

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
_____ (Юрій Грищенко)
“ ____ ” _____ 2023 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
МАГІСТРА

Тема: Синтез параметрів регулятора системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату

Виконавець: _____

Керівник: _____

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

Нормоконтролер: _____

Київ 2023

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіоніки
Спеціальність 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
_____ (Юрій Грищенко)
«_____» _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ
на виконання кваліфікаційної роботи

(прізвище, ім'я, по батькові випускника в родовому відмінку)

1. Тема: «Синтез параметрів регулятора системи автоматичної стабілізації кута тангажу літального апарату»

затверджена наказом ректора від від «_____» _____ 2023 р. № _____

2. Термін виконання роботи: з _____ по _____

3. Вихідні дані до роботи: початкові параметри коригуючих пристроїв та підсилювача: $k_p = 1$, $k_d = 0.3$, $k_i = 0.5$, $T_d = 0.9$; перерегулювання не більше 5 %, тривалість перехідного процесу не більше 3-5 с, параметри динамічної моделі ЛА.

4. Зміст пояснювальної записки: аналіз існуючих систем автоматичного керування літальними апаратами; побудова математичної моделі системи автоматичної стабілізації кута тангажу літального апарату, синтез параметрів регулятора системи автоматичної стабілізації кута тангажу літального апарату.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: Графіки, діаграми, рисунки, таблиці.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Аналіз літературних джерел. Аналіз аналогічних існуючих систем та постановка задачі на дослідження		
2	Написання першого розділу пояснювальної записки		
3	Написання другого розділу пояснювальної записки		
4	Написання третього розділу пояснювальної записки		
5	Оформлення пояснювальної записки		
6	Рецензування дипломної роботи		
7	Підготовка доповіді та оформлення презентації дипломної роботи		

7. Дата видачі завдання: _____

Керівник дипломної роботи _____ Тачиніна О. М.

(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Бойко В.Ю.

(підпис випускника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Синтез параметрів регулятора системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату»: 40 сторінок , 21 рисунок , 7 літературних джерел.

Актуальність теми: На сьогоднішній день, одним з найбільш важливих завдань, пов'язаних з керуванням літальними апаратами, є якісне виконання всієї програми польоту незалежно від впливу випадкових зовнішніх факторів. У зв'язку з цим постають задачі аналізу та синтезу нових та удосконалення вже існуючих систем стабілізації руху літальних апаратів. Тому подальша модернізація класичних регуляторів , що може вирішити поставлені задачі стабілізації, є актуальною задачею.

Мета роботи: провести синтез параметрів регулятора системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.

Об'єкт дослідження: Процес синтезу параметрів регулятора системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.

Предмет дослідження: регулятор для системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.

Методи дослідження: Метод Зіглера-Ніколса, метод PID-Tuner.

СИНТЕЗ ПАРАМЕТРІВ, РЕГУЛЯТОР СИСТЕМИ, СТАБІЛІЗАЦІЯ КУТА ТАНГАЖА, ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, КУТ ТАНГАЖА, РЕГУЛЯТОР, АВТОМАТИЧНА СТАБІЛІЗАЦІЯ.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	7
РОЗДІЛ 1. ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ ЯК ОБ'ЄКТ КЕРУВАННЯ.....	8
1.1.Способи побудови та класифікація систем керування ЛА.	8
1.2. Принципи побудови контурів керування кутовим положенням літака	13
1.3. Стабілізація і керування кутовим положенням.....	17
РОЗДІЛ 2. ПОБУДОВА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ КУТА ТАНГАЖА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ.....	19
2.1. Принцип дії системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.	19
2.2. Побудова математичної моделі системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.	23
2.3. Побудова імітаційної моделі розробленої системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.....	25
РОЗДІЛ 3. СИНТЕЗ ПАРАМЕТРІВ РЕГУЛЯТОРА СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ КУТА ТАНГАЖА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ.....	28
3.1. Застосування регуляторів для покращення якості роботи систем автоматичної стабілізації.	28
3.2. Синтез параметрів регулятора системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату методом Зіглера-Ніколса.....	32
3.3. Синтез параметрів регулятора системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату методом PID-Tuner.	34
ВИСНОВОК	38

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ

САК – Система автоматичного керування;

ЛА – літальний апарат;

ЕДСУ (англ. Fly-by-Wire) – Електродистанційна система управління;

ОП – обчислювальному пристрої;

КПП – командно-пілотажний прилад;

АСК – автоматизована система керування;

ДКП – датчик кутового положення;

ДКШ – датчик кутової швидкості;

ВСТУП

Аналіз джерел за темою дипломної роботи показав, що свого часу брати Райт провели тисячі експериментів із планерами при розробці оптимальної конструкції літака. Продовженням цих експериментів стало проектування літаків з прийнятними динамічними характеристиками.

В останні роки в авіаційній галузі, при розробці систем керування польотом для покращення динамічних характеристик літака та підвищення точності стабілізації його руху, широко використовуються пропорційно-інтегрально-диференціальні регулятори.

Дипломна робота присвячена проектуванню пропорційно-інтегрально-диференціального (ПІД) регулятора та синтезу його оптимальних значень для літака загального призначення. Сфера діяльності літака загального призначення досить велика: комерційний та некомерційний сектори цивільної авіації, льотні клуби, льотні школи, сільхоз-виробнича авіація, виробництво та технічне обслуговування легких літаків.

Основною метою даної роботи є проектування та синтез ПІД-регулятора для системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату загальної авіації.

Синтез параметрів оптимального пропорційно-інтегрально-диференціального регулятора є важливою і актуальною задачею для автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.

Для того, щоб отримати оптимальні значення параметрів з різних методів налаштування замкнутого контуру, в дипломній роботі використовуються метод Зіглера-Ніколса та метод PID-Tuner.

У майбутньому планується подальше дослідження щодо отримання оптимальних параметрів даних регуляторів з використанням інших методів.

РОЗДІЛ 1. ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ ЯК ОБ'ЄКТ КЕРУВАННЯ.

1.1.Способи побудови та класифікація систем керування ЛА.

Системи автоматичного керування польотом (САК) є однією з найважливіших складових частин пілотажно-навігаційного обладнання сучасних літаків. Вони забезпечують ручне (штурвальне), напівавтоматичне (директорне) та автоматичне керування літаком у широкому діапазоні умов польоту.

Задачі автоматичного керування польотом можна умовно розділити на три рівня:

- забезпечення потрібних характеристик стійкості та керування літака;
- стабілізація та керування кутовими рухами;
- ціленаправлене керування траєкторією, тобто здійснення важких траєкторних маневрів.

Задачі трьох рівнів пов'язані між собою ієрархічно. Рішення цих задач відбувається у відповідних замкнутих контурах керування (рис.1.1).

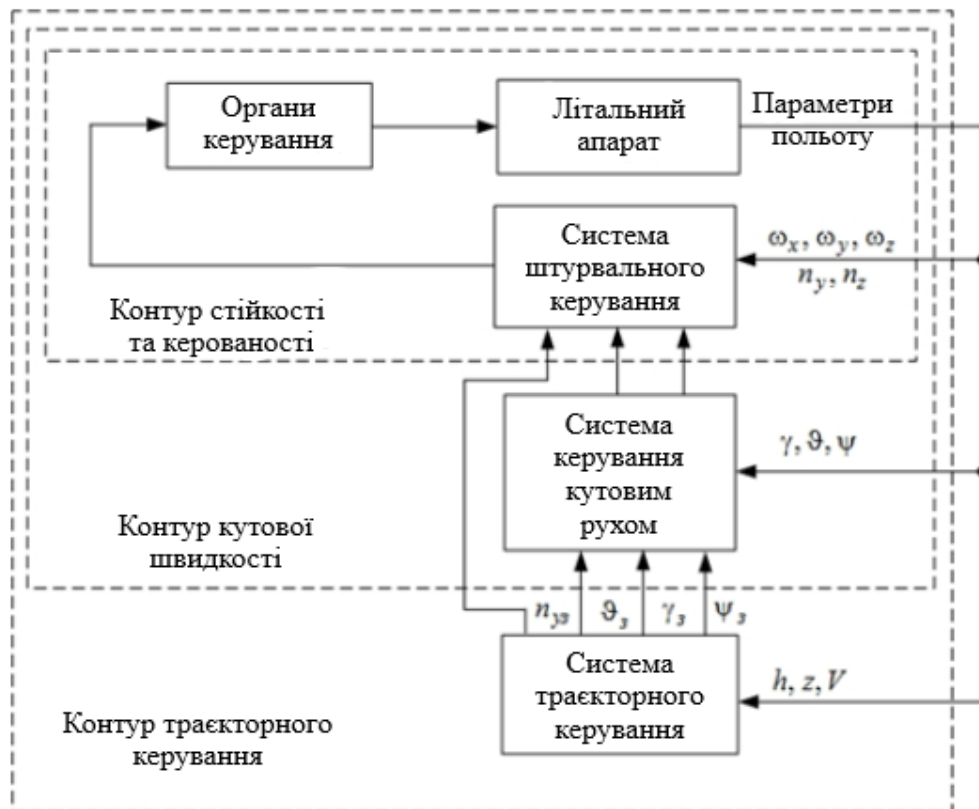


Рис. 1.1 Структурна схема контурів автоматичного керування польотом

Гарні характеристики стійкості та керованості являються умовою успішного виконання любого етапу польоту. Для покращення цих характеристик

використовуються контури стійкості та керованості, перетворюючи літак в об'єкт с прийнятними пілотажними характеристиками. Ці контури будуються на основі підсистем штурвального керування, а саме: демпферів, автоматів стійкості, систем корекції статичних характеристик керованості.

Контури кутової стабілізації призначені для стабілізації и керування кутовим положенням літака, характеризуємим кутами крена, тангажа и рискання. Ці контури будуються на основі контурів покращення характеристик стійкості та керованості та являються по відношенню до них зовнішніми контурами.

Необхідність контурів керування кутовими рухами обумовлена рядом причин.

По-перше, ці контури, здійснюючи зворотні зв'язки по кутовому положенню, дозволяють краще організувати керування траєкторією.

Відсутність контура керування кутовим рухом ускладнює забезпечення стійкості керування траєкторією.

По-друге, стабілізація курсу, крена и тангажа дозволяє різко збільшити дискретність траєкторного керування. Для режиму ручного керування траєкторією, це проявляється в тому, що при ввімкненому режимі стабілізації кутових положень пілота достатньо лише час від часу втручатись в керування, вносячи підправки в задані значення курсу и тангажа и усуваючи тим самим помилки витримання траєкторії.

По-третє, кутова стабілізація літака часто являється необхідною умовою нормальної роботи важливих видів бортового обладнання, від яких залежить виконання літної задачі чи етапу польоту, таких, як, аерофотографування земної поверхності, перевозка груза на зовнішній підвісці і т.д.

