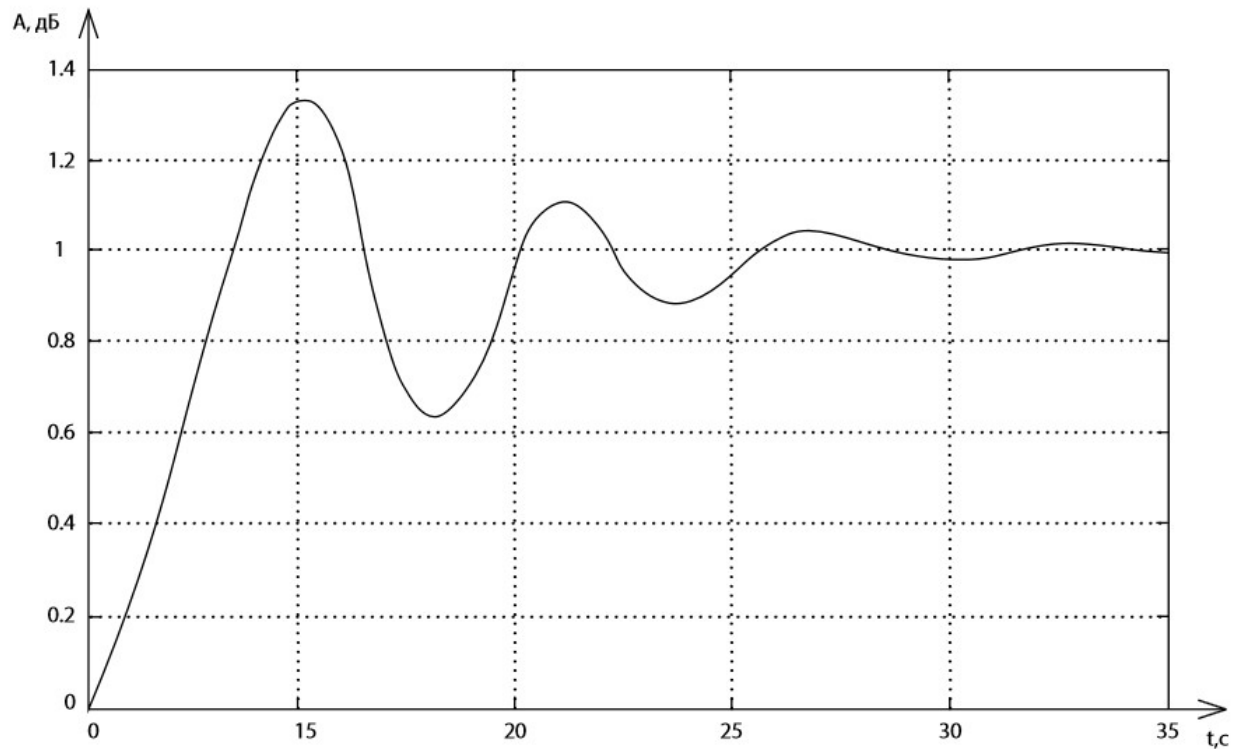


Рисунок 4.3 – Графік система з І-регулятором

Показники якості системи з І-регулятором:

$\varepsilon_{уст} = U_{max} - U_{уст} = 1.3 - 1 = 0.3$  В – встановлена помилка;

$t_{пш} = 40$  с – час перехідного процесу;

$L_3 = 35$  дБ;

$\varphi_3 = 49$  град.

$\sigma = 30\%$ .

Перевагами системи з І-регулятором є те, що регулюючий орган буде переміщатися до тих пір, поки параметр не досягне точно заданого значення, тобто у нього немає статичної помилки. Але недоліком є його погана стійкість, процес регулювання відстає від процесу появи і зміни відхилення, що призводить до повільно затухаючих коливань регульованої величини біля заданого її значення, тобто подовжується час регулювання.

Розгляньмо систему з використанням ПІ-регулятора. Для отримання графіків перехідного процесу необхідно додати значення  $W_p(s) = K_p \Delta T$  та  $W_i(s) = K_i / \Delta T$ . Графік перехідного процесу замкнутої системи з ПІ-регулятором зображений на рис. 4.4.

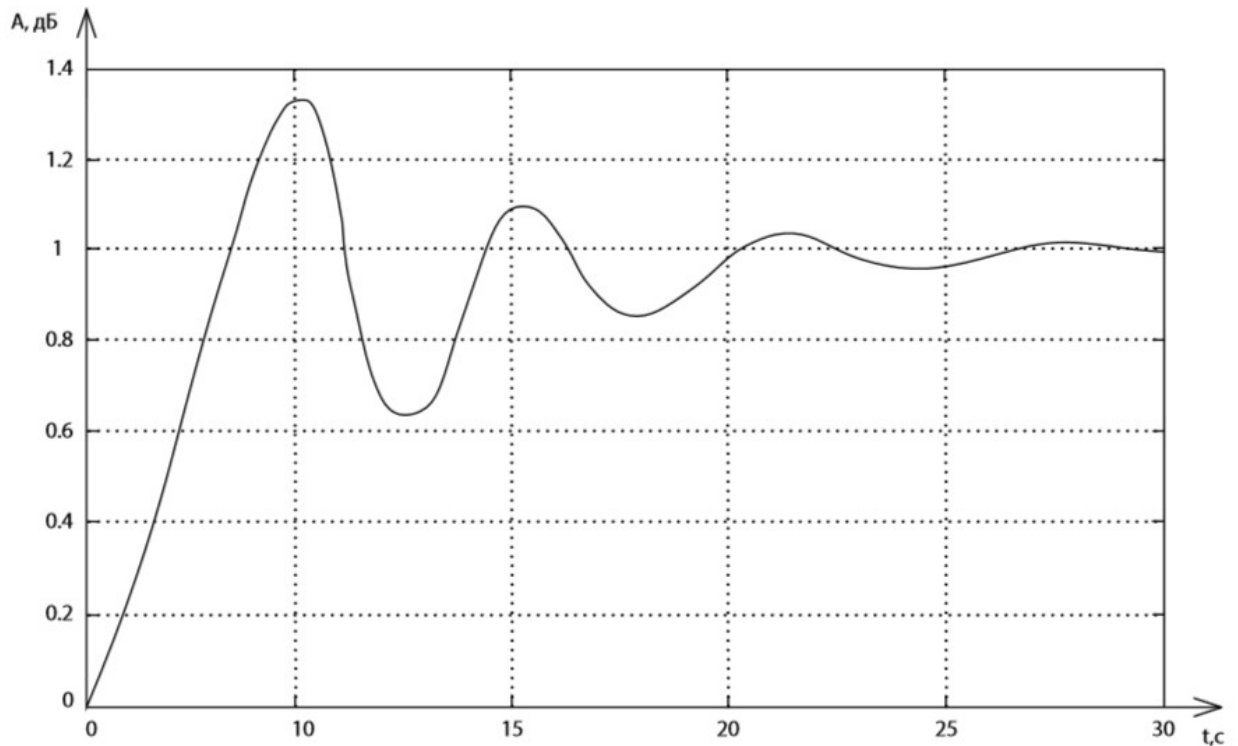


Рисунок 4.4 – Графік система з ПІ-регулятором

Показники якості системи з ПІ-регулятором:

$$\varepsilon_{уст} = U_{max} - U_{уст} = 1.33 - 1 = 0.33 \text{ В} \text{ – встановлена помилка;}$$

$$t_{пш} = 35 \text{ с} \text{ – час перехідного процесу;}$$

$$L_3 = 45 \text{ дБ;}$$

$$\varphi_3 = 55 \text{ град.}$$

$$\sigma = 33\%.$$

До переваг системи з ПІ-регулятором можна віднести його простоту, швидкодію (невеликий час регулювання) і високу стійкість процесу регулювання, а також відсутність у нього статичної помилки. Недоліком є те, що процес регулювання здійснюється довше, ніж у П-регулятора.

Розгляньмо систему з використанням ПД-регулятора. Щоб отримати графік перехідного процесу необхідно додати значення  $W_p(s) = K_p \Delta T$  та  $W_d(s) = K_d \frac{d}{dt} \Delta T$ . Графік перехідного процесу замкнутої системи з ПД-регулятором зображений на рис. 4.5.

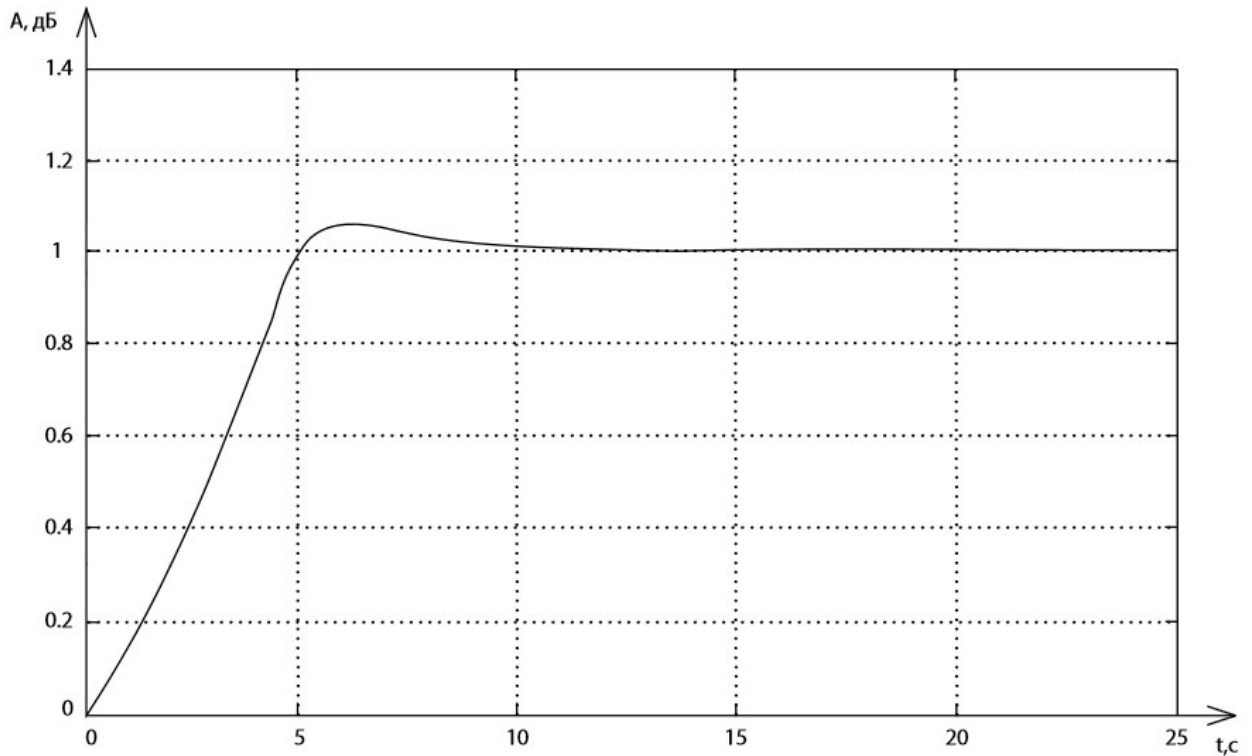


Рисунок 4.5 – Графік система з ПД-регулятором

Показники якості системи з ПД-регулятором:

