

2. Расчет математической модели проектируемой печи для выявления влияния геометрии ванны на распределение мощности в объеме ванны печи и нахождение оптимального значения диаметра распада электрода и глубины ванны.

3. Уточнение предварительно рассчитанных геометрических параметров рудовосстановительной печи.

Для действующих РВП на базе предлагаемой модели может быть реализована или усовершенствована система управления технологическим процессом выплавки ферросплавов.

Таким образом, предложенная методика расчета позволяет полнее решать задачи проектирования, реконструкции и рациональной эксплуатации шлаковых рудовосстановительных электропечей.

Список использованных источников:

1. Карманов Э.С., Нежурин В.И. Исследование скорости и характера схода шихтовых материалов при выплавке марганцевых сплавов в закрытых руднотермических электропечах [Текст] / Сталь, 1991. – № 7. – С. 37-40.

2. Кузьменко С.Н., Николенко А.В. Определение параметров и характеристик элементов схем замещения ванн рудовосстановительных электропечей [Текст] / Сталь, 2005. – № 12. – С. 35-38.

3. Ольдзиевский С.А., Кравченко В.А., Нежурин В.И., Борисенко И.А. Математическое моделирование электрических полей печей рудной электротермии [Текст]. – М. – Металлургия. – 1990. – 112 с.

Зінченко Б.Р., Малишкін О.В.

студенти;

Науковий керівник: Галагуз Т.А.

кандидат технічних наук, доцент,

Національний авіаційний університет

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СТІЙКОСТІ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ЛІТАКА ЗА КУТОМ ТАНГАЖУ

Одним з перших питань, що виникають при дослідженні і проектуванні систем управління, є питання щодо їх стійкості. Система називається стійкою, якщо при виведенні її зовнішніми впливами зі стану рівноваги (спокою) вона повертається в нього після припинення зовнішніх впливів. Якщо після припинення зовнішнього впливу система не повертається до стану рівноваги, то вона є нестійкою. Для нормального функціонування системи управління необхідно, щоб вона була стійкою, тому що в іншому випадку в ній виникають великі помилки. Іншими словами тільки стійка система є працездатною [2].

Однак, технічні об'єкти і системи в залежності від їх призначення можуть проектуватися як стійкими так і нестійкими за відсутності управління ними. Наприклад, літаки. Пасажирський літак проектується, перш за все, для

досягнення максимальної безпеки. Звичайно, такі літаки під час відсутності управління повинні бути стійкими. Так, при зменшенні швидкості польоту задовго до того, як літак піде в штопор, його ніс опускається (негативний кут тангажу) і швидкість зростає, зберігаючи стабільне положення літака в просторі. Літак – винищувач проектується для повітряного бою, і одна з його найважливіших характеристик це маневреність. Маневреність досягається шляхом наближення властивостей винищувача до границі стійкості і навіть з переходом через цю границю. Пілот не впорається із завданням підтримки в стійкому стані винищувача, але його система управління допомагає пілотові виконувати це завдання [1].

Дослідимо стійкість системи стабілізації кута тангажу літака і визначимо критичне значення передавального числа автопілота за кутом тангажа.

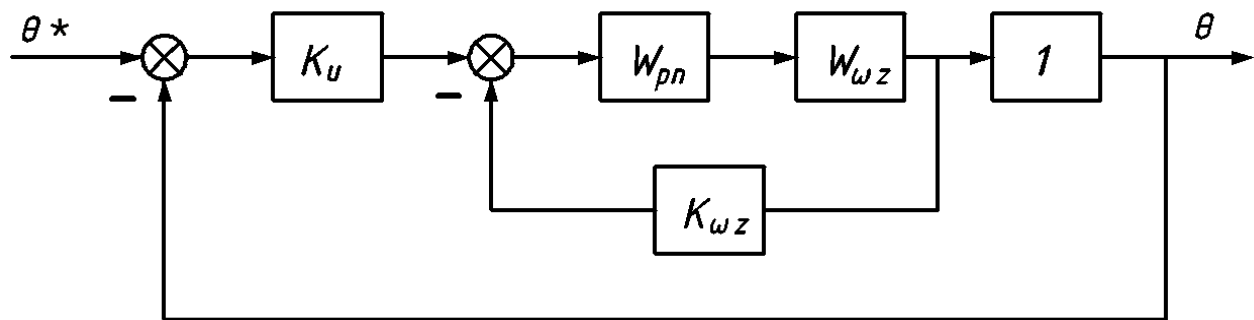


Рис. 1. Структурна схема стабілізації кута тангажу

Джерело: розроблено авторами за джерелом [4]