Контури траєкторного керування призначені для керування рухом центра мас. Відомо, що керування траєкторією здійснюється за рахунок зміни кутових положень літака. Виключення складають нетрадиційні контури безпосереднього керування аеродинамічними силами і канал керування тягою двигуна. Тому контури керування траєкторією будуються на основі контурів керування кутовими рухами, тобто траєкторний контур являється зовнішнім по відношенню до контуру керування

кутовими рухами, який в свою чергу являється внутрішнім по відношенню до траєкторного контуру.

Внутрішні контури керування з'явилися раніше та традиційно називаються *автопілотами*. Але чітких кордонів між САК та автопілотами не існує, так як вже на автопілоти покладалась деякі задачі по стабілізації траєкторії польоту.

Відмінною особливістю САК є її широкий зв'язок з іншим бортовим обладнанням, з пілотажно-навігаційними комплексами.

Для сучасних ЛА характерним є широке використання систем автоматичного управління (САК) на всіх режимах і етапах польоту. Без таких систем неможливе ефективне використання авіаційної техніки навіть під час вирішення найпростіших завдань.

Впровадження САК у процес керування диктується як зміною пілотажних характеристик ЛА, переважно характеристик стійкості і керованості, а й зростаючою тенденцією інформаційного об'єднання САК з навігаційними комплексами, системами забезпечення посадки тощо. На сучасних літаках бортові САК перетворилися на засоби, що полегшують льотчику процес управління польотом, як це було в недалекому минулому, на засіб суттєвого підвищення ефективності та рівня безпеки польотів. Повна автоматизація польоту пілотованих ЛА неможлива, оскільки функції увімкнення різних режимів роботи САК, перемикання цих режимів, а також контролю працездатності САК та включення аварійних режимів може виконувати тільки пілот.

Найпростіші засоби покращення пілотажних якостей літаків зародилися разом із авіацією. Вони були призначені для компенсації недостатньої керованості та стійкості перших ЛА. До цих засобів можна віднести регулятори прямої дії у вигляді маятників та флюгерів, що підвищують стійкість поздовжнього руху. Такі спроби часто були дуже ефективними.

У міру ускладнення завдань, поставлених перед авіацією, а також в умовах розширення експлуатаційних параметрів польоту, виникла необхідність автоматизації всіх режимів польоту ЛА, що значно ускладнило самі системи автоматичного керування польотом. Ці системи стали багатоканальними. Вони

скомплексовані з різними пілотажно-навігаційними системами літального апарату. На зміну автопілоту, який встановлювався далеко не на всіх літаках, прийшли САК, без яких немислимий жоден сучасний літак.

Кожен із режимів польоту ЛА характеризується набором параметрів. До них відносяться кути тангажа, крену, курсу, атаки та нахилу траєкторії, відповідні кутові швидкості, висота та швидкість польоту та ін.

Основним завданням систем керування польотом ЛА є стабілізація заданого режиму або його зміна за певною програмою.

Для пілотованих ЛА розрізняють такі види керування польотом: штурвальне (ручне), напівавтоматичне (директорне) та автоматичне.

Штурвальне керування (рис. 1.2) здійснюється льотчиком, який використовує показання приладів та візуальне орієнтування. Обробивши отриману інформацію, льотчик управляє ЛА шляхом на органи управління через систему штурвального управління. У цю систему поряд з рукояткою управління, педалями, механічною проводкою, завантажувальними механізмами можуть входити: силові приводи (бустери), автомати, що покращують стійкість та керованість літака, автомати зміни характеристик механічної проводки (передаточного числа, завантаження, балансування).

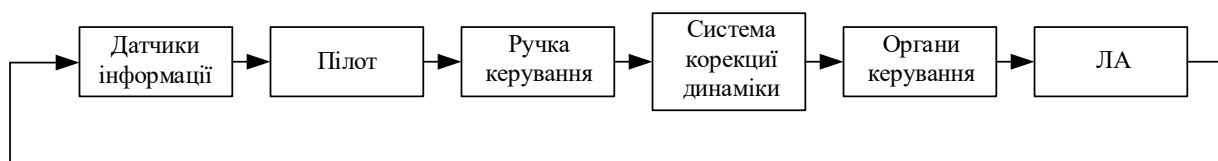


Рис.1.2 Структурна схема системи штурвального керування літаком

Електродистанційна система управління (ЕДСУ, англ. Fly-by-Wire) - система управління літальним апаратом, що забезпечує передачу керуючих сигналів від органів управління в кабіні екіпажу (наприклад, від ручки управління літаком, педалей керма напрямку) до виконавчих приводів аеродинамічних поверхонь (кермів і злітно-посадкової механізації крила) у вигляді електричних сигналів.

Наявність кількох входів, великий обсяг інформації при обмеженій реакції та пропускну здатність людини зумовлюють суттєву дискретність та обмежену точність штурвального управління. Проте слід зазначити, що штурвальне управління більш надійне

і гнучке у сенсі адаптації у несподіваних ситуаціях. Воно є резервним при відмові систем напівавтоматичного та автоматичного керування.

Автоматичне керування (рис. 1.3) польотом здійснюється САК без участі або під контролем льотчика. Відомо, що повний рух ЛА складається з руху навколо центру мас (три ступеня свободи та руху центру мас (три ступеня свободи). Контури управління кутовими рухами (навколо центру мас) є внутрішніми контурами САК. Рухом центру мас керують інші елементи САК, які відносяться до зовнішніх контурів управління або траєкторної частини, оскільки управління рухом центру мас здійснюється через зміну кутових положень ЛА, то внутрішній контур управління є складовою зовнішнього (траєкторного) контуру.

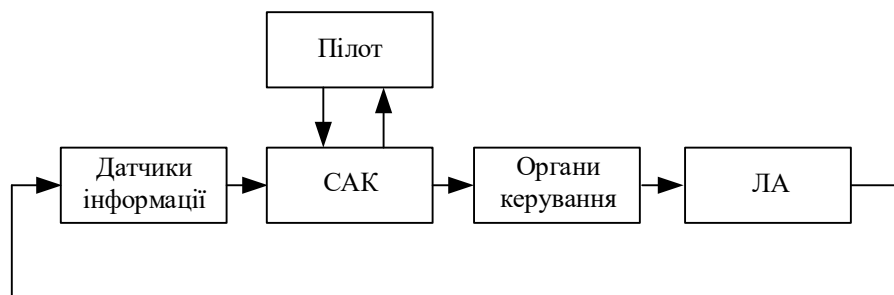


Рис.1.3 Структурна схема системи автоматичного керування літаком

Напівавтоматичне керування (рис. 1.4) здійснюється за безпосередньою участю льотчика.

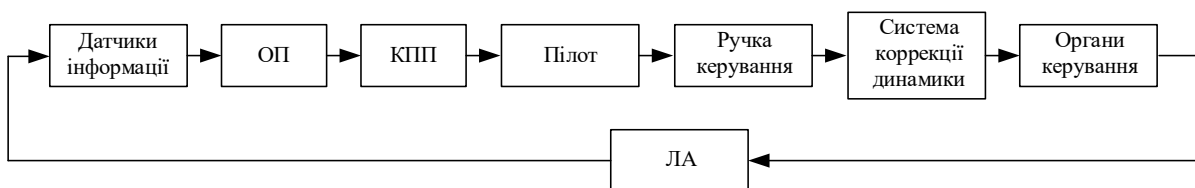


Рис.1.4 Структурна схема системи напівавтоматичного керування літаком

Такий режим управління ще називають директорним чи командним. І тут автоматизуються математичні та логічні операції, з допомогою яких визначається положення органів управління, які забезпечують заданий режим польоту. При напівавтоматичному управлінні пілот є елементом замкнутого контуру управління та його роль зводиться до виконання команд, що формуються у обчислювальній пристрої (ОП) та в командно-пілотажному приладі (КПП). У технічній кібернетиці системи з подібною структурою належать до автоматизованих систем керування (АСК).

1.2. Принципи побудови контурів керування кутовим положенням літака

Типовий канал автоматичного керування польотом повинен містити наступні необхідні елементи:

- датчики інформації (вимірювачі параметрів польоту);
- проміжні елементи, об'єднанні в обчислювач (узгоджувальні, що задають, порівнювальні коригувальні пристрої);
- сервоприводи.

Крім того, в склад автопілота можуть входити різноманітні корегувальні елементи (зворотні зв'язки), пристрої контролю, сигналізації небезпечних режимів, блоки безпеки та пристроїв переключення режимів. Зазвичай в структурні ланкові схеми вмикаються моделі тільки тих елементів, які входять в контур керування, що забезпечує конкретний режим.

Узагальнена структурна схема контура автоматичного керування польотом зображена на рис. 1.2.

Система автоматичного керування польотом літака відноситься до класу багатоканальних систем керування. Основними каналами керування літака є: канал елеронів, канал руля висоти, канал руля напрямлення. У системах автоматичного управління можуть бути також додаткові канали: канал управління тягою двигуна, канал інтерцепторів, канал флаперонів тощо.

Типовий канал автоматичного управління літака містить у собі такі необхідні елементи:

- датчики інформації;
- проміжні елементи, що об'єднуються в обчислювач (узгоджувальні, порівнюючі, задавальні та коректуючі пристрої);
- сервопривод, який складається з підсилювача потужності та виконавчого пристрою (рульового агрегату), що охоплені від'ємним зворотним зв'язком

Узагальнена структурна схема каналу автоматичного управління літака зображена на рис. 1.5.

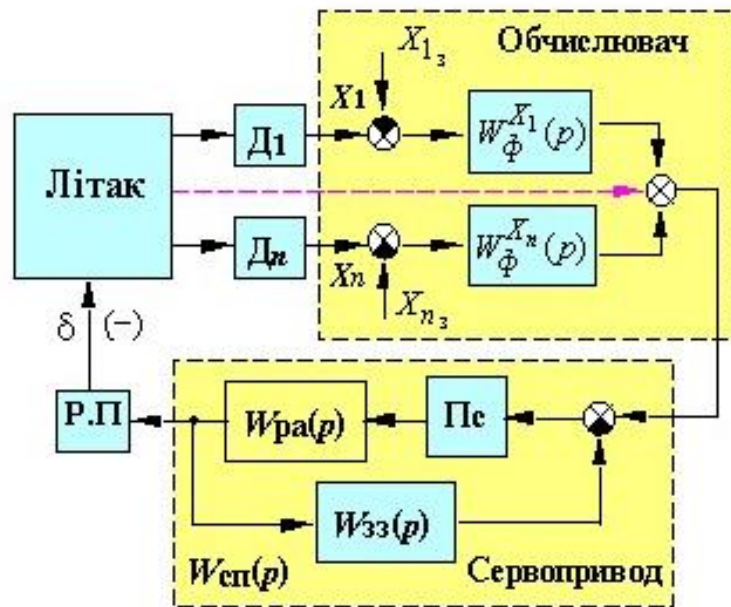


Рис.1.5. Узагальнена структурна схема каналу автоматичного управління літака

Тут δ - відхилення органу керування;

$W_{СП}(p)$ - передавальна функція сервоприводу;

$W_{РМ}(p)$ - передавальна функція рульового агрегату разом с підсилювачем привода;

$W_{ОС}(p)$ - передавальна функція зворотного зв'язку;

$x_1 \dots x_n$ - виміряні фазові координати ЛА, в число яких можуть входити кутові координати (ϑ, γ, ψ), кутові швидкості ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$), інші складові, наприклад n_y, n_z і т.д. Для контурів кутової стабілізації в число координат $x_1 \dots x_n$ не входять координаті центра мас літака;

D_i - датчики інформації. Найбільш поширеними датчиками інформації САК являються: гіроскопічні датчики кутів та кутових швидкостей, датчики перегрузок (акселерометри), анероїдно-мембранні датчики висоти та швидкості польоту (датчики статичного тиску, датчики швидкісного напору та числа М, коректори висоти и коректори-задатчики, вимірюючи відхилення висоти та швидкості польоту від заданих значень і т.д.), флюгерні датчики кутів атаки ковзання. До датчиків інформації слідує віднести і зовнішні системи, які видають інформацію про траєкторії руху літака;

$W_{\Phi}^{x_i}(p)$ - передаточні функції коригуючих елементів. В якості коригуючих елементів можуть використовуватись підсилювальні, інтегруючі та диференціюючі ланки, різноманітного роду фільтри і т.д.