$\epsilon_{уст} = U_{max} - U_{уст} = 1.06 - 1 = 0.06$  В – встановлена помилка;

$t_{пп} = 13$  с – час перехідного процесу;

$L_3 = 32$ дБ;

$\varphi_3 = 60$  град.

$\sigma = 5\%$ .

До переваг системи з ПД-регулятором можна віднести його швидкодію (невеликий час регулювання), і високу стійкість процесу регулювання. До недоліків можна віднести те, що зберігається статична помилка, як у П-регулятора, якщо тимчасові властивості об'єкта не постійні.

Розгляньмо систему з використанням ПД-регулятора. Передавальна функція ПД-регулятора:  $W_{під}(s) = K_p \Delta T + K_i \int \Delta T + K_d \frac{d}{dt} \Delta T$ . Графік перехідного процесу замкнутої системи з ПД-регулятором зображений на рис. 4.6.



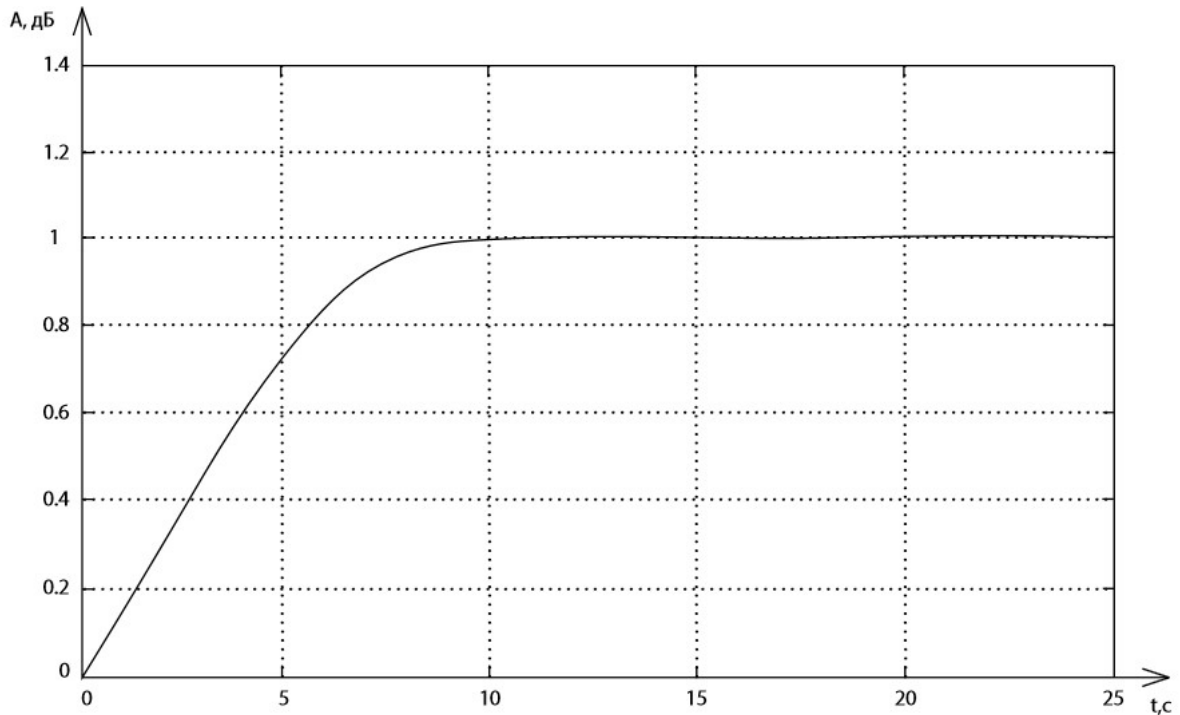


Рисунок 4.6 – Графік система з ПІД-регулятором

Показники якості системи з ПІД-регулятором:

$$\varepsilon_{уст} = U_{max} - U_{уст} = 1.06 - 1 = 0. \text{ В};$$

$$t_{пп} = 11 \text{ с} - \text{ час перехідного процесу};$$

$$L_3 = 40 \text{ дБ};$$

$$\varphi_3 = 55 \text{ град.}$$

$$\sigma = 0\%.$$

До переваг системи з ПІД-регулятором можна віднести швидкодію (невеликий час регулювання) і високу стійкість процесу регулювання, відсутність статичної помилки. ПІД-регулятор за своїми можливостями найбільш універсальний, але головним його недоліком є дуже висока вартість, також при використанні ПІД-регулятора в системі регулювання, слід враховувати небажані ефекти, котрі виникають при реалізації каналу похідної сигналу помилки. Недоліки проявляються тому, що при посиленні цього каналу прямо пропорційно зростає частота, яка може призвести до виникненню імпульсів великої амплітуди.

Класичні закон управління не є адаптивними і дуже добре реагують на зовнішні збурення. Так як літак, на борту якого присутній атомний реактивний двигун, є дуже сформованої системи, у нього є дуже велика кіль факторів, що обурюють, таких як температура обурює середовища, радіація,

тряска кабіни. Для того, щоб знизити їх вплив, бажано використовувати такий регулятор, який є менш чутливим до цих зовнішніх збурень. До таких регуляторів відноситься, перш за все, нечіткий логічний регулятор. За скільки він відноситься до класу адаптивних і робасних регуляторів, не реагує на зовнішні обурення. Якщо в об'єкті щось змінюється, то це не позначиться на законі убавлення, який виробляє нечіткий регулятор. Він як підтримував так і продовжить підтримувати вихідний сигнал на тому ж самому рівні.

Розгляньмо графіки перехідних процесів системи з використанням ПД-регулятора та системи з нечітким логічним регулятором.

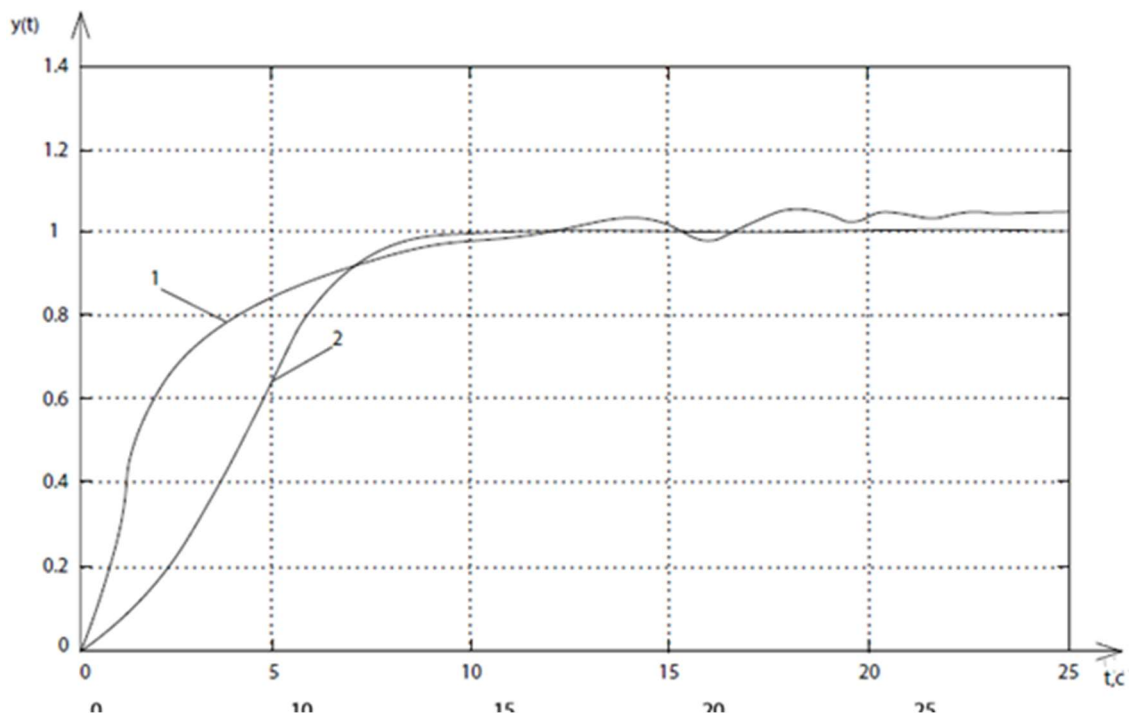


Рисунок 4.7 – Графік перехідного процесу системи:

1 - з ПД - регулятором; 2 - з нечітким логічним регулятором

З графіків видно, що вихідний сигнал, за одних і тих же умов наявності нечіткого регулятора, дозволяє отримати плавний перехідний процес без перерегулювання і автоколивань. Крім того, зміна коефіцієнта в прямому ланцюгу з нечітким регулятором менш позначається на амплітуді і швидкодії системи в цілому, ніж при наявності ПД-регулятора.