На схемі (рис. 1) зображено система стабілізації кута тангажу, яка складається з таких елементів:

- K_u – коефіцієнт передачі автопілота за кутом тангажу;
- $W_{\omega z}$ – передавальна функція літака за кутовою швидкістю тангажа ωz ;
- W_{pn} – передавальна функція рульового приводу;
- $K_{\omega z}$ – коефіцієнт автопілота по кутовий швидкості тангажа;
- 1 – інтегруюча ланка, що забезпечує нульову помилку відслідковування за постійним сигналом (нульова статична помилка).

$$W_{pn} = \frac{1}{T_{pn}s + 1}$$

$$W_{\omega z}(s) = \frac{K_c (T_1s + 1)}{T^2s^2 + 2T\xi s + 1}$$

Коефіцієнт передачі K_c характеризує маневреність ЛА. Зі збільшенням висоти польоту коефіцієнт зменшується. Маневреність ЛА погіршується також зі збільшенням ступеня статичної стійкості.

T_1, T – постійні часу, що визначають відповідно інерційні властивості ЛА при створенні нормального перевантаження і власну частоту коливань літака.

Постійна часу T визначається головним чином конструктивними розмірами ЛА, а також ступенем статичної стійкості, швидкості і висотою польоту.

ξ – коефіцієнт відносного демпфірування короткоперіодичної складової обуреного руху літака. [3]

Передавальна функція розімкнутої системи має вигляд:

$$W_p(s) = \frac{K_u W_{pn}(s) W_{\omega z}(s)}{s(1 + K_u W_{pn}(s) W_{\omega z}(s))} = \frac{K_u K_c (T_1 s + 1)}{s(T_{pn} s + 1)(T^2 s^2 + 2T\xi s + 1)}$$

$$= \frac{K_u K_c (T_1 s + 1)}{s(T^2 T_{pn} s^3 + (2TT_{pn}\xi + T^2)s^2 + (T_{pn} + 2T\xi + K_{\omega z} K_c T_1)s + (K_{\omega z} K_c + 1))}$$

Передавальна функція замкненої системи:

$$W_3(s) = \frac{K_u K_c (T_1 s + 1)}{T^2 T_{pn} s^4 + (2TT_{pn}\xi + T^2)s^3 + (T_{pn} + 2T\xi + K_{\omega z} K_c T_1)s^2 + (K_{\omega z} K_c + K_u K_c T_1 + 1)s + K_u K_c}$$

Варіюючи значення постійних часу та коефіцієнтів передачі, за допомогою цифрового моделювання, визначено параметри передавальної функції, за яких система є стійкою:

$$K_{\omega z} = 1.6, K_u = 5, T_{pn} = 0.14, T_1 = 1.8, T = 0.12, \xi = 0.1, K_c = 1.$$

До прямих показників якості системи відносять перехідний процес. Про його характер судять з реакції системи на одиничний вплив.

Цифрове моделювання перехідних процесів, що відбуваються в САУ, відбувається за допомогою пакету Simulink системи MATLAB