Автоматичні системи, що складаються з керованого об'єкту та керованого пристрою, що сприймає інформацію про параметри об'єкта, являють собою систему з зворотнім зв'язком, працюючу по принципу відхилення. Саме до такого класу систем і відносяться системи автоматичного керування польотом літака. Системи автоматичного керування характеризуються статичними й динамічними властивостями. Зміна властивостей систем автоматичного керування в потрібному напрямку досягається корекцією керуючих впливів по певному закону.

В залежності від типу зворотного зв'язку, якою охоплюється кермовий привід, розрізняють автопілоти з жорстким, гнучким та ізодромним зворотнім зв'язком. Якщо знехтувати нелінійністю характеристики кермової машини (зокрема обумовленої насиченням магнітних ланцюгів), вхідним сигналом рахувати суму сигналів з датчиків інформації, пропущених через відповідні фільтри, а вихідним сигналом - кутове відхилення валу або переміщення штока кермового агрегату, то передаточна функція кермового агрегату в залежності від виду зворотного зв'язку може бути наближено представлена в вигляді:

- при жорсткому зворотному зв'язку

$$W_{PA}^{жс}(p) = \frac{1}{K_{oc}} = K_{PA}; \quad (1.1)$$

- при гнучкому зворотному зв'язку виду $K_{oc}p$

$$W_{PA}^g(p) = \frac{K_{PA}}{p}; \quad (1.2)$$

де $K_{PA} = \frac{1}{K_{oc}}$;

-при ізодромному зворотному зв'язку виду $T_u p / (T_u p + 1)$

$$W_{PA}^u(p) = \frac{T_u p + 1}{T_u p}. \quad (1.3)$$

При жорсткому зворотному зв'язку виконавчий елемент перетворюється з інтегруючого пристрою на пропорційне (точніше, в аперіодичну ланку з дуже малим постійним часом). При гнучкому зворотному зв'язку інтегруючі властивості

рульового агрегату зберігаються. Ізодромний зворотний зв'язок дозволяє зберегти інтегруючі властивості виконавчого елемента лише на низьких частотах. Для високочастотних складових ізодромний зворотний зв'язок еквівалентний жорсткому зворотному зв'язку.

Необхідно відмітити, що при рульовому агрегаті, не охопленому зворотнім зв'язком, автопілот вже має певний порядок астатизму. Гнучкий та ізодромний зворотний зв'язки не вводять астатизм в автопілот, як це інколи стверджується в спеціальній літературі, а дозволяють зберегти існуючий порядок астатизму. У всіх випадках позитивний ефект зворотного зв'язку полягає в тому, що параметри еквівалентної передаточної функції визначаються в основному зворотній зв'язок і мало залежать від режимів роботи рульового агрегату. Таким чином, при охопленні жорстким негативним зворотнім зв'язком автопілот стає статичним, якщо немає інших інтегруючих ланок.

Законом керування прийнято називати залежність, що визначає відхилення рульового органу δ від параметрів польоту.

Закони керування можуть бути записані в наступному вигляді:

-при жорсткому зворотному зв'язку

$$\delta = -\frac{1}{K_{oc}} \sum_{i=1}^n W_{\phi}^{x_i}(p)(x_{iz} - x_i) = -\frac{1}{K_{oc}} \sum_{i=1}^n W_{\phi}^{x_i}(p)\varepsilon_i; \quad (1.4)$$

-при гнучкому зворотному зв'язку

$$\dot{\delta} = -\frac{1}{K_{oc}} \sum_{i=1}^n W_{\phi}^{x_i}(p)(x_{iz} - x_i) = -\frac{1}{K_{oc}} \sum_{i=1}^n W_{\phi}^{x_i}(p)\varepsilon_i; \quad (1.5)$$

-при ізодромному зворотному зв'язку

$$\delta = -\frac{T_u p + 1}{T_u} \sum_{i=1}^n W_{\phi}^{x_i}(p)(x_{iz} - x_i) = -\frac{T_u p + 1}{T_u} \sum_{i=1}^n W_{\phi}^{x_i}(p)\varepsilon_i. \quad (1.6)$$

В більшості випадків передаточна функція фільтра відповідає пропорційній ланці, тобто

$$W_{\phi}^{x_i}(p) = K_{x_i}. \quad (1.7)$$

Автопілоти можна класифікувати не тільки по виду зворотного зв'язку, але й по законам керування.

Канали, що використовують кут та кутову швидкість, називаються каналами с введенням похідної в закон керування. Якщо використовується кут, кутова швидкість та кутове прискорення, то відповідний канал називається каналом з введенням першої і другої похідних в закон керування. Якщо в законі керування присутній інтеграл, то відповідний канал називається каналом керування з введенням інтегралу.

При жорсткому зворотному зв'язку зазвичай використовуються закони керування з введенням похідної і з введенням похідної і інтегралу від помилки:

$$\delta = -(K_\varepsilon \varepsilon + K_{\dot{\varepsilon}} \dot{\varepsilon}); \quad \delta = -(K_\varepsilon \varepsilon + K_{\dot{\varepsilon}} \dot{\varepsilon} + K_{\ddot{\varepsilon}} \int \varepsilon dt). \quad (1.8)$$

При швидкісному зворотному зв'язку знаходить використання тільки закон керування з введенням першої і другої похідної:

$$\dot{\delta} = -(K_\varepsilon \varepsilon + K_{\dot{\varepsilon}} \dot{\varepsilon} + K_{\ddot{\varepsilon}} \ddot{\varepsilon}). \quad (1.9)$$

При ізодромному зворотному зв'язку застосовуються закони керування з введенням похідної, а також першої і другої похідних:

$$\dot{\delta} = -\frac{T_u p + 1}{T_u} (K_\varepsilon \varepsilon + K_{\dot{\varepsilon}} \dot{\varepsilon}); \quad \delta = -\frac{T_u p + 1}{T_u} (K_\varepsilon \varepsilon + K_{\dot{\varepsilon}} \dot{\varepsilon} + K_{\ddot{\varepsilon}} \ddot{\varepsilon}). \quad (1.10)$$

Набір законів керування, застосовуваних в сучасних автопілотах, набагато ширше, ніж приведена вище класифікація.

1.3. Стабілізація і керування кутовим положенням

Задача автоматичного керування кутовим положенням літака являється одним із основних задач, що виникають при пілотуванні. Історично ця задача ставилась и вирішувалась навіть раніше, ніж задача автоматичного демпфування та покращення стійкості та керованості літака. Тому автоматичні засоби керування кутовим положенням літака - автопілот стали прообразами сучасних систем автоматичного керування польотом. Автоматичне керування кутовим положенням здійснюється шляхом відхилення рулей при появі розбіжностей між поточними та вимагаємими значеннями кутових параметрів положення літака.

Сприятливий вплив автоматики на процес керування літаком проявляється в покращення якості перехідних процесів повернення літака в вихідному режиму по кутовим параметрам після мимовільного відхилення під дією зовнішніх обурень. Так здійснюється автоматична стабілізація кутового положення літака. Крім того, автоматика допомагає пілоту покращити якість перехідних процесів виводу літака на новий режим

польоту по кутовим параметрам після цілеспрямованого впливу пілота на відповідні органи керування. Так здійснюється автоматичне керування кутовим положенням літака.

При автоматичному керуванні кутовим положенням літака приходится вирішувати три взаємопов'язані задачі керування кутами тангажа, крена и рискання. Відповідно розрізняють три основних виду засобів автоматичного керування кутовим положенням літака: автопілоти кута тангажа, автопілоти кута крену та автопілоти рискання. В останній час задача автоматичного керування кутом тангажа часто вирішується разом с задачею автоматичного керування нормального перенавантаження. Тому автопілоти нормального перенавантаження доцільно також віднести до засобів автоматичного керування кутовим положенням літака.

В сучасних системах автоматичного керування автопілоти присутні або в вигляді самостійних підсистем, або в вигляді відповідних режимів системи. Тому надалі під автопілотом будемо розуміти або автономний засіб, реалізуючи автоматичне керування кутовим положенням літака, або систему автоматичного керування, працюючу в режимі керування кутовим положенням.

РОЗДІЛ 2. ПОБУДОВА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ КУТА ТАНГАЖА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

2.1. Принцип дії системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.

Вирішення задач автоматичного управління польотом здійснюється окремими контурами систем автоматичного управління. Контури управління кутовим рухом призначені для управління та стабілізації кутового положення літака, яке характеризується кутами крену, тангажа та ролання. Кут тангажа ϑ - це кут між поздовжньою віссю літака і горизонтальною площиною. Контури управління кутовим рухом і контури стабілізації висоти традиційно називаються автопілотами. Автопілот тангажа забезпечує управління і стабілізацію кутового положення літака, відхиляючи відповідні рульові поверхні. Ці органи управління створюють управляючі моменти відносно поперечної осі, змінюючи кут тангажа. До таких органів управління відносяться руль висоти або стабілізатор. Для вимірювання поточного кута тангажа використовуються гіроскопічні датчики.

Функціональна схема системи автоматичної стабілізації кута тангажа ЛА представлена на рис. 2.1.