### 4.3 Висновки

В даному розділі було проведено опис системи управління літаком з атомним реактивним двигуном, у якій використовувались класичні закони регулювання. Побудовано графіки перехідних процесів, отримані показники якості. Проведено порівняльний аналіз системи з класичними законами керування та системи з нечітким логічним регулятором. Аналіз показав, що використання нечіткого регулятора в порівнянні з класичними методами регулювання дозволяє отримати більш якісні перехідні характеристики.

## 5 ЕКСПЕРЕМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА

### 5.1 Побудова математичної моделі системи з нечітким логічним регулятором

Найбільшого розповсюдження отримали системи з використанням П-, І-, ПІ, ПД, ПІД-регуляторів. Але вони мають певні недоліки. П-регулятор має місце залишкове відхилення, тобто має місце деяка помилка регулювання. І-регулятор в свою чергу має низьку швидкість реагування, тобто затвор в нове положення переміщається повільно. Недоліком ПІ регулювання є повільна реакція на впливи. Недоліком же ПД регулювання є присутність статистичної помилки, як у П-регулятора. При використанні ПІД-регулятора в системі регулювання, слід враховувати небажані ефекти, які можуть виникати при реалізації каналу похідної сигналу помилки  $\dot{\epsilon}(t)$ . Недоліки проявляються тому, що при посиленні цього каналу прямо пропорційно зростає частота. Основними недоліками при цьому є те, що виникають імпульси великої амплітуди. Таке явище виникає в моменти стрибкоподібного зміни помилки, незважаючи на повільне зміна сигналу системи і в зв'язку зі стрибкоподібними змінами сигналу установки і його проникненням на вхід диференціатора.

З цього, в зв'язку з інтелектуалізацією системи управління, розглянемо в подальшому застосування нечіткого регулятора. За скільки нечіткий регулятор в порівнянні з ПД-регулятором має такі переваги:

- Вони менш чутливі до всіляких зовнішніх змін;
- При перевищенні сигналом межування або його збільшення меж нормованого діапазону проявляється ефект насичення - фазі-алгоритм стає істотно нелінійним;
- При малих, обмежених по модулю і швидкості зміни значеннях сигналу межування, нечіткий і класичний ПІ-алгоритми в динамічному відношенні еквівалентні;
- Система з нечітким регулятором перевершує систему з ПІ-регулятором за швидкодією. Динамічна помилка системи з нечітким регулятором незначно відрізняється від динамічної помилки системи з ПІ-регулятором.

Таким чином, нечітке регулювання перевершує традиційне по ряду характеристик.

Аналізуючи літературу [53]...[61], було зроблено висновок, що нечіткі регулятори можуть використовуватися як самостійно для регулювання параметрів процесу, так і в складі традиційних ПІ і ПІД регуляторів для поліпшення їх характеристик.

Як зазначив автор [61] “При цьому нечіткий логічний регулятор являє собою об'єднання трьох систем - Fuz, FI, Def. Перша система – Fuz – блок фазифікація, в якому вхідні вимірювані змінні (наприклад, вхідні сигнали датчиків кутів, кутових швидкостей і т.д.) перетворюються в так звані лінгвістичні змінні. Друга це FI (fuzzyinference) – блок нечіткого виведення, в якому лінгвістичні виходи перетворюються по відомим входів і сукупності правил в лінгвістичні значення виходу. Def – блок перетворення лінгвістичних значень виходу в дійсні значення, тобто блок дефазифікації.

Використовують різні методи настройки з різними алгоритмами. До основних форм завдання функції приналежності відносяться: трикутна (trimf); трапецеїдальних (trapmf); гауссова (gaussmf); подвійна гауссова (gauss2f); узагальнена колоколообразная (gbellmf); сигмоїдальна (sigmf); твір двох сигмоїдальних (psigmf), а також типу Z- і Pi-функції (ZmfіPimf).” Після аналізу, приходимо до висновку, що під час налаштування вибираємо алгоритм Мамдані і трикутні функції приналежності, тому і надалі будемо працювати саме з ними.

## 5.2 Розробка схеми системи управління

На рис. 5.1 зображена функціональна схема управління атомним реактивним літаком з нечітким регулятором.

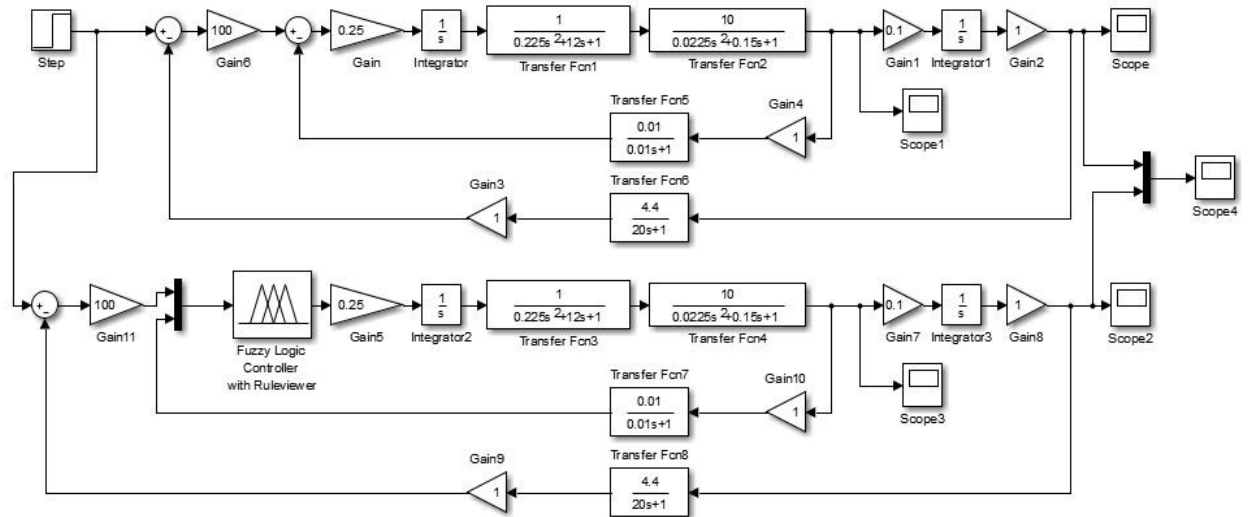


Рисунок 5.1 - Функціональна схема системи управління атомним реактивним літаком з нечітким регулятором

На рис. 5.1 введено такі позначення: Step - задатчик одиничного ступеневої впливу; Gain<sub>i</sub>, - підсилювачі; Transfer Fcn<sub>i</sub>, - передавальні функції двигуна; Integrator - блоки інтегрування; Scope - осцилограф; Fuzzy Logic Controller with Ruleviewer - нечіткий регулятор. Для настройки нечіткого регулятора були обрані в якості входних лінгвістичних змінних сигнал помилки (неузгодженості) і вихідний сигнал ДУС. Відповідно до даних входами були обрані функції приналежності, сформовані блоки входу (див. Рис. 5.2-5.3), блок правил (див. Рис. 5.4) і блок виходу (див. Рис. 5.5). Результати дослідження з ПД-регулятором і НР показані на рис.5.6.