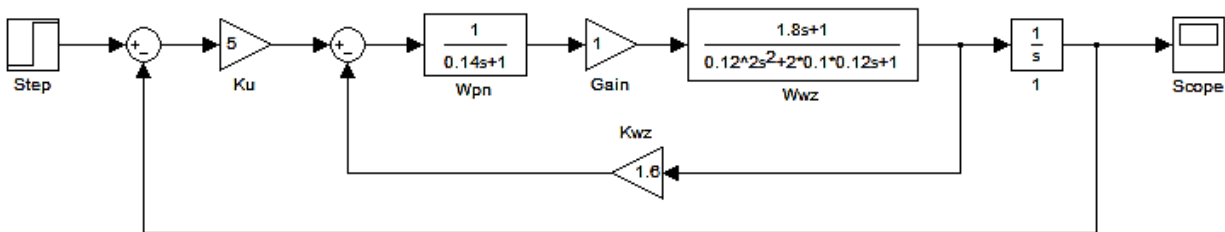


Рис. 2. Схема моделювання системи стабілізації кута тангажу

Джерело: розроблено авторами

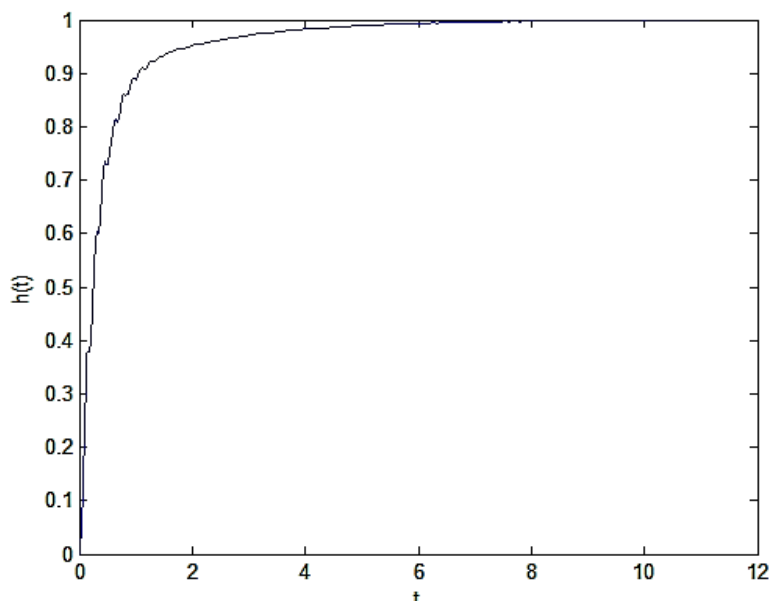


Рис. 3. Перехідний процес системи

Джерело: розроблено авторами

З графіку (рис. 3) видно, що коливальний характер в системі відсутній, система переходить до усталеного значення за 3.74 сек.

Отже, змінюючи коефіцієнти передачі та змінні часу можна змінювати параметри стійкості системи. Однак потрібно знати критичні значення, при яких система стане не стійкою. Головним змінним коефіцієнтом в системі стабілізації кута тангажу є K_u – коефіцієнт передачі автопілота за кутом тангажу.

За допомогою алгебраїчних критеріїв можна визначити критичні параметри. Одним з таких критеріїв є критерій Гурвіца. Відповідно до якого, система буде стійкою необхідно і достатньо, щоб визначник Гурвіца і визначники всіх його діагональних мінорів були додатними [2].

Існують частинні випадки критерію Гурвіца, зокрема для даної системи 4-го порядку є такі правила:

$$a_0 s^4 + a_1 s^3 + a_3 s^2 + a_4 s + a_5 = 0$$

$$T^2 T_{pn} s^4 + (2T T_{pn} \xi + T^2) s^3 + (T_{pn} + 2T \xi + K_{\omega z} K_c T_1) s^2 + (K_{\omega z} K_c + K_u K_c T_1 + 1) s + K_u K_c$$

Сформувавши частинні випадки для системи 4-го порядку та розв'язавши систему отримуємо критичне значення параметру K_u :

$$a_0 = T^2 T_{pn} = 0.0020 > 0$$

$$a_1 = 2T T_{pn} \xi + T^2 = 0.0178 > 0$$

$$a_2 = T_{pn} + 2T \xi + K_{\omega z} K_c T_1 = 3.044 > 0$$

$$a_3 = K_{\omega z} K_c + K_u K_c T_1 + 1 = 2.6 + 1.8 K_u > 0$$

$$a_4 = K_u K_c = K_u > 0$$

$$a_3(a_1 a_2 + a_0 a_3) - a_4 a_1^2 = a_3^2 + \frac{a_1 a_2}{a_0} a_3 - \frac{a_1^2}{a_0} a_4 =$$

$$= (2.6 + 1.8 K_u)^2 + 26.81(2.6 + 1.8 K_u) - 0.1565 K_u > 0$$

Розв'язавши рівняння, отримаємо критичне значення коефіцієнта передачі автопілота за кутом тангажу, яке дорівнює 14.8632, тобто при $K_u < 14.8632$ система стає нестійкою.

Стійкості системи є головним параметром САУ. Розглянута задача синтезу стабілізації літака за кутом тангажу літака та досліджено. Знайдено оптимальні параметри передавальної функції САУ, за яких система є стійкою та визначено критичне значення коефіцієнта передачі автопілота. Ці параметри є важливі при розробці автопілотів та для керування літаком загалом.

Список використаних джерел:

1. Боднер В.А. Системи управління літальними апаратами // М.: Машинобудування, 1973. – 545 с.
2. Веселов А.П., Волков А.Л., Рєвункова Е.Г. Розрахунок автоматизованої системи управління технічним процесом // М.: Елікс+, 2000. – 229 с.
3. Красовский А.А. Системи автоматичного управління польотом і їх аналітичне конструювання // М.: Наука, 1973. – 560 с.
4. Михальов І.А., Окоємов Б.Н., Чікулаєв М.С. Системи автоматичного управління літаком // М.: Машинбудування, 1987. – 240 с.