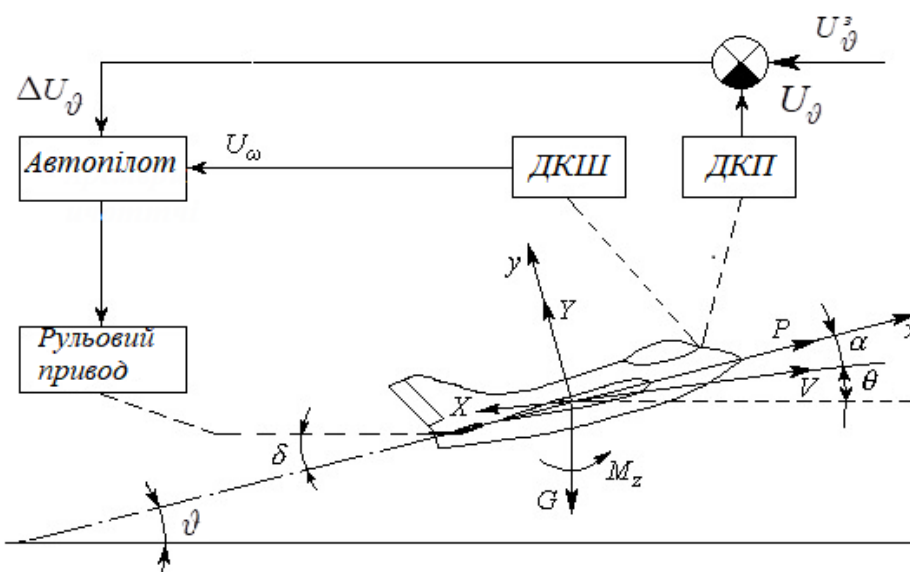


Рис. 2.1. Функціональна схема системи автоматичної стабілізації кута тангажа ЛА

На рис. 2.1. наведено такі позначення: X – сила лобового опору; Y – підйомна сила; G – сила тяжіння; M_z – сумарний момент, прикладений до літака відносно осі

Z ; P – сила тяги; q – кут похилу траєкторії; α , ϑ – кути атаки і тангажа; V – вектор швидкості.

Бортова система керування по каналу тангажа включає датчики інформації, автопілот, виконуючий функцію регулятора, і привод рулей висоти. В якості датчиків інформації використовується датчик кутового положення (ДКП) та датчик кутової швидкості (ДКШ).

Сигнал з ДКП в вигляді напруги U_{ϑ} , пропорційного дійсному значенню кута тангажа літака ϑ , порівнюється з напругою задатчика U_{ϑ_3} , так що на автопілот поступає напруга ΔU_{ϑ} , пропорційна відхиленню ϑ кута тангажа від необхідного значення ϑ_3 . Сигнал з ДКШ представляється напруга U_{ω} , пропорційним кутової швидкості літака $\omega_z = \dot{\vartheta}$, відносно поперечної осі Z .

Система працює наступним чином. При дії зовнішнього обурення змінюється сумарний момент M_z , що приводить до змін кута тангажа літака і появи сигналів ΔU_{ϑ} і U_{ω} . По цим сигналам в автопілоті формується керуюча напруга u на рульовий привід, який змінюється кутове положення руля висоти так, що виникаючий при цьому аеродинамічний момент компенсується зміна моменту M_z , та кут тангажа літака стає близьким до заданого U_{ϑ_3} .

Система автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату характеризується статичними та динамічними властивостями. Зміна властивостей системи в потрібному напрямку досягається корекцією керуючих впливів за певними законами – законами управління. При появі неузгодженості між заданим та поточним кутами тангажа $\vartheta_3 - \vartheta = \Delta\vartheta$ відбувається відхилення руля висоти на величину δ_v .

Залежність, яка визначає відхилення руля висоти δ_v від параметрів польоту, прийнято називати законом керування.

Так, відхилення руля висоти δ_v , пропорційне відхиленню поточного кута тангажа від заданого, описується наступним законом управління:

$$\delta_v = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) \quad (2.1)$$

пропорційність визначається передаточним числом K_J закону управління (рис. 2.2).

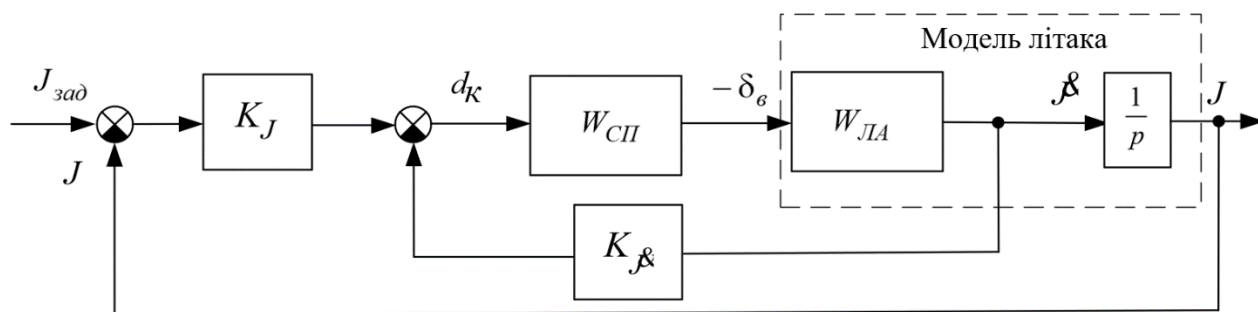


Рис.2.2. Структурна схема контуру керування кутом тангажа

При наявності відхилення поточного кута тангажа від заданого руль висоти відхиляється і під впливом моменту M_z (рис. 2.1) літак намагається повернутися до заданого кута тангажа. З точки зору теорії автоматичного управління позиційний сигнал – це основний керуючий сигнал, який забезпечує стабілізацію заданого параметру польоту. Але керуючі таким складним динамічним об'єктом, як літак тільки за сигналом відхилення, неможливо забезпечити якісні статичні та динамічні характеристики процесу управління. Тому до закону управління додаються коригуючі впливи. Коригуючі елементи можуть додавати в закон управління крім позиційного сигналу – сигналу відхилення похідну та інтеграл від позиційного сигналу.

Похідна від позиційного сигналу, забезпечуючи демпфірування коливань перехідного процесу, надає системі стійкості, але не впливає на статичні властивості системи (на помилку стабілізації). Часто замість диференціювання позиційного сигналу використовують еквівалентні сигнали. Наприклад, замість сигналу $p\vartheta$ використовується сигнал ω_z , який отримують від датчика кутової швидкості

$$\delta_\epsilon = K_\vartheta(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\dot{\vartheta}}p\vartheta, \delta_\epsilon = K_\vartheta(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z}\omega_z. \quad (2.2)$$

Інтегральна складова, підвищуючи ступінь астатизму, поліпшує статичні властивості системи (точність управління), але погіршує її стійкість. Закон

управління рулем висоти в режимі стабілізації кута тангажа з введенням інтегральної складової має вигляд

$$\delta_\epsilon = \left(K_\vartheta + \frac{K_{\tilde{\vartheta}}}{p} \right) (\vartheta - \vartheta_s) + K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta. \quad (2.3)$$

Оптимальний вибір коефіцієнтів підсилення (передаточних чисел) кожного з сигналів закону управління є задачею синтезу контуру управління, яка зазвичай здійснюється за певною методикою. Дослідження ж впливу змін передаточних чисел на статичні та динамічні властивості системи управління є задачею аналізу контуру управління, який може здійснюватися аналітично або шляхом математичного моделювання.

Сервопривод перетворює керуючі сигнали δ_k в переміщення органів управління літака δ_v , при цьому від характеристик сервопривода багато у чому залежить якість управління. Сервопривод системи автоматичного управління – це силова системи стеження зі зворотним зв'язком. Залежно від типу зворотного зв'язку розрізняють сервоприводи з жорстким, гнучким (швидкісним) й ізодромним від'ємними зворотними зв'язками.

При жорсткому зворотному зв'язку забезпечується пропорційність між вхідним керуючим сигналом і відхиленням рульової поверхні. Закони управління (2.1)–(2.3) записані саме для контурів управління із сервоприводом з жорстким зворотним зв'язком. При гнучкому й ізодромному зворотному зв'язку сервопривод зберігає інтегруючі властивості виконавчого механізму, забезпечуючи пропорційність між вхідним сигналом і швидкістю відхилення рульової поверхні.

В даному дипломному проекті буде розглядатись сервопривод з жорстким зворотнім зв'язком.

2.2. Побудова математичної моделі системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.

Для побудови математичної моделі системи автоматичної стабілізації кута тангажа ЛА розглянемо задачу управління кутом тангажа, обмежившись моделлю короткоперіодичного позовжнього руху.

Рівняння, що відображає математичну модель позовжнього короткоперіодичного руху в операторній формі має вигляд [Філяшкін]:

$$\begin{aligned} (p + a_{m_z}^{\omega_z})\omega_z(p) + a_{m_z}^{\alpha}\alpha(p) &= a_{m_z}^{\delta_\epsilon}\delta_\epsilon(p); \\ -\omega_z(p) + (p - a_y^{\alpha})\alpha(p) &= 0. \end{aligned} \quad (2.4)$$

Цій системі відповідає характеристичне рівняння

$$A(p) = p^2 + a_1p + a_0 = 0, \quad (2.5)$$

$$\text{де } a_1 = a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^{\alpha}; \quad a_0 = a_{m_z}^{\alpha} - a_{m_z}^{\omega_z}a_y^{\alpha}.$$

Системі рівнянь, що описують короткоперіодичний рух (2.4), відповідають рішення:

$$\begin{aligned} \omega_z(p) &= \frac{a_{m_z}^{\delta_\epsilon}(p - a_y^{\alpha})}{p^2 + a_1p + a_0}\delta_\epsilon(p); \\ \alpha(p) &= \frac{a_{m_z}^{\delta_\epsilon}}{p^2 + a_1p + a_0}\delta_\epsilon(p). \end{aligned} \quad (2.6)$$

З виразу (2.6) отримуємо передаточну функцію, зв'язуючи кутову швидкість тангажа с відхиленням руля висоти:

$$W_{\vartheta}^{\epsilon}(p) = -\frac{\omega_z(p)}{\delta_\epsilon(p)} = \frac{-a_{m_z}^{\delta_\epsilon}(p - a_y^{\alpha})}{p^2 + a_1p + a_0}. \quad (2.7)$$

Враховуючи співвідношення

$$\omega_\alpha^2 = a_0; \quad 2\xi_\alpha\omega_\alpha = a_1, \quad \xi_\alpha = \frac{a_1}{2\omega_\alpha} = \frac{a_1}{2\sqrt{a_0}}; \quad (2.8)$$

$$T_\theta = -\frac{1}{a_y^{\alpha}}; \quad K_\alpha^{\epsilon} = -\frac{a_{m_z}^{\delta_\epsilon}}{\omega_\alpha^2}; \quad K_{\vartheta}^{\epsilon} = \frac{a_{m_z}^{\delta_\epsilon}}{\omega_\alpha^2}a_y^{\alpha} = \frac{K_\alpha^{\epsilon}}{T_\theta}. \quad (2.9)$$

отримаємо передаточну функцію, зв'язуючи кутову швидкість тангажа с відхиленням руля висоти в наступному вигляді:

$$W_{\dot{\vartheta}}^{\epsilon}(p) = \frac{K_{\dot{\vartheta}}^{\epsilon} \omega_{\alpha}^2 (T_{\Theta} p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2} \quad (2.10)$$

Використовуючи співвідношенням $\vartheta(p) = \frac{\omega_z(p)}{p}$ в (2.8), отримаємо передаточну функцію, що зв'язує кут тангажа та відхилення руля висоти

$$W_{\dot{\vartheta}}^{\epsilon}(p) = \frac{\vartheta(p)}{-\delta_{\epsilon}(p)} = W_{\dot{\vartheta}}^{\epsilon}(p) \frac{1}{p} = \frac{K_{\dot{\vartheta}}^{\epsilon} \omega_{\alpha}^2 (T_{\Theta} p + 1)}{(p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2) p} = \frac{K_{\dot{\vartheta}}^{\epsilon} \omega_{\alpha}^2 (T_{\Theta} p + 1)}{(p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2)} \cdot \frac{1}{p} \quad (2.11)$$

Структурна схема, зображена на рис. 2.3.