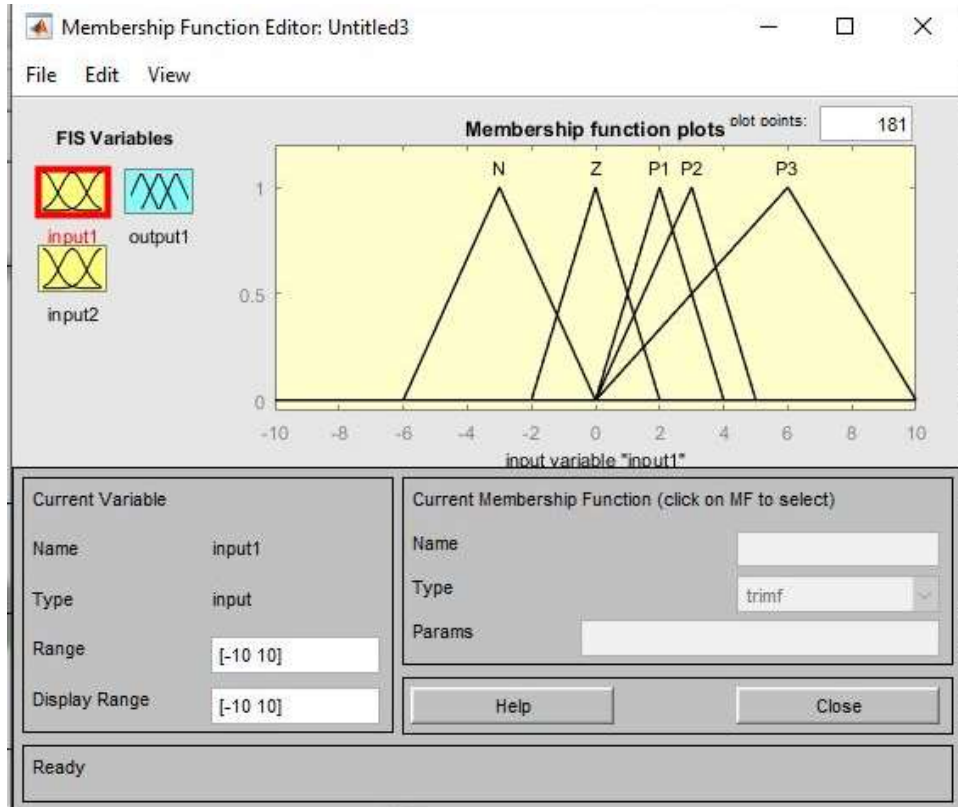


Рисунок 5.2 – Вікна блоків входу нечіткого регулятора

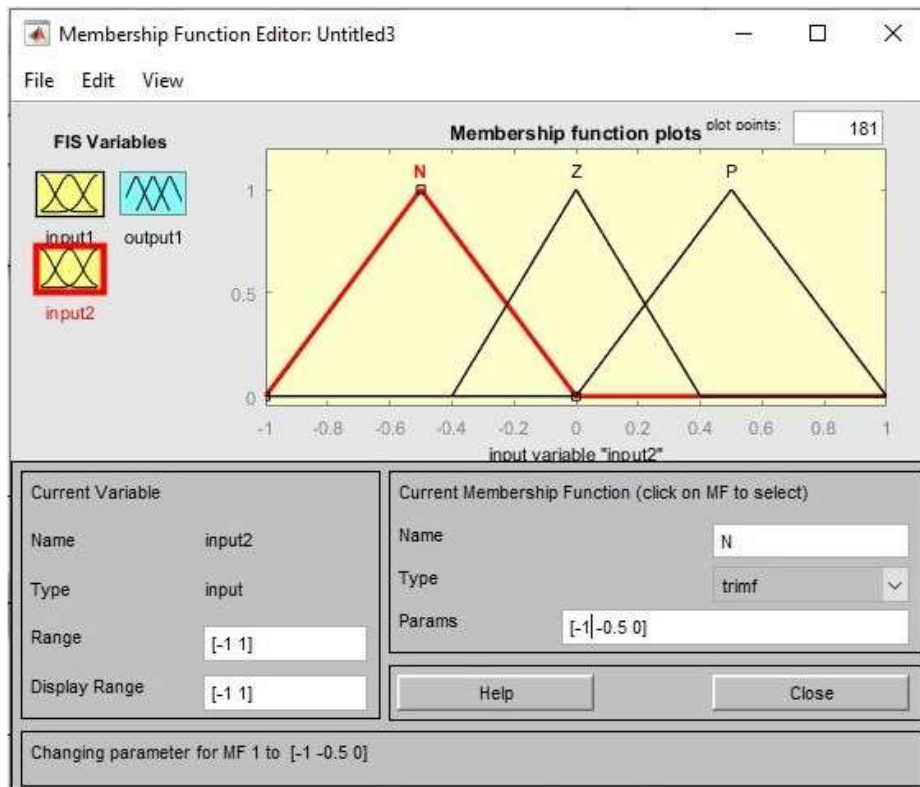


Рисунок 5.3 – Вікна блоків входу нечіткого регулятора

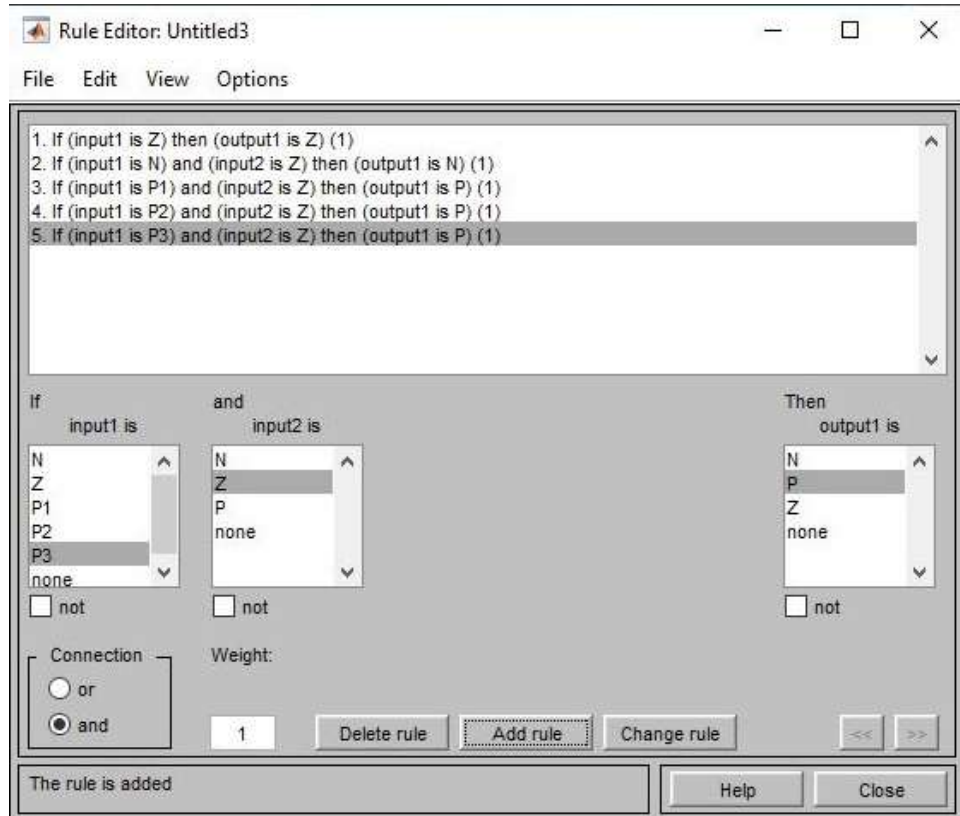


Рисунок 5.4 – Вікно блоку виходу

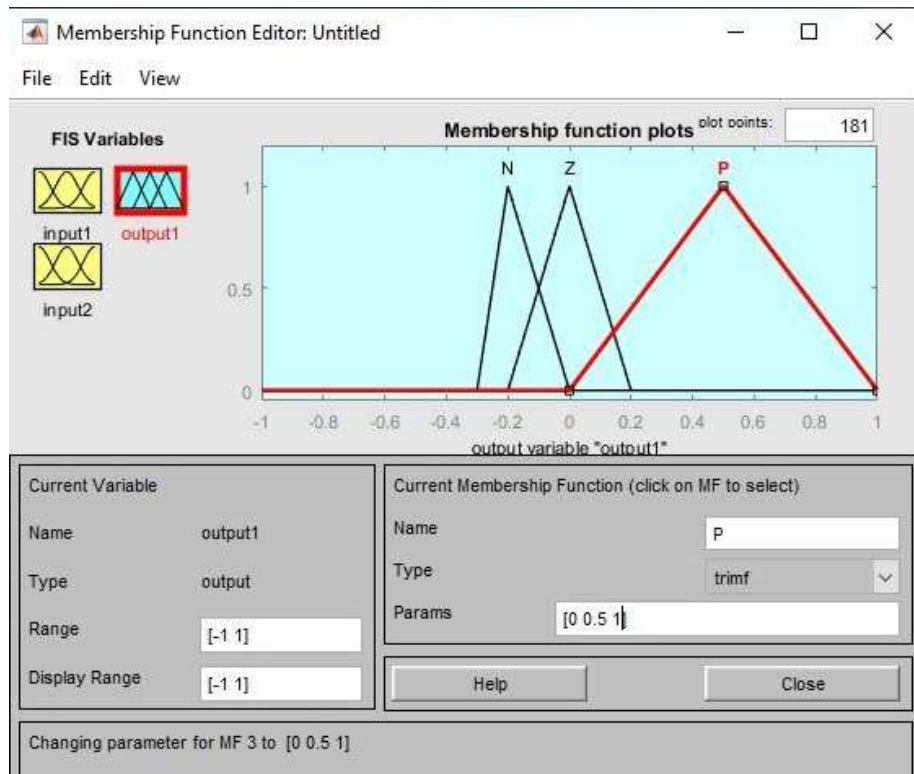


Рисунок 5.5 – Вікно блоку правил



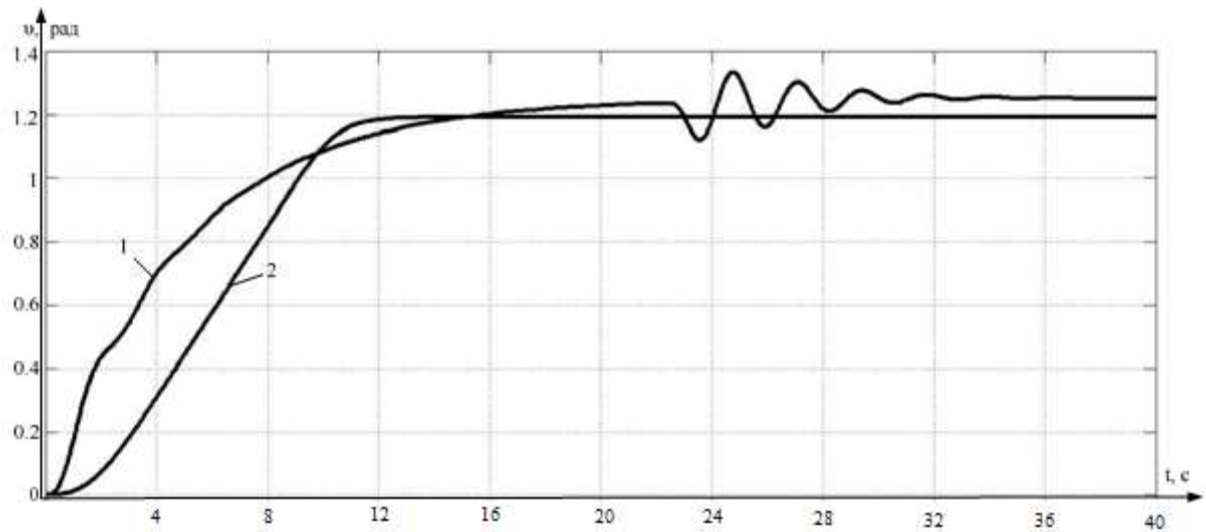


Рисунок 5.6 - Перехідний процес системи:

1 - з ПД - регулятором; 2 - з нечітким регулятором

Як видно з графіків вихідних сигналів, при одних і тих же умовах наявність нечіткого регулятора дозволяє отримати плавний перехідний процес без перерегулювання і автоколивань. Крім того, зміна коефіцієнта в прямій ланцюга з нечітким регулятором внаслідок, наприклад, деградації окремих функціональних елементів, менш позначається на амплітуді і швидкодії системи в цілому, ніж при наявності ПД-регулятора.