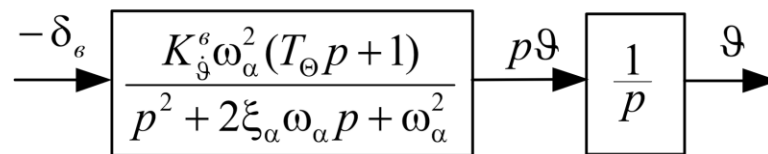


Рис.2.3. Структурна схема математичної моделі, яка відображає динаміку поздовжнього руху літака

Враховуючи математичну модель, яка відображає динаміку поздовжнього руху літака (рис. 2.3), структурна схема контуру керування кутом тангажа (рис. 2.2) набуде наступного вигляду.

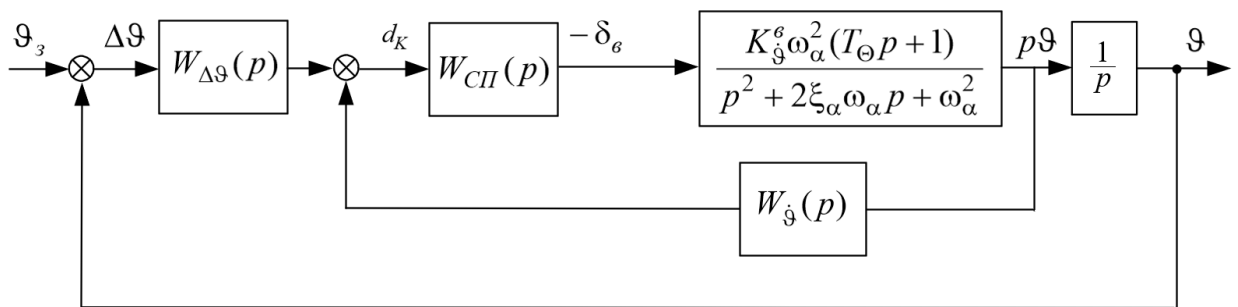


Рис. 2.4. Структурна схема контуру управління кутом тангажа

На структурній схемі контуру управління кутом тангажа (рис. 2.4) прийняті наступні позначення:

$W_1 = W_{\Delta\vartheta} = K_{\vartheta}$ – передаточна функція коригуючого елемента;

$W_2 = W_{СП} = 1$ – передаточна функція сервоприводу ;

$W_3 = W_{\dot{\vartheta}}^{\epsilon} = \frac{K_{\dot{\vartheta}}^{\epsilon} \omega_{\alpha}^2 (T_{\Theta} + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2}$ – передаточна функція, що зв'язує кутову швидкість

тангажа та відхилення руля висоти;

$W_4 = K_{\dot{\vartheta}}$ – коефіцієнт зворотного зв'язку.

Проведений аналіз та узагальнення матеріалів літературних джерел [] дозволили прийняти наступні значення коефіцієнтів моделі системи:

$$K_{\dot{\vartheta}}^g = 2,8; K_{\vartheta} = 2; K_{\dot{\vartheta}} = 0,3; T_{\theta} = 1,68\text{с}; \omega_{\alpha} = 1,61 \text{ с}^{-1}; \xi_{\alpha} = 0,348;$$

$$W_3 = W_{\dot{\vartheta}}^g = \frac{4,5(1,68p + 1)}{p^2 + 1,11p + 2,56}$$

Розроблена структурна схема системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату (рис. 2.4) з визначеними параметрами її елементів, дозволяють здійснювати розробку нових і модернізацію існуючих систем, проводити їх всебічні експериментальні дослідження за допомогою імітаційного моделювання та математичного програмування.

2.3. Побудова імітаційної моделі розробленої системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.

Основний показник якості системи автоматичної стабілізації – це точність в усталеному режимі. Якщо у системі стабілізації не настає усталеного режиму, тобто перехідний процес не загасає, то така система практично непрацездатна. Для виконання задачі стабілізації необхідно забезпечити бажану якість усталених та перехідних процесів. Процес переходу системи з одного режиму до іншого називається перехідним режимом. Від характеру протікання процесів в значній мірі залежить оцінка якості системи та її відповідність задачам стабілізації.

Проведемо оцінку розробленої системи по перехідній функції, тобто за реакцією системи на одиничну східчасту дію, що найбільш підходить для систем автоматичної стабілізації кута тангажа.

В якості показників перехідного процесу (рис. 2.5) в дипломному проекті прийнято:

t_p - час регулювання;

S –перегулювання;

відхилення від заданого кута тангажа.

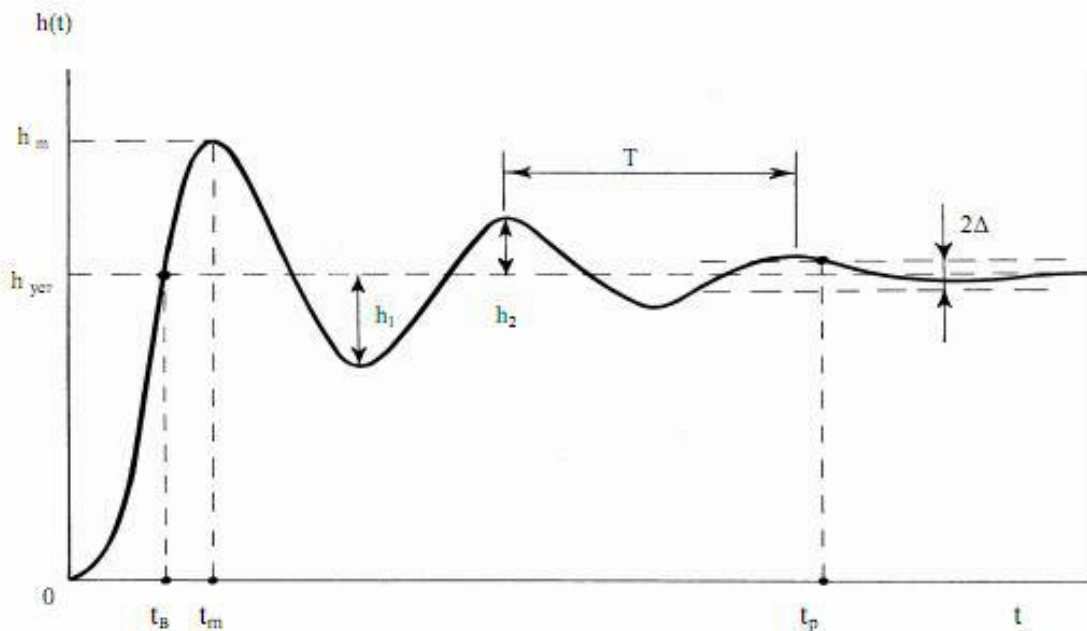


Рис.2.5. Визначення показників якості перехідних процесів

Час регулювання t_p характеризує тривалість перехідного процесу,

$$t_p = 3 \dots 5c.$$

Перехідний процес вважається закінченим, якщо відхилення від заданого кута тангажа $\Delta_{\vartheta} = \pm 2\%$.

Перегулювання S , % характеризує максимальне відхилення регульованої величини $h(t)$ від усталеного значення

$$\sigma = \frac{h_m - h_{уст}}{h_{уст}} 100\%, \quad (2.12)$$

в дипломному проекті перегулювання $\sigma \leq 2\%$.

Час відпрацювання t_B - час від початку процесу до першого досягнення ним значення $h_{уст}$. Для аперіодичних процесів $t_B = h_{уст}$.

На основі отриманої структурної схеми системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату (рис.2.4) була побудована імітаційна модель системи у середовищі MatLab з використанням пакету прикладних програм Simulink, яка представлена на рис. 2.6.

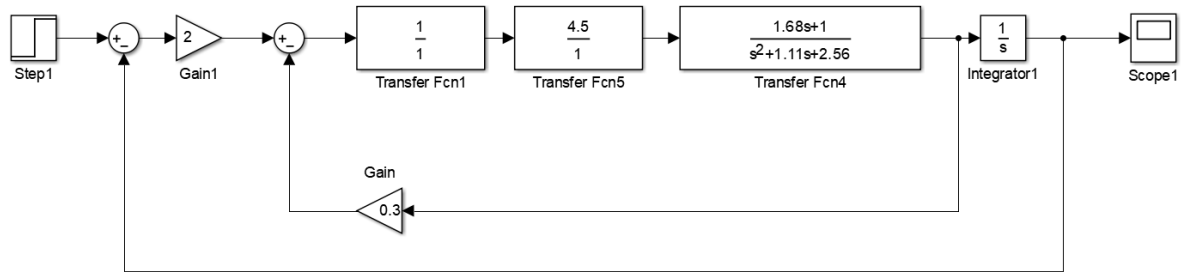


Рис. 2.6. Імітаційна модель системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату

Результати імітаційного моделювання наведені на рис. 2.7.

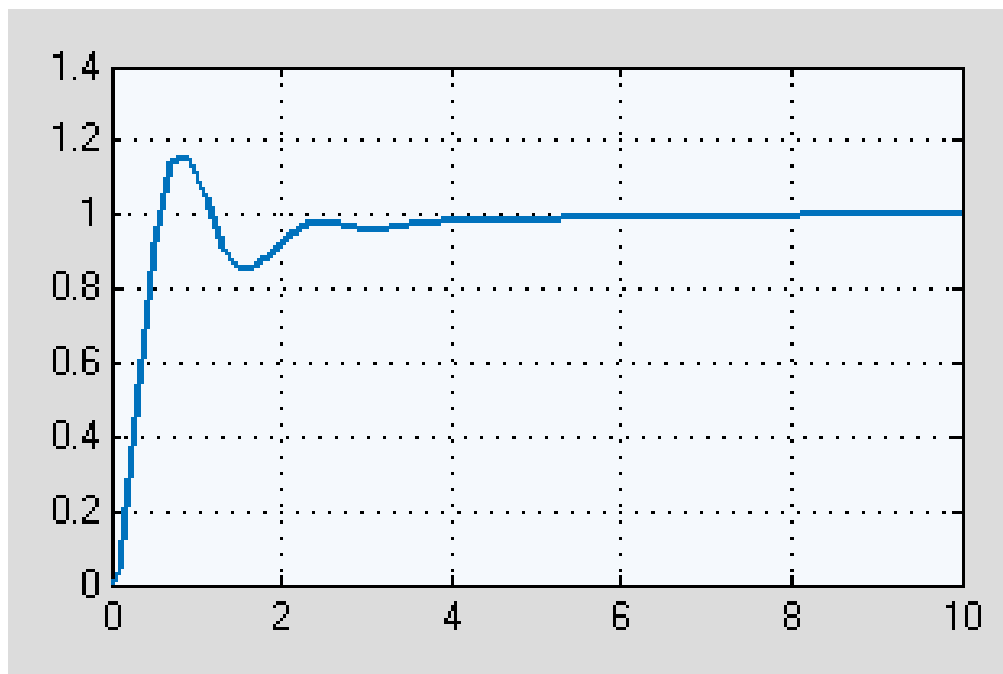


Рис. 2.7. Графік перехідного процесу

Аналіз результатів імітаційного моделювання показав, що графік перехідного процесу не задовольняє заданим технічними умовам до системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.

Для оптимізації параметрів проектованої системи буде застосовано пропорційно-інтегрально-диференціальний регулятор та проведено синтез його параметрів.

РОЗДІЛ 3. СИНТЕЗ ПАРАМЕТРІВ РЕГУЛЯТОРА СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ КУТА ТАНГАЖА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ.

3.1. Застосування регуляторів для покращення якості роботи систем автоматичної стабілізації.

Одним із найбільш розповсюджених способів забезпечення заданих показників якості (стійкості, точності, швидкодія) являється використання регуляторів. Найбільш розповсюджені в промисловості отримали стабілізуючі регулятори.

Стабілізуючі (типові) регулятори являються найбільш універсальними і розповсюдженими регуляторами. В силу своєї універсальності вони легко пристосовуються для автоматизації різноманітних технологічних процесів та об'єктів.

Типові регулятори реалізують типові закони керування. Закон керування – це алгоритм або функціональна залежність, відповідно з якими регулятор формує керуючий вплив $u(t)$. Ця залежність може бути представлена в вигляді:

$$u(t)=F(\varepsilon, g, f), \quad (3.1)$$

де F - деякий оператор від сигналу неузгодженості $\varepsilon(t)$, задаючого впливу $g(t)$ та збурюючого впливу $f(t)$, а також від їх довільних і інтегралів по часу.

Зазвичай закон керування можна розділити по виду вхідного сигналу на три доданки:

$$u(t)=F_1(\varepsilon)+F_2(g)+F_3(f), \quad (3.2)$$

де $F_1(\varepsilon)$, $F_2(g)$ та $F_3(f)$ виражають керування по відхиленню, задаючому і зовнішньому впливу, відповідно.

В залежності від виду оператора F закони керування діляться на стандартні та спеціальні:

- стандартні закони керування - це універсальні закони, за допомогою яких можна вирішувати задачі автоматизації різноманітних технологічних процесів та об'єктів.
- спеціальний закони керування - це закони, сформовані для вирішення конкретних задач.

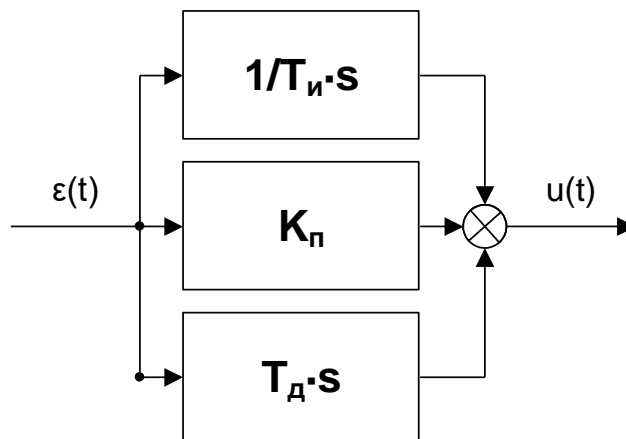
Стандартний закон керування має наступний вигляд:

$$u(t) = K_{\Pi} \cdot \varepsilon(t) + \frac{1}{T_{\text{И}}} \int_0^t \varepsilon(t) dt + T_{\text{Д}} \cdot \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \quad (3.3)$$

Перший доданок являється пропорційною, другий - інтегральною, третій - диференціальною складовими стандартного закону керування. Коефіцієнти K_{Π} , $T_{\text{И}}$ та $T_{\text{Д}}$ визначають вклад кожної із складових в формуючий керуючий вплив.

Регулятор, формуючий керуючий вплив в відповідних з стандартним законом керування має передаточну функцію:

$$W_p(s) = K_{\Pi} + 1/T_{\text{И}} \cdot s + T_{\text{Д}} \cdot s \quad (3.4)$$



Пропорційна складова стандартного закону керування дозволяє зменшити помилку що встановилася:

$$\varepsilon_{\text{уст}} = 1/(1 + K_{\Pi} \cdot K_0), \quad (3.5)$$

де K_0 – коефіцієнт передачі об'єкта керування.

Інтегральна складова стандартного закону керування вводиться для підвищення ступеня астатизму системи і, отже для підвищення точності:

$$\varepsilon_{\text{уст}} = 0. \quad (3.6)$$

Диференціальна складова стандартного закону керування безпосередньо не впливає на помилку що встановилась. Однак вона збільшує запас стійкості системи, що дозволяє компенсувати втрати стійкості при збільшенні вкладу пропорційної та інтегруючої складових. Крім того, диференціальна складова забезпечує підвищення швидкодії і зниженню динамічної помилки системи, тобто працює з “передбаченням” (попередженням).

Типи регуляторів

В залежності від того, які складові стандартного закону керування використовуються в тому чи іншому типовому регуляторі розрізняють:

- пропорціональні (або статичні) регулятори (П-регулятори);
- інтегральні (або астатичні) регулятори (І-регулятори);
- пропорціонально-інтегральні або ізодромні регулятори (ПІ- регулятори);
- пропорціонально-диференціальні (або статичні с попередженням) регулятори (ПД- регулятори);
- пропорціонально-інтегрально-диференціальні (або ізодромні с попередженням) регулятори (ПІД- регулятори).

П-регулятори. Реалізують П-закон або пропорціональний закон керування

$$u(t) = K_{\text{П}} \cdot \varepsilon(t). \quad (3.8)$$

$$W_{\text{P}}(s) = K_{\text{П}}. \quad (3.9)$$

Регулювання в цьому випадку виходить статичним, так як при будь-якому кінцевому значенні коефіцієнта передачі розімкнутої систем помилка що встановилась буде відмінною від нуля.

І-регулятори. Реалізують І-закон або інтегральний закон керування

$$u(t) = \frac{1}{T_{\text{И}}} \int_0^t \varepsilon(t) dt \quad (3.10)$$

$$W_{\text{P}}(s) = 1/T_{\text{И}} \cdot s \quad (3.11)$$

При інтегральному керуванні виходить астатична система. Підвищення ступеня астатизму призводить до збільшення точності системи, що встановилася, але одночасно знижує її швидкодію, а також призводить до погіршення стійкості. Пониження швидкодії пояснюється тим, що в перший момент часу при появі помилки керуючого впливу дорівнює нулю і тільки потім починає його ріст. В системі пропорціонального керування ріст керуючого впливу в перші моменти часу відбувається більш інтенсивно, так як наявність помилки відразу дає появу керуючого впливу, в той час як в системі інтегрального керування повинно пройти деякий час.

ПІ-регулятори. Реалізують ПІ-закон або пропорціонально-інтегральний закон керування

$$u(t) = K_{II} \cdot \varepsilon(t) + \frac{1}{T_u} \int_0^t \varepsilon(t) dt \quad (3.12)$$

$$W_P(s) = K_{II} + 1/T_u \cdot s \quad (3.13)$$

Пропорційально-інтегральне (ізодромне) керування поєднує в собі високу точність інтегрального керування (астатизм) великим швидкодією пропорційального керування. В перші моменти часу при появі помилки система з ПІ-регулятором працює як система пропорційального регулювання, а надалі починає працювати як система інтегрального керування.

ПД-регулятори. Реалізують ПД-закон або пропорційально-диференціальний закон керування:

$$u(t) = K_{II} \cdot \varepsilon(t) + T_D \cdot \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \quad (3.14)$$

$$W_P(s) = K_{II} + T_D \cdot s \quad (3.15)$$

Пропорційально-диференціальне керування застосовується для підвищення швидкодії роботи системи.

Регулювання по похідній не має самостійного значення, так як в встановленому стані похідна від помилки дорівнює нулю і керування припиняється. Однак вона грає велику роль в перехідних процесах, тому що дозволяє враховувати тенденцію до зросту або зменшенню помилки. В результаті збільшується швидкість реакції системи, підвищується швидкодія, знижується помилка в динаміці.

ПІД-регулятори. Реалізують ПІД-закон або пропорційально-інтегрально-диференціальний закон керування:

$$u(t) = K_{II} \cdot \varepsilon(t) + \frac{1}{T_u} \int_0^t \varepsilon(t) dt + T_D \cdot \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \quad (3.16)$$

$$W_P(s) = K_{II} + 1/T_u \cdot s + T_D \cdot s \quad (3.17)$$

ПІД-регулятор, що представляє собою астатичний ізодромний регулятор с передбаченням, забезпечує підвищену точність і підвищену швидкодію системи. Налаштування такого регулятора полягає в заданні позначень коефіцієнтів K_{II} , T_u , T_D таким чином, щоб задовольнити потребами якості керування відповідно з вибраними критеріями якості.

3.2. Синтез параметрів регулятора системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату методом Зіглера-Ніколса.

У загальній теорії автоматичного керування структура регулятора вибирається, виходячи з моделі об'єкту управління. При цьому більш складним об'єктам управління відповідають більш складні регулятори. В дипломному проекті для дослідження вибрано ПІД-регулятор.

Одним із методів синтезу ПІД – регуляторів є метод Зіглера – Нікольса. Цю методику розрахунку параметрів ПІД - регулятори запропонували Зіглер і Нікольс в 1942 році [Ziegler]. Ця методика дуже проста і широко використовується на практиці хоча дає більш приблизні результати у порівнянні з іншими.

Для розрахунку коефіцієнтів регулятора методом Зіглера-Нікольса використовуються наступні вирази:

$$\begin{aligned} K_p &= 0,6 * K_0; \\ K_i &= 1,2 * (K_0 / T_0); \\ K_d &= 0,075 * K_0 * T_0, \end{aligned} \quad (3.18)$$

де це K_0 – коефіцієнт пропорційної складової, при якому виникли коливання, а T_0 – період цих коливань.

Проведемо синтез параметрів ПІД-регулятора розробленої системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату методом Зіглера-Ніколса використовуючи вирази (3.1).

Для цього побудуємо модель розробленої системи автоматичної стабілізації кута тангажа ЛА (рис. 2.6) з ПІД – регулятором та встановимо нульові параметри коефіцієнтів регулятора (рис. 3.2.).