### 5.3 Висновки

В ході реалізації даного пункту було проведено дослідження системи. Аналіз показав, що використання нечіткого регулятора в порівнянні з класичним ПД-регулятором дозволяє отримати більш якісні перехідні характеристики, яким властиві плавність, відсутність коливань, а також коригувати необхідний час перехідного процесу.

## 6. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

### 6.1 Основні поняття і положення

В економічній частині дипломного проекту розглядається розділ собівартості розробки системи управління літаком з атомним реактивним двигуном.

Далі розглянемо собівартість розроблюваного макету приладу, тобто виражена в грошових одиницях сума всіх витрат підприємства на виробництво та реалізацію продукції.

Щоб досягнути поставленої мети необхідно виконати наступні задачі:

- розрахувати трудомісткість робіт;
- розрахувати собівартість і ціну продукту;
- розрахувати очікуваний прибуток від реалізації.

### 6.2 Опис виробу

Розроблюваний продукт призначений для управління літаком з атомним реактивним двигуном.

В ході виконання дипломної роботи було розроблена система управління, яка включає в себе мікроконтролер, що реалізує закон управління, плата сполучення, яка виробляє перетворення аналогового сигналу з датчиків системи в цифровий код і перетворення цифрового коду, відповідного керуючого впливу, в аналоговий сигнал управління на виконавчий механізм.

В якості обчислювального пристрою обраний мікроконтролер ARM HighTemp ARM7TDMI Flash MCU серії SM470R1B1MHKPS, який забезпечує необхідну швидкодію, надійність і простоту експлуатації. Він відповідає сучасним вимогам по надійності, конструкції, габаритним розмірам і масі.

### 6.3 Розрахунок собівартості і ціни виробу

Собівартість продукту складається з ряду найменувань витрат, а саме з витрат на основні матеріали, комплектуючі вироби, пряма і додаткова заробітні плата, витрати на утримання та експлуатацію обладнання,

утримання транспорту, а також ряд загальнодержавних податків і відрахувань.

Для розробки проекту необхідна участь наступних робочих: керівник, монтажник, тестувальник, програміст. Тривалість робочого місяця вважається 22 дні. Склад виконавців наведено в табл. 6.1.

Місячні оклади керівника в середньому складають 14000 грн, програміста – 11000 грн, тестувальника – 8500 грн, монтажника – 7000 грн. Розрахуємо денну заробітну плату для керівника, тестувальника, програміста, монтажника. Для цього поділимо місячний оклад на кількість робочих днів.

$$ЗП_{\delta}^{кер} = \frac{ЗП_{м}}{T_{м}} = \frac{14000}{22} = 636 \text{ грн},$$

$$ЗП_{\delta}^{прогр} = \frac{ЗП_{м}}{T_{м}} = \frac{11000}{22} = 500 \text{ грн},$$

$$ЗП_{\delta}^{тест} = \frac{ЗП_{м}}{T_{м}} = \frac{8500}{22} = 386 \text{ грн}.$$

$$ЗП_{\delta}^{монт} = \frac{ЗП_{м}}{T_{м}} = \frac{7000}{22} = 318 \text{ грн},$$

Результати розрахунків тривалості розробки за видами робіт містяться в таблиці 6.1.

Таблиця 6.1 – Склад виконавців роботи

Посада	Посадові оклади, грн	
	За місяць	За день
Керівник	14000	636
Монтажник	7000	318
Програміст	11000	500
Тестувальник	8500	386

Перелік технологічних операцій, котрі виконуються розробниками програмного продукту та їх тривалість наведено в таблиці 6.2.

Таблиця 6.2 – Розрахунок трудомісткості робіт

Види робіт	Тривалість, дні	Трудомісткість, люди-дні	Виконавець			
			Керівник	Програміст	Тестувальник	Монтажник
Технічне завдання (ТЗ)						
Постановка задачі	1	1	+	-	-	-
Вибір методів рішення задачі	1	2	+	+	-	-
Розробка графіка ходу робіт	1	1	+	-	-	-
Розробка ТЗ	1	1	+	-	-	-
Погодження та затвердження ТЗ	1	1	+	-	-	-
Розробка і корекція продукту						
Підготовчі роботи	2	2	-	+	-	+
Монтажні роботи	3	3	-	+	-	+
Реалізація обраних методів	4	4	-	+	-	+
Реалізація алгоритмів налагодження програми	3	9	+	+	+	+
Налагодження	3	7	-	-	-	+
Приймально-налагоджувальні роботи	2	8	+	+	+	+
Впровадження						
Випробування продукту (тестування)	3	6	-	+	+	+
Додаткове налагодження, коригування	3	5	-	+	+	+
Випробування і здача продукту в експлуатацію	2	3	+	+	+	-
Всього	27	53	12	23	14	23

Виходячи з розрахунку трудомісткості робіт, для виконання розробки керівнику потрібно 12 робочих днів, програмісту потрібно 23 робочих днів, тестувальнику – 14 робочих днів, а монтажнику – 23 робочих днів.

Розрахунок собівартості робіт починається з розрахунку основної заробітної плати (ЗП). Обчислення ЗП розробників лабораторного стенду формується з урахуванням трудовитрат, кількості виконавців і середньоденної ЗП. Для цього кількість днів, відпрацьованих окремими виконавцями за стадіями, множимо на їх денні оклади:

$$\text{ОЗП} = 12 * 636 + 23 * 500 + 14 * 386 + 23 * 318 = 31\,850 \text{ грн.}$$

Додаткова заробітна плата, яку приймаємо з урахування 19% від ОЗП, включається до фонду заробітної плати підприємства.

Додаткова заробітна плата складе:

$$\text{ДЗП} = \frac{19\% \cdot 31850}{100\%} = 6052 \text{ грн.}$$

Розрахунок вартості виробів, необхідних для виготовлення лабораторного стенду, наведено в табл. 6.3. Ціни наведено в гривнях.

Таблиця 6.3 – Перелік покупних виробів

Найменування покупних виробів	Тип	Кількість виробів на один прилад	Ціна за одиницю виробу (грн)	Сума (грн)
Мікроконтролер	ARM HighTemp ARM7TDMI Flash MCU серії SM470R1B1MHKPS	1	19 172	19172
ЦАП	TLC5615C	1	90	90
Операційний підсилювач	K140УД608	4	35	140
Кварцовий резонатор	НС-49S	1	8	8
Конденсатор	КНК 15-1	1	518	518
Витратомір водню	TurboFlow GFG-F	1	22 882	22 882
Датчик нейтронного потоку	ИНПА	1	19 384	19 384
Датчик температури	ТП 0195/1	1	752	752
Резистори	Прецизійні	10	0,25	2,5
Разом:				62 950

Вартість обладнання наведена в таблиці 6.4.

Норма амортизації становить 25% від основних коштів, для виготовлення 1 виробу.

Таблиця 6.4 – Вартість основних засобів

Найменування обладнання	Ціна, грн
Паяльник	180
Набір слюсарних інструментів	700
Викрутки	150
Комп'ютер	10000
Разом:	11 030

$$\text{Норма амортизації } A_m = \frac{OC \cdot 0.25 \cdot D_p}{D_r} = \frac{11030 \cdot 0.25 \cdot 31}{264} = 323,8 \text{ грн.}$$

Розрахунок собівартості і договірної ціни наведено в табл. 6.5.

Таблиця 6.5 - Розрахунок собівартості і ціни виробу за статтями

№	Статті	Сума, грн	Примітки
1	Основна заробітна плата (ОЗП)	31 850	$OЗП = \sum N_i \cdot ЗП_{cp}$
2	Додаткова заробітна плата (ДЗП)	6052	20% від ОЗП
3	Єдиний соціальний внесок	8338	22% від (ОЗП+ДЗП)
4	Матеріали та куплені вироби	62 950	Из табл. 8.5
5	Амортизація	323,8	$A_m = \frac{OC \cdot 0.25 \cdot D_p}{D_r}$
6	Витрати на утримання обладнання	1103	10% від вартості основних засобів
7	Додаткові витрати	12740	40% від ОЗП
8	Виробнича вартість (С)	123 356	п.1+п.2+п.3+...+п.7
9	Адміністративні витрати	14332	45% від ОЗП
10	Витрати на збут	3084	2.5% від п.8
11	Собівартість власних робіт	140 772	п.1+п.2+п.3+...+п.10
12	Прибуток	28 155	20% від п.11
13	Ціна без ПДВ	168 926	П+СВР
14	ПДВ	33 785	20% від ціни без ПДВ
15	Ціна з ПДВ	202 711	п.13+п.14

Таким чином, собівартість власних робіт з розроблення системи управління літака з атомним реактором складає – 140 772 грн., а його ціна з врахуванням ПДВ – 202 711 грн.

Рентабельність продукції (норма прибутку) – це відношення загальної суми прибутку до витрат виробництва і реалізації продукції (відносна величина прибутку, що припадає на 1 грн. поточних витрат):

$$P_{\pi} = \frac{Ц - ВС}{ВС} \cdot 100\%,$$

де Ц – ціна одиниці продукції;

С – собівартість одиниці продукції.

$$P_{\pi} = \frac{202\,711 - 140\,772}{140\,772} \cdot 100\% = 44\%$$

Отже, рентабельність складає 44%.

Розрахуємо величину оптової ціни одного виробу ЦПП:

$$ЦПП = СП \cdot \left(1 + \frac{P_{\pi}}{100}\right) = 140\,772 \cdot \left(1 + \frac{44}{100}\right) = 202\,711.$$

де  $P_{\pi}$  – коефіцієнт рентабельності.

#### 6.4 Розрахунок точки беззбитковості

При впровадженні у виробництво приладу важливо знати чи стане цей виробничий процес рентабельним і чи буде він приносити бажаний прибуток. Для цього необхідно визначити точку беззбитковості (ТБ) і зобразити її графічно.

Для підтвердження стійкості проекту необхідно, щоб значення ТБ було менше значень нормальних обсягів виробництва. Чим далі від них значення ТБ (у відсотковому співвідношенні), тим стійкіше проект.

Аналітичний розмір критичної програми (РКП) розраховують діленням постійних витрат  $РП_{\text{ост}}В$  на різницю між ціною одного виробу ЦПП і змінними витратами, які приходяться на один виріб ( $З_{\text{м}}В_0$ ), тобто:

$$РКП = \frac{РП_{\text{ост}}В}{ЦПП - З_{\text{м}}В_0}.$$

Річні постійні витрати  $РП_{\text{ост}}В$  складаються із суми наступних витрат:

$$РП_{\text{ост}}В = ВУО + А_{\text{м}} + ДВ + АВ + ВЗ,$$

де ВУО – витрати на утримання обладнання;

$A_M$  – амортизація;

ДВ – додаткові витрати;

АВ – адміністративні витрати;

ВЗ – витрати на збут.

$$P_{\text{ост}}V = 1103 + 323,8 + 12740 + 14332 + 3084 = 31583 \text{ грн.}$$

Річні змінні витрати  $P_{3_M}V$  складаються із суми наступних витрат:

$$P_{3_M}V = VM + \text{ФОП} + \text{ЄСВФОП},$$

де VM – матеріали та куплені вироби;

ФОП – фонд оплати праці;

ЄСВФОП – єдиний соціальний внесок.

$$P_{3_M}V = 62\,950 + 37\,902 + 8\,338 = 109\,190 \text{ грн,}$$

$$PKP = \frac{168\,926}{202\,711 - 140\,772} = \frac{168\,926}{61\,939} = 2,8 \approx 3 \text{ шт.}$$

Річний дохід в точці беззбитковості:

$$DR_{\text{БЗ}} = 28\,155 \cdot 3 = 84\,465 \text{ грн}$$

Графічне представлення точки беззбитковості представлено на рис. 8.1

Графік беззбитковості показує, що при об'ємі продаж 3 шт., дохід від реалізації продукції перевищує загальні витрати, таким чином, в зоні між ними ми отримуємо прибуток. Така висока рентабельність обловлюється штучним випуском.

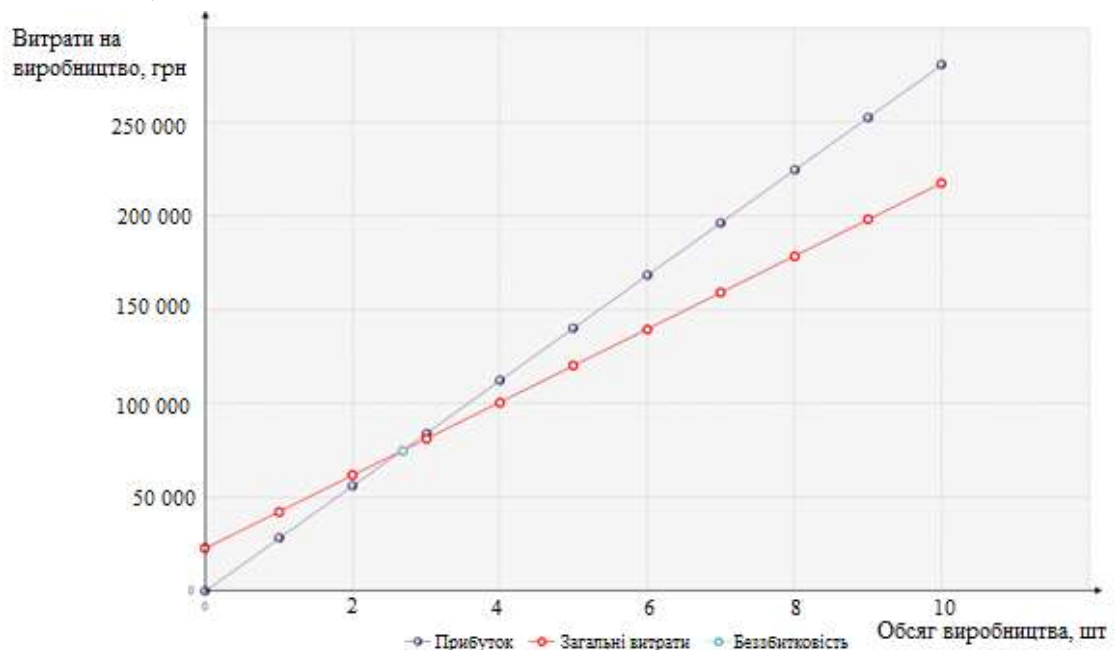


Рисунок 6.1 – Графік беззбитковості



## 6.5 Висновки

В економічному розділі був проведений розрахунок варіантів собівартості програмного продукту. Виходячи з проведеного аналізу, встановлена собівартість системи управління літаком з реактивним двигуном складає 140 772 грн.

Розрахунок зроблено з урахуванням всіх необхідних трудових витрат, ПДВ, відрахувань в фонд зайнятості, пенсійний фонд та відрахувань на соціальне страхування, накладних витрат. Розроблений продукт має відмінні показники якості. Він має високу надійність, довговічність. Даний продукт є вигідним, з точки зору, всіх розрахунків. Це показує точка беззбитковості. Аналізуючи отримані дані, можна сказати, що досліджуваний проект є хорошим конкурентом на ринку товарів, своїми малогабаритними розмірами, а також точним і якісним управлінням. В результаті розрахунків було встановлено, що рентабельність становить 44%, що є високим показником.

## ВИСНОВКИ

В ході виконання дипломної роботи була розроблена інтелектуальна система управління літаком з атомним реактивним двигуном. Були обрані всі необхідні елементи для розробки системи, описано об'єкт управління, а саме сформовано змістовну та графічну моделі об'єкта, розроблена нелінійна та лінеаризована математичні моделі об'єкта стабілізації, отримані математичні моделі по задаючому і збурюючому впливам, також оцінені властивості моделі і були визначені необхідні показники якості.

Далі був створений цифровий коригувальний пристрій, котрий зможе забезпечувати задані показники якості розроблюваної системи.

Наступним етапом було отримання характеристик моделі скоригованої системи, проведено її експериментальне відпрацювання, і отримано динамічний розрахунок системи позиціонування, синтезовано регулятор з умови приведення показників якості у відповідності до вимог технічного завдання, отримані частотні характеристики, а також було проведено моделювання системи в середовищі MATLAB. Після обробки всіх отриманих даних визначили, що розрахований коригуючий пристрій забезпечує наявність всіх необхідних показників якості.

В конструкторській частині було спроектовано цифровий управляючий обчислювач для системи управління потужністю АЕС. До складу УО ввійшли мікроконтролер ARM HighTemp ARM7TDMI Flash MCU серії SM470R1B1MHKPS із вкроменим АЦП, масштабуючи пристрої, 10-канальний паралельний ЦАП. Управляючий обчислювач, який було спроектовано, має порівнювати сигнали, що поступають на його вхід, а також реалізувати закладений у нього закон управління.

В ході реалізації інтелектуальності було проведено дослідження системи з використанням нечіткого регулятора. Аналіз показав, що використання нечіткого регулятора в порівнянні з класичним ПД-регулятором дозволяє отримати більш якісні перехідні характеристики, яким властиві плавність, відсутність коливань, а також коригувати необхідний час перехідного процесу.

У наступному розділі було показано процес порівняння системи з нечітким логічним регулятором та системи з класичними законами керування, проведено порівняльний аналіз, в результаті якого ми з'ясували,

що система з використанням нечіткого логічного регулятора більш придатна для реалізації даної дипломної роботи.

В економічному розділі був проведений розрахунок варіантів собівартості програмного продукту. Виходячи з проведеного аналізу, встановлена собівартість системи управління літаком з реактивним двигуном складає 140 772 грн. Встановлено, що рентабельність становить 44%, і це є високим показником. Розрахунок зроблений з урахуванням всіх необхідних трудовитрат, ПДВ, відрахувань в пенсійний фонд, фонд зайнятості і відрахувань на соціальне страхування, накладних витрат. Розроблений продукт має хороші показники якості. Він має високу надійність, довговічність. Даний продукт є вигідним, з точки зору, всіх розрахунків, що показують точку беззбитковості. Виходячи з отриманих даних, можна сказати наступне, що даний проект є хорошим конкурентом на ринку товарів.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Резепов, В. К. Реакторы ВВЭР-1000 для атомных электростанций [Текст] / Денисов В. П., Кирилюк Н. А., Драгунов Ю. Г., Рыжов Ю. Б. — Подольск: ОКБ «Гидропресс», 2004. — 333 с.
2. Ту-95 [Текст] / В. Г. Ригмант, Авиация и космонавтика № 2. 2001
3. Кудрявцев, В. Ф. Атомный самолет: будущее в прошедшем времени. Авиация и Время [Текст] / Совенко, А.Ю., 2004. — 3 с.
4. Ригмант, В. Г. Рождение Ту-95. Авиация и Космонавтика [Текст] / Ригмант В. Г., 2005. — 1 с.
5. Ригмант, В. Г. Краткий обзор по самолетам с ЯСУ [Текст] / Ригмант В. Г. // Крылья Родины, 2013. — 79-80 с.
6. Ригмант, В. Г. Учебное пособие для профориентации школьников, подготовки и обучения студентов ВУЗов и ССУЗов, подготовки и повышения квалификации специалистов предприятий и организаций авиационной отрасли [Текст]/ Затучный А. М., Синеокий П. М., 2017.— 28 с.
7. Якубович, Н. В. Межконтинентальный бомбардировщик: Еще раз о Ту-95 и его модификациях [Текст]/Н.В. Якубович // Крылья Родины, 2013. — 30 с.
8. Кудрявцев, В. А. Атомный самолет: будущее в прошедшем времени [Текст]/ В. А. Кудрявцев // Авиация и время, 2004.— 16-20 с.
9. Совенко, А. М. М-50: избавление от иллюзий [Текст]/ А. М. Совенко // Авиация и время, 2005.— 16 с.
10. Грек, А. В. Верхом на ракете: атомный самолет [Текст]/ А.В. Грек // Популярная механика, 2003.— 28-32 с.
11. Брук, А. А. Атомный самолёт: утопия или реальность? [Текст]/ А. А. Брук// Крылья Родины/ С. С. Сминов, Удалов К. В., 2001.— 6-8 с.
12. Тевлин, С. А. Атомные электрические станции с реакторами ВВЭР-1000 [Текст] / С. А. Тевлин. — М.: Издательство МЭИ, 2002. — 344 с.
13. Афров, А. М. ВВЭР-1000: физические основы эксплуатации, ядерное топливо, безопасность [Текст] / Андрушечко С. А., Украинцев В. Ф., Васильев Б. Ю., Косоуров К. Б., Семченков Ю. М., Кокосадзе Э. Л., Иванов Е. А. — М.: Университетская книга, Логос, 2006. — 488 с.
14. Андрушечко С. А. АЭС с реактором типа ВВЭР-1000. От физических основ эксплуатации до эволюции проекта [Текст] / Афров А. М.,

Васильев Б. Ю., Генералов В. Н., Косоуров К. Б., Семченков Ю. М., Украинцев В. Ф. — М.: Логос, 2010. — 604 с.