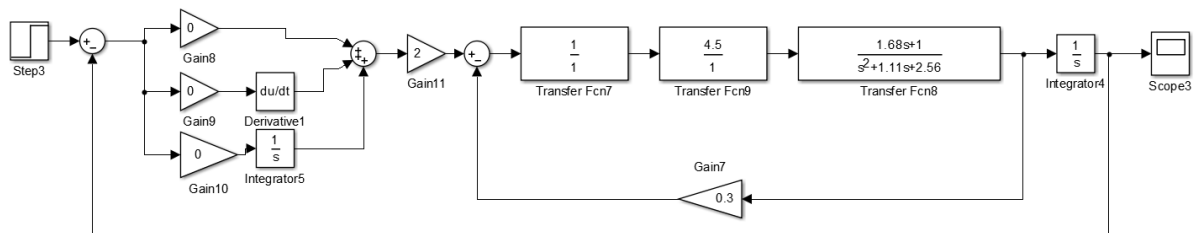


Рис. 3.2. Імітаційна модель розробленої системи автоматичної стабілізації кута тангажа ЛА з ПІД – регулятором

Встановимо значення коефіцієнтів ПІД - регулятора $K_i=0$, $K_d=0$, а значення коефіцієнта K_p , починаючи із $K_p=1$, будемо змінювати до того значення K_0 , при якому система стане коливальною і можливо виділити приблизно 5-7 точок перетину графіку перехідного процесу зі сталим рівнем.

При $K_p = K_0 = 5$ (система стала коливальною і можливо виділити приблизно 5-7 точок перетину графіку перехідного процесу зі сталим рівнем) необхідно виміряти по графіку перехідного процесу період коливань цього процесу. Позначимо цей період $T_0=1$.

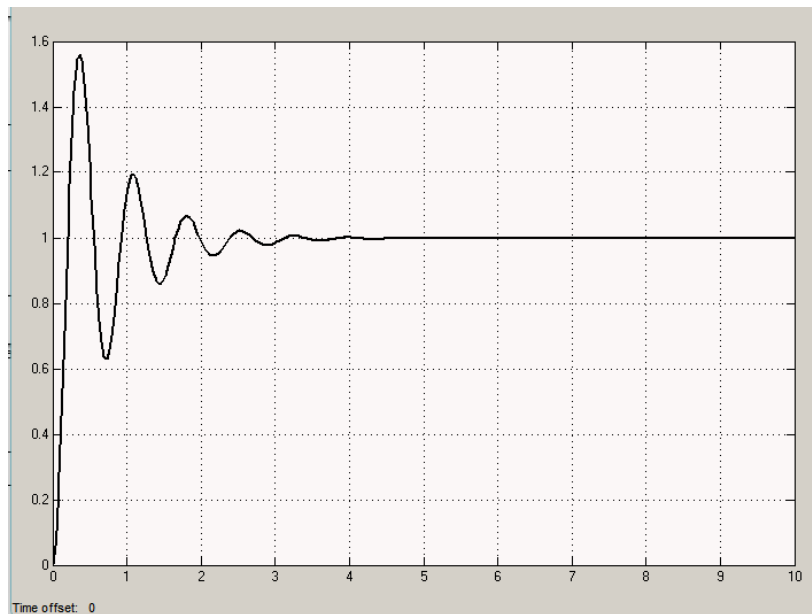


Рис. 3.1. Процес налаштування ПІД-регулятора методом Зіглера-Нікольса
Використовуючи співвідношення (3.1) обчислимо значення коефіцієнтів ПІД регулятора (K_i , K_d , K_p) : $K_p = 5$; $K_d=10$; $K_i=0,6$.

Встановимо розраховані значення коефіцієнтів ПІД – регулятора та проведемо імітаційне моделювання розробленої системи (рис.3.3., рис.3.4).

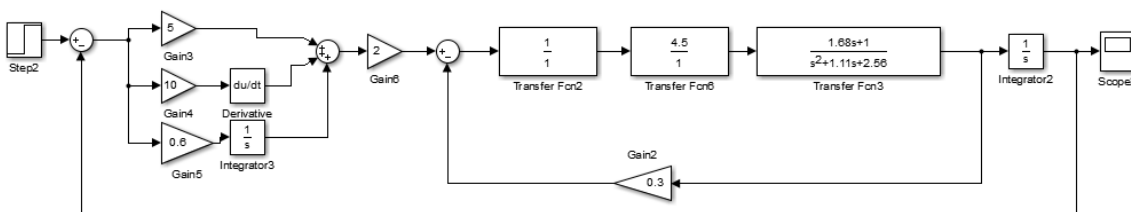


Рис. 3.2. Імітаційна модель скорегованої системи методом Зіглера-Нікольса

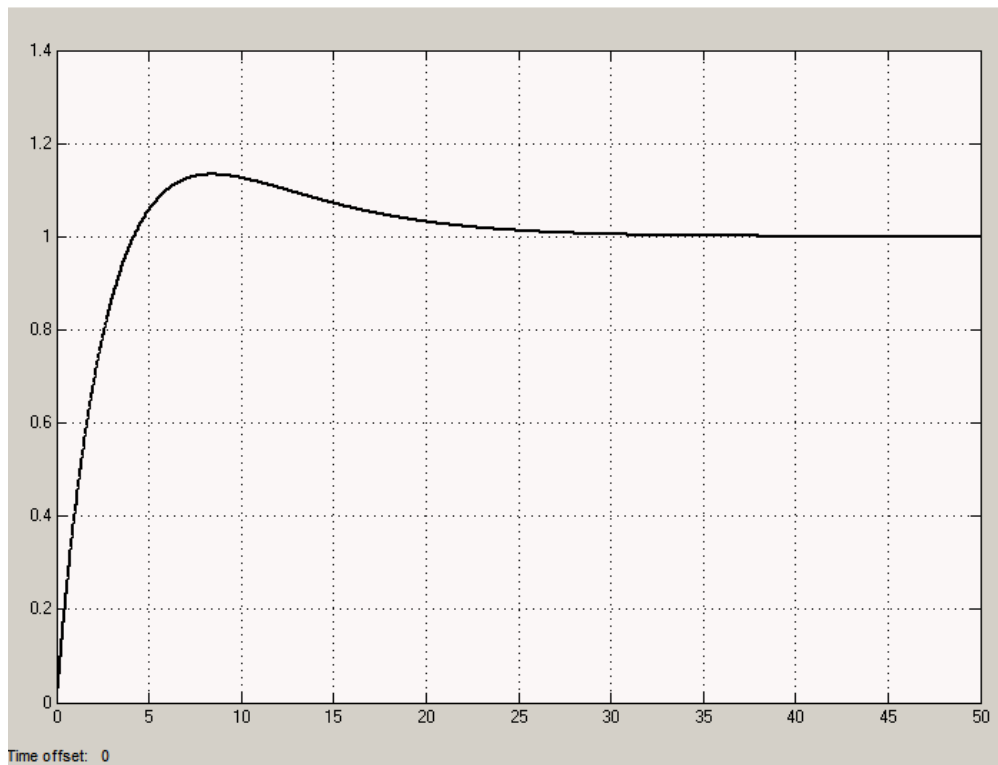


Рис. 3.2. Графік перехідного процесу скорегованої системи методом Зіглера-Нікольса

Відповідно до рис 3.3. показники якості перехідного процесу становлять: перерегулювання дорівнює – 10%; тривалість перехідного процесу – 30 с.

Аналіз отриманих результатів дозволяє зробити наступні висновки:

- показники якості перехідного процесу не задовольняють заданим технічними умовам до системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату;
- метод Зіглера-Нікольса може бути застосованим тільки для попереднього синтезу параметрів ПД-регулятора системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.

3.3. Синтез параметрів регулятора системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату методом PID-Tuner.

Ефективність і якість оцінки параметрів налаштування регуляторів можливо підвищити за рахунок сучасних засобів моделювання і застосування спеціального інструментарію обчислювальних засобів, орієнтованих на рішення задач в даній предметній області. В інтегрованому середовищі Matlab таким інструментарієм є PID Tuner. Додаток PID Tuner розташований у вікні параметрів блоку PID Controller.

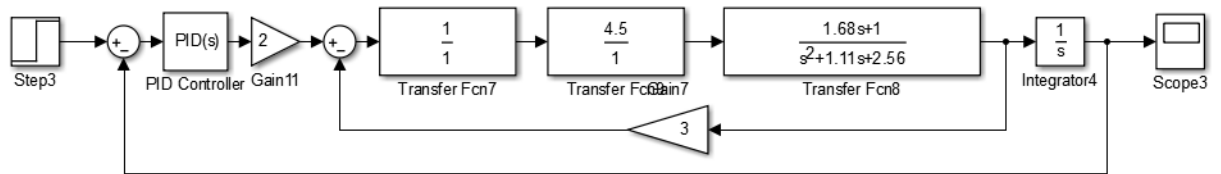


Рис. 3.4. Імітаційна модель розробленої системи автоматичної стабілізації кута тангажа ЛА з PID Tuner.

При налаштуванні параметрів ПІД-регулятора за допомогою використання інструменту PID Tuner задаються бажані параметри перехідного процесу. Таким чином, параметри регулятора в інструменті PID Tuner не задаються, а автоматично обчислюються для відповідних значень параметрів перехідного процесу.

Алгоритм налаштування параметрів ПІД-регулятора з використанням інструменту PID Tuner полягає у наступному:

В структурну схему математичної моделі системи керування додати блок PID Controller (ПІД-регулятор).

1. Зайти в додаток PID Tuner.
2. Вибрати налаштування системи в часовій області.
3. Встановити параметри налаштування.

Design mode: Time domaine.

Form: Parallel.

Type: PID.

Plot: Step.