15. Наука и жизнь [Текст]/ под. ред. Е. Л. Лозовская, 2008. — №6, 144 с.

16. Наука и жизнь. Самолёт с атомным двигателем [Текст] /под. ред. Е. Л. Лозовская, 2010.— №7 139 с.

17. Кудрявцев, В. Ф. Авиационные атомные силовые установки: история развития идеи и конструкции. Часть 1. Работы в США. История развития конструкций авиационных двигателей в России и СССР [Текст] / В. Ф. Кудрявцев, 2013. — 30 с.

18. Кудрявцев В. Ф. Авиационные атомные силовые установки: история развития идеи и конструкции. Часть 2. Работы в СССР. История развития конструкций авиационных двигателей в России и СССР[Текст] / В.Ф. Кудрявцев, 2013. — 45 с.

19. Грабченко, А. И. Введение в мехатронику[Текст]: учебное пособие / Клепиков В. Б., Доброскок В. Л., Крыжный Г. К., Анищенко Н. В., Кутовой Ю. Н., Пшеничников Д. А., Гаращенко Я.Н. — Х.: НТУ "ХПИ", 2014. — 274 с.

20. Люлька, А. М. Пламенные моторы [Текст]/ А. М Люлька, 2011.— 608 с.

21. Бодрихин, Н.Г. «Туполев» [Текст]/ Н.Г. Бодрохин, 2011.— 339 с.

22. Бодрихин, Н. Г. «Туполев: полет в будущее» 1-й том [Текст] / Н. Г. Бодрохин, 2009. —339 с.

23. Синеокий, П. М. Боевые авиационные комплексы Ту-95МС, Ту-22МЗ, Ту-160 [Текст] / П. М. Синеокий. — Москва: ИИГ «ПОЛИГОН-ПРЕСС», 2014. — 550 с.

24. Ригмант, В. Г. Самолеты ОКБ [Текст] / А. Н. Туполева.— РУСАВИА, 2001.— 24-33 с.

25. Артемьев, А.Н. Морская авиация Отечества [Текст]/ А.Н. Артемьев //Кучково поле, 2011.— 80 с.

26. Ригмант, В. Г. Авиаколлекция. Стратегический бомбардировщик Ту-95[Текст]/ В. Г. Ригмант // Редакция журнала «Моделист конструктор», 2013. — 40 с.

27. Ригмант, В. Г. Авиакolleкция. Противолодочный самолет Ту-142 [Текст] / В. Г. Ригмант // Редакция журнала «Моделист конструктор», 2013. – 65 с.
28. Табачников, С. М. Крылья. Куйбышев [Текст] / Емельянов С. Н. Таганрогская авиация, 2006. – 32 с.
29. Марковский, В. Ю. Крылатые ракеты СССР и России [Текст] / И. В. Приходченко, 2016. – 191 с.
30. Муравьев, С. А. История отечественной радиолокационной техники [Текст] / С. А. Муравьев, 2015. – 234 с.
31. Васягин, В. А. Очерки по истории отдела техпроектов туполевского ОКБ [Текст] / В. А. Васягин, 2009. – 50 с.
32. Левшов, П. В. Век в строю ВМФ. Авиация Военно-морского флота России (1910–2010) [Текст] / Е. Д. Болтенков, 2012. – 768 с.
33. Кузнецова, Е. Н. «Авиакор» простился с Ту-154. — Производство легендарного советского самолёта прекращено [Текст] / Е. Н. Кузнецова // Газета «Коммерсантъ», 2013. – 5 с.
34. Славина, Н. В. Как погибают самолёты [Текст] / Н.В. Славина // «Российская газета», 2006. – 12-16 с.
35. Александров, Н. В. История атомного самолёта в кратком изложении [Текст] / Н.В. Александров // «Двигатель», 2003. – 132 с.
36. Александров, Н. В. История атомного самолёта в кратком изложении [Текст] / Н.В. Александров // «Двигатель» (окончание), 2004. – 104 с.
37. Кузнецов, К. «В-36 — последний аргумент Америки?» [Текст] / К. Кузнецов // Авиация и Время, 2006. – 11 с.
38. Верхом на реакторе. Популярная механика [Текст] / под ред. А. Шартогашева, 2005. – 5 с.
39. Якубович, Н. В. Первый реактивный бомбардировщик Ил-28 [Текст] / Н.В. Якубович, 2013. – 18 с.
40. Рутан, Б. Б. Вокруг земли без дозировки [Текст] / Б. Рутан, 2019. – 3 с.
41. Дирижабли на войне / под ред. А. Е. Тараса, 2000. – 496 с.
42. Косминков, Н. Ю. Самолеты и вертолеты СССР [Текст] / Д. А. Соболев, 2007. – 42 с.
43. Михеев, В. Р. Сикорский. Во Славу России, 2000. – 17 с.

44. Паневин, И. Г., Космические ядерные ракетные двигатели [Текст] / В. И. Прищепа. — М.: Знание, 1978. — 64 с.
45. Коротеев, А. С. Ядерные ракетные двигатели [Текст] / Конюхов Г. В., Демянко Ю. Г. — М.: Норма-Информ, 2001. — 415 с.
46. Демянко, Ю. Г. Ядерные ракетные двигатели [Текст]/ Г. В. Конюхов, А. С. Коротеев, Е. П. Кузьмин, А. А.Павельев. 2001. — 175 с.
47. Акимов, В. Н. Ядерные ракетные двигатели: воспоминания о будущем [Текст]/ А. С. Коротеев, А. А. Гафаров. — М: Машиностроение, 2003. — С. 190—209. — 439 с.
48. Коротеев, А. С. Ракетные двигатели и энергетические установки на основе ядерного реактора [Текст] / А. С Коротеев. — М.: Машиностроение, 2002. — 432 с.
49. Глушко, В. П. Очерк разработки ядерных ракетных двигателей в КБ Энергомаш [Текст]/ В. С. Судаков. — Химки: НПО «Энергомаш», 2008. — Т. 1. — 419 с. — 250 экз.
50. Тевлин, С. А. Атомные электрические станции с реакторами ВВЭР-1000 [Текст] / С. А. Тевлин — М.: Издательство МЭИ, 2002. — 344 с.
51. Суббота, А. М. Исполнительные органы систем управления малых космических аппаратов в рамках концепции "орбитальная группировка" [Текст]/ А. М. Суббота, В. Ф. Симонов, И. В. Бычкова // Авиационно-космическая техника. — 2015. — № 4. — С. 32 — 37.
52. Кулик, А. С. Эффективность избыточных систем стабилизации и ориентации космических аппаратов с двигателями-маховиками [Текст] / А. С. Кулик, А. М. Суббота, О. В. Резникова // Авиационно-космическая техника и технология. — 2008. — №3 (50). — С. 18-25.
53. Суббота, А. М. Особенности применения двигателей-маховиков на малых космических аппаратах [Текст] / А. М. Суббота, О. В. Резникова, Т. Н. Андрущенко // Авиационно – космическая техника и технология. — 2012. — №4(91). — С. 88 – 92.
54. Суббота, А. М. Разработка модели системы ориентации и стабилизации малых космических аппаратов [Текст] / А. М. Суббота, А. В. Красножен// Авиационно-космическая техника и технология. — 2013. — №2(99). — С. 75-82.

55. Куленко, М. С. Исследование применения нечетких регуляторов в системах управления технологическими процессами [Текст] / М. С. Куленко, С. В. Буренин // Вестник ИГЭУ. В. №2 – 2010. – 5 с.

56. Гостев, В. И. Проектирование нечетких регуляторов и системы автоматического управления [Текст]: моногр. / В. И. Гостев. – Нежин: Аспект-Поліграф, 2009. – 416 с.

57. Кудинов, Ю. И. Нечеткие регуляторы и системы управления [Текст] / И. Н. Дорохов, Ф. Ф. Пащенко // Controlscience. – № 3. – 2004. С. 2.

58. Штовба, С. Д. Проектирование нечетких систем средствами Matlab [Текст] / С. Д. Штовба. – М.: Горячая линия. – 2007. – 288 с.

59. Суббота А. М., Применение нечеткого регулятора для повышения качества системы управления КЛА на базе двигателей-маховиков, включенных по дифференциальной схеме [Текст] / В. Г. Джулгаков, А. Е. Басова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2017. – С. 151-155.

#### Патентные документы

1. Заявка 2521423 Российская Федерация, МПКF03H99/00, G21D5/00. Ядерные силовые установки с реактором и двигателем, в котором тепло, выделяющееся в реакторе, преобразуется в механическую энергию [Текст] / Беляев В.И.; Заявитель и патентообладатель Беляев В.И. – № 2012152229/07; заявл. 05.12.2012; опубл. 27.06.2014, Бюл. № 18. – 4 с.: ил.

2. Заявка 2522971 Российская Федерация, МПКG21D5/00. Ядерные силовые установки с реактором и двигателем, в котором тепло, выделяющееся в реакторе, преобразуется в механическую энергию [Текст] / Коротеев А.С.; Заявитель и патентообладатель Государственный научный центр Российской Федерации-федеральное государственное унитарное предприятие "Исследовательский Центр имени М.В. Келдыша". – №2013104544/07; заявл. 05.02.2013; опубл. 20.07.2014, Бюл. № 20. – 1 с: ил.

3. Заявка 2502143 Российская Федерация, МПКG21D5/08, G21D3/12. Ядерный энергоблок и способ маневра его мощностью [Текст] / Тревгода М. М., Будылов Е. Гю, Ошейко Ю.В.; Заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие "Государственный научный центр Российской Федерации -



Физикоэнергетический институт имени А.И. Лейпунского". – № 2011153924/07; заявл. 05.03.2012; опубл. 20.12.2013, Бюл. № 35. – 2 с.: ил.

4. Заявка 2494481 Российская Федерация, МПКG21D5/00. Ядерная энергетическая установка космического аппарата [Текст] / Еремин А. Г., Равикович Ю. А.; Заявитель и патентообладатель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Московский авиационный институт (нац. исслед. ун.)" (МАИ). – № 2012137641/07; заявл. 03.09.2012; опубл. 27.09.2013, Бюл. № 27. – 1 с.: ил.

5. Заявка 2453938 Российская Федерация, МПКG21D5/14. Маневренная атомная электростанция [Текст] / Анисимов А. М., Багдасаров Ю. Э., Сопленков К. И., Чаховский В. М.; Заявитель и патентообладатель Анисимов А. М., Багдасаров Ю. Э., Сопленков К. И., Чаховский В. М. – № 2010142401/07; заявл. 18.10.2010; опубл. 20.06.2012, Бюл. № 17. – 1 с.: ил.

6. Заявка 2449391 Российская Федерация, МПКG21D5/06. Способ повышения мощности двухконтурного атомного энергоблока [Текст] / Аминов Р. З., Махотин И. Н.; Заявитель и патентообладатель Аминов Р. З., Махотин И. Н. – № 2010124798/07; заявл. 16.06.2010; опубл. 27.12.2011, Бюл. № 36. – 1 с.: ил.

7. Заявка 2383762 Российская Федерация, МПКF02K7/16, F02C1/0. Комбинированный атомный форсажный авиационный двигатель [Текст] / Болотин Н. Б.; Заявитель и патентообладатель Болотин Н.Б. – № 2008138873/06; заявл. 30.09.2008; опубл. 10.03.2010, Бюл. № 7. – 3 с.: ил.

8. Заявка 2407678 Российская Федерация, МПКB64D27/22. Беспилотный самолет с ядерным двигателем [Текст] / Евсюков Г. А.; Заявитель и патентообладатель Евсюков Г. А. – № 2009110821/11; заявл. 27.09.2010; опубл. 27.12.2010, Бюл. № 36. – 7 с.: ил.

9. Заявка 2494004 Российская Федерация, МПКB63G8/00, F02K9/48. Атомная подводная лодка [Текст] / Болотин Н. Б., Нефедова Е. Н., Болотина М. Н., Нефедова М. Л.; Заявитель и патентообладатель Болотин Н. Б., Нефедова Е. Н., Болотина М. Н., Нефедова М. Л. – № 2012112297/11; заявл. 29.03.2012; опубл. 27.09.2013, Бюл. № 27. – 10 с.: ил.

10. Заявка 80616 Украина, МПКF03G3/00. Атомный экоэнергодвигатель [Текст] / Дудик Г. В.; Заявитель и патентообладатель

Дудик Г.В. –№ u201212824; заявл. 12.11.2012; опубл. 10.06.2013, Бюл. № 11 –  
1 с.: ил.

## ДОДАТОК А

№	Название и номер патента	МПК	Страна	Год	Автор	Описание изобретения	Постановленные задачи
1	2	3	4	5	6	7	8
1.	Ядерный ракетный двигатель – 2521423	G21D5/00	Россия	2012	Беляев Вячеслав Иванович.	Изобретение относится к ракетно-космической технике, и может найти применение в ракетах и аэрокосмических летательных аппаратах, предназначенных для выполнения долговременных беспосадочных полетов одновременно в атмосфере, в безвоздушном (стратосфере) и околоземном космическом пространстве.	Повышение удельной тяги и эффективности работы ЯРД, возможность использования маршевого рабочего тела в бортовых турбоагрегатах и управляющих двигателях с сохранением их работоспособности при отключенном маршевом сопле.
2.	Ядерная энерго-двигательная установка – 2522971	G21D5/00	Россия	2013	Анатолий Сазонович Коротеев	Изобретение относится к области ядерных энергодвигательных установок (ЯЭДУ) большой мощности, функционирующих с замкнутым контуром рабочего тела для выработки электрической энергии и создания тяги.	Технический результат изобретения состоит в существенном повышении температуры панелей холодильника-излучателя, что улучшает массогабаритные характеристики ЯЭДУ и

							повышает ее КПД.
1	2	3	4	5	6	7	8
3.	Ядерный энергоблок и способ маневра его мощностью – 2502143	G21D5/08, G21D3/12	Россия	2012	Будылов Е.Г., Ошейко Ю.В., Тревгода М.М.	Изобретение относится к области энергетического машиностроения и может быть использовано в атомной энергетике. Способ маневра мощностью ядерного энергоблока с газотурбинным энергопреобразователем включает согласованное изменение мощности ядерного реактора и наполнения второго контура газом при неизменных температурах в ядерном реакторе и сохранении экономичности ядерного энергоблока в диапазоне нагрузок.	Технический результат состоит в повышении экономичности и надежности ядерного энергоблока.
4.	Ядерная энергетическая установка космического аппарата – 2494481	<u>G01C21/10</u>	Россия	2012	Еремин А.Г. Равикович Ю.А.	Изобретение относится к источникам электроснабжения космического аппарата. Ядерная энергетическая установка (ЯЭУ) космического аппарата содержит энергетический блок, который включает газоохлаждаемый ядерный реактор, машинные преобразователи энергии, радиационную защиту, агрегаты системы теплоотвода с соединяющими их элементами конструкции, а также холодильник-излучатель	Технический результат - снижение температуры трубопроводов с теплоносителем, проходящих сквозь радиационную защиту, и, исключение из конструкции системы охлаждения, а также повышение температуры приходящего на турбину теплоносителя с соответствующим повышением

							коэффициента полезного действия преобразования энергии.
1	2	3	4	5	6	7	8
5.	Маневренная атомная электростанция – 2453938	G21D5/14	Россия	2012	Анисимов А.М., Багдасаров Ю.Э. Сопленков К.И., Чаховский В.М.	Изобретение относится к ядерной энергетике, а именно к конструкциям ядерных энергетических установок. Маневренная атомная электростанция содержит первый контур, включающий реактор, парогенератор и главный циркуляционный насос, пароводяной контур, состоящий из конденсатно-питательного тракта и парового тракта острого пара, включающего соединенные с парогенератором паропроводами паровую турбину с цилиндрами высокого и низкого давления и промежуточный пароперегреватель, а также теплоаккумулирующий контур, включающий теплоаккумулятор с теплообменником и систему задвижек, устанавливаемых на паропроводах	Изобретение направлено на повышение эффективности работы атомного энергоблока в маневренных режимах
6.	Способ повышения мощности двухконтурного атомного энергоблока –	G21D5/06	Россия	2010	Аминов Р.З., Махотин И.Н.	Изобретение относится к области атомной энергетике и может быть использовано в ядерных энергетических установках с корпусными ядерными реакторами, охлаждаемыми водой, атомных электростанций. Суть изобретения состоит в использовании	Изобретение позволяет увеличить мощность ядерного реактора за счет понижения температуры теплоносителя на входе в активную зону

	2449391					дополнительного теплообменника, подключенного в первый контур после реакторного парогенератора. Теплообменник подогревает питательную воду до температуры насыщения перед подачей ее в парогенератор.	
1	2	3	4	5	6	7	8
7.	Комбинированный атомный форсажный авиационный двигатель – 2383762	F02K7/16, F02C1/0	Россия	2008	Болотин Н.Б.	Изобретение относится к авиа-двигателестроению. Комбинированный атомный авиационный двигатель содержит двухкаскадный газотурбинный двигатель с внутренним и внешним валами и компрессорами низкого и высокого давления, камерой сгорания, к которой подведен топливный трубопровод от топливного насоса, турбиной и реактивным соплом.	Изобретение направлено на повышение КПД
8.	<b>Беспилотный самолет с ядерным двигателем – 2407678</b>	B64D27/22	Россия	2009	Евсюков Г.А.	Изобретение относится к области самолетостроения. Самолет выполнен по нормальной аэродинамической схеме и включает фюзеляж, высокорасположенное трехлонжеронное крыло, двухкилевое вертикальное оперение и цельноповоротный стабилизатор с дифференциальным управлением.	Изобретение направлено на расширение арсенала технических средств
1	2	3	4	5	6	7	8
9.	Атомная подводная	B63G8/00,	Россия	2012	Болотин Н.Б., Болотина	Изобретение относится к подводному	Технический результат

	лодка – 2494004	F02K9/48			М.Н., Нефедова Е.Н., Нефедова М.Л.	кораблестроению. Атомная подводная лодка содержит прочный корпус, охватывающий его легкий корпус, цистерны между этими корпусами, прочную рубку и спасательную всплывающую камеру, установленную внутри прочного корпуса под прочной рубкой, кормовую оконечность с гребным винтом со ступицей, установленной на гребном валу, соединенном с электродвигателем, и один ядерный реактор, соединенный трубопроводами контура циркуляции с турбогенератором, который электрическим кабелем соединен с аккумуляторами и с электродвигателем, ракетный отсек	заключается в значительном повышении скорости движения подводной лодки в режиме атаки из надводного положения и расширении ее функциональных возможностей
--	-----------------	----------	--	--	--	---	---





## ДОДАТОК Б