4. Шляхом плавного переміщення повзунків Response time та Transient behavior виконати налаштування регулятора, які забезпечують задані показники перехідного процесу (рис. 3.5–3.7)

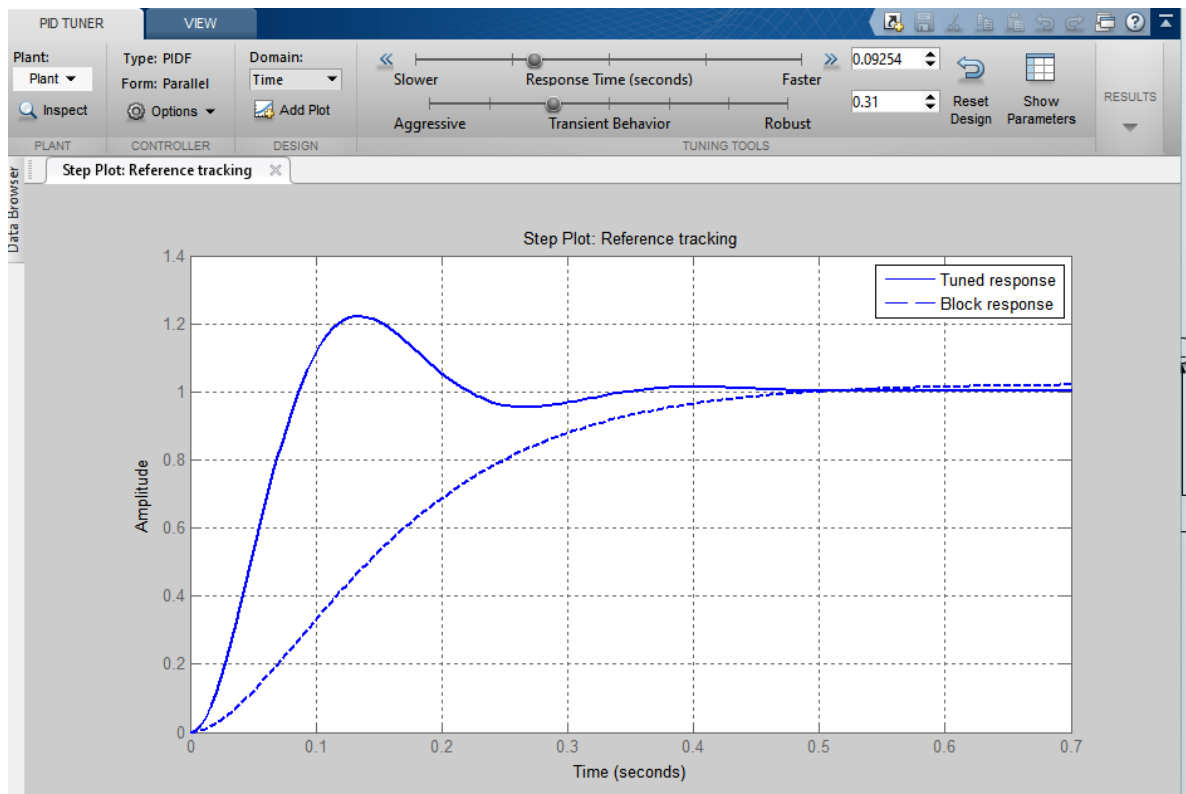


Рис. 3.3. Вікно налаштувань PID Tuner

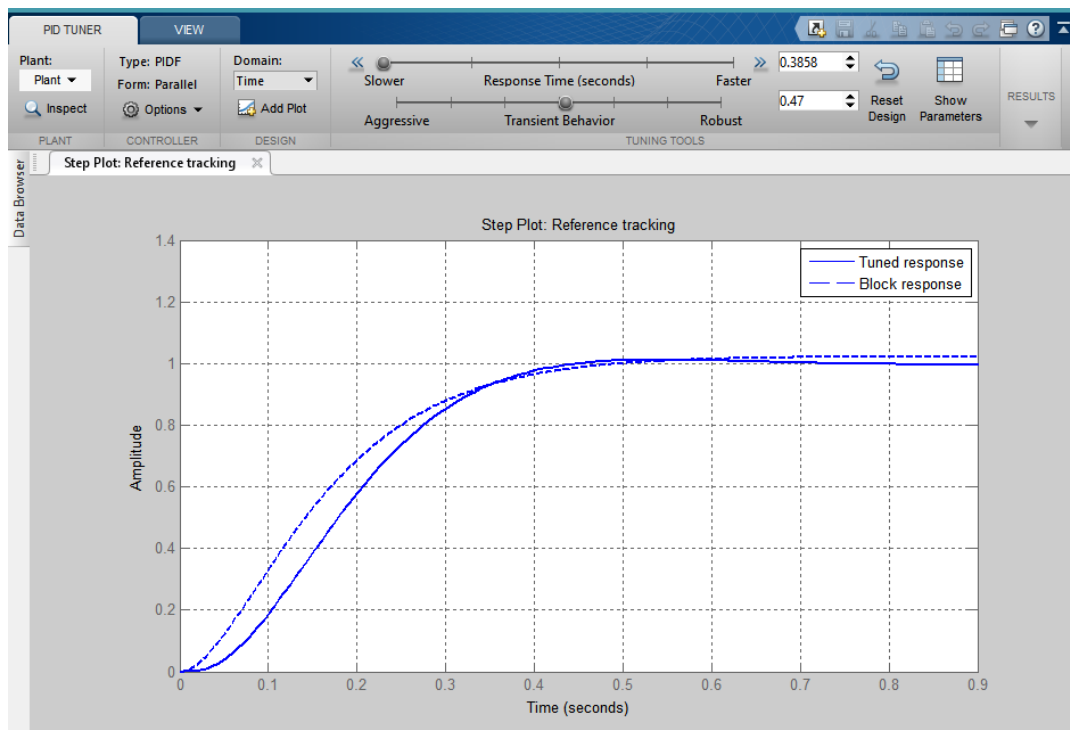


Рис. 3.4. Процес обчислення коефіцієнтів з використанням PID Tuner

В результаті проведення оптимізації отримано наступні значення коефіцієнтів ПД регулятора (K_i , K_d , K_p) : $K_p = 9$; $K_d = 0,01$; $K_i = 2$. Підставивши отримані коефіцієнти у блок PID Controller отримаємо бажаний перехідний процес для розробленої системи.

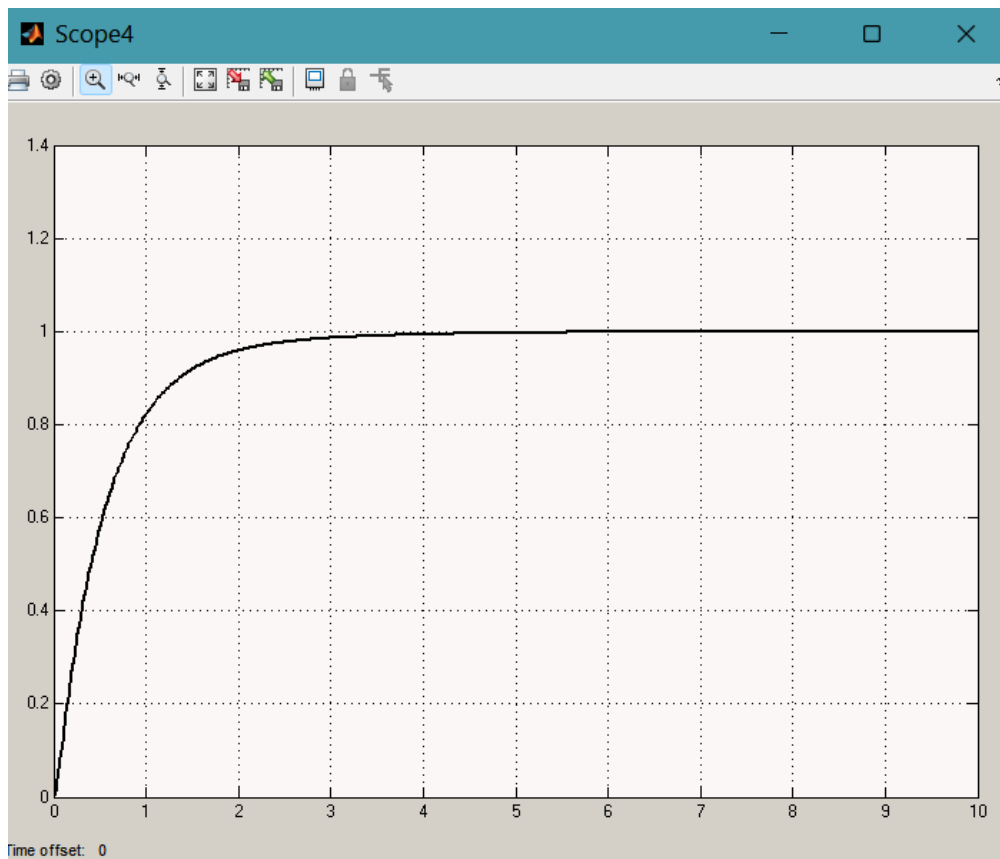


Рис. 3.5. Перехідний процес скоригованої системи з використанням
PID Tuner

Відповідно до рис 3.3. показники якості перехідного процесу становлять: перерегулювання дорівнює – 0%; тривалість перехідного процесу – 3 с.

Аналіз отриманих результатів дозволяє зробити наступні висновки:

–показники якості перехідного процесу повністю задовольняють заданим технічними умовам до системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату;

–метод **PID-Tuner** може бути застосованим на практиці для проведення корекції параметрів ПІД-регулятора і отримання бажаного перехідного процесу для системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.

ВИСНОВОК

У дипломній роботі було проведено аналіз існуючих методів синтезу регуляторів для систем автоматичного керування літальними апаратами. Проведений аналіз показав, що структура регулятора вибирається виходячи з математичної моделі об'єкта. При цьому, чим більш складний об'єкт керування, тим складніший регулятор.

Правильність, точність і швидкодія виконання заданих команд, а також якість перехідних процесів у системі керування залежать від параметрів регулятора, тому їх коректне налаштування є першочерговим завданням.

У роботі було проведено розрахунок коефіцієнтів ПІД-регулятора методом Зіглера-Нікольса та методом PID-Tuner.

Для об'єктивності оцінки спроектованої систем вибрано такі якісні характеристики: перегулювання та тривалість перехідного процесу.

Проведене імітаційне моделювання системи автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату з синтезованими регуляторами показало, що при використанні методу Зіглера-Нікольса показники якості перехідного процесу становлять: перегулювання– 10%; тривалість перехідного процесу – 30 с, а при використанні методу PID-Tuner відповідно: перегулювання– 0%; тривалість перехідного процесу – 3 с.

Таким чином, метод Зіглера-Нікольса може бути застосованим тільки для попереднього синтезу параметрів ПІД-регулятора, а метод PID-Tuner може бути застосованим на практиці для проведення корекції параметрів ПІД-регулятора і отримання бажаного перехідного процесу для систем автоматичної стабілізації кута тангажа літального апарату.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Синеглазов В.М., Філяшкін М.К. Автоматизовані системи управління повітряних суден: підручник для студентів вищих навчальних закладів/ Національний авіаційний університет. – Київ, 2003. – 502 с.
2. Павлова С.В, Чепіженко В.І. Бортові системи автоматичного
3. Рогожин В. О., Синеглазов В. М., Філяшкін М. К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден: підручник/ Національний авіаційний університет; МОН. – Київ, 2005. – 316 с.
4. Котельников Г.Н. Аеродинаміка літальних апаратів. – К.: Вища освіта. 2002. – 225 с.
5. Філяшкін М. К., Калініченко В. В., Кеменяш Ю. М., Тупіцин М. Ф. Програмне забезпечення моделювання систем цивільної авіації: навчальний посібник/ МОН України, Національний авіаційний університет. – Київ: НАУ, 2017. – 244 с.
6. Кветний Р. Комп'ютерне моделювання систем та процесів. Методи обчислень. Частина 2: навчальний посібник / Кветний Р. Н., Богач І. В., Бойко О. Р., Софіна О. Ю., Шушура О.М.; за заг. ред. Р.Н. Кветного.–Вінниця: ВНТУ, 2012. –230 с.
7. Попович М.Г., Ковальчук О.В. Теорія автоматичного керування: Підручник. — 2-ге вид., перероб. і догі. — К.: Либідь, 2007. — 656с.